

**POLITECNICO DI MILANO**

Facoltà di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aeronautica



**Identificazione Low Order Equivalent System e  
Valutazione qualità di volo del velivolo aumentato M-346**

Relatore: Prof. Franco BERNELLI ZAZZERA

Tutor Aziendale: Ing. Paolo CHIMETTO

Tesi di laurea di:

Tatiana TOLOMEO Matr. 720905

Anno Accademico 2010-2011



# Indice

<b>Introduzione</b>	<b>1</b>
<b>1 Prove di volo HQ</b>	<b>9</b>
1.0.0.1 Qualità di volo . . . . .	9
1.0.0.2 Specifiche Militari MIL-F-8797B – MIL-ST-1797A	12
1.0.0.3 Obiettivi generali . . . . .	13
1.0.1 Test sul velivolo M-346 . . . . .	14
1.0.1.1 Strumentazione per i Test . . . . .	15
1.0.1.2 Natura e scopo del test . . . . .	16
1.0.2 Descrizione delle prove open-loop del velivolo . . . . .	18
1.0.2.1 Analisi e presentazione dei dati prove open-loop	21
1.0.3 Descrizione delle prove closed-loop del velivolo . . . . .	22
1.0.3.1 Analisi e presentazione dei dati prove closed loop	26
1.0.4 Prove ad elevato angolo di attacco del velivolo M-346 . .	26
1.0.4.1 Analisi dei dati e di presentazione manovre alti AoA . . . . .	27
1.0.5 Open-loop e closed-loop Handling Qualities . . . . .	28
1.0.5.1 Descrizione delle prove . . . . .	28
1.0.5.2 Open-loop Handling Qualities . . . . .	29
1.0.5.3 Closed Loop Handling Qualities . . . . .	29
1.0.6 Identificazione nel dominio del tempo . . . . .	30
<b>2 Modelli matematici per la valutazione qualità di volo</b>	<b>33</b>
2.0.7 Metodi quantitativi di valutazione delle handling qualities	34
2.0.8 Identificazione parametrica per il velivolo M-346 . . . . .	36
2.0.9 Specifiche MIL moto longitudinale e latero-direzionale . .	39
2.0.9.1 Manovre Longitudinali caratteristiche generali .	41
2.0.9.2 Manovre Latero-direzionali caratteristiche generali	42
2.0.10 Modelli LOES – moti longitudinali . . . . .	43
2.0.10.1 LOES: Modello longitudinale del 4° ordine . . .	43
2.0.11 Modelli LOES – moti latero-direzionali . . . . .	46
2.0.11.1 LOES: Modello latero-direzionale del 4° ordine .	46
2.0.11.2 LOES: Modello latero-direzionale del 2° ordine .	48

2.0.11.3	LOES: Modello latero-direzionale del 3° ordine accoppiato . . . . .	51
2.0.12	Implementazione dei modelli LOES . . . . .	52
2.0.13	FCS velivolo M-346, struttura e logica di funzionamento . . . . .	77
2.0.13.1	Modello completo del velivolo . . . . .	77
2.0.13.2	Compensazione del pilota . . . . .	77
2.0.13.3	Sistema di controllo . . . . .	79
2.0.13.4	Full Authority Flight Control System . . . . .	80
2.0.13.5	Architettura del sistema FCS . . . . .	81
<b>3</b>	<b>Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati</b>	<b>85</b>
3.0.14	Moti longitudinali - Analisi manovre open loop . . . . .	87
3.0.14.1	Analisi degli errori . . . . .	106
3.0.15	Moti latero-direzionali - Analisi manovre open loop . . . . .	113
3.0.15.1	Analisi manovre direzionali - Identificazione classica . . . . .	113
3.0.15.2	Analisi degli errori . . . . .	128
3.0.15.3	Analisi manovre direzionali - Identificazione frazionata . . . . .	133
3.0.15.4	Analisi degli errori . . . . .	150
3.0.15.5	Analisi manovre laterali . . . . .	156
3.0.15.6	Analisi degli errori . . . . .	160
3.0.16	Analisi manovre closed loop . . . . .	165
3.0.16.1	Manovre longitudinali . . . . .	165
3.0.16.2	Latero-direzionale . . . . .	186
3.0.17	Analisi manovre multiasse . . . . .	192
<b>4</b>	<b>Conclusioni e Sviluppi futuri</b>	<b>195</b>
4.0.17.1	Modelli LOES longitudinale . . . . .	196
4.0.17.2	Modelli LOES Latero-direzionale . . . . .	197
4.0.17.3	Modelli LOES Manovre closed-loop e multiasse . . . . .	198
4.0.17.4	Possibili sviluppi futuri . . . . .	199
	<b>Elenco delle figure</b>	<b>199</b>
	<b>Elenco delle tabelle</b>	<b>204</b>

### Abstract

Uno degli obiettivi che ci si pone in fase di sviluppo e certificazione di un velivolo è il raggiungimento di buone qualità di volo durante l'esecuzione di manovre closed-loop.

Le handling qualities relative a manovre closed-loop sono giudicate prevalentemente in base ai commenti dei piloti. Nello specifico, i test di volo di hq in closed-loop (CLHQ) sono valutazioni di task con pilota-in-the-loop, che verificano che le qualità di volo del velivolo siano sufficienti per svolgere la missione a cui è destinato.

Poiché le qualità di volo sono così importanti nel determinare l'accettabilità del velivolo, diventa essenziale il ruolo del pilota nel fornirne un accurato giudizio. Gli standard militari in vigore per le handling qualities in ambito militare offrono dei metodi di predizione delle stesse mediante stima dei coefficienti che compaiono nelle funzioni di trasferimento di modelli dinamici equivalenti di basso ordine della risposta del velivolo.

Lo scopo del lavoro di tesi qui presentato è quello di implementare e testare, attraverso tecnica LOES, modelli di basso ordine, che siano finalizzati alla valutazione delle handling qualities su e alla verifica della rispondenza ai requisiti inclusi nelle MIL-STD-1797B, del velivolo Alenia Aermacchi M-346.

La valutazione delle CLHQ ha previsto, in prima istanza, l'utilizzo di identificazioni su manovre open loop longitudinali e latero-direzionali per la validazione dei modelli LOES.

L'identificazione delle manovre è stata eseguita sui dati reali. Per le manovre sia open-loop che closed-loop, in fase di identificazione è stata scritta una routine in ambiente MATLAB, che modifica i parametri del modello, minimizzando le differenze tra la risposta del velivolo calcolata con gli ingressi dei test dal modello, e la risposta rilevata durante le prove di volo attraverso un metodo EEM. Si introduce inoltre un metodo innovativo di valutazione delle qualità di volo open e closed loop sulla risposta latero-direzionale del velivolo, che prevede un'identificazione frazionata tra dinamica dell'FCS e dinamica del velivolo.

Si propone infine un modello di identificazione e valutazione parametrica per manovre multiasse con identificazione sul Roll-Rate.



# Introduzione

Il lavoro di tesi si inserisce nel processo di certificazione dell'addestratore avanzato Alenia Aermacchi M-346 Master, velivolo, che ottimizzato per l'addestramento avanzato e pre-operativo, grazie ai più innovativi accorgimenti tecnologici e alle elevate prestazioni raggiunte può efficacemente operare come caccia leggero in funzione air-to-air e air-to-ground, e, ad oggi, rappresenta la nuova generazione di addestratori avanzati/LIFT (Lead-in Fighter Trainer).

L'attività si è svolta nel reparto di prove di volo di Alenia Aermacchi è stata focalizzata sull'analisi della dinamica del velivolo e sullo studio delle logiche di funzionamento del Flight Control System (FCS) dell' M346.

L'obiettivo della tesi è progettare validare e applicare un metodo LOES per la valutazione delle qualità di volo closed-loop (Closed-Loop Handling Qualities, CLHQ) dell'M346 secondo i criteri riportati nella normativa militare MIL-STD-1797B.

L' M-346 è il nuovo addestratore avanzato progettato da Alenia-Aermacchi. Il velivolo si colloca nella nuova generazione di addestratori avanzati LIFT (Lead in Fighter Trainer). Alla base del progetto vi è l'obbiettivo di realizzare un velivolo che si collochi a un livello superiore rispetto ai velivoli della stessa categoria. L'M-346, ottimizzato per l'addestramento avanzato e pre-operativo, grazie ai più innovativi accorgimenti tecnologici e alle elevate prestazioni raggiunte può efficacemente operare come caccia leggero, in funzione air-to-air e air-to-ground. Il progetto è stato condotto in base ai più innovativi criteri di design-to-cost design-to-maintain.



Figura 0.0.1: Alenia Aermacchi M-346 Master



# Capitolo 1

## Prove di volo HQ

La certificazione di un velivolo costituisce la fase conclusiva dello sviluppo del progetto dello stesso.

Ciascuna prova di volo pianificata in sede di certificazione è finalizzata alla verifica della bontà del progetto iniziale, all'analisi del comportamento del velivolo in condizioni operative, e alla verifica del rispetto degli standard aeronautici.

L'Alenia Aermacchi ha promosso una campagna di prove di volo da effettuare sul velivolo Master e sui prototipi, volta a verificare le scelte costruttive, prima di procedere alla relativa produzione in serie.

I test condotti su velivoli militari entrano nell'ambito di un processo lungo e complesso, che richiede un'attenta pianificazione e comprende sia la programmazione delle prove sia la valutazione dei costi inerenti a tutta la campagna. Per svolgere correttamente ed efficacemente questa operazione è necessaria un'organizzazione molto accurata e dettagliata. Nei test su velivoli militari, sono previste prove dedicate alla verifica delle Handling Qualities del velivolo.

### 1.0.0.1 Qualità di volo

Le qualità di volo sono legate alla maniera in cui un dato velivolo risponde ai comandi del pilota ed a disturbi ed azioni esterne. Per ottenere una determinata prestazione il carico di lavoro da parte del pilota può essere basso o elevato e le corrispondenti opinioni varieranno conseguentemente. Ciò può incidere sui tempi di sviluppo e di certificazione.

Le qualità di volo convenzionalmente vengono espresse attraverso la scala di Cooper-Harper, in cui le opinioni dei piloti vengono ridotte a dei "livelli di gradimento". Il percorso decisionale utilizzato per la valutazione del livello delle

Punteggio su scala di Cooper-Harper	Livello di qualità di volo	Definizione
1 ,2 ,3	I	Qualità di volo ritenute adeguate per la fase di volo o missione
4, 5, 6	II	Qualità di volo ritenute adeguate ma con un non trascurabile carico di lavoro del pilota
7, 8, 9	I	Qualità di volo tali che il velivolo possa essere controllato durante la fase di volo richiesta dalla missione ma con eccessivo aumento del carico di lavoro del pilota ed eventuale impossibilità di terminare la prova come desiderato

Tabella 1.1: **Livelli di qualità di volo in relazione ai punteggi della scala di Cooper-Harper.**

handling qualities è mostrato in fig. 1.0.1 (a partire dalla sinistra in basso) e consiste in un numero di decisioni binarie (Si/No) per il pilota, che portano ad un voto corrispondente alla sua opinione.

Il pilota può arrivare ad esprimere un voto da 1 a 10. Il punteggio 1 corrisponde ad un giudizio "Eccellente" della particolare qualità di volo. Punteggi via via crescenti corrispondono al progressivo deterioramento del comportamento dinamico del velivolo fino al caso in cui, per il determinato compito di volo richiesto, il voto è pari a 10 ovvero il velivolo è instabile e non controllabile.

Le specifiche militari americane riguardanti le qualità di volo richieste ad un velivolo si riferiscono invece più semplicemente a dei livelli di gradimento. I livelli sono comunque definiti a partire dal punteggio basato sulla scala di Cooper-Harper e sono in sostanza tre: il "livello I", corrispondente a un punteggio da 1 a 3, il "livello II", corrispondente a un punteggio da 4 a 6, ed il "livello III", corrispondente a un punteggio da 7 a 9.

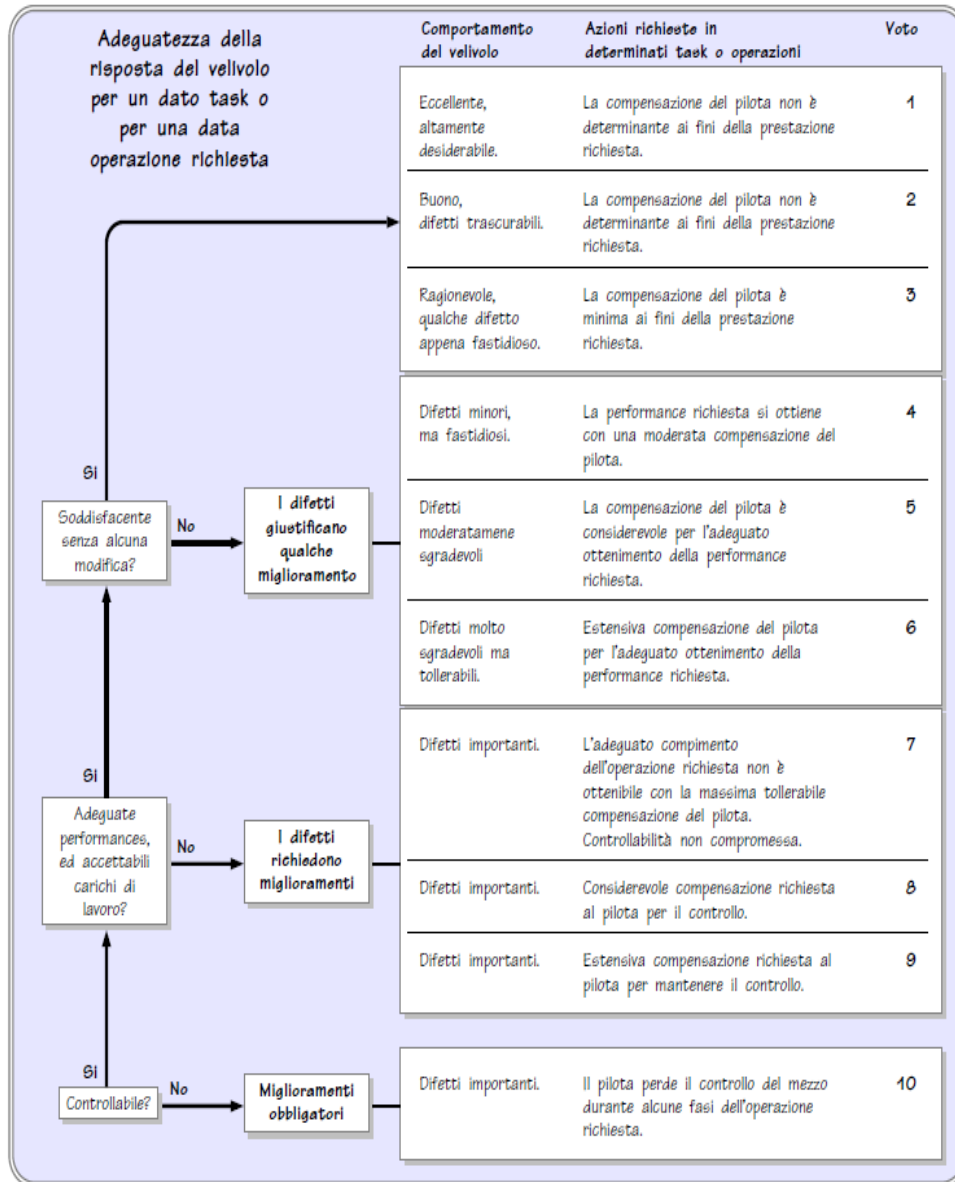


Figura 1.0.1: La scala di valutazione delle qualità di volo proposta da Cooper e Harper nel 1969

### 1.0.0.2 Specifiche Militari MIL-F-8797B – MIL-ST-1797A

La prima specifica militare per le , la MIL-F-8797B, scritta nel 1960, era riferita ai velivoli così detti non aumentati, o a velivoli che non presentano sistemi di controllo di ordine superiore (HOS).

Nella MIL erano inclusi metodi di predizione delle handling qualities dai coefficienti della funzione di trasferimento in ciclo aperto.

Questo si rivelò un metodo efficace per velivoli non aumentati, o classici, ma l'utilizzo di complessi sistemi aumentati sul velivolo ha richiesto un diverso modello matematico per descriverne la dinamica, rispetto alla suddetta funzione di trasferimento in ciclo aperto. È noto infatti che le dinamiche del sistema di controllo, così come le dinamiche open-loop, incidono sulle handling qualities nelle combinazione closed-loop del sistema pilota-velivolo.

Negli ultimi anni l'integrazione di complessi sistemi di controllo del volo è stata un fenomeno frequente. Questi sistemi, con varie tipologie di sistemi integrati in feedback e feedforward, possono introdurre significativi ritardi di tempo e/o modi addizionali che hanno frequenze naturali vicine alla frequenza di corto periodo del velivolo. L' introduzione dei sistemi di aumento di stabilità e controllo ha iniziato a rendere non più accettabile la rappresentazione della dinamica del velivolo con sistemi di basso ordine come avveniva in passato, tali sistemi infatti richiedono, nella valutazione della risposta del velivolo, ulteriori modi di ordine superiore, e una più arbitraria e particolareggiata definizione delle risposte. Quando ciò accade le qualità di volo del velivolo possono divenire del tutto inaccettabili, anche se il modo di corto periodo rispetta intrinsecamente le specifiche. La specifica militare per le handling qualities, la MIL-F-8785B, non teneva conto di eventuali sistemi aumentati di ordine elevato. Ne deriva che molti velivoli costruiti nel 1970 che includevano sistemi di controllo di ordine superiore, sono stati concepiti senza il beneficio di una specifica dedicata, in quanto le linee guida, strutturate per i velivoli classici, non furono ritenute ugualmente applicabili sui velivoli di nuova generazione.

I modelli LOES sono dunque modelli linearizzati di ordine ridotto della risposta del velivolo reale, e vengono utilizzati per consentire l'estensione a sistemi di ordine superiore, degli attuali requisiti di handling qualities stabiliti per velivoli non-aumentati o classici.

Sebbene la tecnica LOES abbia dimostrato essere un approccio ragionevole nella sintesi della risposta dinamica di velivoli super-aumentati, la forma dei modelli LOES, utilizzati per il match, costituiva una risposta in forma convenzionale.

I sistemi di controllo fly-by-wire installati sui velivoli di ultima generazione agiscono adattando la risposta dinamica del velivolo e ottimizzando le HQ per le singole attività di volo: i modi che possono causare problemi, come roll, fugoide e dutch roll, sono quindi eliminati o fortemente smorzati dal sistema di controllo.

La specifica militare più recente riferita alle qualità di volo di velivoli pilotati,

**Tatiana Tolomeo**

la MIL-ST-1797A, è stata scritta nel 1990 e propone modelli LOES specifici per la valutazione delle handling qualities.

Il metodo LOES prevede una riduzione dell'ordine del sistema attraverso un match (nel senso dei minimi quadrati) della risposta in frequenza o nel dominio del tempo del sistema di alto ordine (HOS) con quello di basso ordine equivalente (LOES).

### 1.0.0.3 Obiettivi generali

I piloti e gli ingegneri che si occupano della valutazione delle qualità di volo devono avere una profonda conoscenza e consapevolezza di tutti i fattori che concorrono nella determinazione delle qualità di volo, quali l'aerodinamica del velivolo, i sistemi di controllo, la dinamica del velivolo, le prestazioni e il fattore umano.

Obiettivi generali delle prove di volo dedicate alle handling qualities sono:

- Determinare se il velivolo è in grado di volare in sicurezza su tutto l'involuppo di volo;
- Valutare l'adeguatezza delle handling qualities del velivolo per le missioni previste;
- Determinare se il velivolo risponde alle specifiche;
- Fornire informazioni per il manuale operativo del velivolo;
- Acquisire dati che vadano a sostenere, derivare, e / o aggiornare le previsioni analitiche o i modelli del velivolo stesso e le caratteristiche del sistema di controllo;
- Identificare le caratteristiche da includere o evitare nei progetti futuri.

I requisiti sui test di volo per le handling qualities includono valutazioni di stabilità statica e dinamica, verifica del potere del sistema di controllo, delle forze di controllo e delle deflessioni, verifiche di manovrabilità e attività di specifiche di missione.

Il programma di prove di volo HQ include anche valutazioni di voli ad alti angoli di attacco, oltre che una valutazione dei livelli in failure mode delle qualità di volo, e la stima dei dati aerodinamici per aggiornare i modelli analitici.

### 1.0.1 Test sul velivolo M-346

Le qualità di volo, per come sono state concepite, sono caratteristiche soggettive, poichè esse descrivono come il pilota vorrebbe che il velivolo si comportasse durante il compimento di una missione.

Quando si testa un velivolo, in conformità a requisiti soggettivi, ci si trova di fronte a varie interpretazioni dei termini qualitativi.

Le specifiche sulle handling qualities prevedono, pertanto, una serie di criteri prevalentemente oggettivi per la stabilità e il controllo del velivolo stesso (criteri open-loop), che possono essere misurati direttamente dai test di volo per verifica.

La base di tali criteri oggettivi è costituita da esperimenti ed esperienze di volo, che hanno correlato la valutazione qualitativa delle handling qualities a valori quantitativi e quindi misurabili.

Criteri soddisfacenti in open-loop, non assicurano handling qualities accettabili nei sistemi closed-loop. Quindi il programma previsto di test di qualità di volo nell'ambito della certificazione dell' M-346, include entrambe le valutazioni dei criteri per sistemi open-loop e closed-loop (con pilota nel ciclo) in base alla missione che deve essere performata.

La pianificazione dei test, la strumentazione e l'analisi dei dati per le qualità di volo dipendono dallo scopo delle prove. La portata del test può variare dalla semplice acquisizione dei pareri del pilota sull' idoneità per attività di volo specifiche, utilizzando un velivolo senza strumentazione, all' allestimento di un'estesa strumentazione per acquisire grandi quantità di dati, sia a ciclo aperto che ad anello chiuso, per documentare le caratteristiche di volo complessive e aggiornare i modelli di stabilità e controllo.

Secondo la definizione dovuta a Cooper ed Harper, le qualità di volo sono " [...] le caratteristiche di un velivolo che determinano la facilità e la precisione con cui un pilota è in grado di portare a termine una prestabilita operazione o missione di volo".

È auspicabile che il velivolo su cui si effettuano i test di volo rappresenti e sia comparabile il più possibile al velivolo di produzione in termini di configurazione esterna, peso, inerzia e centro di gravità (CG).

Il velivolo master M-346 consta di altri 2 prototipi. In totale vi sono 3 velivoli su cui vengono effettuate le prove in volo, ciascuno dei quali presenta caratteristiche di inerzia e peso differenti. I dati acquisiti sono stati, pertanto, regolati e standardizzati per apposite variazioni di peso, inerzia, e CG. Tuttavia eventuali

**Tatiana Tolomeo**

modifiche sulle qualità di volo, a causa di differenze di configurazione esterna, possono essere difficili da prevedere con precisione, e può essere necessario ripetere i test di volo in configurazione di produzione se le differenze esterne o di spinta del motore sono significative. Per esempio, durante lo sviluppo dei test di volo sul velivolo master, esso è stato dotato di un noseboom per misurare l'angolo di attacco e di sbandamento. La forma del naso può avere un effetto significativo sulle caratteristiche di volo ad alti angoli di attacco. Inoltre, elementi esterni come missili, bombe, razzi e serbatoi di carburante possono incidere significativamente sulle qualità di volo del velivolo di base. Pertanto, ogni configurazione esterna deve essere testata individualmente. Va notato che, oltre ai cambiamenti di assetto che possono derivare da cambiamenti nella potenza del motore, la visione d'insieme del pilota è strettamente dipendente dalla risposta del motore, in compiti impegnativi come il rifornimento aria-aria.

Il sistema di controllo in un aereo in fase di sviluppo può spesso subire modifiche per correggere le carenze di qualità di volo.

Le suddette considerazioni hanno portato a prevedere un sistema di controllo programmabile a guadagno variabile e a modalità selezionabile (il dettaglio riportato nel capitolo dedicato all' FCS), tale da consentire modifiche al sistema di controllo in volo. È stato opportuno inoltre verificare la ripetibilità degli ingressi nel sistema di controllo, e consentire l'estrazione delle informazioni interne al sistema di controllo quali i dati in ingresso all'FCS, le uscite e le autorità del sistema per ciascun test di volo. È necessario precisare che l'impiego di un sistema di variazione di guadagno programmabile, è strettamente un' attività in fase di sviluppo e suscettibile di modifiche in itinere. Qualsiasi valutazione di certificazione deve essere condotta sul velivolo di produzione e l'FCS deve essere settato in configurazione di produzione.

#### 1.0.1.1 Strumentazione per i Test

Il tipo di strumentazione necessaria a sostenere questa prova, ovviamente, dipende dal tipo di test da svolgere. Essendo state definite le caratteristiche di manovra in contemporanea, non è stata necessaria nessun'altra strumentazione integrata per le prove di HQ, ad eccezione di un calibro manuale sul controllo, in altre parole uno switch sulla modalità dell'FCS.

Le esigenze tipiche di dati disponibili per il prototipo comprendono la misurazione di tutte le posizioni di controllo e superfici di controllo, le forze di controllo, il comportamento del velivolo su tutti e tre gli assi, il rateo di cambiamento di assetto e le conseguenti accelerazioni, velocità, quota, temperatura dell' aria libera , angoli di attacco e di sideslip, peso del velivolo e carburante, e parametri del sistema di propulsione. Detti dati vengono registrati utilizzando un sistema di registrazione digitale, multi-canale. I ratei di campionamento sui dati da registrare sono in genere un minimo di 10 campioni al secondo (sps), ma l'intervallo di campionamento e quindi di rilevamento può essere molto più elevato (2-5 sps) nel caso in cui, ad esempio, i dati debbano essere elaborati dal computer o se si necessita di un quantitativo di dati più fitto per una particolare manovra.

I dati sono registrati in telemetria dalla stazione di terra in modo che il direttore di prova e di squadra sia in grado di monitorare l'andamento del volo e di determinare che i dati acquisiti siano validi, visualizzando gran parte dei parametri in input e in output, al fine di verificare, al momento, la storia temporale delle variabili di interesse del velivolo, monitorare l'esecuzione delle manovre e appurare il corretto funzionamento delle protezioni di carefree e quindi garantire che nessuno dei parametri di volo si stia avvicinando o sia superiore ai limiti predeterminati.

### 1.0.1.2 Natura e scopo del test

Per un velivolo in fase di sviluppo i test di volo procederanno seguendo uno schema build-up al fine di stabilire un inviluppo sicuro in cui volare l'aereo in termini di velocità, pressione dinamica, quota, numero di Mach, l'angolo d'attacco, angolo di sideslip, fattore di carico, peso e baricentro.

Le prove cominciano ad un certo punto nel mezzo dell'inviluppo di volo e procedono verso gli estremi, e i dati vengono raccolti e confrontati con le previsioni. Se i dati si discostano molto dalla previsione o indicano le tendenze indesiderate, potrebbe essere necessario limitare l'inviluppo di volo o addirittura interrompere le prove fino a quando le carenze possano essere corrette e le discrepanze possano essere risolte. Al contrario, una volta verificato che tutti i limiti sono rispettati è possibile procedere all'ampliamento dell'inviluppo. Al procedere dei test di volo, i dati di prova devono essere utilizzati per aggiornare i modelli analitici in modo che possano essere fatte delle previsioni più attendibili. Questo processo dovrebbe continuare per tutto il programma di test.

In conclusione le qualità di volo devono essere valutate attraverso una serie di condizioni che rappresentano il servizio operativo e i punti dell'inviluppo di volo ammissibili. Si tratta di effettuare test su tutte le manovre e le configurazioni che saranno volate dal velivolo operativo.

Può anche essere necessario valutare le qualità di volo nei failure-states che si possono incontrare, come la perdita di un motore o il malfunzionamento del sistema idraulico o un guasto di una parte del sistema di controllo.

Il compito principale nella pianificazione di un programma di test per le qualità di volo su un velivolo complesso come l'M-346 è decidere quali punti debbano essere esaminati nella gamma di tutte le possibili condizioni di prova. La MIL-STD-1797A contiene una guida sulle condizioni di prova importanti ai fini della pianificazione dei test.

Quando tutte le modifiche al velivolo e al suo sistema di controllo sono portate a termine, può essere necessario ripetere alcune delle prove di qualità di volo con il velivolo di produzione, per la verifica dei dati acquisiti sul velivolo test con l'ampia strumentazione richiesta dalle prove, e per verificare l'adeguatezza del velivolo nello svolgere la missione prevista. Inoltre, le prove possono essere richieste in condizioni atmosferiche avverse come pioggia, grandine e neve.

I dati quantitativi raccolti constano di una moltitudine di informazioni che generalmente coinvolgono il calcolo del peso, CG, e inerzia, correzioni per misurare velocità e quota per l'errore di posizione, velocità equivalente e velocità

**Tatiana Tolomeo**



---

vera, e, correzioni sui valori misurati degli angoli (essenziali per il nostro scopo) e sulle accelerazioni.

I dati derivanti da manovre statiche o lentamente variabili sono spesso analizzati come crossplots di parametri chiave quali forza di stick versus accelerazione normale, o posizione del timone rispetto all'angolo di sideslip.

I dati derivanti da manovre dinamiche sono spesso analizzati in forma di storie temporali dei parametri chiave in funzione del tempo.

Parametri quali smorzamento, frequenza, velocità massima, o tempo necessario a raggiungere un cambiamento di stato del velivolo sono poi sintetizzati e presentati in un formato che ne consenta il confronto con le richieste della specifica di qualità di volo inerente.

La MILSTD-1797A mostra i dati tipici di molti requisiti di specifica. Le caratteristiche meccaniche di controllo, come attrito degli attuatori, velocità di trim, spostamenti di controllo (effettivo rispetto al predetto), isteresi, ecc, devono essere determinati quantitativamente e presentati.

I dati qualitativi, sotto forma di commenti pilota, sono una fonte importante di dati per tutte le valutazioni delle qualità di volo. Tali commenti qualitativi generalmente raccolti in sede di debriefing sono riassunti in modo da fornire un quadro complessivo di come l'aereo vola e di descrivere le caratteristiche di volo nel manuale operativo del velivolo.

I commenti del pilota possono inoltre aiutare a individuare la fonte di una particolare carenza nelle qualità di volo, nonché a indicare i fattori che incidono sulla qualità di un singolo test che non potrebbe essere evidente dalla sola strumentazione, ad esempio, condizioni meteo e impostazioni di sistema o guasti non rilevati.

La registrazione dei commenti e valutazioni dei piloti avviene come suddetto durante il debriefing, subito dopo la prova di volo, e in tale sede vengono anche commentati e discussi eventuali problemi o migliorie da apportare conseguentemente a segnalazioni fornite dal pilota stesso. È estremamente importante che i commenti del pilota siano raccolti immediatamente dopo il volo di prova, quando gli eventi di volo e le valutazioni soggettive sono ben impressi nei ricordi del pilota.

È da notare che la valutazione qualitativa del pilota è, alla fine, il criterio ultimo di accettabilità.

L'elemento cruciale di questa valutazione è l'adeguatezza del carico di lavoro e del livello di competenze auspicabile per raggiungere le prestazioni richieste. Tuttavia, al pilota non viene consentito di decidere, anche solo qualitativamente, quanto bene ha fatto. I criteri richiesti durante l'esecuzione devono essere definiti e il grado in cui egli ha soddisfatto i criteri deve essere misurato. Ciò implica che prima di ogni volo si effettui un briefing in cui vengono esposte le manovre previste e le modalità di realizzazione, mentre durante il volo attraverso un'attività di monitoraggio in telemetria è possibile verificare in tempo reale la corretta esecuzione di ciascuna manovra, richiederne una ripetizione e in fase post volo. Attraverso uno studio della storia temporale degli ingressi sui comandi e della risposta del velivolo, è possibile analizzare la corretta esecuzione della manovra e determinare l'adeguatezza dei commenti post volo ad una valutazione di cer-

tificazione formale.

Il pilota utilizza la metodologia di rating universalmente accettata, la scala di Cooper-Harper, al momento di valutare le qualità di volo.

### 1.0.2 Descrizione delle prove open-loop del velivolo

Distinguiamo due tipologie di test: i test open-loop e i test closed-loop.

I test cosiddetti di stabilità e controllo classici si classificano tra i test open-loop, volati per definire le qualità di volo di un aereo in termini di parametri oggettivi contenuti nelle specifiche di qualità di volo. Questi test sono ad anello aperto, nel senso che il pilota da input specifici per ottenere la risposta desiderata, ma egli non agisce come in un anello di retroazione (anello chiuso) a modificare gli ingressi di controllo al fine di realizzare un compito specifico, quindi il pilota non entra nel ciclo interagendo in feedback sulla risposta del sistema, ma, dopo aver impartito l'input sul comando, rileva, quale spettatore passivo, la risposta del velivolo. Ci sono diverse categorie di test così detti di stabilità e controllo finalizzati a testare differenti aspetti (ad esempio la stabilità statica, la manovrabilità, la controllabilità, le caratteristiche modali, la risposta dinamica, la risposta transitoria) e che seguono i requisiti previsti nelle specifiche sulle qualità di volo. I requisiti sono generalmente divisi in asse longitudinale e laterali-direzionale.

Il seguente elenco non è completo, ma è tipico dei test di handling qualities open-loop. Le prove di stabilità statica longitudinale valutano la tendenza del velivolo a tornare alla sua condizione di trim in seguito a un disturbo. La forza di controllo sul longitudinale e le variazioni di forza sono misurate rispetto ai cambiamenti di velocità dalla condizione di trim.

Le prove di stabilità sulla traiettoria devono essere condotte per determinare se il velivolo, in configurazione di avvicinamento e atterraggio, sta operando sul retro della curva di potenza, cioè, se è richiesto un aumento di potenza per mantenere la quota al diminuire della velocità.

I test di stabilità di manovra misurano la capacità di controllo sul il fattore di carico, da una condizione trimmata a velocità costante. L'angolo di deflessione degli elevoni e la forza di stick per unità di accelerazione normale, sono misurate durante le manovre di pull-up e push-over stazionarie o nelle manovre di windup turns (ossia virata a velocità costante con aumento progressivo fattore di carico). Se gradienti di forza sui comandi sono troppo lenti il pilota potrebbe volare le manovre al di là dei limiti strutturali, mentre se sono troppo intensi possono richiedere un eccessivo sforzo fisico per manovrare il velivolo.

Le prove di stabilità dinamica longitudinale misurano le caratteristiche oscillatorie dei due modi principali sul moto longitudinale del velivolo, la fugoide e il corto periodo. Il moto di fugoide è una variazione sul lungo periodo della velocità ad angolo di attacco pressochè costante, e se il velivolo è conforme agli altri requisiti sul longitudinale, e presenta dei moti sul lungo periodo lenti rispetto alla dinamica del velivolo stesso, il moto di fugoide non viene generalmente dis-

cusso. Lo smorzamento del fugoide è la principale caratteristica di interesse. L'analisi del moto di corto periodo è ritenuta più importante, in quanto il suo periodo può essere breve e confrontabile con le frequenze caratteristiche di risposta del velivolo, in tal caso la reazione dei piloti tempo diventa un fattore determinante. Smorzamento e frequenza di corto periodo sono misurati dalla risposta del velivolo a comandi di input istantanei sulla barra di controllo longitudinale, partendo da una condizione trimmata. I test sull'autorità del controllo longitudinale, prevedono che si misuri lo spostamento della barra e la forza di controllo, necessari in manovre specifiche, tra cui decollo, atterraggio, e derapata.

Le prove statiche sul latero-direzionale vengono eseguite per misurare le posizioni del comando laterale e direzionale, le forze laterali e direzionali, e variazioni dell'angolo di bank durante un'imbardata stazionaria, dati necessari a caratterizzare la stabilità direzionale e laterale del velivolo. Variazioni su timone e posizione degli alettoni, posizione del pedale e rispettiva forza, e sull'angolo di bank in seguito a sideslip, sono misurati durante le manovre di zero-yaw-rate sideslip.

I requisiti sono in genere in termini di linearità di risposta, di segno corretto di risposta in seguito a un input di controllo, e limiti e / o sensibilità della quantità di controllo richiesta. Le prove di stabilità dinamica latero-direzionale, misurano i tre modi principali laterali e direzionali del moto libero di un velivolo. Il modo di primario interesse è il Dutch Roll, un moto che coinvolge insieme l'asse di imbardata e rollio. Smorzamento e la frequenza vengono misurate dalla risposta del velivolo ad un rapido input di controllo su pedale o sullo stick laterale. Il secondo modo, la modi di Roll, esso è di solito caratterizzato da un solo grado di libertà e la risposta è un'indicazione di quanto velocemente un velivolo può ottenere un rateo costante di rollio. Il modo di Rollio è misurato dalla risposta del velivolo ad un input di rollio a gradino, sullo stick laterale senza ingressi di pedale. Molti altri requisiti sulle oscillazioni di rollio ed esecuzione del sideslip possono essere valutati dagli stessi test che prevedono input a scalino sul laterale o sul direzionale.

Il terzo modo, è il modo di spirale, esso indica la tendenza del velivolo a divergere verso angoli di bank crescenti, a seguito di disturbi sullo stesso angolo di bank. I test di performance sul rollio misurano quanto rapidamente il velivolo può cambiare angolo di bank.

I requisiti sono diversi per le varie classi di velivoli. Per un addestratore leggero come l'M-346 tali requisiti chiedono che si eseguano rollii fino a 360 gradi.

I parametri principali di interesse sull'asse longitudinale sono forza di comando e posizione della barra di controllo longitudinale, fattore di carico normale, assetto, velocità di beccheggio, e angolo di attacco. Parametri di interesse secondari includono anche le posizioni delle superfici di controllo, e delle alette di trim. Per gli assi latero-direzionali i parametri primari sono la forza laterale di controllo e posizione dello stick laterale, la forza direzionale di controllo e la posizione del pedale, velocità di rollio, angolo di rollio, imbardata, accelerazione laterale, angolo di sideslip, posizione delle superfici di controllo laterali, alettoni

e timone di coda, e la posizione dei dispositivi di trimmaggio. Altri parametri comunemente registrati, oltre al tempo, sono le posizioni dei comandi secondari, come flap e carrello (per stabilire la configurazione del velivolo), il peso di carburante contenuto del serbatoio (per ricavare massa, posizione del CG, e momenti di inerzia), velocità e altitudine.

Solo alcuni di questi parametri sono necessari per l'analisi di gran parte delle manovre ad anello aperto.

Anche per le manovre sul latero-direzionale, che coinvolgono dinamiche come il Dutch Roll o le prestazioni sul rollio, si è scelta una frequenza di campionamento di almeno 10 sps.

**Manovre open-loop** Le prove di stabilità e di controllo sono più efficaci se eseguite in serie, in condizioni di prova specifiche precedentemente decise. Ogni manovra viene eseguita in condizioni assegnate di velocità, altezza, e fattore di carico o di angolo di attacco. È importante notare che, per la serie di manovre specificata di seguito, la potenza del motore non deve essere modificata rispetto all'impostazione trim in modo che le caratteristiche di stabilità siano documentate per la specifica condizione di trim impostata. La velocità è controllata variando la velocità di salita o discesa. Una serie di manovre tipiche potrebbe consistere nelle seguenti manovre:

- Trim in volo;
- Pitch doublet;
- Fugoide;
- Slow acceration/deceleration (usando lo stick di controllo sul longitudinale);
- Wind-up turn;
- Yaw doublet;
- Roll doublet;
- Bank-to-bank;
- Roll Stick Step;

La pitch doublet viene eseguita dando un input di stick in modo simmetrico fino a fondo corsa o fino a 1/2 della corsa. L'intento è quello di suscitare una perturbazione simmetrica sull'angolo di attacco di trim alla frequenza di corto periodo. Al velivolo è quindi consentito di rispondere liberamente senza ulteriori ingressi di controllo. In questo modo, è possibile valutare le caratteristiche di fugoide, così come le caratteristiche corto periodo.

La slow acceration/deceleration è anche chiamata longitudinal static stability test o speed stability test. Da una condizione trimmata il velivolo è accelerato

lentamente ad una velocità di circa 1 nodo al secondo spingendo lentamente in avanti lo stick di controllo longitudinale e permettendo al velivolo di scendere. L'aereo è poi accelerato fino a un qualche incremento della velocità di trim precedente e poi si riporta il velivolo alla condizione di trim invertendo la procedura. Allo stesso modo l'aereo viene portato a una velocità più bassa, permettendo così ad esso di salire il velivolo utilizzando 1/2 input di stick.

La wind-up turn è eseguita aumentando lentamente il fattore di carico fino a un valore obiettivo, mentre l'aereo rolla e scende, come richiesto per mantenere la velocità costante in condizioni di fixed throttle position. Il rateo di aumento del fattore di carico può variare a seconda delle condizioni in cui il velivolo vola, ma varia tipicamente tra 0,1-0,5 g al secondo. Durante l'espansione dell'involuppo di volo le wind-up turn sono in genere ripetute come manovre di build-up, con valori crescenti del il fattore di carico nei test successivi.

Le Steadyheading sideslips vengono eseguite imbarcando il velivolo, utilizzando il controllo sul timone, e bankando il velivolo, se necessario, con lo stick laterale. L'angolo di sideslip è aumentato lentamente e di solito è consentito stabilizzare momentaneamente fino alla massima deflessione del timone, alla massima corsa dello stick, o nel caso in cui vengano raggiunti i limiti massimi sull'angolo di sideslip. La manovra sarà inoltre chiusa se la forza sul pedale si alleggerisce notevolmente al crescere del sideslip, cosa che indica una instabilità direzionale. La manovra, inoltre, può essere eseguita sia a destra che a sinistra per verificare la simmetria.

Le yaw doublet, o le roll stick step sono eseguite per eccitare il modo di Dutch Roll sulla condizione di trim attraverso input simmetrici sinistra / destra sul pedale o sullo stick laterale. Al velivolo è permesso di rispondere liberamente senza ulteriori ingressi di controllo. I bank to bank sono effettuati per stabilizzare il velivolo in virata stazionaria ad un angolo di bank specifico (di solito 30, 45, o 60 gradi) e poi rollando utilizzando uno step input sullo stick laterale. Durante lo sviluppo dei test, la manovra è ripetuta aumentando progressivamente l'ampiezza del controllo laterale. Un tale procedimento di tipo build-up è necessario per valutare eventuali tendenze di overshoot dei limiti di angolo di bank, angolo di attacco, sideslip o carichi. Le manovre di cui sopra sono i più comunemente eseguiti in prove di stabilità e controllo. Un certo numero di altre manovre, come pull-up simmetrico, rollio a 360 gradi, possono fornire mezzi aggiuntivi o alternativi di raccolta dei dati.

#### 1.0.2.1 Analisi e presentazione dei dati prove open-loop

L'analisi dei dati dai test in anello aperto è per lo più in forma grafica delle storie temporali o di crossplots di parametri chiave. I dati possono essere riassunti in una tabella. I seguenti sono tipiche rappresentazioni dei dati di stabilità e controllo ad anello aperto, dei dati analizzati e presentati in rapporti di prova di volo (manca plot). La stabilità statica longitudinale è in genere indicata come crossplots di deflessione di elevoni, posizione del comando e della forza longitudinale rispetto velocità o numero di Mach, ottenuti da manovre slow acceleration/deceleration per un dato set di velocità. La manovrabilità è in genere

indicata come crossplots di deflessione degli elevoni, posizione del comando longitudinale, e la forza di controllo rispetto a fattore di carico normale, ottenuti da manovre di wind-up o pull-up/ push over stazionarie.

La stabilità dinamica longitudinale viene analizzata da storie temporali del pitch rate, accelerazione normale, o angolo di attacco da manovre di pitch doublet. Si usa uno dei numerosi metodi indicati per stimare la frequenza e lo smorzamento di corto periodo. Tipicamente si raccolgono i dati da un certo numero di condizioni di volo, si riassumono in uno dei diversi formati compatibili con i requisiti di specifica, e si verifica il rispetto di tali specifiche.

L'analisi dei dati e la presentazione di alcuni dei più recenti criteri di risposta sul corto periodo, che sono applicabili ai velivoli aumentati si trovano nel materiale di riferimento nei paragrafi della MIL-STD-1797A. La stabilità statica latero-direzionale è in genere indicata come crossplots di posizione del timone, forza del timone, controllo laterale, forza di controllo laterale o posizione dello stick, e angolo di bank versus angolo di sideslip dalle manovre di steady sideslip. La stabilità dinamica latero-direzionale viene analizzata dalle storie temporali velocità di rollio, imbardata, angolo di sideslip, e / o angolo di bank da manovre di stick roll o yaw doublet. Smorzamento e la frequenza dei modi di Dutch Roll sono stimati con gli stessi metodi utilizzati per analizzare la stabilità dinamica longitudinale.

Le prestazioni di Roll vengono analizzate da storie temporali di rollio, angolo di bank, e sideslip da manovre di bank-to-bank o di rollio a 360 gradi. Tipicamente vengono analizzati: il tempo per raggiungere variazioni dell'angolo di bank, massima velocità di rollio, ed massima escursione dell'angolo di sideslip per diverse condizioni di volo, velocità o numero di Mach. Le caratteristiche del modo di spirale sono determinate dalla storia di temporale dell'angolo di bank. In genere viene misurato il tempo necessario a raddoppiare l'ampiezza (instabile / divergente) o a dimezzarne l'ampiezza (stabile / convergente) da una perturbazione iniziale dell'angolo di bank (di solito 5-20 gradi). I dati sono tracciati per una vasta gamma di condizioni di velocità altitudine.

### 1.0.3 Descrizione delle prove closed-loop del velivolo

I test di HQ sono valutazioni di task con pilota-in-the-loop, che verificheranno che le qualità di volo del velivolo siano sufficienti per svolgere la missione a cui è destinato. Per un addestratore avanzato i tipi di task a cui è destinato, generalmente richiedono un qualche tipo di controllo di precisione, e spesso possono essere specificati in termini di livelli accettabili di performance nella realizzazione del task stesso. I risultati di questi test sono in forma di commenti pilota e, all'occorrenza, si chiede al pilota anche una valutazione quantitativa (in termini di scale di Cooper-Harper).

Purtroppo, non ci sono molte fonti di riferimento disponibili con informazioni dettagliate per guidare nella scelta delle manovre adatte per prove di qualità di volo. La guida più completa contenuta nella MIL-STD-1797A e un rapporto recentemente pubblicato, Aircraft Manovre per la valutazione della qualità di volo e agilità, Vol. II: Descrizioni manovra e Guida alla scelta. Resta all'im-

maginario collettivo dei piloti collaudatori e degli ingegneri la progettazione di test impegnativi che siano adatti all'aereo e alla sua missione, ed i piloti collaudatori e gli ingegneri possono sempre verificare la corretta corrispondenza delle valutazioni ottenute con gli utilizzatori finali.

Un certo numero di task ad anello chiuso sono stati utilizzati per le valutazioni delle qualità di volo in passato. Alcune attività consigliate includono monitoraggio di obiettivi aria-terra e aria-terra, rifornimento in volo, formazioni di volo, atterraggi e decolli di precisione. Va osservato che i compiti di rifornimento aereo e formazione sono fortemente condizionati dalle caratteristiche di risposta del motore mentre i compiti di monitoraggio aria-aria e aria-terra raramente lo sono.

Air-to-air tracking valuta la capacità di scegliere e raggiungere virtualmente un aereo bersaglio (gross acquisition) e quindi continuamente monitorare il bersaglio (fine tracking). Ciò richiede un velivolo cooperativo di destinazione o un obiettivo generato sull' Head-Up Display per eseguire una sequenza di manovre. Gli obiettivi di performance per la gross acquisition sono, in termini di tempo necessario ad acquisire il bersaglio e di numero ed entità di overshoot. L'obiettivo di performance per la fine acquisition è quello di mantenere il bersaglio sotto controllo all'interno di una distanza determinata dal punto di destinazione per una grande percentuale del tempo di monitoraggio. Il monitoraggio aria-terra è simile, tranne che l'aereo vola un dato angolo di planata e a una data velocità verso l' obiettivo a terra. Gli obiettivi vengono acquisiti e tracciati in sequenza. Gli obiettivi di performance sono gli stessi del monitoraggio aria-aria. Per rifornimento in volo con un boom il task di uso più frequente è quello di replicare il boom dalla posizione di pre-contatto. Il boom è fisso o viene lentamente traslato. L'obiettivo di performance è quello di mantenere il punto obiettivo entro un certo raggio dell'ugello del boom per una grande percentuale del tempo di tracking. Il volo in formazione consiste nel mantenere una posizione specifica rispetto ad un altro velivolo in manovra. Questa operazione pone l'accento sul controllo della traiettoria di volo ed è utile per valutare l'approccio e la configurazione di atterraggio. Tuttavia, è difficile misurare le escursioni in posizione relativa dei due velivoli. Pertanto, gli obiettivi di performance potrebbe non essere così quantificabili come per altre attività di monitoraggio.

Gli atterraggi di precisione sono stati frequentemente utilizzati come task di valutazione per la fase di atterraggio. Il tentativo di atterrare l'aereo in una posizione precisa sulla pista aumenta il guadagno del pilota e può mostrare le carenze nelle risposte di assetto.

L'approccio offset richiede al pilota di effettuare delle correzioni aggressive sulla traiettoria di volo durante l'approccio. Gli obiettivi di performance includono traiettoria di volo e controllo sui limiti di velocità in fase di avvicinamento, e poi che il velivolo tocchi terra alla velocità di atterraggio di progetto all'interno di una zona di contatto designata. A causa della vicinanza al suolo, gli atterraggi di precisione non devono essere volati fino a quando le altre prove hanno mostrato una bassa probabilità di handling qualities pericolose nella configurazione di atterraggio. Altre variazioni di tale task includono atterraggio di precisione durante vento trasversale.

Per il decollo il task generale è di rollare in maniera aggressiva per raggiungere un determinato angolo di pitch. Gli obiettivi di performance includono la capacità di raggiungere l'angolo di assetto in termini di overshoot e la capacità di controllare l'assetto finale entro una tolleranza specificata.

Una tecnica di test closed-loop nota come Handling Qualities During Tracking (HQDT) viene usata per esporre carenze nelle qualità di volo di un velivolo, che altrimenti potrebbero sfuggire. Il concetto dietro le HQDT è quello di aumentare il guadagno del pilota durante l'esecuzione di un compito di monitoraggio, attraverso manovre aggressive per eliminare ogni residuo di errore nel tracciamento dell'obiettivo. Ciò si differenzia dalla tecnica operativa delle prove descritte in precedenza dove il pilota adotta una strategia di controllo che cerca di soddisfare gli obiettivi di performance. L'idea è quella di identificare le HQ, eliminando la naturale tendenza del pilota a compensare, al fine di raggiungere un certo livello di prestazioni.

Quasi tutti i compiti di tracking di precisione utilizzando un punto obiettivo, possono essere valutati con la tecnica HQDT. La HQDT è particolarmente utile per studiare la possibilità di oscillazioni indotte. Il successo del HQDT ha portato a studi volti allo sviluppo di una serie di manovre dimostrative per un'ampia varietà di compiti. Questa ricerca ha prodotto una serie di circa venti manovre standard di valutazione chiamate Standard Evaluation Maneuvers (STEM). Le STEM sono progettate per richiedere una dinamica simile a quella necessaria durante le missioni operative.

Il piano di prove in Alenia Aermacchi, nello specifico, è stato pensato suddiviso in tre fasi costituite da manovre di complessità crescente da effettuare in voli differenti. Seguendo ancora un approccio di tipo build-up. Le tre fasi della campagna CLHQ sono:

- acquisizioni singolo asse;
- acquisizioni con aereo target (singolo e multiasse);
- manovre operative multiasse.

Le manovre da includere nelle tre fasi saranno versioni modificate delle STEM in modo da rispettare le esigenze specifiche relative alla certificazione dell'M346.

Anche se i commenti qualitativi del pilota sono una fonte primaria di dati per i test qualità di volo closed-loop, la prestazione deve essere comunque misurata e confrontata con i criteri stabiliti in precedenza. I commenti qualitativi, di per sé non sono sufficienti per una chiara comprensione delle qualità di volo o per individuare la causa di eventuali carenze, in particolare per un aereo in fase di sviluppo. I parametri di interesse per le prove closed loop sono gli stessi per le prove open loop. Inoltre, la strumentazione per registrare le informazioni sulle prestazioni obiettivo è altamente auspicabile. Ad esempio, l'Head-up Display può essere utilizzato per misurare la deviazione di monitoraggio tra il Pipper e il bersaglio.

**Tatiana Tolomeo**



### Manovre closed-loop

Per il monitoraggio aria-aria di un altro velivolo la manovra più comunemente usata è una S-turn.

Il velivolo di prova e l'obiettivo partono in volo livellato, a circa 1500 piedi di distanza l'uno dall'altro. Il velivolo bersaglio avvia una svolta a un fattore di carico determinato e dopo un periodo di tempo (20-30 secondi) inverte e inizia un giro nella direzione opposta. Il velivolo di prova inizia la sua manovra per agganciare l'obiettivo e dopo aver sviluppato un certo spostamento angolare rispetto al bersaglio tenta di mantenere il radar fisso in un punto di riferimento sul bersaglio (ad esempio, lo scarico, raccordo ala fusoliera, ecc) fino a quando il bersaglio inverte. Il velivolo di prova deve mantenere un range di circa 1500 piedi con il velivolo obiettivo.

Un'altra manovra aria-aria è manovra la wind-up-turn. Qui il bersaglio inizia una virata e lentamente aumenta il fattore di carico a un valore massimo specificato. Dopo aver lasciato che il velivolo obiettivo stacchi uno spostamento angolare iniziale, il velivolo di prova acquisisce il bersaglio e quindi continua a tenerne la traccia fino a quando raggiunge il fattore di carico massimo.

Per il aria-terra il velivolo di prova stabilisce un percorso lungo una traiettoria discendente specificata a una determinata velocità rispetto a un gruppo di obiettivi distanziati, perpendicolari e paralleli alla traiettoria di volo. Il pilota aggressivamente aggancia e poi segue il primo obiettivo per un determinato periodo di tempo e poi passa ai successivi obiettivi. Dopo aver agganciato tutti gli obiettivi, il passaggio si verifica tra gli obiettivi che sono più vicini. La sequenza è resa nota in anticipo oppure può essere programmata durante il set-up del test.

Per il boom tracking, durante il rifornimento in volo, il velivolo di prova è stabilizzato nella posizione di pre-contatto a circa 50 piedi a poppa e 30 gradi verso il basso dalla cisterna in volo livellato. Il boom è tenuto fermo o traslato lentamente (1 deg al secondo) mentre l'aereo prova a mantenere un punto obiettivo sull'ugello del boom. È raccomandato un tempo di tracking da due a quattro minuti. Un approccio alternativo, che non richiede un punto di mira a bordo del velivolo test, è quello di mantenere il boom del tanker visivamente allineato con un qualche punto di riferimento sul tanker con il boom tenuto fermo. Le manovre di formazione possono essere volate con l'aereo di prova sia in formazione wing che in formazione trail, con il velivolo target. Quando sono in posizione close trail, il velivolo test dovrebbe essere leggermente più basso per evitare la scia del velivolo leader. La distanza tra i velivoli è una questione di giudizio pilota e di comodità. Quando i due aerei sono in formazione, il velivolo target comincia una lenta manovra di pitch o di roll e il velivolo test cerca di mantenere esattamente la posizione, proprio in riferimento a punto sul velivolo leader.

L'atterraggio di precisione di è a circa un miglio, con un offset laterale dalla linea centrale dell'ordine di 150 - 300 piedi e / o un offset verticale dall'angolo di planata di circa 100 - 200 piedi. Il pilota di valutazione mantiene l'angolo di traiettoria e la velocità fino al punto di correzione di offset. Il pilota dovrà effettuare correzioni aggressive per porsi a circa 50 piedi sopra il livello del suolo.

Il pilota tenta quindi di atterrare con le ruote del carrello principale all'interno della zona di atterraggio designata, alla velocità di atterraggio specificato.

#### 1.0.3.1 Analisi e presentazione dei dati prove closed loop

Analisi delle prove in closed loop per le HQ è costituita principalmente dal correlare i commenti pilota soggettivi con la i livelli di qualità di volo, e con dati di supporto, sotto forma di dati di performance oggettivi, storie temporali delle risposte del velivolo e aività del sistema di controllo. La scala valutazione più usate dai piloti per le qualità di volo in closed-loop è la scala di Cooper-Harper. Poichè rating del pilota e il suo parere sono soggetti a variabilità, è altamente auspicabile avere più di un pilota che valuti lo stesso compito. L'esperienza ha dimostrato che tre piloti è il minimo desiderato per ottenere una certa coerenza di pareri. Se vi è una variazione significativa, superiore a  $+ / - 2$  nella classifica di Cooper-Harper, dovrebbe essere condotta un'indagine per determinare la causa delle variazioni. Un altro metodo per ridurre la variabilità è di chiedere al pilota di ripetere l'operazione più volte fino a che non è sicuro della sua valutazione prima di assegnare un punteggio. Naturalmente il lavoro più arduo consiste nel comprendere e spiegare variazioni significative nel parere del pilota per un compito specifico.

#### 1.0.4 Prove ad elevato angolo di attacco del velivolo M-346

High Angle of Attack (AOA) test sono una categoria di prove di qualità di volo a velocità e angoli di attacco normalmente al di fuori dell'inviluppo operativo del velivolo. Tuttavia, per aerei da caccia potrebbe essere necessario utilizzare l'intero regime AoA disponibile, le prove possano essere condotti per determinare quale possa essere l'inviluppo di volo ad alti AoA. Questi test sono volati per determinare le caratteristiche di stallo, i warning di stallo, suscettibilità a discostarsi dal volo controllato, caratteristiche di post-stallo, spin, recupero e caratteristiche affini. Gli obiettivi posti durante le prove dimostrative ad alti AoA includono la valutazione delle caratteristiche del velivolo sottoposto a carichi critici e pesi, con centro di gravità e inerzie in funzione dell'angolo di attacco, e il comportamento del velivolo a seguito di input si sideslip, numero di Mach, angolo di pitch, pitch rate.

A causa del potenziale di perdita di controllo, le prove ad alti AoA sono tra i più pericolosi tipi di test di volo. Una intensa pianificazione e preparazione usando analisi empiriche, simulazioni e un attento approccio build-up sono necessari per ridurre al minimo i rischi associati ai test di volo ad alti AoA.

La MIL-F-83691B contiene requisiti dimostrativi di prove di volo per alti AoA. Questa specifica include i requisiti sui dispositivi di recupero di emergenza per situazioni di out-of control, emergenze dei sistemi di potenza e della strumentazione dei test di volo.

**Manovre ad alti AoA** Prove ad elevato angolo di attacco Le principali manovre di prove di volo per alti AoA sono le wings-level stall, gli stalli accelerati da volo in virata, inoltre, se necessario, si testano stalli con varie combinazioni di ingressi di controllo, tali manovre sono volte a caratterizzare la tendenza del velivolo a discostarsi da condizioni di volo controllato e, in seguito, a recuperare la capacità di controllo del volo. Inoltre, i velivoli tattici possono testare manovre operativamente rappresentative, come rollii a massimo fattore di carico e manovre in prossimità dell' AoA limite finalizzate a valutare la suscettibilità del velivolo ad allontanarsi dal volo controllato nell'involuppo di volo operativo durante la manovra.

Gli stalli a 1g sono partono da una condizione di volo livellato ad una velocità di solito 1,2 - 1,4 volte la velocità di stallo prevista. Il velivolo è poi decelerato utilizzando il controllo longitudinale ad velocità angolare stazionaria, fino a quando l'ala stalla o si raggiunge il fine corsa dello stick longitudinale, o il velivolo esibisce moti non controllati causati dalla perdita di stabilità, o il buffet aerodinamico diventa intollerabile.

La velocità con cui si avvicina stallo può variare da 1/2 nodo al secondo per le prove di stallo iniziale, fino a parecchi gradi al secondo di AoA per bruschi ingressi.

Gli stalli accelerati sono solitamente avviati partendo da volo livellato ad una velocità coerente con il raggiungimento del fattore di carico destinato allo stallo. Il velivolo è poi decelerato in una virata ad altezza costante, o l' AoA può essere aumentato, pur mantenendo la velocità in una wind-up turn fino a quando si verifica una delle condizioni che comportano lo stallo.

Il rateo di aumento dell'AOA varia da 1/2 grado al secondo a parecchi gradi al secondo. La stessa serie di stalli accelerati a 1 g, usando ingressi progressivamente più bruschi è ripetuto, se necessario, attraverso tutte e quattro le fasi del test. Nelle fasi B, C e D, i controlli longitudinale, laterale e direzionale sono input, finalizzati a raggiungere condizioni di stallo, in diverse combinazioni, per rappresentare controlli disattesi. L'ampiezza e la sequenza degli input di controllo è selezionata in modo che ogni manovra successiva sia più incline a provocare la perdita del controllo sul velivolo. Se si sviluppano moti non controllati da una qualsiasi di queste manovre, si può pianificare un' ulteriore matrice di prove, in modo da esaminare le varie combinazioni di comandi di riabilitazione, al fine di sviluppare una procedura accettabile di recupero.

#### 1.0.4.1 Analisi dei dati e di presentazione manovre alti AoA

L'analisi dei dati per le prove ad alti AoA 'e per lo più sotto forma di storie temporali delle risposte del velivolo, di ingressi di controllo, e funzionamento dei sistemi. L'analisi dei video è spesso utile a visualizzare gli eventi in situazioni di out-of-control, le quali sono difficili da interpretare direttamente dalle storie temporali. La relazione finale deve comprendere le storie temporali degli eventi significativi che illustrano le caratteristiche del velivolo ad alti AoA. È utile annotare chiaramente gli eventi chiave sui plot delle storie temporali presentate nel report. Possono essere anche incluse tabelle riassuntive o plot di parametri

strategici come la velocità di warning di stallo, la velocità di stallo, le massime velocità angolari e il rateo di quota persa. Una presentazione video ben fatta che mostra i moti caratteristici del velivolo durante voli ad alti AoA, può essere una preziosa aggiunta in un report sui test.

### 1.0.5 Open-loop e closed-loop Handling Qualities

Molti velivoli complessi, oggi, si basano ampiamente su modelli e simulazione per la progettazione, valutazione e verifica in alcuni casi, delle qualità di volo dei velivoli. Modelli matematici per queste analisi sono applicabili all'aerodinamica e ai sistemi di controllo del volo e sono inizialmente ideati sulla base di stime teoriche, di dati raccolti in galleria del vento e dei dati di progettazione che vengono convalidati e aggiornati durante i test a terra e in volo. Gran parte della certificazione dei sistemi di controllo del velivolo può essere ottenuta con prove a terra di hardware e software, ma la convalida dei dati aerodinamici può essere realizzata solo attraverso i test di volo. Una delle tecniche principali per l'estrazione di valori numerici per la stabilità aerodinamica, e dei dati di controllo dai test di volo, è l'identificazione parametrica.

#### 1.0.5.1 Descrizione delle prove

Il problema generale dei sistemi di identificazione è quello di determinare alcune caratteristiche fisiche di un sistema misurando la risposta del velivolo in uscita in seguito a input esterni. Nei test di volo il consueto approccio è quello di assumere una forma che modelli forze e momenti generati, a seguito di input del pilota, e utilizzare una delle diverse tecniche di stima dei parametri per valutare appunto i parametri del modello di risposta dinamica del velivolo.

In genere, le manovre di prova sono volate per eccitare una risposta o un modo del velivolo con uno specifico set di ingressi di prova in determinati punti dell'involucro di volo. Per le manovre sia open-loop che closed-loop, in fase di identificazione è stata scritta una routine in MATLAB, per regolare i parametri del modello, al fine di minimizzare le differenze tra la risposta del velivolo calcolata con gli ingressi dei test dal modello, e la risposta rilevata durante le prove di volo. Uno dei metodi più utilizzati di stima dei parametri, ed è il metodo qui adottato, è il EEM che si applica ai modelli lineari.

In genere i parametri di interesse sono posizioni dei comandi, velocità angolari, accelerazioni lineari, deflessione delle superfici di controllo, angoli di flusso (AOA e sideslip), dati aria, e tempo. Questi stessi parametri sono utilizzati per altri test qualità di volo, ma la strumentazione deve essere di alta qualità per l'identificazione dei parametri. Rumori nel sistema di strumentazione sono (solitamente) degli ingressi non modellabili nel processo di stima dei parametri che possono degradare la precisione delle stime. Il rumore può provenire da diverse fonti tra cui il rumore elettrico, vibrazioni, la dinamica dei sensori,

**Tatiana Tolomeo**

filtraggio, ed errori di taratura. Nel nostro caso i maggiori disturbi erano introdotti da comandi di input da parte del pilota disturbati, o non del tutto puliti, dunque una prima selezione di manovre indicate all'identificazione è stata basata sull'adeguatezza del comando imposto dal pilota in termini di linearità.

### 1.0.5.2 Open-loop Handling Qualities

In linea di principio, quasi ogni manovra che suscita una risposta potrebbe essere analizzata, ma in pratica certe manovre forniscono meno incertezza (cioè più precisione) delle stime dei parametri (l'input del pilota dovrebbe eccitare solo i modi di risposta del velivolo che dipendono dai parametri da stimare). Le manovre di test più indicate sono manovre di piccole perturbazioni, che sono naturalmente adatte ai modelli aerodinamici lineari disaccoppiati.

Il velivolo è trimmato ad una data condizione di volo e quindi perturbato dalla condizione trim utilizzando una determinata sequenza di ingresso di controllo, come ad esempio le doppiette che eccitano di solito i modi oscillatori predominanti caratteristici del velivolo.

Tipicamente una pitch doublet è usata per eccitare la risposta corto periodo, mentre una yaw doublet è indicata per eccitare la risposta di Dutch Roll.

L'ampiezza delle doppiette dovrebbe essere sufficientemente grande da fornire risposte adeguate rispetto al rumore nella strumentazione del velivolo, e abbastanza piccola da conservare la linearità (tipicamente gli input sono fino a fine corsa, 1/2 corsa, o cicli).

Ovviamente una serie di prove iniziali su varie tipologie di manovra, in varie condizioni di volo, e con ingressi di diversa intensità, sono necessari per determinare in fase di studio iniziale i tempi appropriati e la grandezza degli ingressi di prova con cui si ottengono i migliori risultati. La bontà dei risultati è giudicata in termini di quanto bene, le risposte calcolate nel dominio tempo o della frequenza, identifichino le risposte misurate nei test di volo, quale sia lo scarto (in termini di errore) delle relative stime dei parametri su manovre simili o nello stesso punto dell'involuppo (come sarà discusso in seguito), e quale sia il grado di corrispondenza nel confronto con i dati previsti. È, ovviamente, che si raggiunga un buon livello di confidenza con i modelli utilizzati e con le manovre dedicate da parte di chi effettua l'analisi, per realizzare in modo efficace l'identificazione dei parametri. Ciò ha richiesto ripetute prove di identificazione di una vasta gamma di manovre con tutti i modelli progettati, l'esperienza acquisita ha così reso possibile un'adeguata selezione delle manovre, e per ciascuna manovra del metodo più consono all'identificazione

### 1.0.5.3 Closed Loop Handling Qualities

L'ultimo obiettivo che ci si pone in fase di sviluppo e certificazione del velivolo è il raggiungimento di buone qualità di volo durante l'esecuzione di manovre closed-loop. Le handling qualities relative a manovre closed-loop sono giudicate prevalentemente in base ai commenti dei piloti. Esse riflettono la precisione con cui il pilota compie un task specifico durante la sua missione operativa. Poiché

le qualità di volo sono così importanti nel determinare l'accettabilità del velivolo, diventa essenziale il ruolo del pilota nel fornirne un accurato giudizio. Pur essendo in possesso di un complesso sistema di data recording e di sofisticate strumentazioni di bordo, l'opinione dei piloti rimane il metodo primario di valutazione. Nello specifico, i test di volo di hq in closed-loop (CLHQ) valutano il velivolo nell'atto di eseguire un certo task di missione. Questo approccio è drasticamente differente dalle tecniche di test open-loop usate nelle valutazioni di stabilità e controllo. Quando si parla di manovre open loop, ci si riferisce a quelle manovre in anello aperto che seguono uno schema del tipo: input pilota, FCS, risposta del velivolo. Questo significa che il comando del pilota è dato senza riguardo alla risposta del velivolo. La precisione, infatti, non è un fattore determinante nelle manovre open-loop. Le manovre open-loop sono manovre generalmente pre-pianificate e possono essere combinazioni di impulsi, gradini, rampe o sinusoidi. Come affermato in precedenza, questi input eccitano il blocco risposta modale/sistema di controllo, in modo che gli analisti possano poi valutare le caratteristiche di stabilità e controllo del velivolo esplicitamente, ma non le hq closed-loop. Le specifiche militari sulle hq, le MIL-STD-1797A, si focalizzano prevalentemente sulle caratteristiche open-loop nell'intento di assicurare HQ closed-loop soddisfacenti. Closed loop si riferisce al comportamento del velivolo con il pilota nell'anello di controllo. Un tale comportamento è più complesso, in quanto il pilota interviene continuamente correggendo la risposta del velivolo attraverso nuovi input di controllo, con lo scopo di raggiungere un determinato livello di precisione. Le qualità di volo closed loop sono affette da caratteristiche quantificabili di stabilità e controllo. La stabilità di un velivolo è classificabile in termini di stabilità statica e stabilità dinamica. La stabilità statica è la tendenza iniziale del velivolo a seguito di un perturbazione della condizione di equilibrio iniziale, la stabilità dinamica è invece collegata alla storia temporale open loop del velivolo a seguito di un disturbo. Il potere di controllo è invece la capacità del velivolo di performare una manovra comandata dai piloti.

Il sistema di controllo del volo (FCS) è anche parte integrante delle hq del velivolo. Fattori importanti sono le forze di breakout, forze e ratei di deflessione. Altri fattori come il task del pilota, le condizioni atmosferiche e la spinta propulsiva, influenzano direttamente la capacità del pilota di controllare il velivolo e, di conseguenza, le hq in anello aperto del velivolo stesso.

### 1.0.6 Identificazione nel dominio del tempo

Si è ben presto presentato il problema del dominio di identificazione da utilizzare. Un'identificazione nel dominio della frequenza ha l'indubbio vantaggio di rendere algebriche espressioni differenziali. Anche un'identificazione nel dominio del tempo ha indubbi vantaggi, non ultima la subitanità di dati e risultati. Data l'impossibilità di riscrivere le compensazioni introdotte nel dominio della frequenza sotto forma di funzioni di trasferimento, senza dover impiegare ulteriori approssimazioni, si è scelto di procedere con un'identificazione nel dominio del tempo. Un'identificazione nel dominio del tempo presenta molteplici vantaggi, tra cui, primo fra tutti, è possibile utilizzare i dati elaborati in real-time

**Tatiana Tolomeo**

---

da telemetria, e permette il calcolo delle stime dei parametri in tempo reale, senza dover rielaborare l'intero set di dati quando vengono aggiunte nuove misure, o quando si richiede nel modello l'utilizzo di nuovi parametri; di certo si ha la possibilità di monitorare le variazioni dei parametri nel tempo e quindi di individuare immediatamente falle nell'identificazione; si ha inoltre tempestiva indicazione dell'eventuale inadeguatezza strutturale del modello o di problemi di identificabilità, attraverso variazioni nel tempo delle stime dei parametri il che garantisce un più stretto margine di errore; infine si ha disponibilità di risultati intermedi nella stima dei parametri, che possono essere utili nel valutare l'efficacia delle forme di ingresso e nel determinare l'intervallo di tempo adeguato in cui identificare, cosa che ha ad esempio permesso di selezionare all'interno della singola manovra, un determinato intervallo di tempo al fine di focalizzare l'attenzione su un'azione particolare e procedere a identificazione del solo intervallo selezionato, come si vedrà in seguito.

Una stima nel dominio del tempo comporta tuttavia alcuni svantaggi, nonché limitazioni di cui è opportuno tener conto in fase preliminare di scelta, ma anche durante l'utilizzo dei modelli. I principali svantaggi della stima dei parametri in tempo reale, sono riportati di seguito: la struttura del modello deve essere fissa. In generale, l'approccio è di mantenere fissa la struttura del modello lineare, e di variare i parametri in tempo. Si tratta di un metodo alternativo per tenere conto delle non linearità; molti dei metodi hanno un problema chiamato windup di covarianza, in cui la varianza dei parametri stimati diminuisce continuamente col passare del tempo, a prescindere se c'è o non c'è eccitazione del sistema dinamico. Questo porta l'errore ad essere impreciso (cioè, ottimistico) e pone dei limiti a una corretta stima dei parametri; esiste un trade-off tra la risposta rapida alle variazioni nel tempo nei parametri del modello e storie temporali piatte per le stime dei parametri. Questo problema è generalmente causato dai dati in cui viene gestita la memoria dei dati, o da come i dati più recenti sono trattati rispetto ai dati più vecchi in termini di peso nei calcoli di stima dei parametri; i periodi di eccitazione bassa o nulla, combinati con una memoria finita di dati, può portare a problemi numerici per alcuni metodi.

A causa degli inconvenienti di cui sopra, la stima dei parametri in tempo reale ha spesso reso indispensabili a posteriori, commenti e giudizi sull'adeguatezza del modello e della manovra in esame, o in alcuni casi avrebbe addirittura richiesto una correzione iterativa dei valori all'interno dell'algoritmo. Chiaramente ciò richiede tempi di analisi di modelli, manovre e condizioni di volo, confronti e tentativi più o meno sensati, che conducano non solo ad acquisire familiarità con il metodo ed esperienza nell'identificazione, ma anche a maturare una maggiore consapevolezza dei limiti del modello, al fine di sfruttarne le potenzialità con criterio e giudizio.





## Capitolo 2

# Modelli matematici per la valutazione qualità di volo

La scelta del criterio più appropriato per la valutazione delle qualità di volo è legato essenzialmente al tipo di risposta del velivolo (convenzionale o non convenzionale), alla livello di precisione che si desidera, e alla tipologia di dati di cui si dispone.

I criteri disponibili in letteratura sono basati sulle variazioni di assetto e definiti per i vari tipi di assetto. Tali criteri si fondano su caratteristiche peculiari distinguibili in: caratteristiche relative al moto con piccole variazioni di assetto in brevi istanti temporali (corto periodo), e caratteristiche relative al moto con grandi variazioni di assetto.

I criteri di corto periodo sono di primaria importanza poichè danno una misura della capacità del pilota di controllare il velivolo con precisione.

Nella MIL-STD-1797A sono inclusi sei diversi criteri di tale tipologia: low order equivalent system/control anticipation parameter (LOES/CAP), Bandwidth, Time response, Dropback, Nichols e Neal-Smith.

I Bandwidth/Phase delay/Dropback non è un criterio unico, ma si tratta di tre metodi accorpati e viene utilizzato per la determinazione delle caratteristiche di corto periodo principali, . Il LOES/CAP è il criterio alternativo più utilizzato, ed è preferibile su velivoli convenzionali.

Nonostante la grande varietà di metodi presentati, il modo in cui utilizzare i vari criteri non è altrettanto chiaro e senza un adeguato background di qualità di volo si potrebbero usare criteri non adeguati o incompatibili tra loro con conseguenti risultati contraddittori.

### 2.0.7 Metodi quantitativi di valutazione delle handling qualities

Di seguito una breve panoramica dei criteri, in questa sede applicabili, presenti nelle MIL.

**Criterio Bandwidth** Il metodo suddetto è un criterio evolutivo sviluppato nell'ambito degli studi condotti da Neil e Smith.

Secondo tale criterio, se si opera con un modello di compensazione con pilota in ciclo chiuso, una misura delle qualità di volo del velivolo sono i suoi margini di stabilità.

Il metodo si basa sul controllo sulla larghezza di banda del velivolo: l'autorità del controllo varia in accordo con le variabili di input-output coinvolte e eventuali difficoltà nel controllo e nella gestione del velivolo possono presentarsi quando la larghezza di banda nel rapporto input-output è più bassa di un valore stimato. Per cui il metodo verifica che tutte le proprietà di larghezza di banda input-output siano consistenti con buone qualità di volo e con un adeguato margine di stabilità.

Il criterio è identicamente applicabile a tutti i tipi di risposta, sia al velivolo completo che al suo modello ridotto, e non è necessaria nessuna ipotesi sull'ordine del velivolo, perchè il metodo utilizza la risposta effettiva in frequenza.

Il metodo pone dei limiti su:

- frequenza massima alla quale il sistema risulta stabile, nota come larghezza di banda di  $\theta$  ( $\omega_{BW_\theta}$ );
- larghezza di banda di  $\gamma$  ( $\omega_{BW_\gamma}$ ): requisito ausiliario destinato ad assicurare che la concordanza tra traiettoria di volo e assetto sia conforme alle aspettative del pilota.
- ritardo di fase ( $\tau_{p\theta}$ ), che rappresenta una misura della forma della fase della risposta.

I livelli di qualità di volo per questo criterio sono oggi in stretto accordo con limiti del CAP e del ritardo di tempo equivalente.

#### **Criterio di Gibson**

Gibson ha sviluppato una serie di linee guida, classificate come Criteri di Gibson, per la valutazione delle qualità di volo di aerei da caccia.

Il metodo, applicabile solo a velivoli ridotti, consta di una serie di criteri da seguire in fase di progettazione, ma non vi sono riferimenti un collegamento generale tra le misure fisiche della risposta del velivolo e l'opinione del pilota. Gibson ha sviluppato due criteri per la specificazione della dinamica di corto periodo nel dominio del tempo. Il primo pone dei limiti sul dropback dell'angolo di beccheggio  $\theta$  ad un ingresso di controllo, in funzione della sovraelongazione sulla velocità angolare di beccheggio.

Il secondo criterio nel dominio del tempo, pone dei limiti sul termine di ritardo  $t_\gamma$ . Esso è una misura del ritardo nello sviluppo della risposta sulla traiettoria

di volo a un ingresso di controllo. Per approssimazioni di ordine ridotto in un modello di un velivolo convenzionale, il ritardo è funzione della frequenza di corto periodo e dello smorzamento.

$$t_\gamma = \frac{2\xi_{sp}}{\omega_{sp}} \quad (2.0.7.1)$$

o in termini di CAP:

$$t_\gamma = \frac{2\xi_{sp}}{\sqrt{CAP(n/\alpha)}} \quad (2.0.7.2)$$

Gibson suggerisce un limite per valori accettabili del ritardo di tempo di 1 secondo per le qualità di volo, e 1,5 secondi per le attività di avvicinamento e atterraggio.

**Criterio di Smith-Geddes** Smith e Geddes hanno sviluppato un criterio sia per le qualità di volo che per le PIO, tutti basati su una modellazione nel dominio della frequenza.

L'applicazione del criterio si riferisce alla forza di input, quindi esso deve includere nel sistema la dinamica dei sensori sulla posizione del comando.

Smith e Geddes definiscono due richieste destinate alle qualità di volo. La prima richiesta è sulla pendenza nel grafico  $\theta$  - forza di stick nella regione di crossover, tra 1 e 6 rad/sec. Definiscono che per un Livello 1 di qualità di volo la pendenza debba essere minore di -2 dB/ottava. Esso singolarmente non assicura un Livello 1 di qualità di volo, ma ne costituisce solo un requisito: la richiesta sulla pendenza è designata ad assicurare una risposta di tipo  $K/s$  nella regione di crossover per un sistema cosed-loop.

Il criterio pone limiti, inoltre, sull'angolo di fase di  $\theta$  in corrispondenza della frequenza critica,  $\omega_c$ , la quale è calcolata dalla pendenza del guadagno nella regione di crossover:

$$\omega_c = 0.24s + 6(rad/sec) \quad (2.0.7.3)$$

dove  $s$  è la pendenza nella regione di crossover. I limiti del Livello 1 e del Livello 2 sono definiti rispettivamente come  $-123deg$  e  $-165deg$  rispettivamente.

**Criterio LOES/CAP** Il CAP è definito come il rapporto tra l'accelerazione iniziale di beccheggio e l'accelerazione normale stazionaria. È anche misura della predittibilità della risposta a lungo termine in base alla risposta iniziale che osserva il pilota. Il metodo è basato su un'approssimazione di corto periodo.

I requisiti del metodo CAP costituiscono la base per le richieste sulla frequenza

di corto periodo che compaiono nelle specifiche militari sulle qualità di volo, per velivoli non aumentati. Con l'aumentare della complessità del sistema di controllo, aumenta anche la distanza tra la risposta effettiva del velivolo e la dinamica di corto periodo intrinseca del velivolo non aumentato, che mal si presta a rappresentare il reale comportamento del velivolo aumentato. Ciò implica che il metodo, come era originariamente stato concepito, ossia la definizione del CAP come misura della risposta del velivolo non aumentato, non era più in grado di fornire una valutazione attendibile e concorde alle opinioni del pilota delle handling qualities. Comunque concettualmente il metodo rimaneva corretto: indipendentemente da come dove scaturisse la risposta, la precisione e la predittibilità di pitch-attitude e pitch-rate sono ancora indice della percezione del pilota sulle qualità di volo del velivolo. Quindi fu postulato che, le richieste precedentemente sviluppate per un velivolo non aumentato, potessero essere applicate alla risposta apparente del velivolo aumentato, cioè alla risposta che il pilota vede. Per cui derivando la risposta equivalente con un qualche metodo, il criterio CAP può essere preservato.

Il metodo che meglio si presta a tale scopo è stato il metodo LOES, Low Order Equivalen System, nel dominio della frequenza o nel dominio del tempo. Questo metodo prevede un match del sistema di basso ordine equivalente del velivolo che include tutti i modi, ossia quelli del velivolo non aumentato, più tutti gli elementi del sistema di controllo. Il metodo quindi identifica la risposta del velivolo aumentato. La MIL-F-8785C fu la prima specifica a richiedere l'applicazione di un modello equivalente, anche se non forniva dettagli sulle modalità di costruzione del modello. La MIL-F-8785C fu sostituita dalla MIL-STD-1797A, nella quale si richiede un match simultaneo di velocità angolare di beccheggio e accelerazione normale, per un input di controllo in forza applicata o spostamento, su un range di frequenza da 0.1 a 10 rad/sec.

I parametri equivalenti  $\omega_{sp}$  e  $\tau_{\theta_2}$  ottenuti dall'identificazione di basso ordine, sono applicati al metodo CAP.

Il ritardo di tempo equivalente,  $T_\theta$ , che approssima lo sfasamento dovuto alla dinamica di alto ordine, è posto a confronto con i livelli corrispondenti della scala di CH, per ritardi di tempo accettabili.

Requisiti sono anche posti sullo smorzamento equivalente di corto periodo  $\xi_{sp}$ .

### 2.0.8 Identificazione parametrica per il velivolo M-346

Introduciamo in questa sessione modelli LOES dati dagli standard militari e evidenziamo i parametri necessari per la previsione delle qualità di volo.

Il modello matematico di un sistema fisico non è univoco. Le normative militari forniscono indicazioni più o meno dettagliate sui vari modelli che permettono di identificare la risposta di un velivolo aumentato. I modelli presentati richiedono il rispetto di specifiche ipotesi e l'ordine e quindi la complessità del

**Tatiana Tolomeo**

modello da adottare si basa appunto sul rispetto di ipotesi via via più astringenti cui corrispondono modelli sempre più semplificati. È necessario tener presente che il modello deve essere usato per prevedere alcuni aspetti del comportamento del velivolo, e, inoltre i valori dei parametri del modello, devono fornire le informazioni necessarie alla collocazione del velivolo stesso all'interno di un determinato livello di HQ. Per cui si rende indispensabile che il modello fornisca buoni risultati qualitativi ma anche quantitativi, ossia il modello dovrà sintetizzare il comportamento reale del velivolo e dovrà fornire risultati, in termini modali, che siano conformi con quelli ottenuti dal modello del velivolo aumentato. Per cui la sintesi del modello deve essere abbastanza semplice da essere di immediato utilizzo e allo stesso tempo abbastanza complessa da rappresentare efficacemente le dipendenze importanti e le caratteristiche intrinseche dei dati misurati.

Focalizzata l'attenzione sui modelli applicabili, il passo successivo è la verifica in itinere dell'adeguatezza del modello, ricordando che l'obiettivo finale è individuare il modello più semplice (fedelmente al principio di parsimonia), che fornisca congrui risultati quantitativi e parallelamente un buon fit dei dati reali.

Il modello Low Order Equivalent System (LOES) per il velivolo M-346 è stato identificato dai dati dei test di volo.

Il processo di identificazione è stato impostato seguendo il seguente schema:

- I modelli matematici sono stati espressi in termini di funzione di trasferimento con ritardo di tempo e derivati dallo standard militare MIL-STD-1797A Flying Qualities per Velivoli Pilotati, e le qualità di volo sono state predette attraverso una stima dei coefficienti presenti nella funzione di trasferimento del modello stesso.
- I coefficienti e il ritardo di tempo sono stati stimati attraverso l'utilizzo di una formulazione non lineare di un metodo di tipo Equation-Error nel dominio del tempo.
- I dati dei test di volo di beccheggio, rollio e imbardata sono stati utilizzati per ricavare una stima dei parametri.
- I risultati dei test di volo sono presentati in termini di parametri stimati, del relativo errore standard, e dei fit sugli output nel dominio del tempo.
- I dati, derivati prevalentemente da manovre dedicate nelle stesse condizioni di volo, sono stati utilizzati per verificare la capacità di predizione del modello di identificazione.
- Si verifica che la funzione di trasferimento identificata fornisca un buon match dei dati misurati e dimostri una buona capacità di predizione del modello.

Particolare attenzione è stata posta nella scelta delle manovre di rollio e delle manovre close-loop. per queste ultime, in particolare è opportuno selezionare a priori la zona dell'inviluppo di volo che meglio si presti ad una identificazione con un modello lineare come quello utilizzato e presentato nel report.

In seguito al processo di identificazione, le predizioni fornite dai modelli sulle handling qualities permettono di concludere che velivolo M-346 si colloca in un livello 1 di qualità di volo, nella scala di Philips, sia sulle manovre longitudinali che su quelle latero-direzionali di pedale.

In alcuni casi i modelli matematici si discostano da quelli suggeriti dalle norme militari, e in tali casi sono evidenziate le ipotesi che portano alle varianti sui vari modelli. I coefficienti stimati sono direttamente correlati ai criteri di qualità di volo, e i rispettivi criteri per i moti longitudinali e latero-direzionali per un velivolo appartenente alla Classe III, Categoria A, B o C sono riassunti in tabella.

In ogni caso l'obiettivo primario è quello di formulare dei modelli matematici che non solo descrivano la dinamica approssimata del velivolo, ma che forniscano anche le stime dei parametri specifici che portano direttamente alla predizione delle qualità di volo.

Verrà dimostrato che l'adattamento del modello Loes ai dati nel dominio del tempo è molto buono. In alcuni casi tuttavia sarà evidenziato come il modello Loes potrebbe non rappresentare completamente alcuni effetti di risposta di ordine superiore, perchè il basso ordine del modello non ha parametri sufficienti (o complessità del modello) per ben interpretare tutte le dinamiche del sistema fisico reale (di ordine superiore) sistema fisico. Tuttavia, il modello di ordine ridotto caratterizza le caratteristiche più importanti della risposta in modo soddisfacente e ha anche il vantaggio di essere di facile interpretazione, dato che i modelli Loes presentati solo al massimo del quarto ordine.

Il modello Loes ha la stessa forma del modello per un velivolo open-loop non aumentato con dinamica classica, ad eccezione degli ingressi che nel modello LOES sono i comandi del pilota con i ritardi equivalenti, invece delle deflessioni delle superfici di controllo.

Il ritardo di tempo equivalente è un intervallo di tempo puro sull'ingresso di controllo, introdotto per tener conto del ritardo derivante dalla attuazione del sistema di controllo (ad esempio, ritardo di campionamento) e del ritardo di fase ad alta frequenza nella dinamica del sistema di controllo e di varie non linearità. La dinamica dei sistemi di controllo può comprendere, come si è visto, le dinamiche attribuibili alla legge di controllo di attuazione, sensori, filtri e attuatori. La complessità nei sistemi di controllo deriva dal desiderio di migliorare le prestazioni e il controllo del velivolo sull'inviluppo di volo espanso.

**Tatiana Tolomeo**

Il modello Loes tenta appunto di approssimare il modello completo di ordine superiore closed-loop del velivolo, con un modello lineare classico di basso ordine, con un ritardo di tempo equivalente sull' ingresso. Se questa approssimazione può essere fatta bene, la risposta globale in ciclo chiuso può essere interpretato facilmente in termini di modello equivalente di ordine inferiore.

Le specifiche militari forniscono le modalità di correlazione tra i valori dei parametri Loes e le opinioni dei piloti. Questa connessione può essere usata per interpretare e valutare a priori le opinioni dei piloti sulle qualità di volo. Poiché la struttura del modello Loes è fissato a priori, per corrispondere alla forma della risposta dinamica lineare classica con un ritardo sull' ingresso, il problema si riduce alla stima dei parametri in base ai dati misurati.

### 2.0.9 Specifiche MIL moto longitudinale e latero-direzionale

In fase di certificazione si stabilisce che le qualità di volo del velivolo devono essere conformi ai requisiti di MIL-F-8785C e MIL-STD-1797A..

I requisiti generali per le handling qualities del velivolo sono riportate di seguito. Il velivolo avere una struttura tale da:

- Garantire un controllo preciso nel percorso di avvicinamento finale, in termini di velocità e punto di atterraggio.
- provvedere a un controllo preciso di assetto durante le fasi di rotazione, l'atterraggio, de-rotazione e di atterraggi touch and go .
- Garantire un controllo preciso sulla pitch attitude durante le fasi di monitoraggio.
- Minimizzare gli effetti di variazioni nelle condizioni di volo e nelle modifiche alla configurazione esterna, l'aggiunta di elementi esterni, flap, air-brake, ecc
- Garantire al pilota la possibilità di focalizzare l'attenzione sul compito tattico e di volare l'aereo con gli occhi fuori dalla cabina di guida sulla base delle funzioni di carefree handling.
- Non fornire alcuna tendenza a PIO (Pilot Induced oscillazioni)
- Garantire stabilità e controllo adeguati per condizioni di volo asimmetriche .

L'M-346 si classifica tra i velivoli compresi nella classe IV, la corrispondente normativa la MIL-F-8785C .

La normativa prevede classificazioni per le fasi di volo riportate di seguito.

**Fasi di volo**

Le fasi del volo che seguono sono state considerate nel contesto della missione totale. Con riferimento a queste fasi l'aeromobile non deve presentare alcun divario tra successive FP (flight phases) su qualsiasi volo e la transizione deve essere continuativa e non traumatica.

Non terminale fasi del volo: **Categoria A**

- Air-to-air combact (CO)
- Attacco di terra (GA)
- Sgancio di armi (WD)
- Ricognizione (RC)
- In rifornimento in volo (RR)
- Volo in formazione (FF)

Climb (CL) **Categoria C**

- Crociera (CR)
- Loiter (LO)
- Discesa (D)
- Discesa di emergenza (ED)
- Decelerazione di emergenza (DE)

**Fasi di volo terminali**

- Take off (TO)
- Wave off / go around (WO)
- Landing (L)

Per ciascuna fase di volo vi sono dei range di handling qualities specifici divisi per livello di HQ e classe del velivolo.

**Livello di qualità di volo**

- Stato Operativo I (Normal Operation)
- Stato Operativo II (Restricted Operaation)
- Stato Operativo III (Minimum Safe Operation)



### 2.0.9.1 Manovre Longitudinali caratteristiche generali

La risposta M-346 di corto periodo generata da un brusco input di controllo di pitch non deve indurre un incremento nel carico di lavoro dei piloti, e l'ampiezza dello smorzamento, in qualsiasi modo ad alta frequenza, deve essere tale da non creare difficoltà ai piloti essendo causa di incompatibilità con l'attività richiesta. La funzione del comando longitudinale deve produrre modi di gestione ottimali sia in condizioni di volo stazionario che manovrato. Nel regime stick al centro il sistema deve impostare la modalità attitude-demand, controllo di assetto e traiettoria con comando di stick libero e senza bisogno di trimmare nuovamente il velivolo.

Quando sono richieste manovre complesse è opportuno che sia attivata la modalità AoA o NZ-demand, fornendo al pilota limiti positivi e negativi di carefree.

Il velivolo deve fornire la sensazione di controllo e caratteristiche di stabilità durante il volo in manovra:

- In virata stazionaria e pull-up, a velocità costante, il velivolo non dovrebbe presentare tendenze a divergere nell'assetto o nell'angolo di attacco.
- Per le condizioni di cui sopra, la forza di controllo incrementale e la deflessione di controllo necessarie a garantire un cambiamento nel fattore di carico normale e nel pitch-rate, devono essere nello stesso senso (incremento positivo in avanti, incremento positivo indietro) di quelli richiesti per avviare il cambiamento.
- In virata stazionaria, pull up e push over a velocità costante, la variazione della forza di controllo di pitch, con l'accelerazione normale stazionaria, non dovrebbe presentare non-linearità inattese (MIL-F-8755C).
- Il controllo del moto in manovra non deve essere nè eccessivamente intrusivo, nè debolmente efficace (MIL-F-8785C).
- Non ci deve essere alcuna tendenza ad oscillazioni indotte (oscillazioni sostenute o incontrollabili, derivanti dallo sforzo che compie pilota nel controllare il velivolo).

Il velivolo deve fornire un controllo longitudinale finalizzato a consentire, in volo rettilineo costante, in tutte le condizioni operative, il raggiungimento di tutte le velocità comprese tra  $V_{min}$  e  $V_{max}$ , senza alcuna limitazione nell'efficacia del controllo di pitch. L'efficacia del controllo di pitch non deve ridurre le prestazioni del velivolo, e deve essere sufficiente ad evitare rotazioni o altri comportamenti indesiderati durante il decollo. Il velivolo deve avere l'autorità di controllo per consentire un atterraggio sicuro in ogni condizione di carico (in funzione della posizione del cg e del peso del velivolo).

### 2.0.9.2 Manovre Latero-direzionali caratteristiche generali

L'introduzione del sistema di controllo FCS, e di ogni altro sistema di aumento del controllo del velivolo sul direzionale, deve determinare la soppressione del modo di Dutch Roll e un alto livello di smorzamento del rollio, massimizzando la soppressione di eventuali moti turbolenti e deve essere volto a migliorare sia la stabilità dell'angolo di rotta che di assetto del velivolo.

Frequenza e smorzamento della risposta oscillatoria in sideslip, yaw e rollio a ingressi di controllo di yaw, devono essere valutati durante il progetto del sistema aumentato, in volo livellato, e in manovra stazionaria, e in qualsiasi condizione di moto oscillatori che si possa verificare durante la vita operativa del velivolo, e dovrebbe, inoltre, essere assunto, che qualsiasi risposta oscillatoria sul laterale e sul direzionale per il controllo di yaw deve essere conforme ai requisiti MIL-F-8785C. In risposta a qualsiasi azione del pilota è necessario evitare oscillazione residue sul moto del velivolo, esse possono essere tollerate soltanto se l'ampiezza caratteristica è sufficientemente piccola, in modo che i moti non siano inaccettabili e non compromettano le prestazioni dell'aereo durante i task di missione.

La costante di roll deve essere conforme alla MIL-STD-1797A (MIL-F-8785C) per ciascuna categoria di fase di volo assegnata.

L'effetto combinato di stabilità del modo di spirale, peculiarità del sistema di controllo, e variazioni del momento di rollio dovute a variazioni di velocità, deve essere tale che, a seguito di una perturbazione di bank fino a 20 gradi, il tempo necessario a raddoppiare l'angolo di bank, deve essere superiore al valore indicato nel MIL-F-8785C. Per le fasi del volo che coinvolgono manovre brusche, come il CO e GA, le caratteristiche del velivolo aumentato non devono esibire un modo di accoppiamento roll-spirale in risposta ai comandi del pilota.

La variazione della risposta di rollio, con spostamento del comando di controllo del rollio, non deve originare un carico di lavoro per il pilota che sia incompatibile con i livelli richiesti per ogni fase di volo. Non ci deve essere alcuna non-linearità non voluta.

Il velivolo non deve presentare eccessiva sensibilità o lentezza nelle risposte a piccoli spostamenti dello stick di rollio, o lentezza delle forze in risposta a piccoli spostamenti e a piccole forze sullo stick.

La sensibilità a forze di controllo o a spostamenti di yaw, deve essere tale da assicurare il conseguimento del controllo sul direzionale, senza che siano necessarie nè forze di controllo eccessivamente elevate, nè correzioni, seppur piccole, da parte del pilota.

Qualsiasi oscillazione sostenuta residua, a seguito di un disturbo derivante da un controllo di rollio o da un ingresso di controllo di yaw, non deve ostacolare la prestazione di missione.

Un corretto spostamento della comando di controllo di yaw deve produrre un sideslip a sinistra senza indesiderabili non linearità nella variazione di yaw (spostamento e di forza) con l'angolo di sideslip.

Il velivolo deve raggiungere più di 230 gradi al secondo in rollio per ingressi full-stick a diverse quote, in configurazione pulita o in configurazione flap-up.

Di seguito verranno presentati i vari modelli di basso ordine utilizzati.

## 2.0.10 Modelli LOES – moti longitudinali

### 2.0.10.1 LOES: Modello longitudinale del 4° ordine

La normativa MIL 1797B afferma che affinché il metodo LOES possa essere considerato adeguato è necessario che lo scostamento tra misure predette dal modello e misure vere sia compreso in un certo range.

Per la predizione delle handling qualities per il modello longitudinale gli standard militari MIL-1797B pongono requisiti su smorzamento di corto periodo  $\xi_{sp}$  e ritardo di tempo  $\tau_\theta$ , e sul prodotto della frequenza naturale di corto periodo  $\omega_{sp}$  e l'inverso della frequenza di beccheggio  $\omega_{sp}T_{\theta_2}$ .

Le normative MIL stabiliscono anche quale sia il modello da utilizzare.

Esse riportano che se il velivolo una sola superficie aerodinamica di controllo del beccheggio e non ci sono altri effetti di beccheggio, i passi da seguire sono i seguenti:

1. Si verifica se la risposta al pitch del velivolo ha qualche modo a bassa frequenza debolmente smorzato (rapporto di smorzamento minore o uguale a 0.2 e periodo di oscillazione  $\geq 15sec$ ). Questo può essere determinato attraverso l'analisi del modello analitico del velivolo nella fase iniziale o finale di progetto, mediante un'analisi della storia temporale di un modello simulato, o mediante analisi dei dati di volo, durante l'avanzamento del progetto dalla fase preliminare ai test di volo.
2. Se il velivolo presenta modi debolmente smorzati a bassa frequenza, il sistema equivalente allora dovrà includere fugoide e modi di corto periodo. Se non ci sono modi a bassa frequenza debolmente smorzati, il sistema equivalente avrà bisogno solo del modo di corto periodo. L'assenza di bassi smorzamenti, garantisce accordo con i modi di fugoide.
3. Nelle MIL sono riportati i processi per determinare i modelli equivalenti, usando sia i soli modi corto periodo che anche quelli di fugoide. Si stimano i valori dei due fattori a numeratore  $1/T_{t1}$  e  $1/T_{t2}$  che compaiono nella fdt tra velocità di beccheggio e deflessione della superficie di controllo. Questi fattori possono essere stimati dalle derivate di stabilità dimensionali o non dimensionali.  $1/T_{t2}$  può essere stimato in due modi. Il primo è assumerlo uguale alla derivata di stabilità dimensionale  $L_w$  (variazione della velocità angolare di rollio rispetto alla componente  $z$  di  $V$ ) in alternativa si

può usare l'equazione in funzione di  $n_{z_{alpha}}$  (variazione in condizioni stazionarie dell'accelerazione verticale rispetto a alfa) se noto.

La gamma di frequenze di interesse primario per il controllo è compresa tra 0,1 e 10 rad / sec. Pertanto, solo le dinamiche che influenzano le risposte del velivolo in questa gamma di frequenza sono di interesse da una prospettiva di valutazione delle qualità di volo, e quindi di criteri di valutazione delle qualità di volo.

Come discusso in precedenza, per la maggior parte velivoli da combattimento il corto periodo e il modo di fuga sono di solito ben separati. Quindi, il modo di fuga può essere trascurato per le analisi relative alla qualità di volo sul modo di corto periodo.

Per completezza di analisi si è comunque deciso di analizzare modelli che includano i modi di fuga.

Modelli LOES di quarto ordine per identificazione su Pitch rate e accelerazione normale:

$$\frac{q}{\delta_e} = \frac{K_q s(s + \frac{1}{T_{\theta_1}})(s + \frac{1}{T_{\theta_2}})e^{\tau_{\theta} s}}{(s^2 + 2\xi_f \omega_f s + \omega_f^2)(s^2 + 2\xi_{sp} \omega_{sp} s + \omega_{sp}^2)} \quad (2.0.10.1)$$

e:

$$\frac{a_z}{\delta_e} = \frac{K_z s(s + \frac{1}{T_{h_1}})e^{\tau_{\theta} s}}{(s^2 + 2\xi_p \omega_p s + \omega_p^2)(s^2 + 2\xi_{sp} \omega_{sp} s + \omega_{sp}^2)} \quad (2.0.10.2)$$

È possibile notare che tutti i parametri necessari alla predizione delle qualità di volo sono già presenti nei modelli.

Per una manovra in cui la velocità è approssimativamente costante, è possibile ridurre il modello ad una approssimazione di corto periodo. Inoltre quando gli effetti di deflessione degli elevoni sulla portanza sono trascurabili, è possibile riformulare la funzione di trasferimento tra l'accelerazione normale e il comando

**Tatiana Tolomeo**

di stick, in modo che essa sia funzione dei soli parametri che compaiono nella funzione di trasferimento tra l'accelerazione angolare di pitch e il comando di stick. Questo risulta essere vantaggioso nel processo di stima dei parametri in quanto consente l'utilizzo di un'altra misura senza alcun parametro addizionale. Il nuovo modello LOES, di ordine ridotto, con approssimazione a velocità costante, può essere riscritto ed espresso con i parametri generici come:

$$\frac{q}{\delta_e} = \frac{K_q(s + \frac{1}{T_{\theta_2}})e^{\tau_\theta s}}{(s^2 + 2\xi_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2)} = \frac{(As + B)e^{\tau_\theta s}}{s^2 + k_1s + k_0} \quad (2.0.10.3)$$

$K_q = \text{gain factor}$

$\xi_f = \text{rapporto di smorzamento equivalente}$

$\omega_f = \text{frequenza naturale di fugoide}$

$\xi_{sp} = \text{rapporto di smorzamento di corto periodo}$

$\omega_{sp} = \text{frequenza naturale di corto periodo}$

e:

$$\frac{a_z}{\delta_e} = \frac{-\left(\frac{V_0}{g} \frac{1}{T_{\theta_2}}\right)e^{\tau_\theta s}}{(s^2 + 2\xi_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2)} = \frac{-\frac{V_0}{g} B e^{\tau_\theta s}}{s^2 + k_1s + k_0} \quad (2.0.10.4)$$

dove:

$K_q = \text{gain factor}$

$\xi_f = \text{rapporto di smorzamento equivalente}$

$\omega_f = \text{frequenza naturale di fugoide}$

$\xi_{sp} = \text{rapporto di smorzamento di corto periodo}$

$\omega_{sp} = \text{frequenza naturale di corto periodo}$

Tutti i parametri necessari alla previsione delle qualità di volo sono presenti nelle equazioni suddette anche se i modelli risultanti sono notevolmente semplificati. Le equazioni senza il termine esponenziale sono identiche ai modelli

open-loop delle funzioni di trasferimento dei modelli classici, con deflessione dell'elivone come input. Il parametro di ritardo tiene conto del ritardo di tempo tra il comando di stick e la deflessione della superficie di controllo, così come di ogni altra eventuale non linearità e dinamica aggiunta associata al sistema di controllo e al velivolo aumentato. Tuttavia è importante notare che, sebbene la funzione primaria del ritardo di tempo sia quella di considerare appunto gli effetti di ritardo tra stick e superficie di controllo, il sistema equivalente stimerà anche il ritardo tra la deflessione dello stick e la risposta del velivolo. Si noti che la richiesta militare sul ritardo di tempo è pari a 0.10 per un livello 1 di handling qualities. Ma ci sono stati dati significativi che hanno suggerito che questa cifra è fin troppo severa per velivoli da trasporto di grandi dimensioni. In tale sede verranno utilizzati i parametri attuali degli standard militari. Ottenere i coefficienti delle funzioni di trasferimento dai dati di volo è un problema algebrico, ma determinare l'errore dai parametri richiesti comporta dal punto di vista computazionale un carico di lavoro più ingente.

Risolvendo l'identificazione nel dominio del tempo introduciamo delle approssimazione per la e per l'inertial coupling:

$$\begin{aligned} \text{Gravity compensation} &= K_g \cos(\phi + \beta) \cos(\theta + A) \\ \text{Inertial coupling} &= K_r p r \end{aligned}$$

## 2.0.11 Modelli LOES – moti latero-direzionali

### 2.0.11.1 LOES: Modello latero-direzionale del 4° ordine

Per il modello laterale gli standard militari MIL-1797B richiedono che vengano stimati 3 parametri: costante di tempo del modo di rollio  $T_r$ , smorzamento di dutch roll  $\xi_{dr}$  e frequenza naturale di dutch roll  $\omega_{dr}$ .

Gli standard militari forniscono due opzioni per ottenere lo smorzamento di Dutch roll e la frequenza naturale.

Se il rapporto tra ampiezza dell'angolo di bank e angolo di sideslip, nel modo di Dutch roll,  $|\phi/\beta|_d$  è grande, si suggerisce una stima dei parametri attraverso i modelli di 4° ordine:

$$\frac{p}{\delta_a} = \frac{K_{p1}(s^2 + 2\xi_{p1}\omega_{p1}s + \omega_{p1}^2)e^{\tau_{p1}s}}{(s + \frac{1}{T_s})(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr}\omega_{dr}s + \omega_{dr}^2)} \quad (2.0.11.1)$$

e:

$$\frac{\beta}{\delta_r} = \frac{K_\beta (s + \frac{1}{T_{\beta_1}})(s + \frac{1}{T_{\beta_2}})(s + \frac{1}{T_{\beta_3}}) e^{\tau_\beta s}}{(s + \frac{1}{T_s})(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr}\omega_{dr}s + \omega_{dr}^2)} \quad (2.0.11.2)$$

in simultanea. Oppure un' identificazione simultanea in  $p$  e  $r$ :

$$\frac{p}{\delta_a} = \frac{K_{p1}(s^2 + 2\xi_{p1}\omega_{p1}s + \omega_{p1}^2)e^{\tau_{p1}s}}{(s + \frac{1}{T_s})(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr}\omega_{dr}s + \omega_{dr}^2)} \quad (2.0.11.3)$$

$$\frac{r}{\delta_r} = \frac{K_{r1}(s + \frac{1}{T_{r1}})(s + \frac{1}{T_{r2}})(s + \frac{1}{T_{r3}})e^{\tau_{r1}s}}{(s + \frac{1}{T_s})(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr}\omega_{dr}s + \omega_{dr}^2)} \quad (2.0.11.4)$$

con:

$\phi$  = angolo di bank

$\beta$  = angolo di sideslip

$q$  = roll rate

$r$  = yaw rate

$K_\phi$  = gain factor

$\xi_{dr}$  = rapporto di smorzamento di dutch roll

$\omega_{dr}$  = frequenza naturale di dutch roll

$T_r$  = time constant di roll mode

$T_s$  = time constant di spirale

Nonostante ciò porterebbe alla valutazione di tutti i parametri necessari alla predizione delle handling qualities, i modelli includono un numero considerevole

di parametri che sarebbe difficile stimare con precisione.

### 2.0.11.2 LOES: Modello latero-direzionale del 2° ordine

In base ai meccanismi di controllo e alla stabilità aerodinamica del velivolo, si possono verificare alcuni disaccoppiamenti nella risposta.

Nella risposta di sideslip al controllo direzionale si può verificare la cancellazione dei modi di spirale e di rollio. Se  $|\phi/\beta|_d$  è piccolo, lo standard militare suggerisce quindi l'uso di una funzione di trasferimento del secondo ordine che legghi angolo di sideslip e comando di pedale per la deflessione del rudder:

$$\frac{\beta}{\delta_r} = \frac{K_\beta s e^{-\tau_\beta s}}{(s^2 + 2\xi_{dr}\omega_{dr}s + \omega_{dr}^2)} \quad (2.0.11.5)$$

Questa funzione di trasferimento è ottenuta da un'approssimazione di Dutch roll e assume che la forza laterale dovuta a un input di rudder sia trascurabile.

Una funzione di trasferimento alternativa utilizza solo l'approssimazione di Dutch Roll legata alla risposta sullo yaw rate rispetto ad un input di controllo di yaw:

$$\frac{r}{\delta_r} = \frac{K_r (s + \frac{1}{T_r}) e^{-\tau_r s}}{(s^2 + 2\xi_{dr}\omega_{dr}s + \omega_{dr}^2)} \quad (2.0.11.6)$$

Tale equazione aggiunge un parametro addizionale alla stima; in ogni caso essa offre la possibilità di utilizzare le misure di velocità angolare al posto delle misure sull'angolo di sideslip. La stima dei parametri che deriva dagli ultimi due modelli di 2° ordine fornisce i parametri di Dutch roll necessari alla predizione delle handling qualities.

Per ottenere la massima costante di tempo di roll, è possibile definire le funzioni di trasferimento equivalenti di rollio e sideslip, rispettivamente:



$$\frac{\phi}{\delta_a} = \frac{K_\phi (s^2 + 2\xi_{\phi_e} \omega_{\phi_c} s + \omega_{\phi_c}^2) e^{\tau_{\phi_c} s}}{(s + \frac{1}{T_s})(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr} \omega_{dr} s + \omega_{dr}^2)} \quad (2.0.11.7)$$

e:

$$\frac{\beta}{\delta_r} = \frac{A_3 s^3 + A_2 s^2 + A_1 s + A_0) e^{-\tau_\beta s}}{(s + \frac{1}{T_s})(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr} \omega_{dr} s + \omega_{dr}^2)} \quad (2.0.11.8)$$

$$\frac{\phi}{\delta_a} = \frac{K_\phi e^{\tau_\phi s}}{(s^2 + 2\xi_{dr} \omega_{dr} s + \omega_{dr}^2)} \quad (2.0.11.9)$$

Gli standard militari non suggeriscono di condurre una stima di queste due funzioni di trasferimento in simultanea, ma in entrambe vi è un sostanziale numero di parametri da stimare. Ponendo:

$$\tilde{p} \approx \dot{\phi} \quad (2.0.11.10)$$

o:

$$p \approx s\phi \quad (2.0.11.11)$$

possiamo riscrivere la funzione di trasferimento come:

$$\frac{p}{\delta_a} = \frac{K_\phi s(s^2 + 2\xi_\phi \omega_\phi s + \omega_\phi^2) e^{-\tau_p s}}{(s + \frac{1}{T_s})(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr} \omega_{dr} s + \omega_{dr}^2)} \quad (2.0.11.12)$$

Adizionalmente se assumiamo che la costante di tempo di spirale  $T_s$  sia grande, possiamo semplificare il modello:

$$\frac{p}{\delta_a} = \frac{K_\phi (s^2 + 2\xi_\phi \omega_\phi s + \omega_\phi^2) e^{-\tau_p s}}{(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr} \omega_{dr} s + \omega_{dr}^2)} = \frac{(K_\phi s^2 + Cs + D) e^{-\tau_p s}}{(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr} \omega_{dr} s + \omega_{dr}^2)} \quad (2.0.11.13)$$

Questa semplificazione non riduce solo l'ordine della funzione di trasferimento, ma elimina anche un parametro dalla stima. Ancora una volta il modello è dato in termini generici.

Una opzione possibile per ridurre il numero di parametri dalla stima è fissare i valori dei parametri che sono già stati valutati in precedenza. Ad esempio, se per la stima dei parametri di Dutch roll è stata utilizzata una spazzolata in frequenza sullo yaw-rate, è possibile mantenere tali parametri fissi nella stima del roll-rate utilizzando un range di frequenze per il rollio.

Un'altra alternativa che riduce il numero di parametri in modo significativo è assumere i quadrati di numeratore e denominatore approssimativamente uguali, ossia assumere che il velivolo abbia una dinamica del primo ordine:

$$\frac{p}{\delta_a} = \frac{K_\phi e^{-\tau_p s}}{(s + \frac{1}{T_r})} \quad (2.0.11.14)$$

**Tatiana Tolomeo**

Questa funzione di trasferimento permette tuttavia un solo grado di libertà e dunque sarà introdotto un errore di modellazione maggiore se si deduce che la cancellazione dei poli e degli zeri del termine di secondo non sia valida.

### 2.0.11.3 LOES: Modello latero-direzionale del 3° ordine accoppiato

Nella dinamica latero-direzionale in ciclo chiuso, nel caso in cui si consideri non trascurabile una variazione dell'angolo di sideslip in seguito ad un comando di stick laterale , il modello LOES per il roll rate è:

$$p = \frac{K_{p1}(s^2 + 2\xi_{p1}\omega_{p1}s + \omega_{p1}^2)e^{\tau_{p1}s}\eta_r}{(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr}\omega_{dr}s + \omega_{dr}^2)} + \frac{K_{p2}(s^2 + 2\xi_{p2}\omega_{p2}s + \omega_{p2}^2)e^{\tau_{p2}s}\eta_a}{(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr}\omega_{dr}s + \omega_{dr}^2)} \quad (2.0.11.15)$$

Allo stesso modo sullo yaw rate, nel caso in cui si consideri non trascurabile una variazione dell'angolo di bank in seguito ad un comando pedale , il modello LOES per lo yaw rate è:

$$\frac{r}{\delta_r} = \frac{K_{r1}(s^2 + 2\xi_{r1}\omega_{r1}s + \omega_{r1}^2)e^{\tau_{r1}s}\eta_r}{(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr}\omega_{dr}s + \omega_{dr}^2)} + \frac{K_{r2}(s^2 + 2\xi_{r2}\omega_{r2}s + \omega_{r2}^2)e^{\tau_{r2}s}\eta_a}{(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr}\omega_{dr}s + \omega_{dr}^2)} \quad (2.0.11.16)$$

$\eta_r =$  deflessione di timone

$\eta_a =$  deflessione attraverso lo stick laterale

Al di là del termine esponenziale sugli input, la forma dei modelli accoppiati segue la forma classica della dinamica latero-direzionale linearizzata di un velivolo non aumentato, omettendo il termine di gravità nell'equazione della forza laterale.

Il problema del lavoro è l'accuratezza della stima dei parametri dei modelli, utilizzando gli input e output derivanti dal test di volo.

L'idea è di eseguire un match delle misure in output o delle derivate delle misure in output con le corrispondenti quantità modellate, aggiustando i parametri del modello al fine di minimizzare il fit sull'errore.

La misura dell'errore è la somma delle variazioni al quadrato tra le quantità calcolate dai modelli e le misure, o analogamente la somma pesata di ciascun fit misurato. Esistono numerosi modelli per la stima dei parametri basata sulla misura di dati veri, sia nel dominio del tempo che della frequenza.

### 2.0.12 Implementazione dei modelli LOES

I vari modelli sono stati implementati in ambiente MATLAB. La dinamica del modello longitudinale è stata rappresentata con modelli parametrici del secondo e del quarto ordine. L'espressione dei modelli, in funzioni dei coefficienti incogniti, e le eventuali correzioni apportate sono presentate di seguito.

Si consideri il modello di secondo ordine del pitch-rate per la dinamica longitudinale del velivolo, riformulato parametricamente secondo un'approssimazione di corto periodo:

$$\frac{q}{\delta_e} = \frac{K_q(s + \frac{1}{T_{\theta_2}})e^{\tau_\theta s}}{(s^2 + 2\xi_{sp}\omega_{sp}s + \omega_{sp}^2)} = \frac{(As + B)e^{\tau_\theta s}}{s^2 + k_1s + k_0} \quad (2.0.12.1)$$

dove:

$$\omega_{SPe} = \sqrt{k_0} \quad (2.0.12.2)$$

$$\xi_{SPe} = \frac{k_1}{2\sqrt{k_0}} \quad (2.0.12.3)$$

$$A = K_q \quad (2.0.12.4)$$

$$B = \frac{k_\theta}{T_{\theta_2}} \quad (2.0.12.5)$$

Se la dinamica longitudinale del sistema presenta due radici complesse di corto periodo, i parametri identificativi del modello sono rispettivamente dati da: fattore di smorzamento  $\xi_{SPe}$  e pulsazione naturale  $\omega_{SPe}$ . Sul longitudinale le correzioni effettuate riguardano:

- compensazione dell'effetto inertial coupling;
- gravity compensation;

Eventuali correzioni dovuti al movimento dei LEF (Leading Edge Flap), il cui effetto non è incluso nel modello, non sono qui considerate. Infatti è stato dimostrato nel lavoro precedente (vedi ...) che analizzando dati di volo relativi a manovre eseguite a LEF bloccati, e confrontando l'analisi con manovre simili effettuate a LEF bloccati, la correzione introdotta nel modello LOES per compensare il movimento dei LEF non ha evidenziato sostanziali migliorie. Quindi è stato concluso che, data l'inefficacia di tale correzione nel processo di identificazione nel fornire un miglior fit nei dati, essa potesse essere trascurata, e parallelamente, è stato possibile dedurre che il modello LOES fosse sufficientemente accurato nel riprodurre anche gli effetti delle alette di bordo d'attacco. Le compensazioni di inertial coupling e la gravity compensation introducono come, effetto principale, un accoppiamento tra le dinamiche longitudinali e le dinamiche latero-direzionali, che chiaramente non sono previste dal modello di basso ordine che, per ipotesi, è costruito in seguito a linearizzazione e quindi disaccoppiamento delle equazioni complete del velivolo. Le compensazioni in questione sono costituite da termini proporzionali all'angolo di beccheggio  $\theta$ , rollio  $\phi$  e alle rispettive velocità angolari  $p$  e  $r$ . Le compensazioni hanno maggiori riscontri in termini di efficacia nell'identificazione, principalmente su manovre multi-asse come wind-up turn con bank-to-bank. Ma si è verificato apportino comunque dei miglior risultati qualitativi anche nel fit di manovre a singolo asse. Le correzioni di cui sopra, sono state introdotte sia nel modello di secondo ordine con approssimazione di corto periodo, che nel modello di quarto ordine che include i modi fugoide. L'implementazione dei modelli corretti è riportata in dettaglio nel seguito del capitolo.

Da uno studio delle leggi di controllo scaturisce che, un accoppiamento tra le dinamica longitudinali e latero-direzionali causa un'accelerazione in pitch proporzionale al prodotto di yaw rate e roll rate, moltiplicati per un certo guadagno inerziale. Verrà quindi introdotto nel modello un termine del tipo:

$$prK_{IN} \quad (2.0.12.6)$$

Il contributo introdotto dovuto alla gravity compensation dovr à essere proporzionale all'accelerazione gravitazionale  $g$  ai coseni degli angoli di beccheggio

e rollio  $\pi$  è un contributo incrementale da identificare, il tutto moltiplicato per un guadagno incognito. La correzione nel modello assume quindi la forma:

$$K_g \cdot g \cdot \cos(\theta + A) \cos(\phi + B) \quad (2.0.12.7)$$

Nel modello LOES e riformuliamo l'equazione come:

$$q(s)s^2 + q(s)a_1s + q(s)a_0 = (As + B)e^{\tau\theta} \delta_e \quad (2.0.12.8)$$

Esprimendo il tutto nel dominio del tempo:

$$\ddot{q}(t) + \dot{q}(t)a_1s + q(t)a_0 = A\dot{\delta}_e(t - \tau_\theta) + B\delta_e(t - \tau_\theta) \quad (2.0.12.9)$$

Inserisco nel modello le compensazioni suddette di gravity compensation e inertial coupling, per tener conto di eventuali accoppiamenti con moti laterali e direzionali non inclusi nel modello linearizzato:

$$\ddot{q}(t) + \dot{q}(t)a_1s + q(t)a_0 = T_{\theta_2}b_0\dot{\delta}_e(t - \tau_\theta) + b_0\delta_e(t - \tau_\theta) + K_g g \cos(\theta + A) \cos(\phi + B) + pr K_{IN} \quad (2.0.12.10)$$

Effettuo una trasformazione di coordinate che permette di abbassare l'ordine di  $\theta$ :

$$\begin{cases} \ddot{x}(t) + \dot{x}(t)a_1s + x(t)a_0 = b_0\delta_e(t - \tau_\theta) \\ C = \cos(\theta + A)\cos(\phi + B) \end{cases} \quad (2.0.12.11)$$

$$\begin{cases} \ddot{x}(t) + \dot{x}(t)a_1 + x(t)a_0 = b_0\delta_e(t - \tau_\theta) \\ \ddot{q}(t) + \dot{q}(t)k_1 + q(t)k_0 = A\dot{\delta}_e(t - \tau_\theta) + B\delta_e(t - \tau_\theta) + K_g g \cos(\theta + A)\cos(\phi + B) + prK_{IN} \end{cases} \quad (2.0.12.12)$$

Torniamo nel dominio di Laplace:

$$\begin{cases} s^2x(s) + sx(s)a_1s + x(s)a_0 = b_0\delta_e(s)e^{\tau_\theta s} \\ q(s) = \frac{b_0\delta_e(s)e^{\tau_\theta s}}{s^2+a_1s+a_0} + \frac{b_0T_{\theta_2}s\delta_e(s)e^{\tau_\theta s}}{s^2+a_1s+a_0} + K_g g C(s) + K_{IN}p(s)r(s) \end{cases} \quad (2.0.12.13)$$

$$\begin{cases} x(s) = \frac{b_0\delta_e(s)e^{\tau_\theta s}}{s^2+a_1s+a_0} \\ q(s) = (x(s) + x(s)s b_0 T_{\theta_2})e^{\tau_\theta s} + K_g g C(s) + K_{IN}p(s)r(s) \end{cases} \quad (2.0.12.14)$$

Nel dominio del tempo infine si ha:

$$\begin{cases} \ddot{x}(t) + \dot{x}(t)a_1s + x(t)a_0 = b_0\delta_e(t - \tau_\theta) \\ q(t) = x(t - \tau_\theta) + \dot{x}(t - \tau_\theta)k_1s + K_g g \cos(\theta + A)\cos(\phi + B) + p(t)r(t)K_{IN} \\ C = \cos(\theta + A)\cos(\phi + B) \end{cases} \quad (2.0.12.15)$$

Poniamo infine il sistema agli stati sarà dunque:

$$\begin{bmatrix} \ddot{x}(t) \\ \dot{x}(t) \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & 1 \\ -a_0 & a_1 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ b_0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} 0 \\ C(t) \\ \delta_e(t - \tau_\theta) \end{bmatrix} \quad (2.0.12.16)$$

$$q(t) = [T_{\theta_2} b_0 \quad 1] \begin{bmatrix} \dot{x}(t) \\ x(t) \end{bmatrix} + [0 \quad K_g \quad K_{IN}] \cdot \begin{bmatrix} \delta_e(t - \tau_\theta) \\ C(t) \\ p(t)r(t) \end{bmatrix} \quad (2.0.12.17)$$

Vettore incognite:

$$x(t) = [a_1 \quad a_0 \quad b_1 \quad b_0 \quad K_{g_0} \quad K_{IN_0} \quad 0 \quad 0 \quad 1] \quad (2.0.12.18)$$

Impostiamo ora la risoluzione del sistema. Se la funzione obiettivo è lineare, e lo spazio del vincolo è un politopo, allora siamo di fronte a un problema di programmazione lineare, che può essere risolto con metodi di programmazione lineare. Il problema risulta tuttavia essere non lineare infatti alcuni dei valori da calcolare compaiono come ingressi del problema, invece di comparire solo nelle matrici che descrivono la dinamica longitudinale del problema. Si è deciso di non procedere ad una linearizzazione del problema non lineare rispetto ai parametri incogniti, ma piuttosto, si è preferito utilizzare un metodo ai minimi quadrati nel processo di identificazione, impostando un algoritmo di minimizzazione non lineare. Il metodo dei minimi quadrati cerca la funzione che si avvicini il più possibile ad un' interpolazione di un insieme di dati. Tale metodo ben si presta ad approssimare l'andamento di dati sperimentali. In particolare la funzione trovata deve essere quella che minimizza la somma dei quadrati delle distanze dai punti dati.

Siano  $(x_i, z_i)$  con  $i = 1, 2, \dots, n$  i punti che rappresentano i dati in ingresso. Si vuole trovare una funzione  $\mathbf{q}$  tale che approssimi la successione di punti data. Questa può essere determinata minimizzando la distanza euclidea tra le due



successioni  $z_i$  e  $q(x_i)$ , ovvero dato il vettore dell'incognita  $\mathbf{x}$  il funzionale da minimizzare è:

$$\min_{\mathbf{x}} \|\mathbf{z} - \mathbf{q}(\mathbf{x})\|^2 \quad (2.0.12.19)$$

I metodi di minimizzazione non lineare sono metodi iterativi, cioè a partire da una *guess* iniziale calcolano iterativamente la soluzione, fino a quando il metodo non converge, cioè fino a quando l'errore tra il modello e i dati reali non sia inferiore a una tolleranza data, o fino al raggiungimento del numero massimo di iterazioni imposte. È facilmente intuibile come in realtà la convergenza del metodo sia strettamente legata alla *guess* iniziale imposta. Per tale ragione si è scelto di proseguire seguendo l'approccio adottato nel lavoro precedente, che si fonda sul metodo proposto da Morelli. Il problema, nello studio condotto da Morelli, viene suddiviso in due fasi distinte: una prima fase prevede l'utilizzo di un modello lineare ai minimi quadrati che fornisca una prima approssimazione, il metodo non necessita di condizioni iniziali particolarmente accurate, ma assicura una soluzione asintoticamente stabile e fornisce un buon punto di partenza per un metodo più raffinato; la seconda fase prevede l'utilizzo di un algoritmo di risoluzione di un problema non lineare che accetterà in ingresso il vettore soluzione del metodo lineare anteriormente applicato.

Si riporta di seguito l'applicazione del metodo ai minimi quadrati lineare nel dettaglio.

Il vettore delle incognite è stato opportunamente modificato ponendo:  $A = 0$ ,  $B = 0$ ,  $K_{g_0} = 1$ ,  $K_{IN_0} = 1$ ,  $\tau_\theta = 0$ .

$$\ddot{q}(t) + \dot{q}(t)a_1 + q(t)a_0 = T_{\theta_2}b_0\dot{\delta}_e(t) + b_0\delta_e(t) + g\cos(\theta)\cos(\phi) + pr \quad (2.0.12.20)$$

Pongo:  $Y = \ddot{q}$

$$\Theta_0 = [a_1 \quad a_0 \quad b_1 \quad b_0 \quad K_{g_0} \quad K_{IN_0} \quad 0 \quad 0 \quad 0] \quad (2.0.12.21)$$

$$\mathbf{X} = \begin{bmatrix} \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \\ -\dot{q} & -q & \delta_e & \delta_e & C & pr \\ \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots & \vdots \end{bmatrix} \quad (2.0.12.22)$$

Quindi:

$$Y = \mathbf{X}\Theta_0 \quad (2.0.12.23)$$

La soluzione del problema di minimizzazione può essere riscritta come:

Quindi:

$$(\mathbf{X}\Theta_0 - Y)^T \mathbf{X} = 0 \implies \mathbf{X}^T \mathbf{X}\Theta_0 = \mathbf{X}^T Y \quad (2.0.12.24)$$

Quest'ultima equazione è detta *equazione normale*. Se il rango di  $\mathbf{X}$  è completo allora  $\mathbf{X}^T \mathbf{X}$  è invertibile e dunque:

$$\Theta_0 = (\mathbf{X}^T \mathbf{X})^{-1} \mathbf{X}^T Y \quad (2.0.12.25)$$

Il vettore  $\Theta_0$  sarà la guess iniziale per il metodo di risoluzione non lineare. Per la risoluzione del problema non lineare è possibile utilizzare una delle funzioni di risoluzione presenti in MATLAB. La routine di MATLAB `lsqnonlin`, disponibile per la risoluzione di problemi quadratici non lineari, permette di effettuare la minimizzazione con l'algoritmo di default, o consente di scegliere il metodo più consono al problema in esame, e di selezionarlo manualmente. Tra gli algoritmi presenti nella `OPTIMIZATION TOOLBOX` si optato per l'algoritmo di Levenberg-Marquardt, un algoritmo ampiamente utilizzato nei problemi

**Tatiana Tolomeo**

di risoluzione di curve-fitting. Esso, tra l'altro, permette di ovviare a eventuali problemi di mal condizionamento del problema, costituendo, in questo, un'evoluzione del metodo di Newton.

l'algoritmo di Levenberg-Marquardt (LMA), prevede una soluzione numerica del problema di minimizzazione di una funzione, non lineare, su uno spazio di parametri della funzione. Il LMA interpola tra l'algoritmo di Gauss-Newton (GNA) e il metodo di discesa del gradiente, come si è accennato, ma LMA è più robusto del GNA, il che significa che in molti casi si trova una soluzione, anche se si inizia molto lontano dal minimo finale. Con un vettore di parametri iniziali ragionevole, il LMA tende ad essere un po' più lento del GNA e si deve tener presente che esso trova solo un minimo locale, non globale.

Come altri algoritmi di minimizzazione numerica, l'algoritmo di Levenberg-Marquardt è una procedura iterativa. Per avviare una riduzione al minimo, l'utente deve fornire un'ipotesi iniziale per il vettore dei parametri e tendenzialmente, per le identificazioni analizzate in questa sede, l'algoritmo converge solo se i dati iniziali sono già in qualche modo vicini alla soluzione finale. Dato quindi in vettore delle incognite  $\Theta$ , in ogni passo di iterazione, tale vettore è sostituito da una nuova stima  $\Theta_{i+1} = \Theta_i + \Delta\Theta$ . Per determinare  $\mathbf{q}(t_k, \Theta + \Delta\Theta)$ , le funzioni sono approssimate dalle loro linearizzazioni:

$$\mathbf{q}(t_k, \Theta + \Delta\Theta) = \mathbf{q}(t_k, \Theta) + \mathbf{J}_k \Delta\Theta \quad (2.0.12.26)$$

$$\mathbf{J}_k = \frac{\partial \mathbf{q}(t_k, \Theta)}{\partial \Theta} \quad (2.0.12.27)$$

Il funzionale da minimizzare è:

$$\min_{\mathbf{x}} \|\mathbf{z} - \mathbf{q}(\Theta) - \mathbf{J}_k \Delta\Theta\|^2 \quad (2.0.12.28)$$

Prendendo la derivata rispetto a  $\Delta\Theta$  e impostando il risultato a zero si ottiene un insieme di equazioni lineari che può essere risolto per  $\Delta\Theta$ . Il contributo Levenberg consiste nel sostituire questa equazione con una versione smorzata:

$$(\mathbf{J}_k^T \mathbf{J}_k + \lambda \text{diag}(\mathbf{J}_k^T \mathbf{J}_k)) \Delta\Theta = \mathbf{J}_k^T (\mathbf{z} - \mathbf{q}(\Theta)) \quad (2.0.12.29)$$

Il fattore di smorzamento,  $\lambda$  (non negativo), viene adeguato ad ogni iterazione. Se la riduzione del funzionale da minimizzare è rapida, può essere utilizzato un valore più piccolo, rendendo il metodo più simile all'algoritmo di Gauss-Newton, mentre, se una iterazione dà una riduzione insufficiente del residuo,  $\lambda$  può essere incrementato, muovendosi verso la direzione di discesa del gradiente.

L'algoritmo è strutturato in modo che per grandi valori di  $\lambda$ , il metodo si muove circa in direzione del gradiente. Se l'incremento calcolato,  $\Theta$ , o la riduzione della somma dei quadrati da parte dell'ultimo parametro,  $\Theta + \Delta\Theta$ , cade al di sotto dei limiti predefiniti, il processo di iterazione si ferma e l'ultimo vettore di parametri  $\Theta$ , considerato soluzione.

A livello implementativo, la risoluzione del problema ai minimi quadrati lineari permette di costruire il vettore guess iniziale per il problema non lineare. Poste le condizioni iniziali suddette di vincolo sugli angoli e sui guadagni, si assume che, angolo e rateo di beccheggio siano noti da telemetria, quindi  $\mathbf{q}$  è assunto essere noto, le derivate prime e seconde vengono calcolate numericamente all'interno dello sviluppo del problema lineare.

Il vettore in uscita è  $\Theta$ . Per lo sviluppo del problema non lineare, è stata innanzitutto utilizzata la funzione `ss` di MATLAB, che permette di creare un modello nello spazio degli stati tempo-continuo, a partire dalle matrici che costituiscono la forma agli stati del modello stesso. Costruito il sistema agli stati per la risoluzione del problema non lineare, e dato il vettore degli ingressi iniziali, la funzione `lsim` ha permesso la valutazione del vettore relativo al pitch-rate (o all'angolo di pitch) nel dominio del tempo. La funzione `lsim` infatti plotta la risposta nel tempo del modello LTI rispetto ai segnali descritti dal vettore degli ingressi  $\mathbf{u}$  e dal vettore  $\mathbf{t}$ , quest'ultimo costituisce un vettore di campioni temporali equispaziati nel tempo e nella matrice degli ingressi  $\mathbf{u}$  vi sono tante righe quanti sono gli input del sistema e la  $i$ -esima colonna per ciascun input specifica il valore assunto dall'input in questione al tempo  $t(i)$ .

Nello specifico, il sistema da risolvere posto agli stati sarà:

$$A = \begin{bmatrix} -x(1) & -x(2) \\ 1 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.0.12.30)$$

$$C = [x(3) \quad x(4)] \quad (2.0.12.31)$$

$$B = \begin{bmatrix} 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (2.0.12.32)$$

$$D = [0 \quad 9.81 \cdot x(5) \quad x(6)] \quad (2.0.12.33)$$

Vettore ingressi:

$$u = [\eta_e \quad \cos(\theta + x(7)) \cdot \cos(\phi + x(8)) \quad p \cdot r]^T \quad (2.0.12.34)$$

Il sistema viene risolto iterativamente, e ad ogni passo di iterazione la soluzione parametrica è confrontata con i dati sperimentali nel senso dei minimi quadrati, per fare ciò si è fatto uso, come accennato, della funzione **lsqnonlin** per la risoluzione di problemi non lineari ai minimi quadrati, che cerca il minimo della distanza quadrati tra risposta reale e risposta da modello e converge quando l'errore raggiunge il limite stabilito da una data tolleranza.

Concettualmente le modalità di sviluppo dei modelli, sia sul longitudinale, che sul latero-direzionale, seguono il medesimo iter, con variazioni eventuali in base alla complessità del problema in esame. Di seguito vengono presentati nel dettaglio, i sistemi costruiti relativi al modello di quarto ordine longitudinale, e ai modelli di quarto, terzo e terzo ordine accoppiato sul laterale. Questo dettaglio, apparentemente superfluo è invece indispensabile per mettere in luce i problemi scaturiti in sede di implementazione e per giustificare successivamente eventuali falle nell'identificazione. Il modello, per costruzione, presenta dei limiti oggettivi di applicabilità, ma ancora più limitativi sono i problemi numerici derivanti da modelli complessi, seppur di basso ordine. Verranno di seguito giustificate le scelte operate sulla tipologia delle manovre da utilizzare per l'identificazione, ma anche verranno enfatizzate le modalità con cui devono essere eseguite le manovre per essere effettivamente indicate ad una identificazione, si forniscono quindi le linee guida per un'oculata selezione e scarto di manovre che, indipendentemente dalla tipologia, possono causare instabilità e quindi non convergenza del metodo.

Costruito il sistema per la risoluzione del problema non lineare, e dato il vettore degli ingressi iniziali, è stata utilizzata la funzione MATLAB **lsqnonlin** per la risoluzione di problemi ai minimi quadrati non lineari.

Un ulteriore appunto va fatto sulla identificazione di  $T_{\theta_2}$ . Nel precedente lavoro di tesi relativo allo studio di un modello LOES di secondo ordine sul longitudinale si suggerisce una correzione per la determinazione di tale parametro, correzione che potrebbe risultare determinante nell' identificazione di manovre non indicate, e quindi non riscontrabile in questa prima fase. Infatti osservando la struttura del modello LOES da identificare è possibile notare che i parametri  $T_{\theta_2}$ ,  $\xi_{SP}$ ,  $\omega_{SP}$  sono strettamente correlati tra loro quando il segnale di ingresso è costituito prevalentemente da componenti a bassa frequenza. A bassa frequenza infatti il valore della funzione di trasferimento si avvicina al guadagno statico  $\mu$ . È quindi possibile ottenere lo stesso valore di  $\mu$  con infinite combinazioni dei parametri che lo compongono. Questa correlazione tra parametri può portare a valori di  $T_{\theta_2}$  eccessivamente elevati, con conseguente errata identificazione degli altri due parametri correlati. Usualmente questa indeterminazione viene risolta applicando un segnale di ingresso sufficientemente ricco di componenti a varie frequenze. L' utilizzo di questa tecnica di identificazione per manovre closed-loop non garantisce di disporre di un segnale di ingresso avente uno spettro sufficientemente ricco. Per diminuire questa correlazione tra i parametri è possibile fissare a priori  $T_{\theta_2}$ . Nell' analisi precedente si evidenzia come  $T_{\theta_2}$  sia la derivata  $L_w$  o  $L_\alpha$  del velivolo misurata in  $s^{-1}$ . Una definizione operativamente significativa suggerisce di stimare  $T_{\theta_2}$  (o meglio, il suo reciproco) come:

$$\frac{1}{T_{\theta_2}} = \frac{g \cdot n_{z_\alpha}}{TAS} \quad (2.0.12.35)$$

Il valore di  $n_{z_\alpha}$  è determinabile partendo dai dati di volo. È infatti stimato eseguendo una regressione lineare sul crossplot di  $n_z$ . La TAS è la media della velocità durante tutta la manovra. Di fatto, come in precedenza fatto, il valore di  $T_{\theta_2}$  sarà fissato di default al valore calcolato ma, in caso di corrispondenza marginale tra dati reali e dati identificati o in presenza di altri parametri di valore chiaramente inconsistente, si procederà con l' identificazione a  $T_{\theta_2}$  libero. Questo procedimento è applicato sia al secondo che al quarto ordine, ma è importante sottolineare come l' identificazione libera sia attualmente preferibile per le manovre indicate, sia per semplicità di calcolo e affidabilità di risultati, sia per effettiva corrispondenza nel match.

Presentazione di risoluzione del problema di quarto ordine con fugoide.

**Tatiana Tolomeo**

$$\frac{q}{\delta_e} = \frac{K_q s \left(s + \frac{1}{T_{\theta_1}}\right) \left(s + \frac{1}{T_{\theta_2}}\right) e^{\tau_{\theta} s}}{\left(s^2 + 2\xi_f \omega_f s + \omega_f^2\right) \left(s^2 + 2\xi_{sp} \omega_{sp} s + \omega_{sp}^2\right)} = \frac{(e_3 s^3 + e_2 s^2 + e_1 s + e_0) e^{\tau_{\theta} s}}{s^4 + a_3 s^3 + a_2 s^2 + a_1 s + a_0} \quad (2.0.12.36)$$

$$q(s) s^4 + q(s) a_3 s^3 + q(s) a_2 s^2 + q(s) a_1 s + q(s) a_0 = (e_3 s^3 + e_2 s^2 + e_1 s + e_0) e^{\tau_{\theta} s} \delta_e \quad (2.0.12.37)$$

Esprimendo il tutto nel dominio del tempo:

$$q(t)^{IV} + q(t)^{III} a_3 + q(t)^{II} a_2 + q(t)^I a_1 + q(t) a_0 = \delta_e^{III}(t - \tau_{\theta}) e_3 + \delta_e^{II}(t - \tau_{\theta}) e_2 + \delta_e(t - \tau_{\theta}) e_1 + e_0 \quad (2.0.12.38)$$

Inserisco nel modello le compensazioni suddette di gravity compensation e inertial coupling, per tener conto di eventuali accoppiamenti con moti laterali e direzionali non inclusi nel modello linearizzato:

$$\begin{aligned} q(t)^{IV} + q(t)^{III} a_3 + q(t)^{II} a_2 + q(t) a_1 + a_0 = \\ = \delta_e^{III}(t - \tau_{\theta}) e_3 + \delta_e^{II}(t - \tau_{\theta}) e_2 + \delta_e^I(t - \tau_{\theta}) e_1 + e_0 \delta_e(t - \tau_{\theta}) + K_g g \cos(\theta + A) \cos(\phi + B) + pr K_{IN} \end{aligned} \quad (2.0.12.39)$$

Effettuo una trasformazione di coordinate che permette di abbassare l'ordine di  $\theta$ :

$$\begin{cases} x(t)^{IV} + x(t)^{III}a_3 + x(t)^{II}a_2 + x(t)^Ia_1 + x(t)a_0 = \delta_e(t - \tau_\theta) \\ C = \cos(\theta + A)\cos(\phi + B) \end{cases} \quad (2.0.12.40)$$

$$\begin{cases} x(t)^{IV} + x(t)^{III}a_3 + x(t)^{II}a_2 + x(t)^Ia_1 + a_0 = \delta_e(t - \tau_\theta) \\ q(t)^{IV} + q(t)^{III}a_3 + q(t)^{II}a_2 + q(t)a_1 + a_0 = \\ = \delta_e^{III}(t - \tau_\theta)e_3 + \delta_e^{II}(t - \tau_\theta)e_2 + \delta_e^I(t - \tau_\theta)e_1 + \delta_e(t - \tau_\theta)e_0 + K_g C(t) + prK_{IN} \end{cases} \quad (2.0.12.41)$$

Torniamo nel dominio di Laplace:

$$\begin{cases} s^4x(s) + s^3x(s)a_3s + s^2x(s)a_2 + sx(s)a_1 + a_0 = \delta_e(s)e^{\tau_\theta s} \\ q(s) = \frac{e_0\delta_e(s)e^{\tau_\theta s}}{s^4 + s^3a_3s + s^2a_2 + sa_1 + a_0} + \frac{e_1s\delta_e(s)e^{\tau_\theta s}}{s^4 + s^3a_3s + s^2a_2 + sa_1 + a_0} + \\ + \frac{e_2s^2\delta_e(s)e^{\tau_\theta s}}{s^4 + s^3a_3s + s^2a_2 + sa_1 + a_0} + \frac{e_3s^3\delta_e(s)e^{\tau_\theta s}}{s^4 + s^3a_3s + s^2a_2 + sa_1 + a_0} + \\ + K_g gC(s) + K_{IN}p(s)r(s) \end{cases} \quad (2.0.12.42)$$

$$\begin{cases} x(s) = \frac{\delta_e(s)e^{\tau_\theta s}}{s^4 + s^3a_3s + s^2a_2 + sa_1 + a_0} \\ q(s) = (x(s)e_0 + sx(s)e_1 + s^2x(s)e_2 + s^3x(s)e_3)e^{\tau_\theta s} + K_g gC(s) + K_{IN}p(s)r(s) \end{cases} \quad (2.0.12.43)$$

**Tatiana Tolomeo**



Nel dominio del tempo infine si ha:

$$\begin{cases} x(t)^{IV} + x(t)^{III}a_3 + x(t)^{II}a_2 + x(t)^Ia_1 + x(t)a_0 = \delta_e(t - \tau_\theta) \\ q(t) = x(t - \tau_\theta)^{III}e_3 + x(t - \tau_\theta)^{II}e_2 + x(t - \tau_\theta)^Ie_1 + e_0 + K_g g \cos(\theta + A) \cos(\phi + B) + p(t)r(t)K_{IN} \\ C = \cos(\theta + A) \cos(\phi + B) \end{cases} \quad (2.0.12.44)$$

Poniamo infine il sistema agli stati sarà dunque:

$$\begin{bmatrix} x(t)^{IV} \\ x(t)^{III} \\ x(t)^{II} \\ x(t)^I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -a_3 & -a_2 & -a_1 & -a_0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x(t)^{III} \\ x(t)^{II} \\ x(t)^I \\ x(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta_e(t - \tau_\theta) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.0.12.45)$$

$$q(t) = [e_3 \quad e_2 \quad e_1 \quad e_0] \begin{bmatrix} x(t)^{III} \\ x(t)^{II} \\ x(t)^I \\ x(t) \end{bmatrix} + [0 \quad K_g \quad K_{IN}] \cdot \begin{bmatrix} \delta_e(t - \tau_\theta) \\ C(t) \\ p(t)r(t) \end{bmatrix} \quad (2.0.12.46)$$

Vettore incognite iniziale:

$$x(t) = [a_3 \quad a_2 \quad a_1 \quad a_0 \quad e_3 \quad e_2 \quad e_1 \quad e_0 \quad K_{g_0} \quad K_{IN_0} \quad 0 \quad 0 \quad 1] \quad (2.0.12.47)$$

Il vettore è costituito da 13 incognite. A livello computazionale è quello che comporta un maggior peso numerico e quindi maggiori tempi di risoluzione, anche se sul longitudinale i tempi di calcolo sono generalmente dimezzati rispetto

al latero-direzionale.

Di seguito riportiamo il sistema posto agli stati.

Modelli latero-direzionali.

Modello quarto ordine:

$$\frac{p}{\delta_a} = \frac{K_{p1}(s^2 + 2\xi_{p1}\omega_{p1}s + \omega_{p1}^2)e^{\tau_{p1}s}}{(s + \frac{1}{T_s})(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr}\omega_{dr}s + \omega_{dr}^2)} = \frac{(c_2s^2 + c_1s + c_0)e^{\tau_{p1}s}}{s^4 + a_3s^3 + a_2s^2 + a_1s + a_0} \quad (2.0.12.48)$$

$$\frac{r}{\delta_r} = \frac{K_{r1}(s + \frac{1}{T_{r1}})(s + \frac{1}{T_{r2}})(s + \frac{1}{T_{r3}})e^{\tau_{rs}}}{(s + \frac{1}{T_s})(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr}\omega_{dr}s + \omega_{dr}^2)} = \frac{(f_3s^3 + f_2s^2 + f_1s + f_0)e^{\tau_{rs}}}{s^4 + d_3s^3 + d_2s^2 + d_1s + d_0} \quad (2.0.12.49)$$

$$q_p(s)s^4 + q_p(s)a_3s^3 + q_p(s)a_2s^2 + q_p(s)a_1s + q_p(s)a_0 = (c_2s^2 + c_1s + c_0)e^{\tau_{p1}s}\delta_a \quad (2.0.12.50)$$

$$q_r(s)s^4 + q_r(s)d_3s^3 + q_r(s)d_2s^2 + q_r(s)d_1s + q_r(s)d_0 = (f_3s^3 + f_2s^2 + f_1s + f_0)e^{\tau_{rs}}\delta_r \quad (2.0.12.51)$$

**Tatiana Tolomeo**

Esprimendo il tutto nel dominio del tempo:

$$q_p(t)^{IV} + q_p(t)^{III} a_3 + q_p(t)^{II} a_2 + q_p(t)^I a_1 + q_p(t) a_0 = \delta_a^{III}(t - \tau_{p1}) c_2 + \delta_a^I(t - \tau_{p1}) c_1 + \delta_a(t - \tau_{p1}) c_0 \quad (2.0.12.52)$$

$$q_r(t)^{IV} + q_r(t)^{III} d_3 + q_r(t)^{II} d_2 + q_r(t)^I d_1 + q_r(t) d_0 = \delta_r^{III}(t - \tau_r) f_3 + \delta_r^I(t - \tau_r) f_2 + \delta_r^I(t - \tau_r) f_1 + \delta_r(t - \tau_{r1}) f_0 \quad (2.0.12.53)$$

Anche nei modelli Latero-Direzionali sono previste correzioni per tener conto degli effetti di accoppiamento con il longitudinale. Tuttavia in questa sede non si è tenuto conto di correzioni, da un lato perchè il contributo del longitudinale come effetto di accoppiamento è sulle manovre dedicate, come le doppiette, assolutamente inesistente o fortemente trascurabile. Ciò non è altrettanto vero per manovre più complesse, dove gli effetti di accoppiamento sono non trascurabili e dove il modello evidentemente tende a fallire. Potrebbe essere possibile oggetto di studio futuro l'inserimento delle opportune correzioni anche sul modello Latero-direzionale.

Tornando al modello, effettuo una trasformazione di coordinate che permette di abbassare l'ordine di  $\theta$ :

$$x_p(t)^{IV} + x_p(t)^{III} a_3 + x_p(t)^{II} a_2 + x_p(t)^I a_1 + x_p(t) a_0 = \delta_a(t - \tau_{p1}) \quad (2.0.12.54)$$

$$x_r(t)^{IV} + x_r(t)^{III}d_3 + x_r(t)^{II}d_2 + x_r(t)^Id_1 + x_r(t)d_0 = \delta_r(t - \tau_r) \quad (2.0.12.55)$$

$$\begin{cases} x_p(t)^{IV} + x_p(t)^{III}a_3 + x_p(t)^{II}a_2 + x_p(t)^Ia_1 + x_p(t)a_0 = \delta_a(t - \tau_{p1}) \\ q_p(t)^{IV} + q_p(t)^{III}a_3 + q_p(t)^{II}a_2 + q_p(t)^Ia_1 + q_p(t)a_0 \\ \quad = \delta_a^{II}(t - \tau_{p1})c_2 + \delta_a(t - \tau_{p1})c_1 + c_0 \end{cases} \quad (2.0.12.56)$$

$$\begin{cases} x_r(t)^{IV} + x_r(t)^{III}d_3 + x_r(t)^{II}d_2 + x_r(t)^Id_1 + x_p(t)d_0 = \delta_r(t - \tau_r) \\ q_r(t)^{IV} + q_r(t)^{III}d_3 + q_r(t)^{II}d_2 + q_r(t)d_1 + d_0 = \\ \quad = \delta_r^{III}(t - \tau_r)f_3 + \delta_r^{II}(t - \tau_r)f_2 + \delta_r(t - \tau_r)f_1 + f_0 \end{cases} \quad (2.0.12.57)$$

Torniamo nel dominio di Laplace:

$$\begin{cases} s^4x_p(s) + s^3x_p(s)a_3s + s^2x_p(s)a_2 + sx_p(s)a_1 + a_0 = \delta_a(s)e^{\tau_{p1}s} \\ q_p(s) = \frac{c_0\delta_a(s)e^{\tau_{p1}s}}{s^4 + s^3a_3s + s^2a_2 + sa_1 + a_0} + \\ \quad + \frac{c_1s\delta_a(s)e^{\tau_{p1}s}}{s^4 + s^3a_3s + s^2a_2 + sa_1 + a_0} + \\ \quad + \frac{c_2s^2\delta_a(s)e^{\tau_{p1}s}}{s^4 + s^3a_3s + s^2a_2 + sa_1 + a_0} \end{cases} \quad (2.0.12.58)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} s^4 x_r(s) + s^3 x_r(s) d_3 s + s^2 x_r(s) d_2 + s x_r(s) d_1 + d_0 = \delta_r(s) e^{\tau_r s} \\ q_r(s) = \frac{f_0 \delta_r(s) e^{\tau_r s}}{s^4 + s^3 d_3 + s^2 d_2 + s d_1 + d_0} + \\ \quad + \frac{f_1 s \delta_r(s) e^{\tau_r s}}{s^4 + s^3 d_3 + s^2 d_2 + s d_1 + d_0} + \\ \quad + \frac{f_2 s^2 \delta_r(s) e^{\tau_r s}}{s^4 + s^3 d_3 + s^2 d_2 + s d_1 + d_0} + \\ \quad + \frac{f_3 s^3 \delta_r(s) e^{\tau_r s}}{s^4 + s^3 d_3 + s^2 d_2 + s d_1 + d_0} \end{array} \right. \quad (2.0.12.59)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} x_p(s) = \frac{\delta_a(s) e^{\tau_{p1} s}}{s^4 + s^3 a_3 s + s^2 a_2 + s a_1 + a_0} \\ q_p(s) = (x_p(s) c_0 + s x_p(s) c_1 + s^2 x_p(s) c_2) e^{\tau_{p1} s} \end{array} \right. \quad (2.0.12.60)$$

$$\left\{ \begin{array}{l} x_r(s) = \frac{\delta_r(s) e^{\tau_e s}}{s^4 + s^3 d_3 s + s^2 d_2 + s d_1 + d_0} \\ q_r(s) = (x_r(s) f_0 + s x_r(s) f_1 + s^2 x_r(s) f_2 + s^3 x_r(s) f_3) e^{\tau_r s} \end{array} \right. \quad (2.0.12.61)$$

Nel dominio del tempo infine si ha:

$$\left\{ \begin{array}{l} x_p(t)^{IV} + x_p(t)^{III} a_3 + x_p(t)^{II} a_2 + x_p(t)^I a_1 + x_p(t) a_0 = \delta_a(t - \tau_{p1}) \\ q_p(t) = x_p(t - \tau_{p1})^{II} c_2 + x_p(t - \tau_{p1})^I c_1 + x_p(t - \tau_{p1}) c_0 \end{array} \right. \quad (2.0.12.62)$$

$$\begin{cases} x_r(t)^{IV} + x_r(t)^{III}d_3 + x_r(t)^{II}d_2 + x_r(t)^Id_1 + x_r(t)d_0 = \delta_r(t - \tau_r) \\ q_r(t) = x_r(t - \tau_r)^{III}f_3 + x_r(t - \tau_r)^{II}f_2 + x_r(t - \tau_r)^If_1 + x_r(t - \tau_r)f_0 \end{cases} \quad (2.0.12.63)$$

Poniamo infine il sistema agli stati sarà dunque:

$$\begin{bmatrix} x_p(t)^{IV} \\ x_p(t)^{III} \\ x_p(t)^{II} \\ x_p(t)^I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -a_3 & -a_2 & -a_1 & -a_0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_p(t)^{III} \\ x_p(t)^{II} \\ x_p(t)^I \\ x_p(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta_a(t - \tau_{p1}) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.0.12.64)$$

$$\begin{bmatrix} x_r(t)^{IV} \\ x_r(t)^{III} \\ x_r(t)^{II} \\ x_r(t)^I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -d_3 & -d_2 & -d_1 & -d_0 \\ 1 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_r(t)^{III} \\ x_r(t)^{II} \\ x_r(t)^I \\ x_r(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta_r(t - \tau_r) \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.0.12.65)$$

$$q_p(t) = [c_2 \quad c_1 \quad c_0] \begin{bmatrix} x_p(t)^{II} \\ x_p(t)^I \\ x_p(t) \end{bmatrix} \cdot \delta_a(t - \tau_{p1}) \quad (2.0.12.66)$$

$$q_r(t) = [f_3 \quad f_2 \quad f_1 \quad f_0] \begin{bmatrix} x_r(t)^{III} \\ x_r(t)^{II} \\ x_r(t)^I \\ x_r(t) \end{bmatrix} \cdot \delta_r(t - \tau_r) \quad (2.0.12.67)$$

Vettore incognite iniziale:

$$x_p(t) = [a_3 \quad a_2 \quad a_1 \quad a_0 \quad c_2 \quad c_1 \quad c_0 \quad \tau_{p1}] \quad (2.0.12.68)$$

**Tatiana Tolomeo**

$$x_r(t) = [d_3 \quad d_2 \quad d_1 \quad d_0 \quad f_3 \quad f_2 \quad f_1 \quad f_0 \quad \tau_r] \quad (2.0.12.69)$$

Modello terzo ordine in  $p$ .

Il modello di terzo ordine disaccoppiato viene generalmente applicato su manovre di rollio, pertanto si ritiene opportuno riportare la risoluzione del modello di terzo ordine disaccoppiato solo per il roll-rate, o equivalentemente, per l'angolo di rollio.

$$\frac{q_p}{\delta_a} = \frac{K_\phi(s^2 + 2\xi_\phi\omega_\phi s + \omega_\phi^2)e^{-\tau_p s}}{(s + \frac{1}{T_r})(s^2 + 2\xi_{dr}\omega_{dr}s + \omega_{dr}^2)} = \frac{(h_2s^2 + h_1s + h_0)e^{-\tau_p s}}{s^3 + l_2s^2 + l_1s + l_0} \quad (2.0.12.70)$$

$$q_p(s)s^3 + q_p(s)l_2s^2 + q_p(s)l_1s + l_p(s)a_0 = (h_2s^2 + h_1s + h_0)e^{\tau_p s}\delta_a \quad (2.0.12.71)$$

Esprimendo il tutto nel dominio del tempo:

$$q_p(t)^{III} + q_p(t)^{II}l_2 + q_p(t)^{I}l_1 + q_p(t)l_0 = \delta_a^{II}(t - \tau_p)h_2 + \delta_a^I(t - \tau_p)h_1 + \delta_a(t - \tau_p)h_0 \quad (2.0.12.72)$$

Effettuo una trasformazione di coordinate che permette di abbassare l'ordine di  $\theta$ :

$$x_p(t)^{III} + x_p(t)^{II}l_2 + x_p(t)^I l_1 + x_p(t)l_0 = \delta_a(t - \tau_p) \quad (2.0.12.73)$$

$$\begin{cases} x_p(t)^{III} + x_p(t)^{II}l_2 + x_p(t)^I l_1 + x_p(t)l_0 = \delta_a(t - \tau_p) \\ q_p(t)^{III} + q_p(t)^{II}l_2 + q_p(t)^I l_1 + q_p(t)l_0 = \end{cases} = \delta_a^{II}(t - \tau_p)h_2 + \delta_a^I(t - \tau_p)h_1 + \delta_a(t - \tau_p)h_0 \quad (2.0.12.74)$$

Torniamo nel dominio di Laplace:

$$\begin{cases} s^3 x_p(s) + s^2 x_p(s)l_2 + s x_p(s)l_1 + l_0 = \delta_a(s)e^{\tau_p s} \\ q_p(s) = \frac{h_0 \delta_a(s)e^{\tau_p s}}{s^3 l_3 s + s^2 l_2 + s l_1 + l_0} + \\ \quad + \frac{h_1 s \delta_a(s)e^{\tau_p s}}{s^3 l_3 s + s^2 l_2 + s l_1 + l_0} + \\ \quad + \frac{h_2 s^2 \delta_a(s)e^{\tau_p s}}{s^3 l_3 s + s^2 l_2 + s l_1 + l_0} \end{cases} \quad (2.0.12.75)$$

$$\begin{cases} x_p(s) = \frac{\delta_a(s)e^{\tau_p s}}{s^3 + s^2 l_2 + s l_1 + l_0} \\ q_p(s) = (x_p(s)h_0 + s x_p(s)h_1 + s^2 x_p(s)h_2)e^{\tau_p s} \end{cases} \quad (2.0.12.76)$$



Nel dominio del tempo infine si ha:

$$\begin{cases} x_p(t)^{III} + x_p(t)^{II}l_2 + x_p(t)^I l_1 + x_p(t)l_0 = \delta_a(t - \tau_p) \\ q_p(t) = x_p(t - \tau_p)^{II}h_2 + x_p(t - \tau_1)^I h_1 + x_p(t - \tau_p)h_0 \end{cases} \quad (2.0.12.77)$$

Poniamo infine il sistema agli stati sarà dunque:

$$\begin{bmatrix} x_p(t)^{III} \\ x_p(t)^{II} \\ x_p(t)^I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -l_2 & -l_1 & -l_0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_p(t)^{II} \\ x_p(t)^I \\ x_p(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta_a(t - \tau_p) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.0.12.78)$$

$$q_p(t) = [h_2 \quad h_1 \quad h_0] \begin{bmatrix} x_p(t)^{II} \\ x_p(t)^I \\ x_p(t) \end{bmatrix} \cdot \delta_a(t - \tau_p) \quad (2.0.12.79)$$

Vettore incognite iniziale:

$$x_p(t) = [l_2 \quad l_1 \quad l_0 \quad h_2 \quad h_1 \quad h_0 \quad \tau_p] \quad (2.0.12.80)$$

Modello terzo ordine accoppiato.

Il modello di terzo ordine accoppiato tiene conto di eventuali accoppiamenti tra il moto laterale e il moto direzionale. Ossia esso considera eventuali moti di rollio in risposta ad un input di pedale o, al contrario, moti di yaw in seguito a input di stick laterale. Tale modello, coerentemente con la logica dell'FCS, tiene conto delle dinamiche incrociate e per l'M-346 risulta di grande utilizzo pratico.

L'implementazione del modello sul roll-rate è presentata di seguito. Per evitare di sovraccaricare di dettagli analitici e per facilitare la consultazione del report non verrà riportato il modello sullo yaw-rate, ma la struttura del sistema sul direzionale rimane sostanzialmente invariata a livello numerico, cambiano le

logiche di funzionamento ma questo non compromette la risoluzione di base del problema.

$$\begin{cases} p = \frac{K_{p1}(s^2+2\xi_{p1}\omega_{p1}s+\omega_{p1}^2)e^{\tau_{p1}s}\delta_r}{(s+\frac{1}{T_r})(s^2+2\xi_{dr}\omega_{dr}s+\omega_{dr}^2)} + \frac{K_{p2}(s^2+2\xi_{p2}\omega_{p2}s+\omega_{p2}^2)e^{\tau_{p2}s}\delta_a}{(s+\frac{1}{T_r})(s^2+2\xi_{dr}\omega_{dr}s+\omega_{dr}^2)} = \\ = \frac{(d_2s^2+d_1s+d_0)e^{-\tau_{p1}s}\delta_a + (e_2s^2+e_1s+e_0)e^{-\tau_{p2}s}\delta_r}{s^3+c_2s^2+c_1s+c_0} \end{cases} \quad (2.0.12.81)$$

$$q_p(s)s^3+q_p(s)c_2s^2+q_p(s)c_1s+q_p(s)a_0 = (d_2s^2+d_1s+d_0)e^{\tau_{p1}s}\delta_a + (e_2s^2+e_1s+e_0)e^{\tau_{p2}s}\delta_r \quad (2.0.12.82)$$

Esprimendo il tutto nel dominio del tempo:

$$q_p(t)^{III}+q_p(t)^{II}c_2+q_p(t)^{I}c_1+q_p(t)c_0 = \delta_a^{II}(t-\tau_{p1})d_2+\delta_a^I(t-\tau_{p1})d_1+\delta_a(t-\tau_{p1})d_0+\delta_a^{II}(t-\tau_{p2})e_2+\delta_a^I(t-\tau_{p2})e_1+\delta_a(t-\tau_{p2})e_0 \quad (2.0.12.83)$$

Effettuo una trasformazione di coordinate che permette di abbassare l'ordine di  $\theta$ , considerando separatamente i contributi derivanti da  $\delta_a$  e da  $\delta_r$ , introduco quindi due nuove incognite:

$$\begin{cases} x_{p1}(t)^{III} + x_{p1}(t)^{II}c_2 + x_{p1}(t)^{I}c_1 + x_{p1}(t)c_0 = \delta_a(t - \tau_{p1}) \\ x_{p2}(t)^{III} + x_{p2}(t)^{II}c_2 + x_{p2}(t)^{I}c_1 + x_{p2}(t)c_0 = \delta_r(t - \tau_{p2}) \end{cases} \quad (2.0.12.84)$$

**Tatiana Tolomeo**

$$\begin{cases} x_{p1}(t)^{III} + x_{p1}(t)^{II}c_2 + x_{p1}(t)^Ic_1 + xp_1(t)c_0 = \delta_a(t - \tau_{p1}) \\ x_{p2}(t)^{III} + x_{p2}(t)^{II}c_2 + x_{p2}(t)^Ic_1 + xp_2(t)c_0 = \delta_r(t - \tau_{p2}) \\ q_p(t)^{III} + q_p(t)^{II}l_2 + q_p(t)l_1 + l_0 = \\ \qquad \qquad \qquad = \delta_a^{II}(t - \tau_{p1})d_2 + \delta_a^I(t - \tau_{p1})d_1 + \delta_a(t - \tau_{p1})d_0 + \delta_r^{II}(t - \tau_{p2})e_2 + \delta_r^I(t - \tau_{p2})e_1 \end{cases} \quad (2.0.12.85)$$

Torniamo nel dominio di Laplace:

$$\begin{cases} s^3x_{p1}(s)c_3s + s^2x_{p1}(s)c_2 + sx_{p1}(s)c_1 + x_{p1}(s)c_0 = \delta_a(s)e^{\tau_{p1}s} \\ s^3x_{p2}(s) + s^2x_{p2}(s)c_2 + sx_{p2}(s)c_1 + x_{p2}(s)c_0 = \delta_r(s)e^{\tau_{p2}s} \\ q_p(s) = \frac{d_0\delta_a(s)e^{\tau_{p1}s}}{s^3c_3s + s^2c_2 + sc_1 + c_0} + \frac{d_1s\delta_a(s)e^{\tau_{p1}s}}{s^3c_3s + s^2c_2 + sc_1 + c_0} + \\ \qquad \qquad \qquad + \frac{d_2s^2\delta_a(s)e^{\tau_{p1}s}}{s^3c_3s + s^2c_2 + sc_1 + c_0} + \frac{e_0\delta_r(s)e^{\tau_{p2}s}}{s^3c_3s + s^2c_2 + sc_1 + c_0} + \\ \qquad \qquad \qquad + \frac{e_1s\delta_r(s)e^{\tau_{p2}s}}{s^3c_3s + s^2c_2 + sc_1 + c_0} + \frac{e_2s^2\delta_r(s)e^{\tau_{p2}s}}{s^3c_3s + s^2c_2 + sc_1 + c_0} \end{cases} \quad (2.0.12.86)$$

$$\begin{cases} x_{p1}(s) = \frac{\delta_a(s)e^{\tau_{p1}s}}{s^3 + s^2c_2 + sc_1 + c_0} \\ q_{p1}(s) = (x_{p1}(s)d_0 + sx_{p1}(s)d_1 + s^2x_{p1}(s)d_2)e^{\tau_{p1}s} \\ x_{p2}(s) = \frac{\delta_r(s)e^{\tau_{p2}s}}{s^3 + s^2c_2 + sc_1 + c_0} \\ q_{p2}(s) = (x_{p2}(s)e_0 + sx_{p2}(s)e_1 + s^2x_{p2}(s)e_2)e^{\tau_{p2}s} \end{cases} \quad (2.0.12.87)$$

Nel dominio del tempo infine si ha:

$$\begin{cases} x_{p1}(t)^{III} + x_{p1}(t)^{II}c_2 + x_{p1}^I(t)c_1 + x_{p1}c_0 = \delta_a(t - \tau_{p1}) \\ q_{p1}(t) = x_{p1}(t - \tau_p)^{II}d_2 + x_{p1}(t - \tau_{p1})^I d_1 + x_{p1}(t - \tau_{p1})d_0 \\ x_{p2}(t)^{III} + x_{p2}(t)^{II}c_2 + x_{p2}^I(t)c_1 + x_{p2}c_0 = \delta_r(t - \tau_{p2}) \\ q_{p2}(t) = x_{p2}(t - \tau_{p2})^{II}e_2 + x_{p2}(t - \tau_{p2})^I e_1 + x_{p2}(t - \tau_{p2})e_0 \end{cases} \quad (2.0.12.88)$$

Poniamo infine il sistema agli stati sarà dunque:

$$\begin{bmatrix} x_{p1}(t)^{III} \\ x_{p1}(t)^{II} \\ x_{p1}(t)^I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -c_2 & -c_1 & -c_0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_{p1}(t)^{II} \\ x_{p1}(t)^I \\ x_{p1}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta_a(t - \tau_{p1}) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.0.12.89)$$

$$\begin{bmatrix} x_{p2}(t)^{III} \\ x_{p2}(t)^{II} \\ x_{p2}(t)^I \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -c_2 & -c_1 & -c_0 \\ 1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} x_{p2}(t)^{II} \\ x_{p2}(t)^I \\ x_{p2}(t) \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \delta_r(t - \tau_{p2}) \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix} \quad (2.0.12.90)$$

$$\begin{aligned} q_p(t) = & \begin{bmatrix} x_{p1}(t)^{II} & x_{p1}(t)^I & x_{p1}(t) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} d_2 \\ d_1 \\ d_0 \end{bmatrix} \delta_a(t - \tau_{p1}) + \\ & + \begin{bmatrix} x_{p2}(t)^{II} & x_{p2}(t)^I & x_{p2}(t) \end{bmatrix} \cdot \begin{bmatrix} e_2 \\ e_1 \\ e_0 \end{bmatrix} \delta_r(t - \tau_{p2}) \end{aligned} \quad (2.0.12.91)$$

Vettore incognite iniziale:

$$x_p(t) = [c_2 \quad c_1 \quad c_0 \quad d_2 \quad d_1 \quad d_0 \quad e_2 \quad e_1 \quad e_0 \quad \tau_{p1} \quad \tau_{p2}] \quad (2.0.12.92)$$

### 2.0.13 FCS velivolo M-346, struttura e logica di funzionamento

Al fine di utilizzare efficacemente i modelli LOES, sia sul laterale che sul latero-direzionale, è necessario capire e analizzare le dinamiche del sistema reale, e quindi entrare nella logica del sistema FCS che, non solo causa un aumento nell'ordine del sistema reale, ma provoca una modifica nei modi intrinseci del velivolo. Questo processo di analisi risulta indispensabile per ben interpretarne i risultati forniti dai modelli, nell'ottica di una corretta validazione dei modelli stessi, ma anche per capire dove il metodo fallisce, perchè si discosta eccessivamente dalla dinamica reale del velivolo, e dove invece il sistema fornisce risultati attendibili. Ciò ha richiesto un confronto pedante dei risultati, per ciascun punto di prova, e per ciascuna manovra, con i risultati forniti dal sistema aumentato (dal modello aumentato usato dal reparto FCS), nelle stesse condizioni di volo. L'analisi, come accennato, non può limitarsi ad un semplice confronto tra i modi forniti dal modello e i modi classificati come equivalenti dal sistema aumentato. Ma caso per caso, vanno analizzati tutti i modi del sistema aumentato, e in modo attento e oculato è stato necessario interpretarne i risultati e confrontarli con i modi equivalenti del sistema di basso ordine. Spesso si è verificato che, nonostante i risultati del modello LOES fossero ben lontani dai modi corrispondenti del sistema aumentato, tali risultati potevano ritenersi corretti, individuando, non il modo effettivo (ad esempio di Dutch-Roll) del sistema aumentato, reso innocuo dall'FCS, ma il modo equivalente, intendendo identificare con il termine equivalente un modo a bassa frequenza e a smorzamento relativamente più basso degli altri modi, il modo che domina l'effettiva risposta del sistema reale, quindi il modo che il pilota percepisce e su cui bisognerebbe eventualmente intervenire in caso di basso livello di HQ rilevato.

#### 2.0.13.1 Modello completo del velivolo

In figura (fig.2.0.1) si mostra una rappresentazione del sistema completo del velivolo che include le varie componenti e la loro influenza reciproca. Un tale sistema comincia con il mission task che deve essere performato e finisce con la risposta sistema-velivolo. Nel manipolare il velivolo controllato, il modello completo deve includere lo sforzo del pilota e integrare le indicazioni fonetiche, visive e di movimento con la missione che deve essere performata. Il modello deve includere non solo i principali controlli sul velivolo ma anche ogni elemento legato al modulo di controllo e non direttamente associato al controllo del velivolo, ed eventualmente, anche l'interazione del velivolo con la dinamica del sistema di armamento.

#### 2.0.13.2 Compensazione del pilota

L'obiettivo di ogni sistema di controllo è quello di creare un velivolo con buone qualità di volo closed-loop. Questo permetterà al pilota di concentrarsi sulla

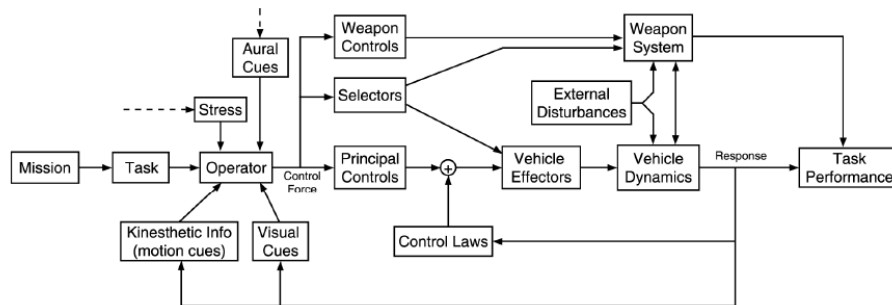


Figura 2.0.1: Sistema completo del velivolo

missione invece di dover impiegare i suoi sforzi per compensare scarse qualità di volo. Il carico di lavoro del pilota viene quindi diminuito e il livello di performance del task di missione aumenta. In figura è possibile vedere una soluzione schematica di un blocco closed-loop. Il pilota agisce sul comando in base alla manovra che intende eseguire, la posizione del comando entra come ingresso al sistema di controllo, il quale, sulla base della sua logica interna, interviene modificando opportunamente il comando impartito dal pilota, in termini di deflessioni delle superfici di controllo, la risposta attuale del velivolo costituisce anche il termine in retroazione del sistema, e sulla base dell'errore tra la risposta desiderata e quella attuale, il pilota agisce nuovamente sui comandi variando ulteriormente la risposta del velivolo. L'operazione viene ripetuta fino a quando il pilota non ritiene di aver raggiunto un livello di precisione accettabile per quel task. Il pilota che è quindi incluso nel ciclo di controllo, aggiusta gli input di controllo, cercando di portare a termine il compito assegnatogli.

La domanda a questo punto è: “Quanto facilmente il pilota performa il task?”.

Quando il pilota del velivolo è un sufficientemente abile, egli agisce sui guadagni degli attuatori, e può effettivamente compensare le deficienze nel sistema di controllo del volo o nell'aerodinamica base del velivolo.

### 2.0.13.3 Sistema di controllo

In figura 2.0.2 si riporta un tipico diagramma a blocchi semplificato del sistema di controllo del velivolo.

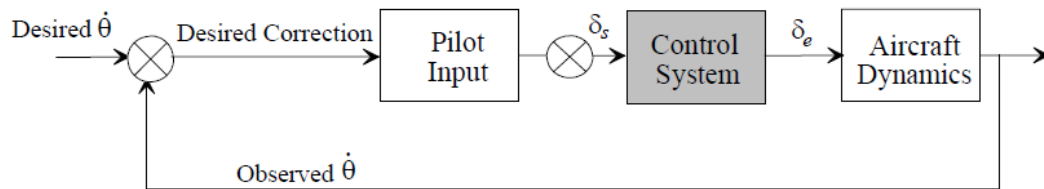


Figura 2.0.2: Diagramma a blocchi del sistema di controllo del volo

Nell'ambito delle prove di volo si è interessati solo alla risposta dopo l' input del pilota, semplificando così l'onere della valutazione degli effetti del sistema di controllo sulla dinamica del velivolo.

La risposta è influenzata da una serie di fattori tra cui stabilità statica e dinamica. Le proprietà dinamiche di frequenza, smorzamento e costante di tempo hanno influenze particolarmente rilevanti sulle HQ. Una combinazione ottimale di frequenza di corto periodo e coefficiente di smorzamento è imposta dall' FCS al fine di ottimizzare la stabilità longitudinale del velivolo e controllarne i comportamenti in funzione del task specifico.

Per aiutare a compensare qualità di volo carenti si utilizzano inoltre vari sistemi di aumento della stabilità (SAS) e sistemi di aumento dei comandi (CAS). I sistemi di aumento di stabilità modificano le caratteristiche di base del velivolo in anello aperto. Un SAS è in genere progettato per moti, come pitch, roll o yaw-rate e invia il segnale all' FCS per eliminare moti indesiderati. Questi

sistemi non hanno una grande autorità - il pilota controlla ancora l' 80% e il 90% della deflessione della superficie di controllo.

L'FCS ha anche funzione CAS (sistema di aumento dei comandi) (CAS). Cioè genera deflessioni delle superfici di controllo e un moto del velivolo risultante in risposta a comandi del pilota specifici, come fattore di carico, AoA, o pitch-rate. Esso confronta il comando imposto con la risposta reale velivolo e lavora continuamente per eliminare eventuali errori. Fondamentalmente, il pilota comanda una specifica risposta di velivolo (pitch rate, roll-rate).

L'autorità di controllo del CAS è in genere limitata a circa il 50% della deflessione delle superfici di controllo il che consente al pilota di eseguire l'override del CAS, se necessario.

#### 2.0.13.4 Full Authority Flight Control System

In questo paragrafo verranno esposti vantaggi e svantaggi introdotti da un sistema di controllo full authority come quello presente sull' M-346. Nel paragrafo successivo si entra nel dettaglio di struttura e funzionamento dell'FCS dell'M-346.

Con sufficiente ridondanza integrata nel sistema, al CAS può essere data piena autorità per ogni sistema di controllo.

Il sistema di controllo di volo, con collegamento elettrico tra i comandi di volo della cabina di guida e le superfici di controllo è sostanzialmente un sistema di controllo fly-by-wire.

Le risposte dinamiche classiche di primo e secondo ordine sono in genere mascherate dal CAS. In aggiunta a ciò, il sistema di controllo introduce nuove caratteristiche dinamiche di ordine superiore che si aggiungono alle dinamiche della struttura base del velivolo per giungere ad una risposta dinamica totalmente nuova. Questa risposta è la somma di tutte le sue componenti: il pilota, il display, la cellula, e il sistema di controllo di autorità.

La modifica dinamica dei velivoli di base ha dimostrato essere estremamente utile nel migliorare la qualità di volo dei velivoli.

La stabilità statica può essere rilassata consentendo migliori prestazioni e manovrabilità.

Le leggi di controllo del volo possono essere personalizzate per ottimizzare le attività specifiche di missione.

I sistemi di controllo del volo possono essere efficacemente integrati con i sistemi antincendio e sistemi di controllo del sistema propulsivo al fine di migliorare il funzionamento complessivo del velivolo e delle qualità di volo.

Anche se sistema di controllo di volo full authority ha dimostrato una notevole utilità e alti profitti a partire dalla sua introduzione, ci sono alcuni svantaggi:

**Tatiana Tolomeo**



- La risposta desiderata delle superficie di controllo dinamico di un velivolo full authority è in genere ad alta frequenza, e richiede pertanto servo attuatori ad alta frequenza.
- I ritardi di tempo, dove la risposta in uscita porta un ritardo rispetto al comando di input, spesso sono causati da sistemi di controllo full authority.
- I ritardi di trasmissione del segnale sono ritardi di tempo puro che si traducono in uno spostamento di fase nel segnale di uscita. Essi sono in genere molto piccoli in ampiezza, e possono derivare da fattori come i tempi di campionamento, tempi di calcolo, e ritardi di calcolo dei sistemi di controllo digitale.
- Anche se i singoli elementi del ritardo di tempo possono essere molto piccoli, la somma di tutti gli elementi che causano ritardi può avere un effetto significativo sulle dinamiche del velivolo, in particolare durante le attività ad alto guadagno.

I ritardi tempi in sistemi ad alta frequenza sono stati spesso la causa di oscillazioni indotte per velivoli con i sistemi di controllo full authority. Con sistemi di controllo full authority, la risposta del velivolo ai comandi del pilota non può più essere la classica risposta di primo o di secondo ordine, ma più probabilmente sarà una risposta di ordine superiore. Un ingresso a gradino genera una risposta di secondo ordine in un aereo non aumentato. Lo stesso ingresso in un sistema di ordine superiore può provocare caratteristiche dinamiche nuove e uniche, che includono la dinamica di tutti gli elementi del sistema di controllo di volo, il pilota, il display, e la cellula.

Di seguito si riporta una breve sintesi sul sistema FCS del velivolo e sulle sue funzioni.

### **2.0.13.5 Architettura del sistema FCS**

Il Sistema di Controllo del Volo (FCS) è un sistema più volte ridondante a una piena autorità Fly-by-wire. Lo scopo primario dell'FCS è migliorare il controllo del volo e incrementare il livello di HQ del velivolo.

Il sistema FBW svolge tutte le funzioni necessarie per il controllo del velivolo, tra cui esso provvede ad aumentarne stabilità e controllo, stabilisce dei limiti di manovrabilità in carefree, attiva la modalità pilota automatico. L' FCS controlla il velivolo in volo e a terra, agendo tramite le superfici aerodinamiche di controllo primarie e secondarie, e il nose wheel.

I quattro FCC identici devono garantire la comunicazione interlancie che contribuisca a un corretto funzionamento dell'FCS nell' ottica di garantire un approccio ridondante, che garantisca la sincronizzazione e la validità di tutti i dati. Ogni FCC prevede: controllo dei dati di input / output, le leggi e filtro elaborazione dei dati aerea, controllo e monitoraggio degli attuatori, calcolo dei

dati aria, controllo dei bus dedicati, trasmissione dei dati su bus avionici, generazione di alimentatori per le apparecchiature FCS.

La FCS è progettato per fornire le seguenti funzioni principali:

Funzioni manuali:

- Il CSAF (funzioni di controllo e aumento della stabilità) e il CHF (Funzione di Carefree Handling) garantiscono il controllo e l'aumento di stabilità del velivolo su tutto l'involucro di volo al variare di velocità, fattori di carico, angolo di attacco e di sidesleep, per tutte le configurazioni aerodinamiche e posizioni del CG.
- L' FCS deve essere progettato per fornire caratteristiche di carefree handling, anche con diverse modalità selezionabili dal pilota per ridurre il carico di lavoro del pilota stesso su tutto l'involucro di volo.
- L' FCS è progettato per fornire al pilota la possibilità di trimmare l'aereo (A / C funzione trimming).
- L' FCS deve essere progettato per fornire il controllo della caratteristica di configurazione aerodinamica (Configuration Control Function CCF).

Funzioni automatiche

- La FCS è progettato per fornire diversi gradi di automazione, come FD (Flight Director) e pilota automatico.

Funzioni avioniche

- L' FCS è progettato per fornire dati aria (pressione atmosferica e angoli di flusso d'aria) rilevati ed elaborati combinando i segnali dei sensori al fine di fornire i dati aria per le leggi di controllo dell' FCS, per la navigazione, il controllo del motore, le indicazioni pilota, Crash Maintenance Recording .
- L' FCS deve essere progettato per fornire un' interfaccia tra FADEC (Full Authority Digital Engine Control), FCS, avionica sistema e gli strumenti di back-up (Engine Fuel Display) e Get Home Display display (GOHID) attraverso i bus Avionici MIL-STD -1553 e i bus FCS-STD-1533.

Funzione di gestione

L'FCS fornisce automaticamente le funzioni per il volo e per le specifiche fasi di volo specifico con capacità di sopravvivenza dopo ogni fallimento singolo o multiplo, per mezzo di una funzione di monitoraggio e di una routine rilevamento di guasti FCS. In caso di guasto viene eseguita una riconfigurazione automatica, se necessaria, sulla base degli effetti di insufficienza sul velivolo. In caso di warnind viene fornito al pilota un avviso dedicato.

**Tatiana Tolomeo**

---

L'FCS presenta diverse modalità operative, che sono sia attivabili manualmente dal pilota, sia selezionate automaticamente sulla base delle condizioni di volo attuali. Sono di seguito riportati i modi operativi.

- L'FCS fornisce un programma di volo operativo (OFP), che comprende le seguenti modalità in volo: **Normal Mode**(full operation), **Alpha Fail**, **Fixed Gain Training Mode**.
- La modalità **Normal Mode** assicura la piena capacità full carefree handling entro l'involuppo operativo.
- La modalità **Alpha Fail** (operazione ristretta) è automaticamente selezionata dal sistema in caso di perdita di integrità dei segnali di AoA, o può essere selezionata dal pilota all'interno di un involuppo limitato in AoA. Questa modalità fornisce limitate capacità di carefree handling.
- La modalità **Training Mode** permette al pilota di selezionare uno degli altri Mode in qualsiasi momento per esigenze di formazione.

Sistema di trim si compone di tre assi di trim che consentono di centrare lo stick e il pedale al punto di forza nulla in condizioni di volo trimmato.

I componenti principali dell'FCS sono:

- Flight Control Computer (FCC) forniscono funzioni di controllo del volo computazionalmente;
- Attuatori di superficie;
- Integrated multifunctional probes (IMFP), forniscono i dati aria rilevati;
- Pilot input transducer (PIT) e pannelli di controllo, forniscono un' interfaccia con il pilota;
- Aircraft transducer unit (ATU), fornisce dati inerziali del velivolo.

L' FCC implementa le leggi di controllo, che traducono i comandi del pilota e gli ingressi di rilevamento in appropriati comandi sugli attuatori per produrre la deflessione necessaria delle superfici di controllo. Attiva inoltre le modalità di controllo automatiche di controllo del volo per l'autopilota base e le funzioni di flight director.

L'hardware FCC è strutturato come un sistema quadruplo ridondante, composto da quattro canali hardware identici. Ogni canale è posto all'interno di un Line Replaceable Unit (LRU) separato, ed è alimentato indipendente da un doppio alimentatore ridondante DC. Il trasferimento delle informazioni tra i canali FCC si realizza attraverso Cross Channel Data Link (CCDLs).

L' ATU contiene una unità di misura inerziale che fornisce l'accelerazione, la velocità e le informazioni di rate e attitude. Quattro ATUS identici sono installati, e ognuno di loro si interfaccia con un FCC via ARINC 429 connettore del bus.

Le IMFP (sonde integrate multifunzione), che comprendono porte integrante di pressione statica e dinamica, forniscono i dati locali dei parametri dell'aria e gli angoli del flusso d'aria all' FCC. Quattro IMFPs identici sono installati sulla fusoliera in configurazione asimmetrica. Ogni IMFP si interfaccia con un FCC via bus 1553B .

Il PIT (Pilot input transducer) invia i comandi di pitch stick, roll stick e pedale ai canali FCC. Le assemblee PIT sono dotati di trasduttori quadrupli differenziali variabili per misurare le deflessioni applicate dal pilota.

I pannelli di controllo e il display consentono di selezionare e fornire indicazioni. La funzione di selezione includono la modalità FCS e richieste yaw, trim, trim di take-off, trim disattivare i controlli, e anche failure reset.

Le superfici di controllo primario sono azionate da due sistemi idraulici e sono controllati da moduli di controllo quadrupli . Ogni attuatore incorpora sia una valvola di controllo principale e trasduttori ram di retroazione di posizione. Questa implementazione facilita una migliore risposta dell'attuatore dimostrando un controllo della posizione sensibile. La chiusura del ciclo di attuazione è implementato nel flight control computer. L' individuazione di failure dell' attuatore, l'isolamento e la riconfigurazione vengono realizzati utilizzando una combinazione di software e hardware caratteristici inclusi nell' FCC.

## Capitolo 3

# Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

Uno degli obiettivi del programma è stato quello di sviluppare un metodo che usi i dati discreti dei test di volo per stimare qualità di volo.

Il motivo per cui ciò sia auspicabile è che gli effetti del sistema di controllo non possono essere perfettamente modellati prima del volo stesso. La risposta velivolo reale quindi sarà diversa da quella prevista.

Il programma Loes può utilizzare la risposta attuale del velivolo ottenuta durante una fase di volo non-critico (volo livellato) e usarlo per prevedere la qualità di volo durante le fasi critiche di volo.

Inoltre, il metodo utilizza il Low Equivalente System che, come descritto, è specificato dalla MIL-STD essere il metodo migliore.

Il metodo utilizza il database che esiste per la dinamica dei velivoli classici per stabilire i range di appartenenza dei parametri che permettono di prevedere i livelli di qualità di volo.

Al fine di prevedere le qualità di volo sulla base delle risposte velivolo reale, ingressi e uscite ottenuti dal DAS sono stati utilizzati per la produzione dei sistemi equivalenti di basso ordine per ogni singola configurazione.

L' identificazione e la validazione del modello è operata su manovre dedicate, su manovre che quindi tendono ad eccitare solo i modi di interesse. I risultati ottenuti sono poi confrontati con i risultati ottenuti dal modello aumentato utilizzato in FCS. Questo modo di procedere ha permesso di verificare quale fosse la manovra più indicata, ed eventualmente, la porzione dell' involucro su cui operare, al fine di ottenere risultati non dissimili da quelli forniti dal

## **Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati**

modello aumentato, e quindi dal modello reale del velivolo. La corrispondenza del match, in questo processo, si è rilevata fondamentale per quanto riguarda l'attendibilità dei risultati ottenuti, nei casi in cui questi si discostino in modo non trascurabile dai corrispondenti valori rilevati dal modello di ordine elevato. Il modello di basso ordine infatti, lavorando a poli dominanti, permette di estrarre, previa corretta identificazione della risposta reale, l'effettivo modo (o modi) equivalente (equivalenti), cioè la risposta che il pilota avverte durante il volo.

Il sistema FCS del velivolo garantisce l'assenza di modi a bassa frequenza debolmente smorzati, esso in fatti sostanzialmente agisce sui modi intrinseci del velivolo individuando i modi reputati pericolosi smorzandoli, e aumentandone la frequenza.

Sulle manovre longitudinali sarebbe quindi lecito supporre di poter trascurare, a priori, i modi di fugaide. Tuttavia per completezza e a fini di verifica entrambi i modelli, di secondo e quarto ordine, sono stati applicati in fase di validazione. Ciò ha permesso un confronto dei risultati rilevati sulle stesse manovre, e una valutazione a posteriori dell'idoneità del metodo di più basso ordine, piuttosto che di quello di più alto ordine, su varie manovre e in vari punti dell'inviluppo. Sostanzialmente è emerso che su manovre dedicate, come fugaide e pitch doublet, i due modelli forniscono risultati assolutamente comparabili, su manovre più complesse, che richiedono un grado di accuratezza nell'identificazione maggiore, il modello di quarto ordine rimane comunque il più indicato.

Un discorso analogo può essere fatto sui moti latero-direzionali. In tal caso il modo di spirale ha tempi caratteristici sufficientemente lunghi da poter essere trascurato, ma l'implementazione del modello di terzo ordine risulta, in alcuni casi applicativi, non sufficientemente efficiente. Infatti, tale modello, lavorando a poli dominanti, individua il modo di Dutch-Roll con sufficiente accuratezza, e sfrutta i gradi di libertà rimanenti per garantire un buon match dei dati del modello sui dati reali. Quindi la veridicità dei risultati, in questo caso, è ulteriormente confermata dalla bontà nell'identificazione, e il modo che invece risulta tipicamente di Dutch-Roll è in realtà un modo di Dutch-Roll equivalente, ossia costituisce la risposta che il pilota vede e che tendenzialmente non corrisponde al modo proprio di Dutch-Roll del velivolo, aumentato dall'FCS, ma è una combinazione di modi di basso ordine del velivolo e dinamica dell'FCS, o più frequentemente un modo ibrido derivante da coalescenza di due modi reali. Il modo individuato, secondo un criterio di individuazione di poli dominanti, è effettivamente il modo che domina la risposta, e che potrebbe risultare più pericoloso in termini di sicurezza e manovrabilità del velivolo. Quindi correttamente, il livello di handling qualities è determinato sul modo suddetto, confrontandone frequenza e smorzamento con i range previsti per ciascun livello nelle MIL.

**Tatiana Tolomeo**

### 3.0.14 Moti longitudinali - Analisi manovre open loop

L'analisi sul longitudinale dei modelli di basso ordine ha inizio con la valutazione dei parametri MIL su manovre di pitch doublet e fugoide.

L'esecuzione di tali manovre è tale da permettere in linea teorica l'eccitazione prevalente dei modi di corto periodo e fugoide. I modi in questione risultano quindi isolati o comunque sufficientemente separati dalle dinamiche complessive del velivolo, da poter essere adeguatamente valutati da un modello che operi estraendo i poli che maggiormente dominano la risposta. Si tenga presente di come, tuttavia, non sia possibile separare del tutto la dinamica del moto di corto periodo dalla dinamica del velivolo completo, per tale ragione, i risultati ottenuti saranno qualcosa di molto vicino al modo equivalente di corto periodo, ma difficilmente essi saranno privi di dinamiche spurie o rumori esterni. La totale separazione dei modi richiederebbe una perfetta esecuzione della manovra da parte del pilota, e l'assenza di qualunque fenomeno esterno non prevedibile, condizioni evidentemente perseguibili solo in linea teorica.

Sia le manovre di Pitch Doublet che le manovre di Fugoide sono state utilizzate per la valutazione di frequenza e smorzamento di corto periodo. La scelta è dovuta al fatto che l'input di stick nelle manovre di fugoide eccita il modo di corto periodo al pari, se non maggiormente, dell'input fornito nelle pitch doublet, inoltre il modo di fugoide è in realtà rilevabile solo dopo intervalli di tempo di molto maggiori rispetto a quelli caratteristici delle manovre utilizzate

I test sono stati condotti sui modelli LOES di secondo e di quarto ordine, includendo in entrambi le correzioni, precedentemente descritte, relative a gravity compensation e inertial coupling. I parametri ricavati da entrambi i modelli, relativi a pulsazione  $\omega_{SP}$ , e smorzamento di corto periodo  $\xi_{SP}$ , sono confrontati con rispettivi valori valutati dal metodo di alto ordine per stesse condizioni di trim, configurazione e peso.

Di seguito le manovre analizzate e i dati relativi a livello di volo, CAS, Mach e configurazione (Tabella 3.1).

## Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

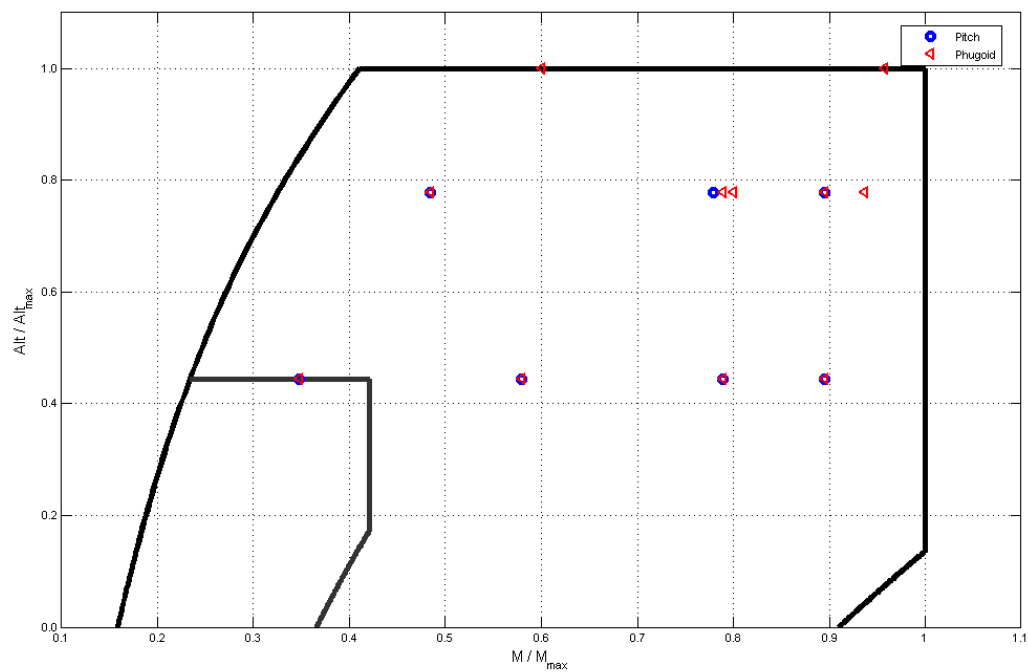


Figura 3.0.1: Punti prova Pitch Doublet e Fugoid



---

AC	FAN	Manouver	ID	FL	KCAS	Mach	Conf
X-615	800	Pitch Doublet	T-02087-0039	200	150	0.33	Clean
X-615	800	Pitch Doublet	T-02087-0040	200	250	0.55	Clean
X-617	580	Pitch Doublet	T-02087-0041	200	350	0.75	Clean
X-617	589	Pitch Doublet	T-02087-0042	200	400	0.85	Clean
X-615	797	Pitch Doublet	T-02087-0035	350	150	0.46	Clean
X-615	798	Pitch Doublet	T-02087-0036	350	250	0.74	Clean
X-615	798	Pitch Doublet	T-02087-0037	350	290	0.85	Clean
X-615	800	Phugoid	T-02087-0902	200	150	0.33	Clean
X-615	800	Phugoid	T-02087-0903	200	250	0.55	Clean
X-617	580	Phugoid	T-02087-0904	200	350	0.75	Clean
X-617	580	Phugoid	T-02087-0905	200	400	0.85	Clean
X-615	797	Phugoid	T-02087-0898.1	350	150	0.46	Clean
X-615	797	Phugoid	T-02087-0898.2	350	200	0.75	Clean
X-615	798	Phugoid	T-02087-0899.2	350	210	0.76	Clean
X-615	798	Phugoid	T-02087-0899.1	350	270	0.80	Clean
X-615	798	Phugoid	T-02087-0900	350	290	0.85	Clean
X-617	603	Phugoid	T-02087-0896	450	150	0.57	Clean
X-617	603	Phugoid	T-02087-0897	450	250	0.91	Clean

Tabella 3.1: **Moti longitudinali - Manovre Pitch Doublet e Fugoide**

## Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

Manoeuvre ID	Modello	$\omega_{SP}$	$\xi_{SP}$	$T_{\theta_2}$	CAP	$n_{it}$	$err_{MAX}$	fit %	HQlevel
<b>T-02087-0039</b>									
	2° Ord	5.38	0.643	0.34	0.91	86	9.9767e-005	90	1
	4° Ord	6.82	0.54	0.76	0.97	1	2.2391e-005	93	1
	HO	6.5	0.62						
<b>T-02087-0040</b>									
	2° Ord	5.80	0.389	0.70	1.34	75	9.4149e-005	91	1
	4° Ord	4.41	0.69	0.78	0.782	88	9.7280e-005	96	1
	HO	6.3	0.60						
<b>T-02087-0041</b>									
	2° Ord	7.33	0.50	0.14	0.32	14	5.5278e-005	92	1
	4° Ord	5.15	0.50	0.18	0.21	8	5.5659e-005	93	1
	HO	6.0	0.60						
<b>T-02087-0042</b>									
	2° Ord	7.68	0.43	1.46	3.14	13	2.7696e-006	90	1
	4° Ord	6.24	0.65	1.46	2.07	119	3.6786e-005	94	1
	HO	7.3	0.54						
<b>T-02087-0035</b>									
	2° Ord	4.74	0.62	0.30	0.48	80	1.1384e-004	91	1
	4° Ord	4.86	0.71	0.68	1.17	1	6.9059e-005	94	1
	HO	6.2	0.60						
<b>T-02087-0036</b>									
	2° Ord	5.85	0.426	0.647	1.00	10	8.8761e-005	89	1
	4° Ord	4.46	0.514	0.656	0.58	3	8.9837e-005	91	1
	HO	6.1	0.53						
<b>T-02087-0037</b>									
	2° Ord	7.26	0.34	0.719	1.48	82	4.9533e-007	87	1
	4° Ord	4.70	0.511	0.747	1.159	47	9.8893e-005	88	1
	HO	6.8	0.53						
<b>T-02087-0902</b>									
	2° Ord	3.23	0.85	0.278	0.28	40	9.2424e-005	89	1
	4° Ord	5.14	0.66	0.54	0.72	100	1.6440e-004	91	1
	HO	6.5	0.62						
<b>T-02087-0903</b>									
	2° Ord	5.60	0.42	0.51	0.91	45	9.3974e-005	92	1
	4° Ord	5.01	0.57	0.75	0.90	13	3.7727e-004	94	1
	HO	6.3	0.60						
<b>T-02087-0904</b>									
	2° Ord	6.62	0.45	0.95	1.81	38	9.8162e-005	90	1
	4° Ord	5.69	0.52	0.95	1.34	1	4.3551e-008	91	1
	HO	6.0	0.60						
<b>T-02087-0905</b>									
	2° Ord	9.44	0.36	1.19	3.89	100	3.6890e-004	88	2
	4° Ord	7.05	0.557	1.19	2.16	1	8.3473e-005	91	1
	HO	7.3	0.59						

Tatiana Tolomeo

T-02087-0898.1									
	2° Ord	1.24	0.21	0.021	4.66	25	0.0020	88	2
	4° Ord	4.58	0.56	0.85	0.20	7	0.0019	90	1
	HO	6.2	0.60						
T-02087-0898.2									
	2° Ord	2.58	0.56	0.01	0.40	28	0.0015	87	2
	4° Ord	5.25	0.55	0.55	0.27	7	0.0020	89.5	1
	HO	6.2	0.55						
T-02087-0899.2									
	2° Ord	4.44	0.40	0.22	3.9	10	0.0015	87	1
	4° Ord	5.10	0.55	0.69	0.41	8	5.0466e-006	91	1
	HO	6.2	0.55						
T-02087-0899.1									
	2° Ord	4.18	0.31	0.018	0.016	30	1.0466e-004	89	2
	4° Ord	4.60	0.63	0.56	4.18	1	5.8233e-005	90.5	1
	HO	6.2	0.55						
T-02087-0900									
	2° Ord	4.18	1.91	0.12	0.40	67	5.4200e-005	87	1
	4° Ord	3.09	0.65	0.45	0.20	16	9.0928e-005	91	1
	HO	6.8	0.58						
T-02087-0896									
	2° Ord	4.26	0.419	0.1498	6.4	7	0.0027	87	1
	4° Ord	5.05	0.52	1.64	1.52	7	0.001	90	1
	HO	6.3	0.55						
T-02087-0897									
	2° Ord	8.64	1.91	0.12	0.40	67	5.4200e-005	88	2
	4° Ord	6.52	0.46	1.64	4.92	2	8.5122e-005	90	1
	HO	5.6	0.63						

Tabella 3.2: Parametri LOES moti longitudinali - Manovre Pitch Doublet e Fugoide

## **Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati**

In tabella 3.2 si riportano i parametri LOES relativi a ciascuna manovra, la valutazione dell'errore massimo, del fit percentuale con i dati reali e il livello di handling qualities predetto. Vi sono inoltre i valori di frequenza e smorzamento di corto periodo risultanti dal modello di alto ordine.

Confrontando i risultati forniti dai modelli LOES con i valori del modello di alto ordine è possibile fare delle prime considerazioni. Il modello di secondo ordine tende a sovrastimare la frequenza e sottostimare lo smorzamento. Il modello di quarto ordine fornisce in genere 2 coppie di modi complessi coniugati, uno a frequenza inferiore e maggiore smorzamento e uno a frequenza maggiore ma smorzamento minore. Entrambi i metodi lavorano a poli dominanti, ma nel modello di secondo ordine, non essendoci gradi di libertà in più da sfruttare, avviene che il valore assunto dai due poli complessi coniugati sarà una sintesi delle dinamiche interne, di velivolo ed FCS, e dovrà anche garantire un buon match con i dati reali. Inoltre potrebbe avvenire che i due poli complessi coniugati si separino e diventino due poli reali (soprattutto nelle manovre open-loop), in tal caso potrebbe divenire piuttosto complesso identificare quale sia il polo che governa la risposta. Nei casi in cui ciò si verificasse sarebbe consigliabile optare per un modello di quarto ordine, abbandonando ostiche considerazioni sul modello di ordine minore.

Generalmente la coppia di poli complessi coniugati del modello di quarto ordine costituisce la coppia di poli del corto periodo e la coppia di poli del fugoide. I due modi complessi coniugati contengono tutto il contenuto in frequenza della risposta, per cui anche il modo a più bassa frequenza, classificabile come modo di corto periodo, non sarà l'effettivo modo di corto periodo del velivolo, ma un modo equivalente, cioè quello che il pilota percepirebbe nel caso in cui volasse un velivolo classico la cui risposta sia sintetizzabile da un modello del 4 ordine. I valori di frequenza associati al fugoide sono sufficientemente elevati da non costituire un elemento influente nella risposta, anche a fronte di bassi smorzamenti. Più di frequente tuttavia, alla seconda coppia di poli si preferisce attribuire un significato non prettamente fisico, dal momento che spesso, in realtà il modo ad alta frequenza è il grado di libertà che il modello utilizza per fornire un buon match dei dati.

A volte i modi forniti dal modello di quarto ordine potrebbero assumere valori tali da non permettere una valutazione immediata di quale sia il comportamento fisico della risposta del sistema, Inoltre quanto più i modi complessi coniugati del modello si avvicinano tra loro, in termini di frequenza e smorzamento, tanto più sarà difficile evidenziare quale dei due sia l'effettivo modo di corto periodo equivalente. È possibile che in tal caso, che comunque si verifica di rado, la risposta sia in effetti una combinazione dei due modi, ossia un polo che si pone nel mezzo dei due ricavati, per cui, ai fini di un confronto sensato con i range forniti dalle normative, conviene scegliere il modo tra i due che abbia frequenza più bassa. Questo è corretto nel caso in cui i valori di smorzamento dei due poli non siano troppo dissimili: ossia è importante verificare che il mo-

**Tatiana Tolomeo**

do scartato non abbia smorzamento molto minore rispetto a quello selezionato, poichè a fronte di frequenze che sabbiano valori confrontabili, uno smorzamento troppo basso associato a uno dei due modi è indice di un modo oscillatorio non trascurabile, in termini pratici è possibile affermare che il pilota avvertirà il modo a cui si associa lo smorzamento inferiore e la sua opinione sarà influenzata proprio da quel modo. Brevemente, avendo due modi complessi coniugati con valori di frequenze molto simili, il modo a smorzamento minore sarà quello che maggiormente influenza la risposta e l'opinione del pilota.

Generalmente, comunque, i modi nel modello di quarto ordine sono sufficientemente separati, o addirittura avviene che i modi di fugoide siano sufficientemente smorzati da diventare due poli reali, quindi non oscillatori.

Effettuando un confronto tra i soli metodi LOES è possibile verificare che:

- Il metodo di quarto ordine converge più rapidamente, infatti con il primi due gradi di libertà individua la coppia di poli complessi coniugati corrispondenti al modo equivalente di corto periodo, con i restanti gradi di libertà matcha i dati reali, fornendo rapidamente, cioè in un numero relativamente basso di iterazioni, un buon fit.
- In termini di tempistiche di calcolo è evidente che, nonostante il carico computazionale maggiore, il metodo di quarto ordine sia generalmente più veloce, oltre che, chiaramente più affidabile.
- In termini di smorzamento, il modello di quarto ordine si avvicina maggiormente al modello di alto ordine.
- Se la manovra è pulita, ossia priva di rumore, tagliare la coda di stabilizzazione per effettuare la stabilizzazione significa non variare di molto i valori forniti dalla manovra completa, ma aumentano le iterazioni necessarie affinché il metodo raggiunga la convergenza.
- Se la manovra ha componenti di rumore a frequenze non trascurabili sulla coda di stabilizzazione, tagliando del tutto la coda e applicando una identificazione con il modello di secondo ordine si ottengono risultati che non si discostano da quelli del modello di ordine aumentato. Applicando lo stesso metodo al modello di quarto ordine non si ottengono grandi variazioni rispetto ai risultati ottenuti con la manovra completa.
- Qualora fossero presenti eventuali interventi del pilota sui comandi, a monte o a valle della manovra dedicata, che prescindono dalla manovra in esame, è necessario effettuare l'identificazione selezionando solo la porzione di interesse.

Di seguito vengono riportati alcuni esempi di identificazione per le manovre di Pitch Doublet e Fugoide relativi a entrambi i modelli.

## Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

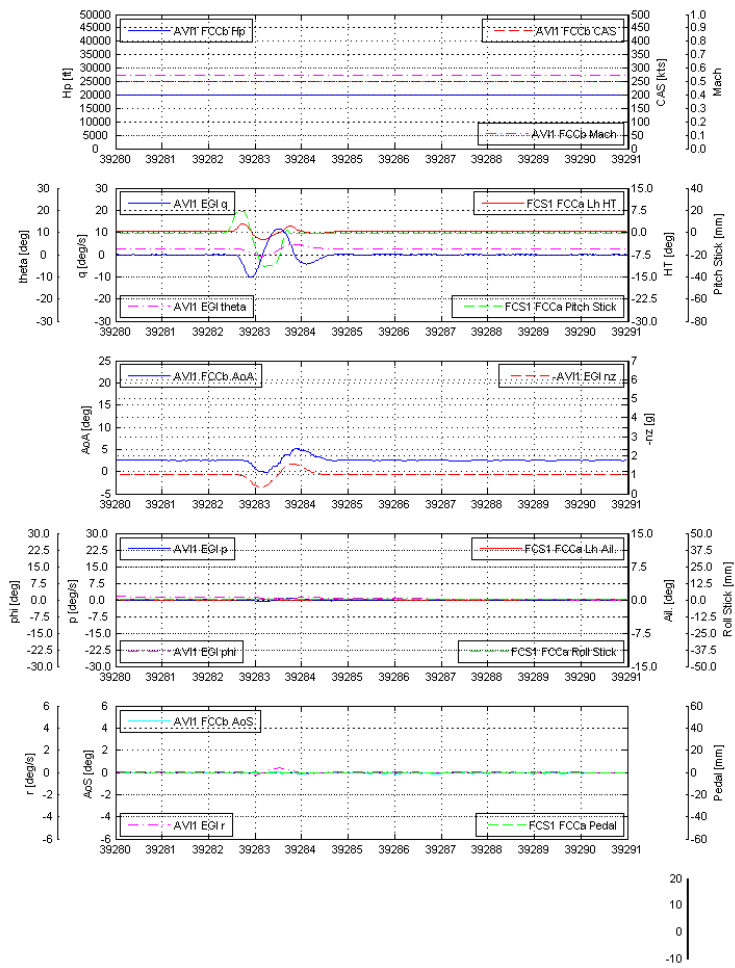


Figura 3.0.2: Pitch Doublet - FL = 200, KCAS = 250, M = 0.55

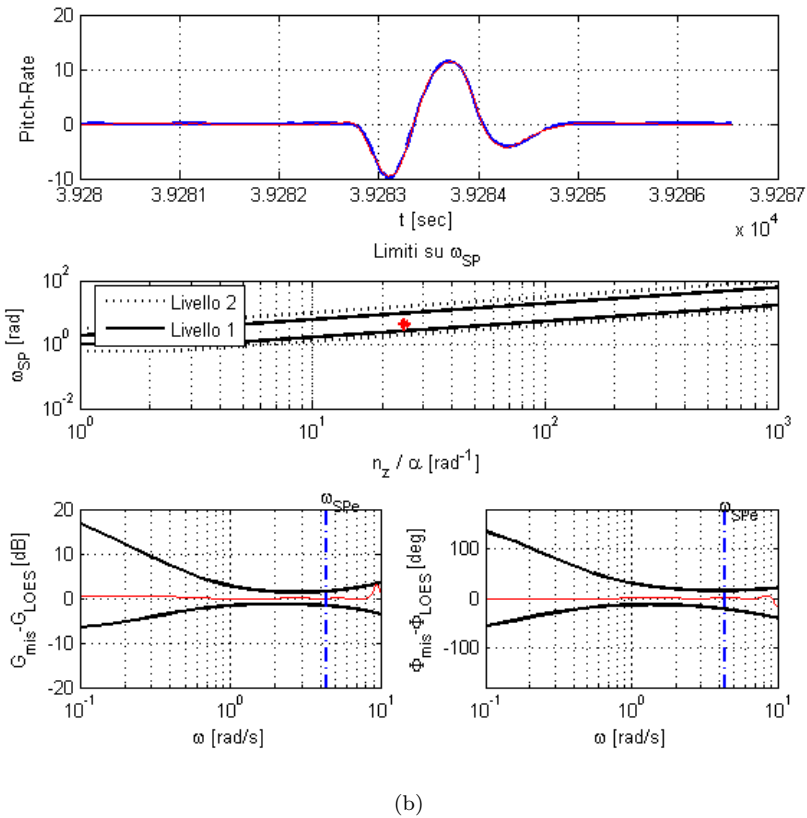
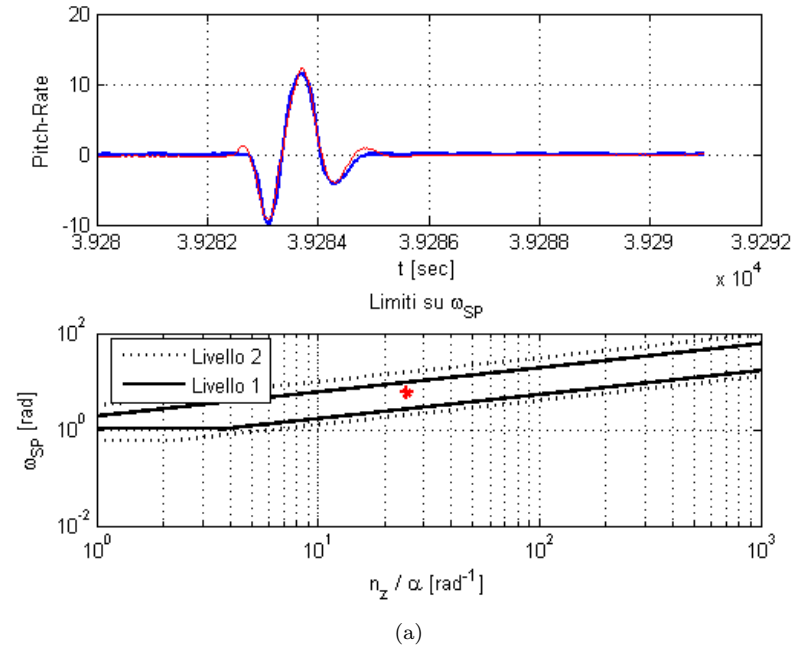
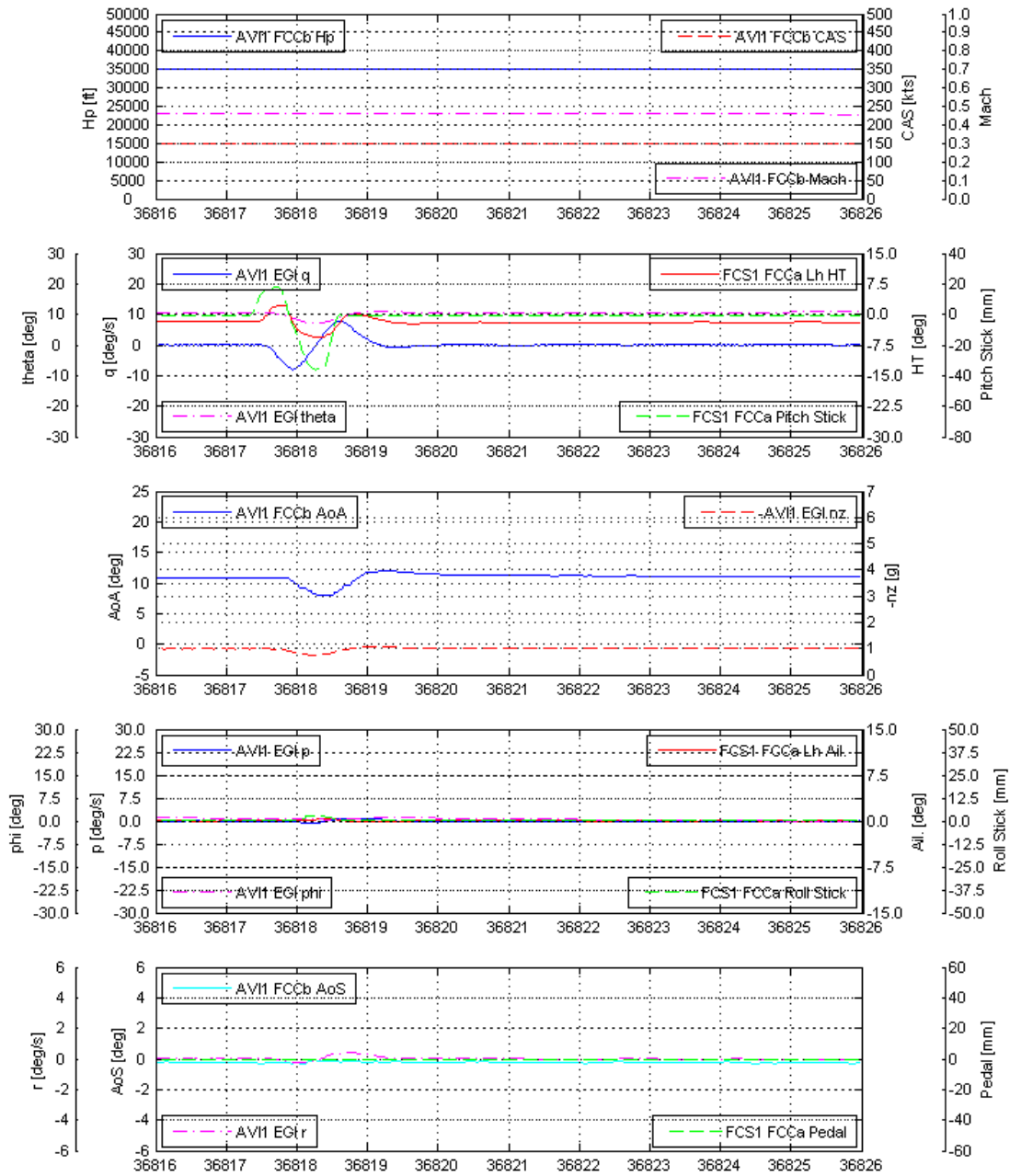


Figura 3.0.3: Pitch Doublet - FL = 200, KCAS = 250, M = 0.55 - Modello 2° ordine 3.66(a) - Modello 4° ordine 3.66(b)

**Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati**



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.4: Pitch Doublet - FL = 350, KCAS = 150, M = 0.46



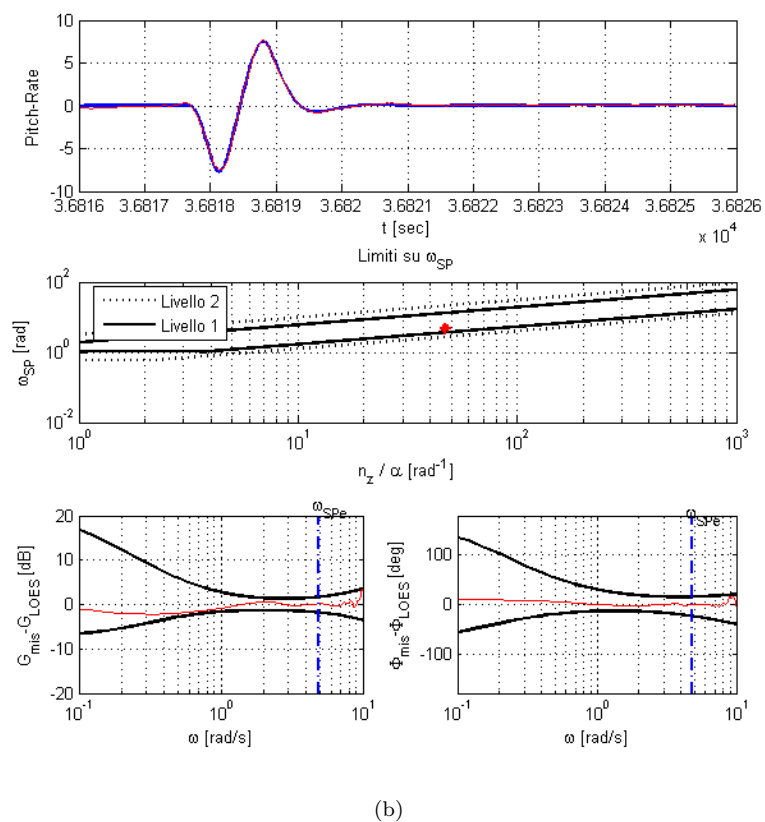
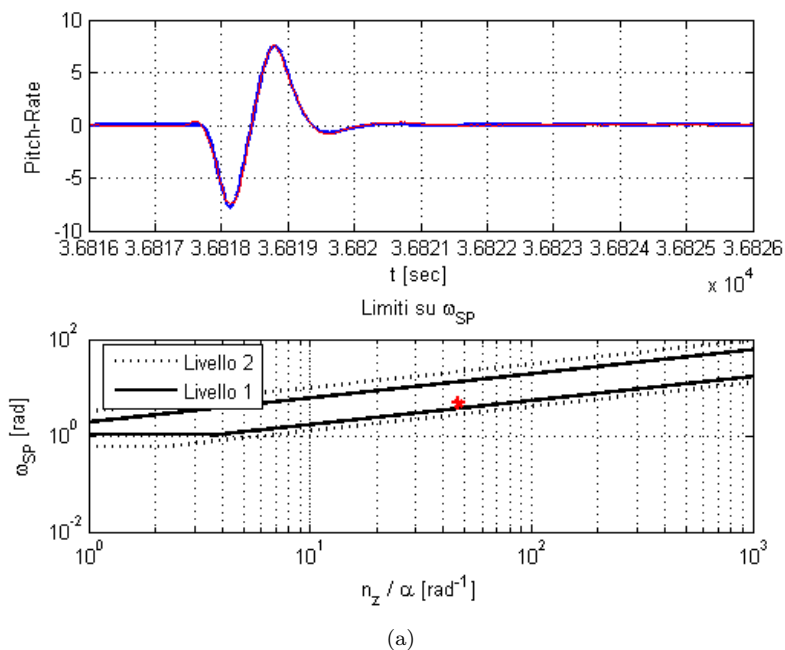


Figura 3.0.5: Pitch Doublet - FL = 350, KCAS = 150, M = 0.46 - Modello 2° ordine 3.66(a) - Modello 4° ordine 3.66(b)

**Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati**

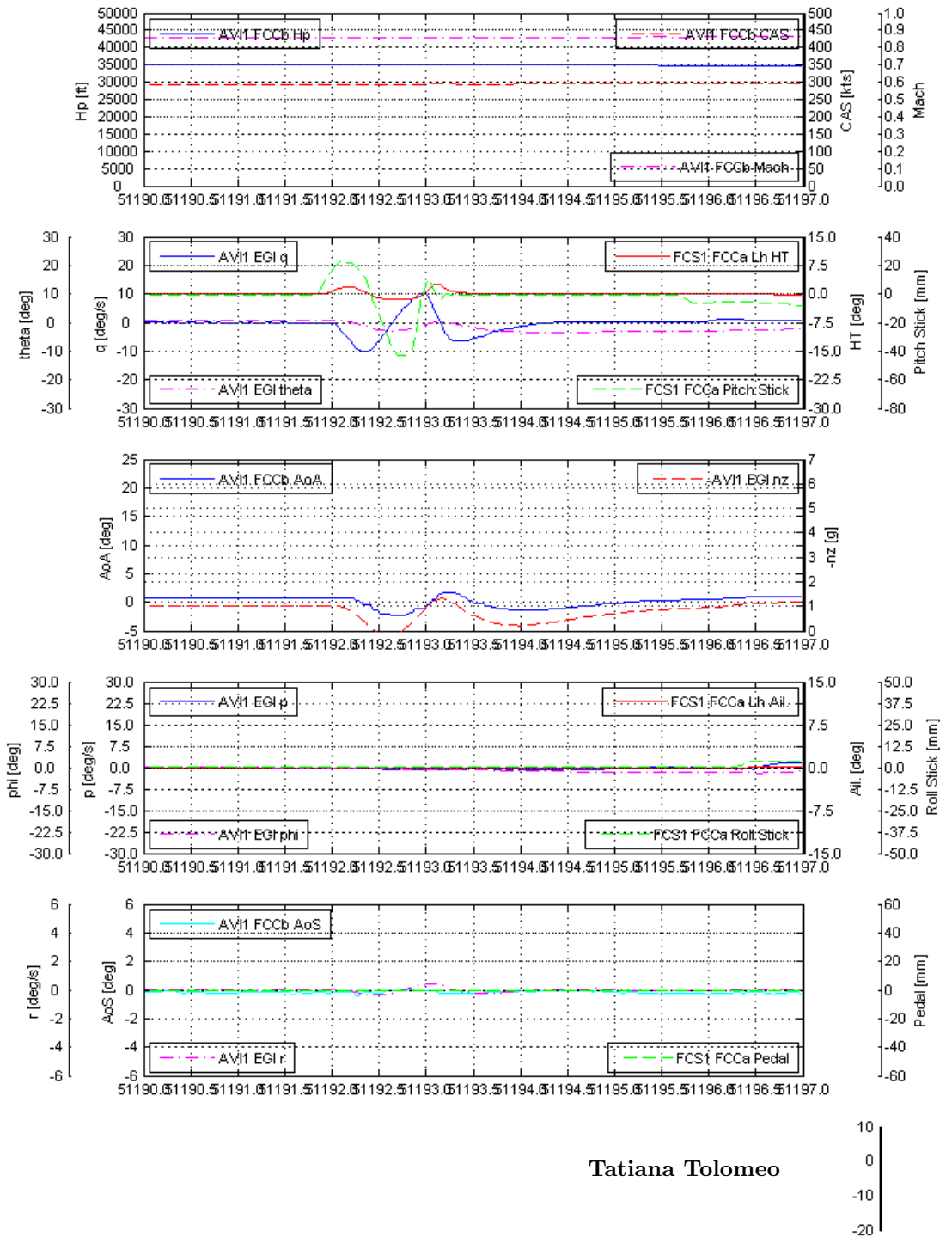


Figura 3.0.6: Pitch Doublet - FL = 350, KCAS = 290, M = 0.85

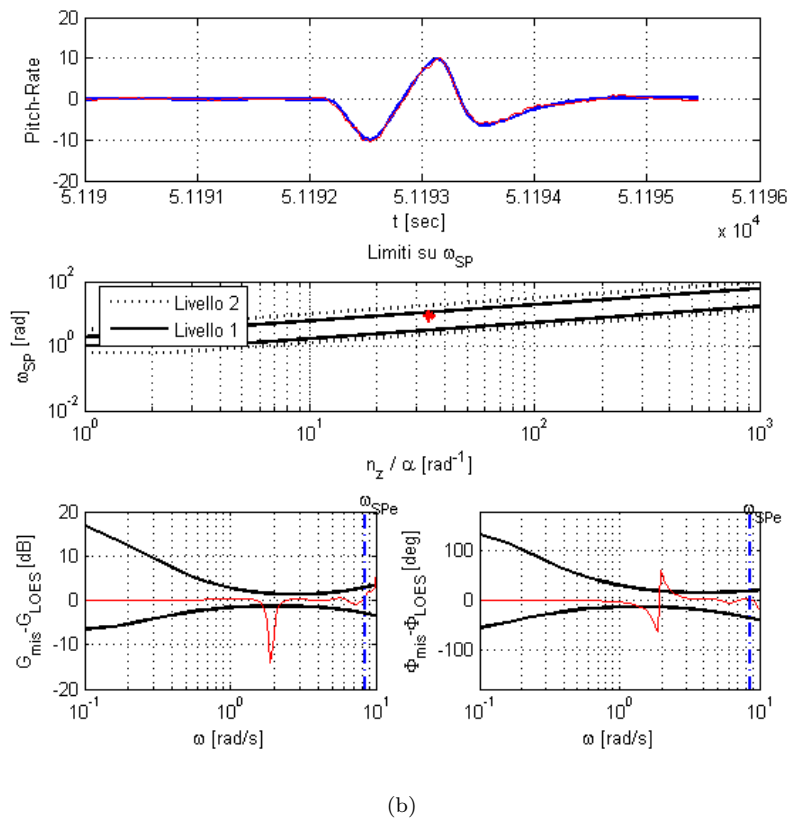
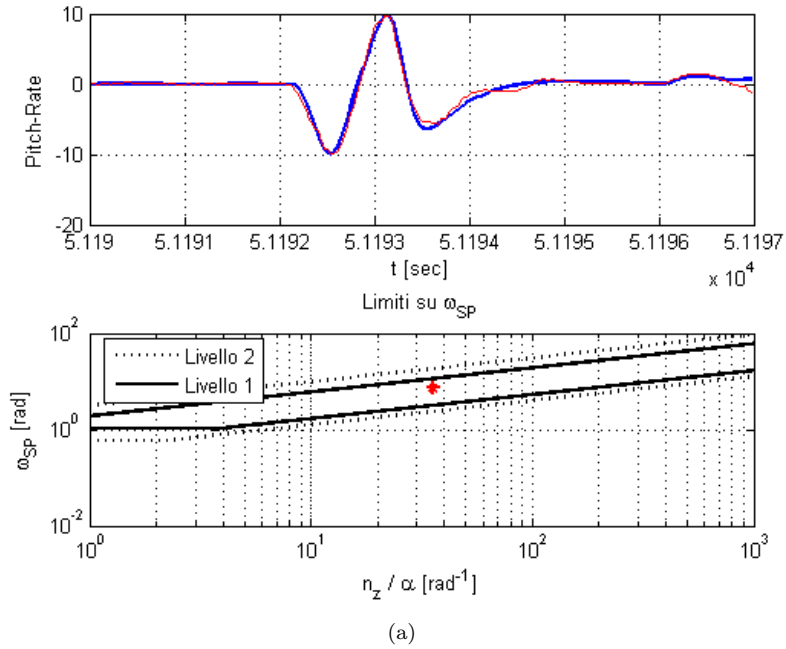


Figura 3.0.7: Pitch Doublet - FL = 350, KCAS = 290, M = 0.85 - Modello 2° ordine 3.66(a) - Modello 4° ordine 3.66(b)

**100** Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

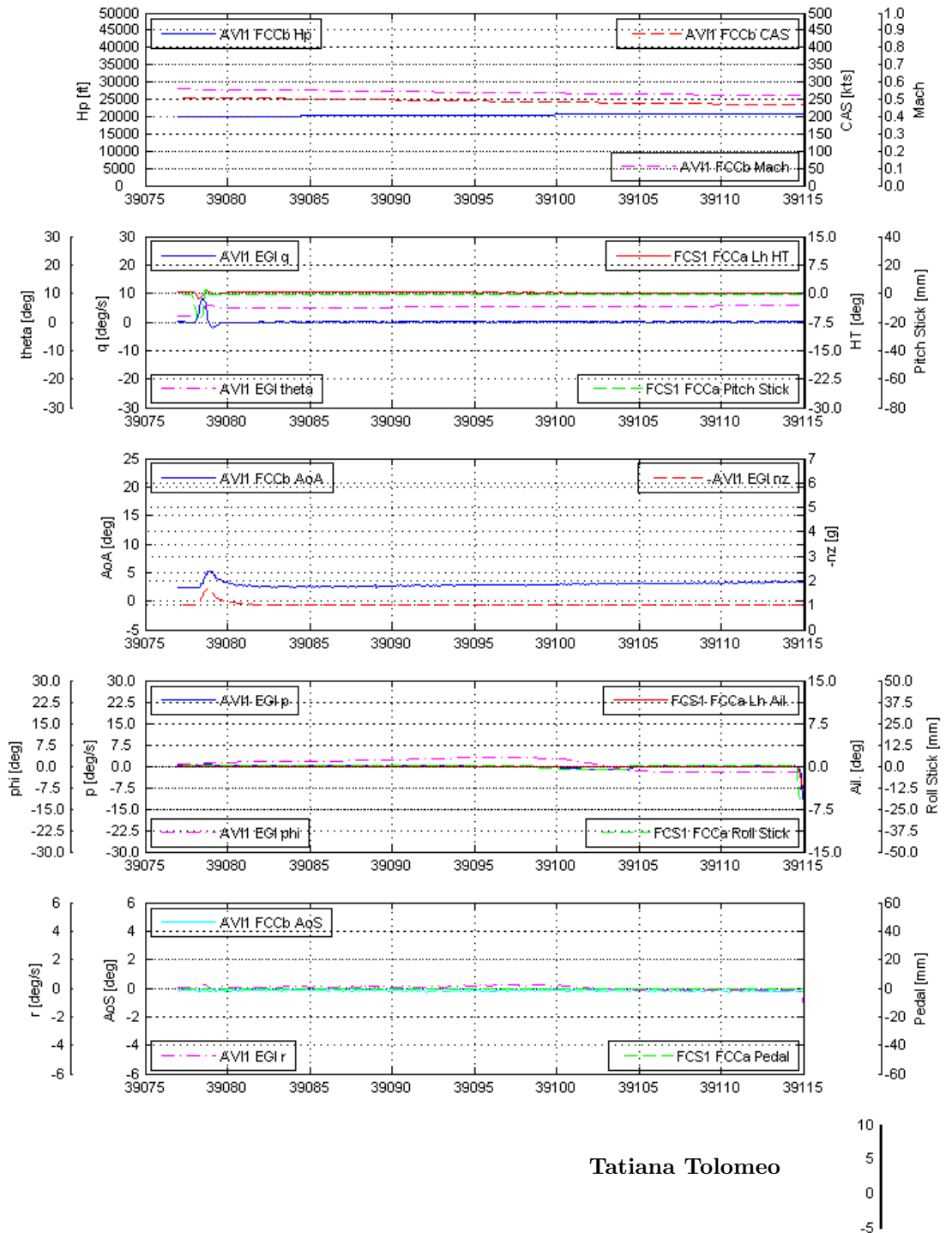


Figura 3.0.8: Phugoid FL = 200, KCAS = 250, M = 0.55

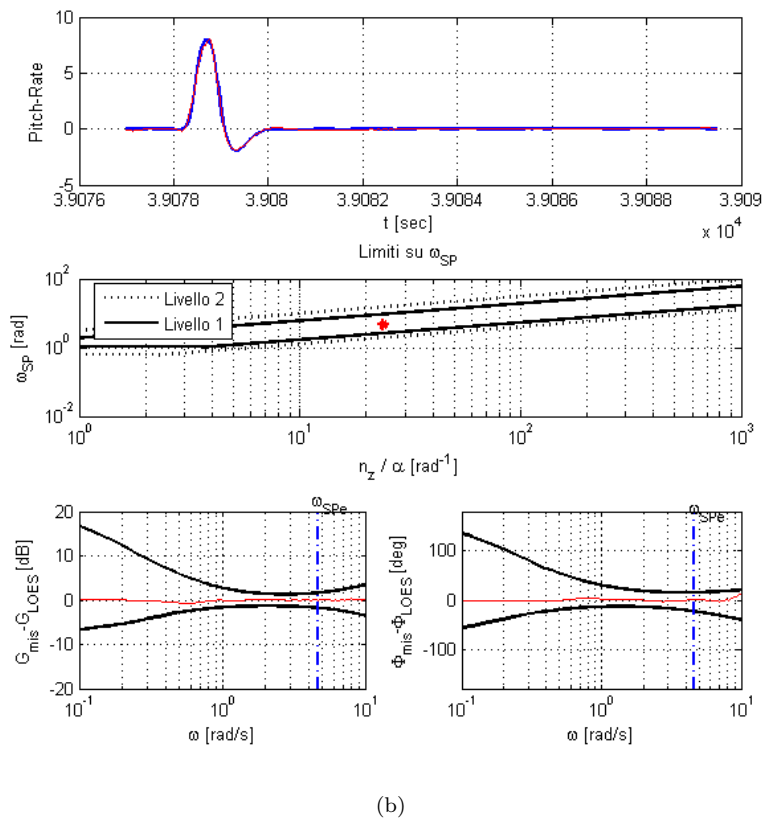
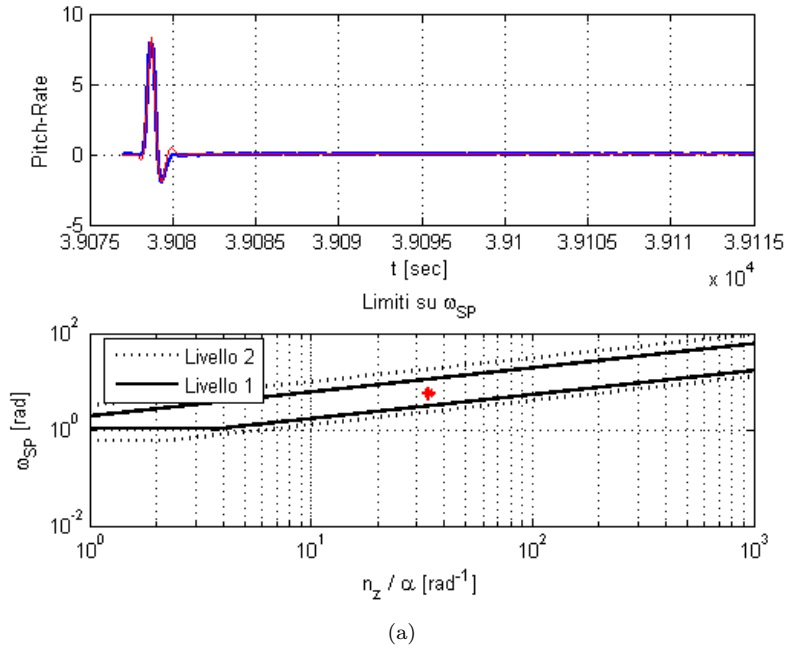
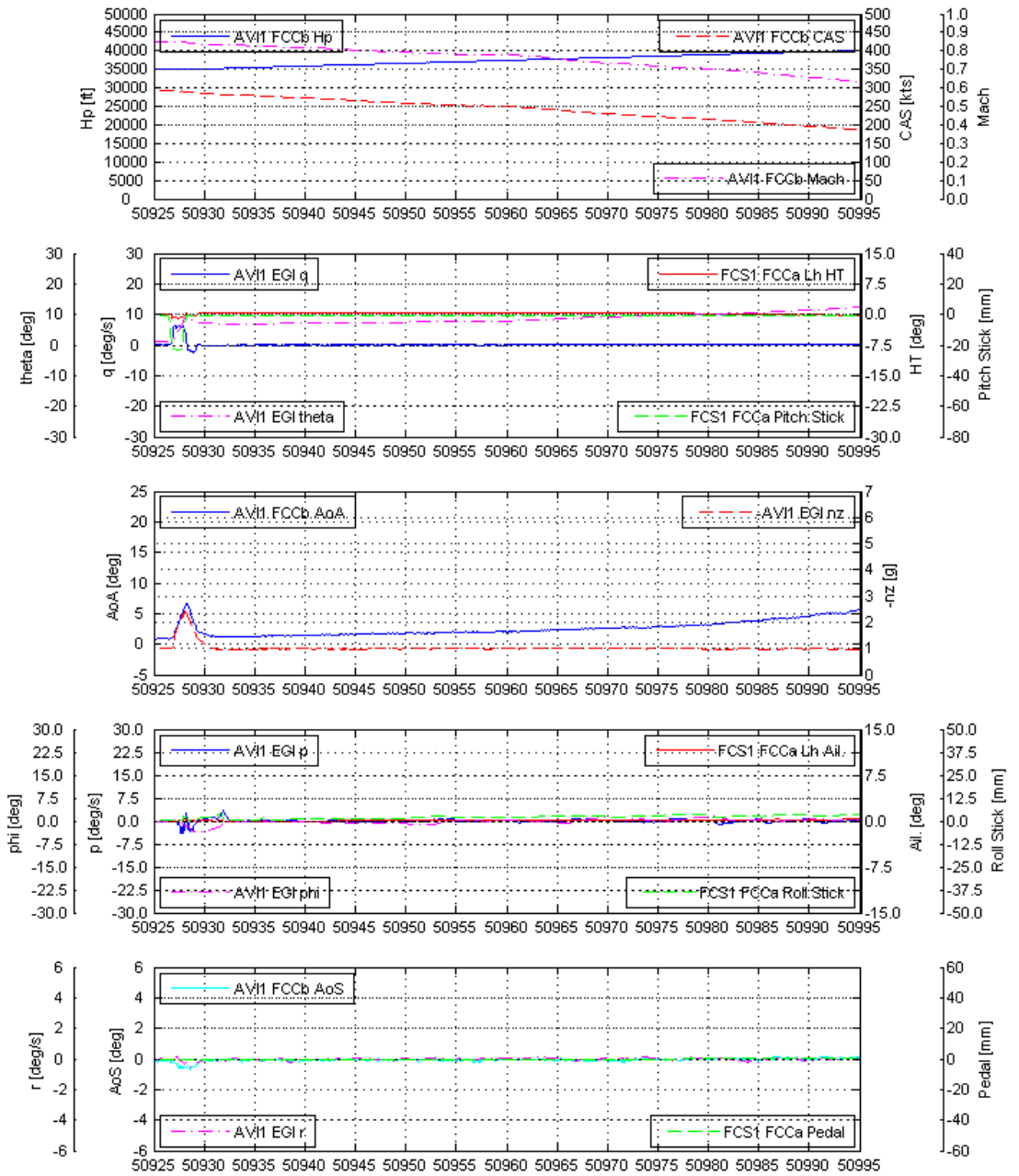


Figura 3.0.9: Phugoid - FL = 200, KCAS = 250, M = 0.55- Modello 2° ordine 3.66(a) - Modello 4° ordine 3.66(b)

**102** Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.10: Phugoid - FL = 350, KCAS = 290, M = 0.85

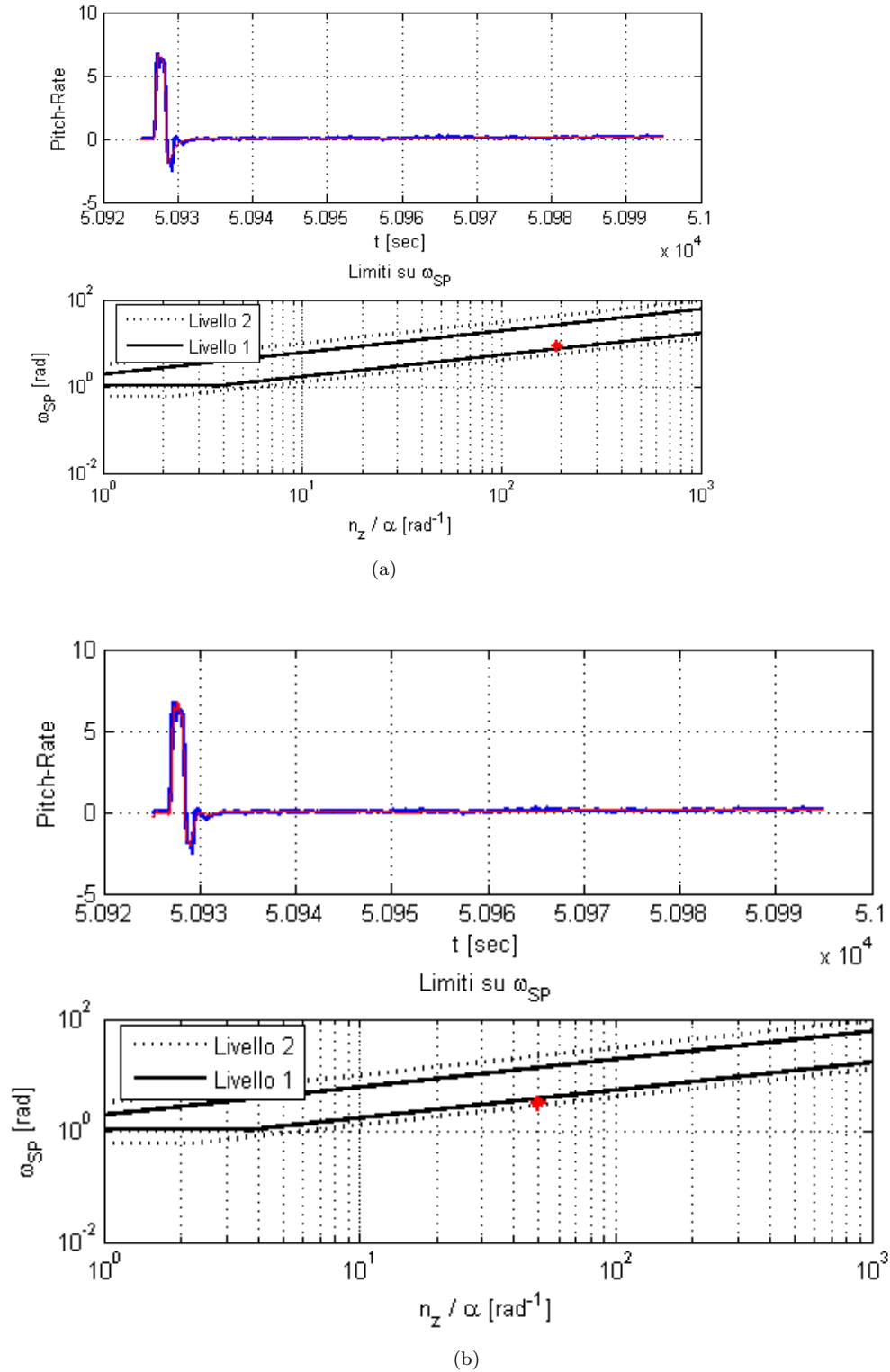


Figura 3.0.11: Phugoid - FL = 350, KCAS = 290, M = 0.85- Modello 2 $^{\circ}$  ordine 3.66(a) - Modello 4 $^{\circ}$  ordine 3.66(b)

## 104 Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

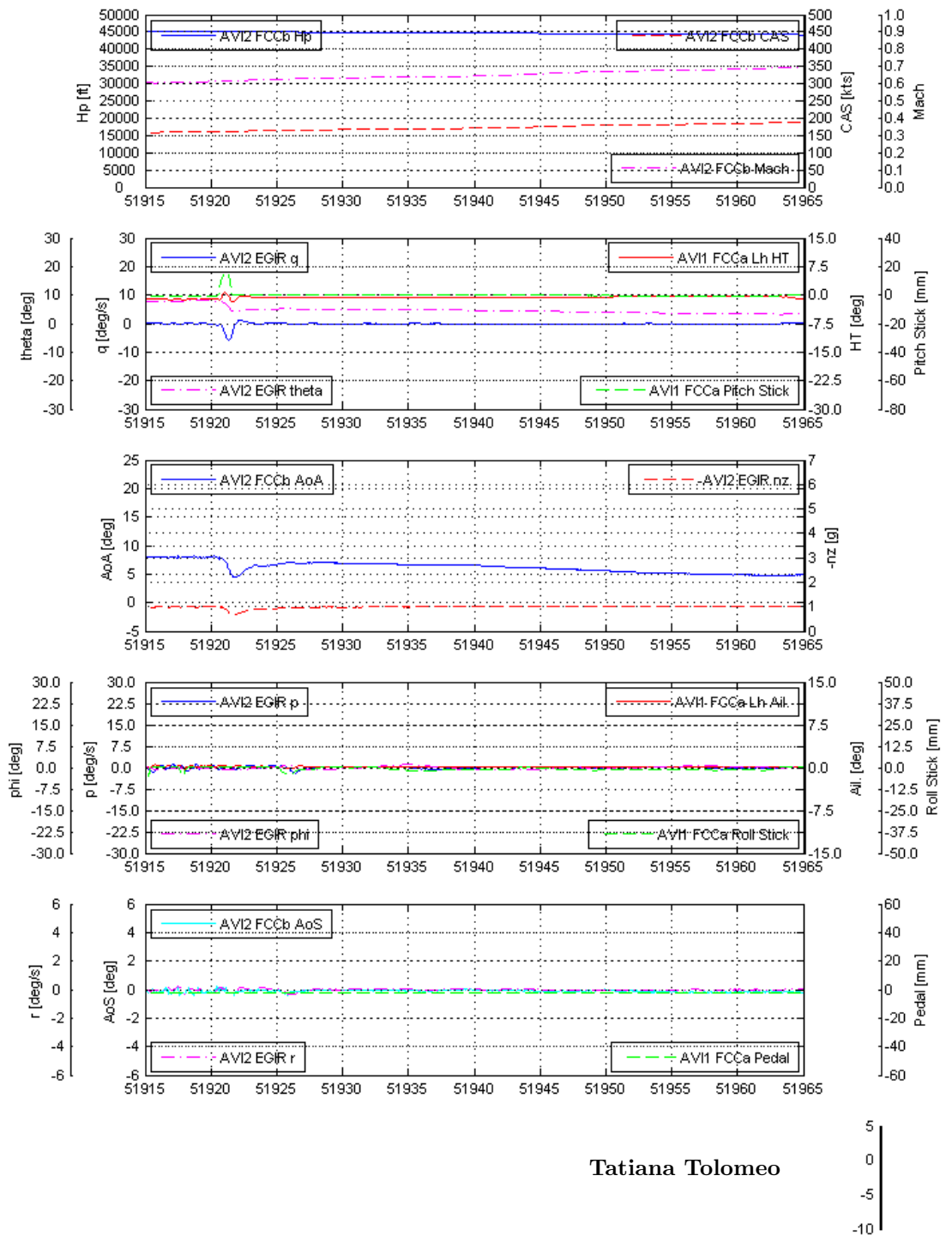


Figura 3.0.12: Phugoid - FL = 450, KCAS = 150, M = 0.57



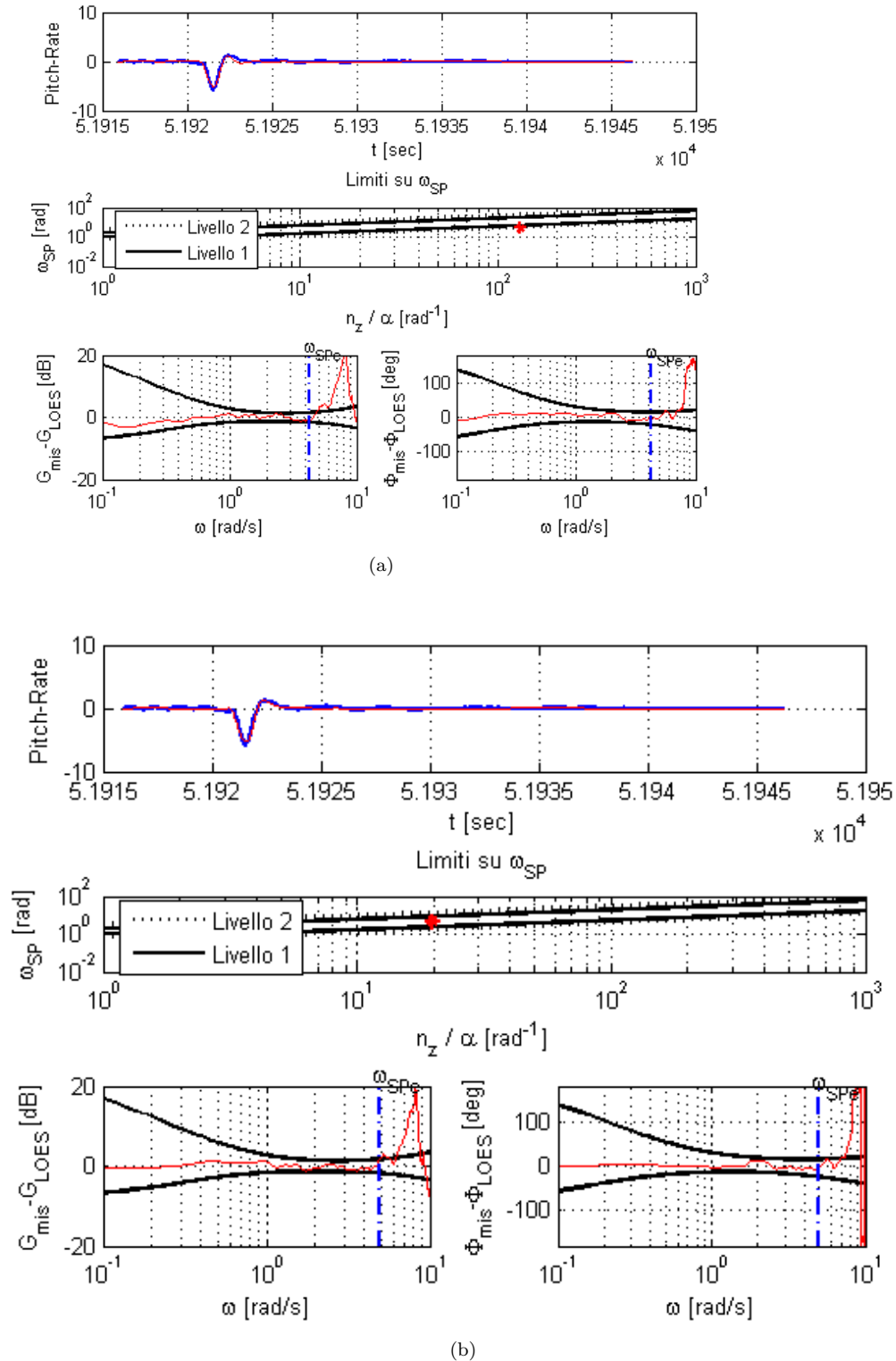


Figura 3.0.13: Phugoid - FL = 450, KCAS = 150, M = 0.57- Modello 2° ordine 3.66(a) - Modello 4° ordine 3.66(b)

**3.0.14.1** **Analisi degli errori**

Analizzando le percentuali di fit dei modelli rispetto ai dati reali (tabella 3.2), e i match sui grafici delle manovre, è possibile dedurre dunque come i modelli di quarto e secondo ordine ben si prestino ad una identificazione su manovre longitudinali dedicate, senza apparentemente subire degradi nell'identificazione al variare di Mach o quota.

Il corretto riscontro qualitativo, tuttavia, deve essere affiancato da dati numerici sufficientemente affidabili e tali quindi da poter garantire una realistica valutazione delle qualità di volo.

Al fine di avere una più immediata comprensione del comportamento dei due modelli, nella valutazione dei parametri LOES richiesti dalle MIL, e al fine di verificare quale modello sia più indicato a tale scopo, è necessario effettuare un confronto tra i dati forniti dai modelli di basso ordine, e i risultati forniti dal modello di alto ordine, che in questo contesto sono considerati, a tutti gli effetti, dati reali. Come precedentemente spiegato, la valutazione del livello di qualità di volo relativo alla manovra in questione, avviene attraverso un confronto dei parametri caratteristici di corto periodo  $\xi_{SP}$ ,  $\omega_{SP}$  con i range forniti dalle MIL. Una corretta valutazione del livello di qualità di volo dipende dunque dalla corretta valutazione di tali parametri. Basandosi solo su dati empirici e numerici, e in mancanza della valutazione del pilota, il confronto con il modello aumentato (i cui risultati vengono considerati esatti) permette di verificare, o meno, la corrispondenza dei parametri con quelli del velivolo reale e, di conseguenza, la corrispondenza del livello di qualità di volo con una potenziale valutazione del pilota del comportamento del velivolo in quel contesto.

Di seguito vengono riportati i grafici e gli istogrammi degli errori, per le manovre di Pitch Doublet e Fugoide.

In figura 3.0.14 è possibile analizzare l'andamento percentuale dell'errore, per il modello di 4° ordine, al variare del mach per le manovre di Pitch Doublet e Fugoide, con errore parametrizzato sul flight level.

Risulta evidente che, per le manovre di Pitch Doublet, si ha, in corrispondenza di  $FL = 200$  e  $M = 0.3$ , il minore errore sul parametro di pulsazione di corto periodo rispetto alla valutazione del modello non lineare di alto ordine, esso è pari a  $err_{\omega_{SP}} = 4.5\%$ , mentre il minimo errore sul parametro di smorzamento si ha in corrispondenza di  $FL = 350$  e  $M = 0.85$ , ed è uguale a  $err_{\xi_{SP}} = 3.5\%$ . Per le manovre di Fugoide il minimo errore sul parametro di smorzamento si verifica a un  $FL = 350$  e  $M = 0.8$  e risulta pari a  $err_{\xi_{SP}} = 0.9\%$ , mentre a  $M = 0.85$  esso è addirittura nullo, mentre il minimo errore sulla frequenza è riscontrabile in corrispondenza di  $FL = 200$  e  $M = 0.85$ , ed è pari a  $err_{\omega_{SP}} = 3\%$ . È subito evidente, dunque, come l'errore sulle manovre di fugoide sia inferiore, sia in termini di frequenza che in termini di smorzamento. La motivazione di ciò è da ricercare nella tecnica di esecuzione delle manovre stesse e nel comportamento dell'FCS. Infatti è probabile che le manovre di Pitch Doublet non siano sufficientemente rapide da eccitare sensibilmente il modo di corto periodo e da garantirne una

sufficiente separazione dagli innumerevoli modi del velivolo aumentato. L’FCS inoltre, interviene prepotentemente a smorzare le oscillazioni di corto periodo, pertanto il modo risulta più difficilmente rilevabile e mal separabile dal rumore. Al contrario l’input di stick nelle manovre di fugaide sembra il comando più indicato ad eccitare il moto di corto periodo, si nota infatti come le oscillazioni si protraggono più a lungo prima di stabilizzarsi rispetto alle manovre di Pitch Doublet. Inoltre, il ritardo nella risposta dell’FCS a smorzare le oscillazioni di corto periodo, ne permette la rilevazione anche da un modello di basso ordine. Il modello di quarto ordine non mostra apparentemente sensibili variazioni o grandi scostamenti di comportamento al variare del livello di volo o del Mach. L’unico dato che sembra discostarsi in modo non trascurabile dagli altri è il picco di errore di smorzamento sul parametro di fugaide in corrispondenza del  $FL = 450$  e  $M = 0.91$ . Tale comportamento non costituisce una evidente falla del metodo, ma semplicemente si riscontra che ai limiti dell’involuppo di volo il modello lineare di basso ordine mal interpreta il comportamento del velivolo la cui risposta è influenzata dal sistema di controllo di volo fortemente non lineare sui limiti dell’involuppo e dalle protezioni di carefree, ossia dai limiti imposti dall’FCS sui parametri di volo che, in condizioni limite, assicurano il non superamento dei limiti dei carichi strutturali e aerodinamici sostenibili dal velivolo stesso.

È dunque possibile affermare che il comportamento verificabile dall’applicazione dei modelli di basso ordine, se da un lato garantisce un’omogeneità di identificazione su tutto l’involuppo, che avrà uno stesso livello di attendibilità anche a Mach elevati, dall’altro non permette, in prima analisi, di includere correzioni ponderate dell’errore che sarebbero scaturite da un andamento predominante, lineare o non lineare, dell’errore all’aumentare del Mach o del livello di volo.

In figura 3.0.15 si riporta un confronto tra errore percentuale su frequenza e smorzamento per le due categorie di manovre utilizzate. Si è scelto di eliminare il dato a  $FL = 0.45$  relativo alle manovre di fugaide, da un lato perchè non si dispone di confronto a un pari livello di volo con le manovre di Pitch Doublet, dall’altro perchè i picchi riscontrati nel modello nella valutazione dei parametri, evidenziano l’inadeguatezza dello stesso a ben interpretare il comportamento non lineare dell’FCS nella risposta del velivolo, benchè il match con i dati reali sia qualitativamente soddisfacente. Si nota come nelle manovre di fugaide l’errore percentuale sullo smorzamento, in giallo, sia inferiore rispetto alle Pitch Doublet a parità di numero di Mach. Esso varia tra lo  $err_{\xi_{SP}} = 0\%$  minimo e un valore massimo del  $err_{\xi_{SP}} = 13\%$  in corrispondenza di  $FL = 200$  e  $M = 0.75$ . Per quanto riguarda la frequenza, nelle Pitch Doublet si ha un andamento piuttosto omogeneo dell’errore, con un valor medio complessivo del 20% e picchi di minimo e massimo errore tra 5 – 30%.

Nonostante anche l’errore sulle manovre di fugaide sia elevato, con una media del  $err_{\omega_{SP}} = 10\%$  a un  $FL = 200$ , l’influenza che esso ha sulla valutazione delle qualità di volo è comunque tollerabile. Infatti è preferibile optare per un modello che ben identifichi lo smorzamento, e dia valori di pulsazione entro una tolleranza mediamente del 10%, piuttosto che un modello che dia errori mag-

giori sullo smorzamento. Quest'ultimo infatti, in un intorno di frequenza pari a quelle rilevate, risulta l'unico vero responsabile di oscillazioni nella risposta e quindi di un eventuale disagio del pilota. Anche la valutazione delle HQ seguendo le normative non ne è influenzata, infatti esse tendono ad essere molto più restrittive sui range di smorzamento per livello di qualità di volo, e un errore del 20% potrebbe portare a un salto dal livello 1 al livello 2 nella scala di HQ, o, ancora peggio, ad una valutazione eccessivamente ottimistica, ad esempio un livello 1, quando l'effettiva sensazione del pilota classifica il comportamento del velivolo, in quelle condizioni, in un livello di HQ inferiore.

In figura 3.0.16 si presenta il dato operativamente più rilevante, ossia l'errore percentuale di frequenza e smorzamento, rispettivamente, al variare del mach, per le manovre di Pitch Doublet e Fugoide. L'errore è parametrizzato sul livello di volo, in tal modo è possibile verificarne l'andamento su ciascuna quota di volo. Dal grafico dello smorzamento si constata che l'errore, su ciascuna quota e su entrambe le tipologie di manovra, cresce linearmente all'aumentare del Mach, e raggiunge un picco in corrispondenza di  $M = 0.75$ . Da  $M = 0.75$  l'errore torna a decrescere, con un ordine di potenza maggiore, fino a  $M = 0.85$ , ad eccezione di Pitch Doublet a  $FL = 200$  e Fugoide a  $FL = 450$  per i quali continua ad aumentare. Da ciò si deducono le seguenti considerazioni relative all'errore di smorzamento di corto periodo:

- Il  $Mach = 0.75$ , per manovre di Fugoide a tutte le quote di volo analizzate ad eccezione di  $FL = 450$ , costituisce un discriminante per l'errore di smorzamento. L'errore aumenta linearmente da  $M = 0.33$  a  $M = 0.75$ , per poi decrescere con legge di potenza.
- Per le manovre di Fugoide a  $FL = 450$  e Pitch Doublet a  $FL = 200$  e Pitch Doublet a  $FL = 350$ , si ha, in corrispondenza del  $M = 0.75$ , una variazione di pendenza dell'errore, ma non un cambiamento di segno. Esso quindi continuerà a seguire la tendenza manifestata per  $M < 0.75$  aumentandone il trend.
- Eliminando le manovre di Fugoide a  $M = 0.85$  e  $M = 0.91$  su un  $FL = 45$  apparentemente il comportamento dell'errore all'interno dell'involupto è universale.
- I  $FL = 350$  e  $250$  per le manovre di Fugoide garantiscono errore di smorzamento minimo.

Il dato più rilevante è che, stabilito l'andamento lineare dell'errore sulle quote, esso è correggibile con una opportuna retta dell'errore su ciascun FL. Inoltre il fatto che a  $FL = 450$  e per  $M = 0.75$  l'errore aumenti è attribuibile allo scostamento maggiore del sistema FCS dalla linearità nell'intorno dei limiti dell'involupto e spostandosi verso Mach transonici. Cambiano infatti le modalità di valutazione di trim e limiti di carefree, oltre che i modelli di valutazione del guadagno del sistema, e non costituisce una sorpresa che un modello lineare non riesca a ben interpretarne l'andamento della risposta del velivolo indotta da un sistema di

controllo in queste condizioni di volo.

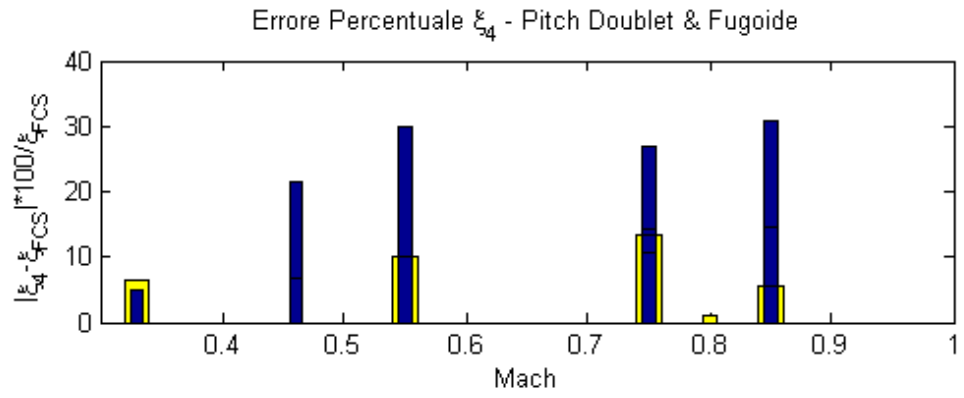
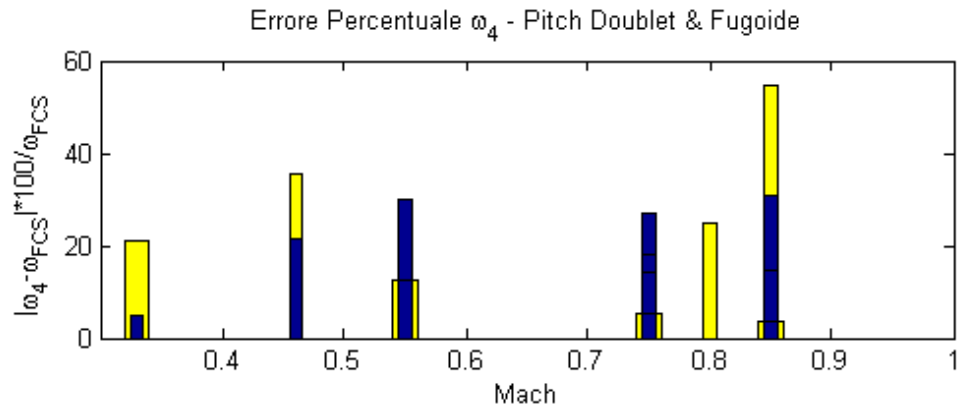
Guardando invece l'errore sulla frequenza è possibile subito notare:

- Un andamento speculare rispetto all'errore sullo smorzamento su tutte le manovre.
- Una diminuzione lineare dell'errore fino a un  $M = 0.75$  su tutte le manovre di Fugoide.
- Una variazione di pendenza dell'errore su tutte le manovre di Fugoide per  $M > 0.75$  ad eccezione del  $FL = 450$ .
- Un lento incremento lineare sulle Pitch Doublet a  $FL = 350$ , e un aumento in valore assoluto della pendenza dell'errore per  $M > 0.75$ .

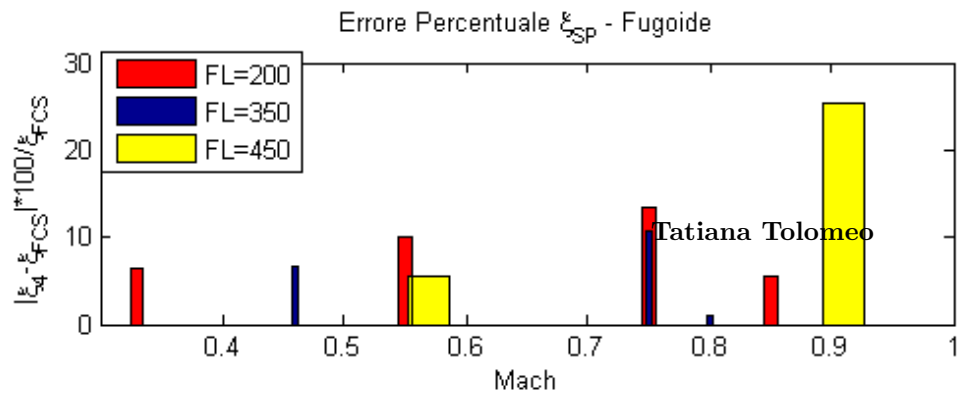
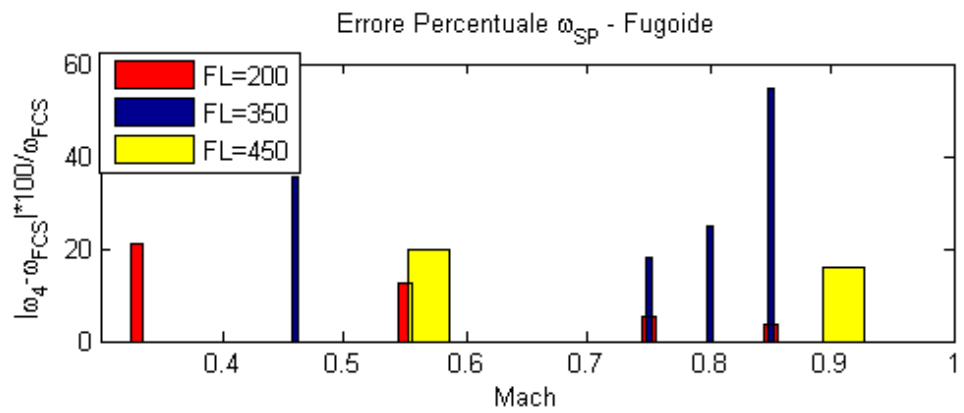
L'unico dato che si discosta dagli altri è per la manovre di Pitch Doublet a  $M = 0.33$ , per cui il modello ha un picco di minimo.

Anche in tal caso, isolando le manovre di Fugoide, è possibile stabilire un trend a priori dell'errore e quindi costruirne le rette di correzione. Il comportamento speculare della frequenza è imputabile alla necessità che ha il metodo di basso ordine di matchare i dati reali avendo a disposizione solo 3 gradi di libertà. Quindi non sorprende che uno scompenso, ossia una sottostima nello smorzamento, ad esempio, sia spesso accompagnata da una sovrastima in frequenza.

**Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati**



(a)



(b)

Fatiana Tolomeo

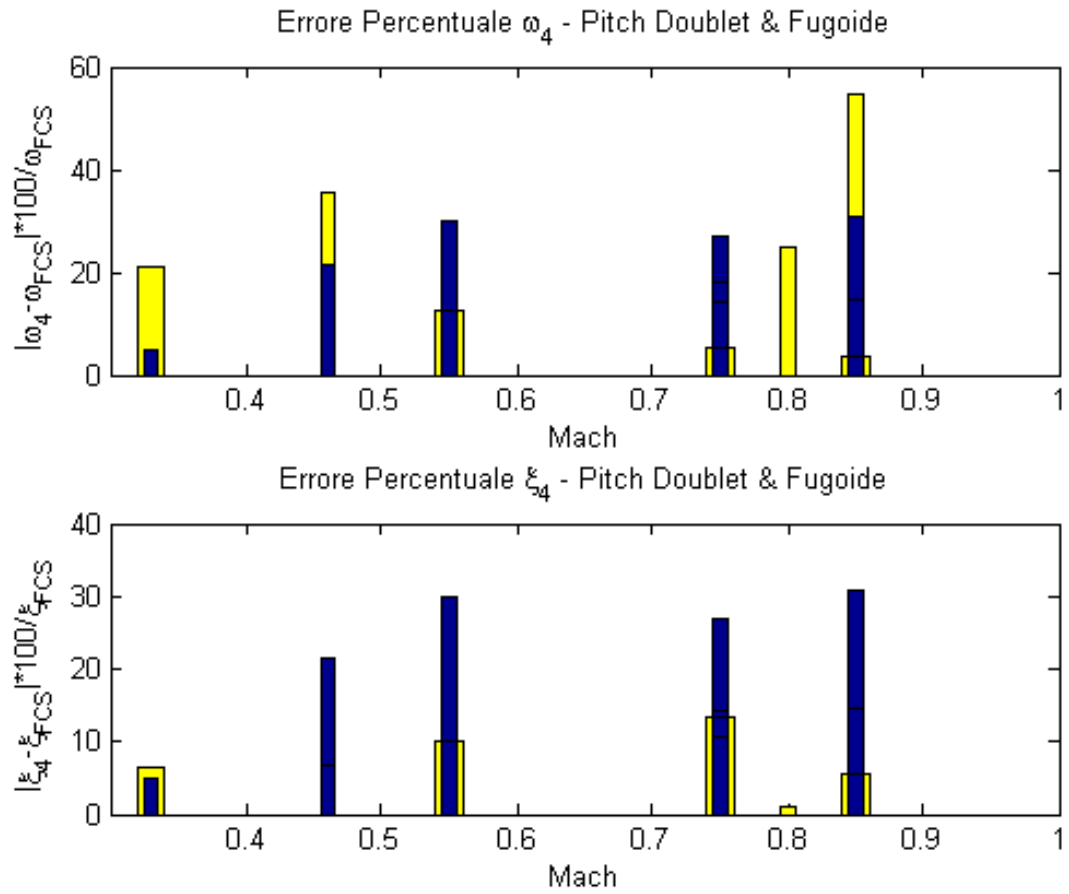
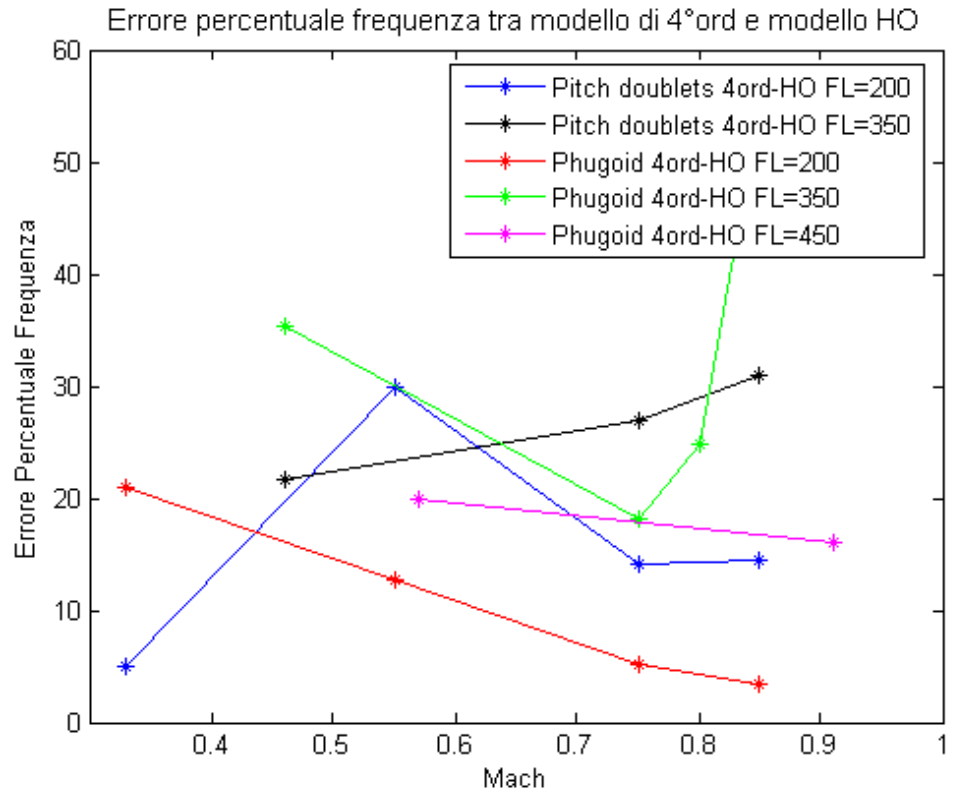
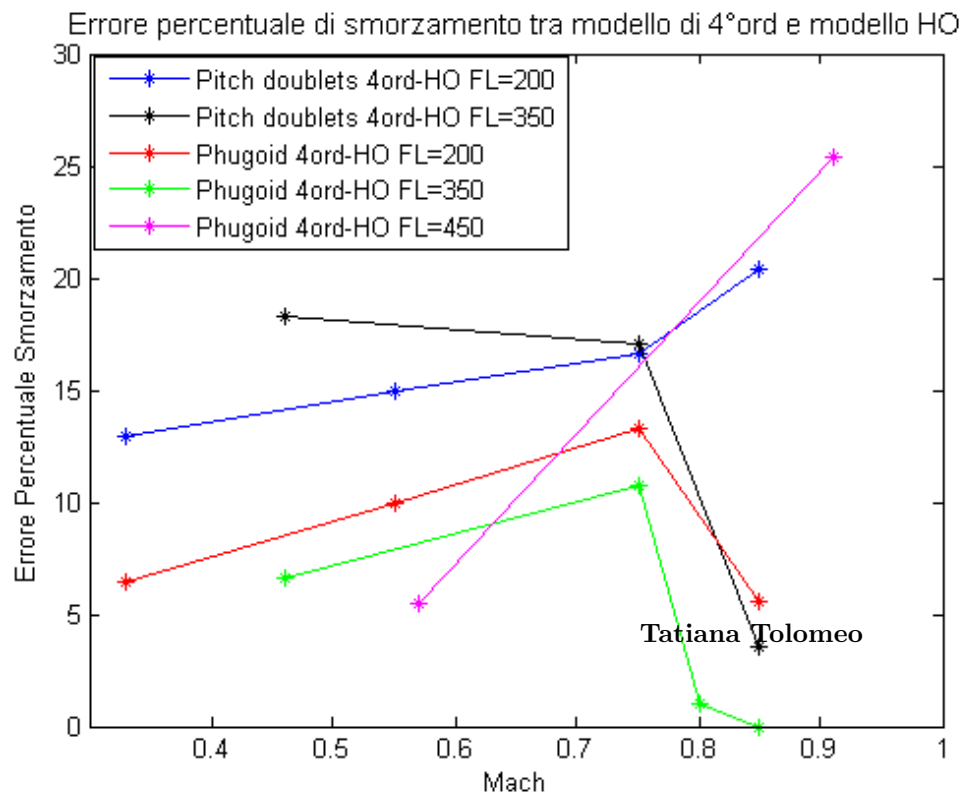


Figura 3.0.15: Errore percentuale su frequenza 3.66(a) e smorzamento 3.66(b) di corto periodo su manovre di Pitch Doublet e Fugoide sul modello 4° ordine

## Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



(a)



(b)



### 3.0.15 Moti latero-direzionali – Analisi manovre open loop

L'analisi sul latero-direzionale dei modelli di basso ordine include identificazioni su manovre di pedale e di stick laterale. La selezione delle manovre su cui operare le identificazioni, si basa sulla necessità di valutare correttamente i parametri richiesti dalle MIL per la previsione delle handling qualities.

Le normative MIL impongono, per le manovre latero-direzionali, limiti sui parametri di frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll, e sulla costante di tempo di rollio  $T_R$ .

La valutazione di frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll è stata effettuata utilizzando modelli di 4° ordine, e 2° ordine fittizio e identificando su manovre di pedale. La valutazione della costante di tempo di rollio  $T_R$  ha richiesto identificazioni su manovre di stick laterale attraverso modelli di 3° ordine, e 3° ordine accoppiato.

Sono di seguito presentati due metodi di identificazione sul direzionale per la valutazione di frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll.

Il primo metodo implementato consiste in una identificazione tra comando pilota e risposta del sistema, attraverso un modello del 4° ordine e un modello del 2° ordine.

Il secondo metodo introduce invece una separazione nell'identificazione e consta di algoritmo ricorsivo in cui: una prima identificazione viene operata tra il comando imposto dal pilota e la deflessione della superficie di controllo relativa; e una seconda identificazione viene effettuata tra la deflessione della superficie di controllo e la risposta del velivolo.

Si dimostrerà come questo secondo metodo garantisca errori sui parametri inferiori e un miglior fit dei dati rispetto al modello classico.

#### 3.0.15.1 Analisi manovre direzionali – Identificazione classica

Per quanto concerne il moto direzionale, le manovre più indicate alla valutazione di frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll, sono le manovre dedicate di Yaw Doublet.

La modalità di esecuzione di tali manovre, infatti, permette, in linea teorica, un'eccitazione prevalente del modo di Dutch Roll, che, nella risposta del velivolo, si dimostra sufficientemente separato dagli altri modi, e le cui caratteristiche di frequenza e smorzamento risultano facilmente identificabili da un modello di basso ordine.

Il metodo di identificazione utilizzato in questa prima fase è di tipo classico. Sono implementati due modelli: un modello del 4° ordine e un modello del 2°.

## Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

Il modello di secondo ordine implementato è un modello di secondo ordine fittizio, esso cioè valuta frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll attraverso un modello di secondo ordine puro, e utilizza tali valori come guess iniziale per l'identificazione con il modello di quarto ordine. Il reale vantaggio di quest'ultimo modello è chiaramente la rapidità di calcolo: segmentando il problema in due fasi infatti, è possibile valutare frequenza e smorzamento di Dutch Roll dal modello di secondo ordine, ottenendo dei risultati sufficientemente prossimi ai valori effettivi. I valori ottenuti dall'identificazione di secondo ordine utilizzati, in seconda fase, come valori di partenza per il metodo di quarto ordine, garantiscono una più rapida convergenza del metodo rispetto al quarto ordine puro. In entrambi i modelli viene identificato lo Yaw-Rate, attraverso una funzione di trasferimento tra il comando pilota e la risposta del velivolo.

L'identificazione parametrica operata utilizzando un modello del 4° ordine, o del 2° ordine fittizio, su manovre di Yaw Doublet, fornisce generalmente oltre a frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll, altre due parametri, assimilabili alle costanti di tempo di rollio e di spirale, rispettivamente. Ciò che effettivamente accade, è che il modello di basso ordine, a seguito dell'identificazione, restituisce una coppia di poli complessi coniugati e due poli reali. I poli complessi coniugati sono associabili al modo di Dutch Roll, e ne permettono la valutazione di frequenza e smorzamento, la seconda coppia di poli identifica, in termini di ordini di grandezza, le due costanti di tempo proprie del velivolo. Tuttavia, spesso si riscontra che, i poli reali, seppur non dissimili dai corrispondenti valori fisici, siano soltanto teoricamente associabili alle costanti di tempo fisiche dei due modi in questione. Si tenga presente infatti, che, nonostante l'utilizzo teorico di un modello di basso ordine permetta di estrarre dalla risposta del velivolo, i modi dominanti, cioè i modi che dominano la forma della risposta, in un velivolo aumentato dotato di sistema FCS, essi non sempre coincidono con i modi caratteristici del velivolo, ma costituiscono generalmente una combinazione lineare di tutti i modi del velivolo aumentato e pertanto includono, anche se parzialmente, la dinamica dell'intero velivolo, compresa dinamica interna dell' FCS e dei sistemi di attuazione.

Nell'ottica in cui non sia possibile separare del tutto le dinamiche proprie del velivolo dalle dinamiche complessive del sistema aumentato, i dati ricavati andranno valutati e ponderati caso per caso.

Nel caso in cui si compia l'identificazione su manovre dedicate, la separazione dei modi è teoricamente più netta e i risultati ottenuti più attendibili.

Si tenga inoltre presente che il modello utilizza i gradi di libertà che ha a disposizione per fornire un match dei dati reali nei limiti di una certa tolleranza, questo comporta un ulteriore errore nella valutazione dei modi propri successivi al modo dominante.

Altra osservazione riguarda la potenza del controllo del sistema FCS. In un velivolo aumentato e tecnologicamente avanzato come l'M-346, il sistema FCS

**Tatiana Tolomeo**

ha una robusta autorità nel controllo, soprattutto sul latero-direzionale, e una forte tendenza a smorzare il modo di Dutch-Roll. Ultima considerazione è sulla costante di tempo di spirale: la caratteristica di spirale del velivolo richiede, per una corretta identificazione, dei tempi di manovra molto maggiori a quelli utilizzati nelle manovre analizzate, appare dunque evidente che il parametro identificato come costante di spirale, seppur si avvicini in termini di ordini di grandezza al valore reale, non possa essere ritenuto attendibile, nè possa essere utilizzato per valutazioni che richiedano un livello di attendibilità maggiore della semplice corrispondenza degli ordini di grandezza.

A seguito di queste osservazioni, è evidente che i poli reali identificati nel modello non siano necessariamente effettivi dati fisici, ma più spesso essi individuano dei valori numerici opportuni affinché il metodo restituisca un match dei dati che si mantenga entro i limiti di tolleranza imposti.

In tabella 3.3 si riportano le manovre di Yaw Doublet analizzate, con le relative condizioni di quota, Mach, velocità espressa in CAS e configurazione.

## Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

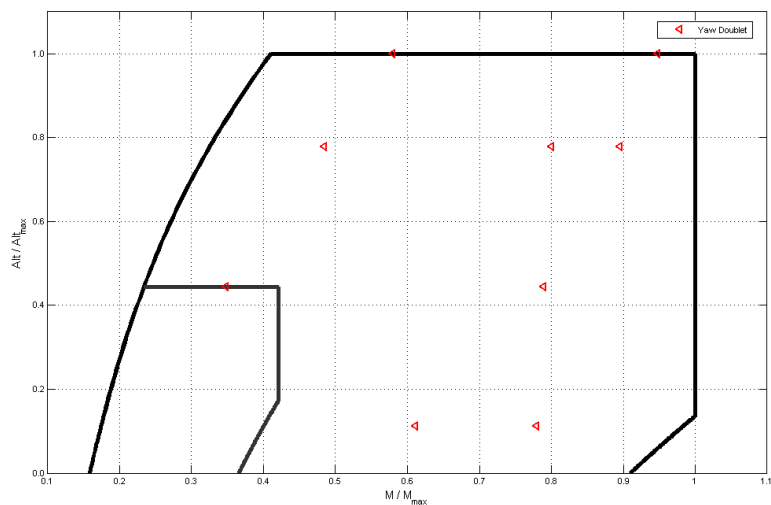


Figura 3.0.17: Punti prova Yaw Doublet

AC	FAN	Manouver	ID	FL	KCAS	Mach	Conf
X-617	604	Yaw Double	T-02087-0143	50	350	0.58	Clean
X-617	605	Yaw Double	T-02087-0144	50	450	0.74	Clean
X-615	800	Yaw Double	T-02087-0136	200	200	0.33	Clean
X-617	580	Yaw Double	T-02087-0138	200	350	0.75	Clean
X-615	797	Yaw Doublet	T-02087-0132	350	150	0.46	Clean
X-615	798	Yaw Double	T-02087-0133	350	250	0.76	Clean
X-615	798	Yaw Double	T-02087-0134	350	290	0.85	Clean
X-617	603	Yaw Double	T-02087-0130	450	150	0.55	Clean
X-617	603	Yaw Double	T-02087-0131	450	250	0.90	Clean

Tabella 3.3: Manovre Yaw Doublet - Identificazione moti Latero - Direzionali

In tabella 3.14 i risultati dell'identificazione in termini di: frequenza e smorzamento di Dutch Roll, costante di tempo di spirale, numero di iterazioni per metodo, errore massimo sul fit, percentuale di fit, e livello di volo stimato, si riportano inoltre i parametri di frequenza e smorzamento di Dutch Roll del modello di alto ordine.

Il confronto quantitativo tra i modelli LOES e con il modello di alto ordine permette una valutazione preliminare dei modelli, da cui emerge che:

- Il metodo di 2° ordine fittizio converge in generale in un numero inferiore di iterazioni rispetto al metodo di 4° ordine.
- Il fit percentuale sui dati reali è buono ma non sempre soddisfacente.
- In entrambi i modelli LOES è riscontrabile una tendenza ad una sovrastima del parametro di frequenza di Dutch Roll e ad una sottostima del parametro di smorzamento, o, occasionalmente, una tendenza inversa di sovrastima di smorzamento.
- il modello di 4° ordine presenta uno scostamento inferiore, rispetto al modello di 2° ordine, con i parametri del modello aumentato in termini di frequenza o smorzamento.

Sostanzialmente i modelli LOES, nel tentativo di interpretare la risposta del velivolo fornendo un buon fit dei dati, tendono a sovrastimare o sottostimare uno dei due parametri, o, nel peggiore dei casi, entrambi. La differenza riscontrata, tra i parametri dei modelli LOES rispetto ai dati del modello aumentato, ha la funzione di compensare la mancanza di gradi di libertà disponibili con una opportuna variazione dei parametri, o in termini di frequenza, o in termini di smorzamento.

I modelli LOES sono modelli equivalenti che lavorano a poli dominanti, per cui, è possibile, come nel caso longitudinale, concludere che, a fronte di un buon match dei dati, i valori dei parametri identificati corrispondano ai parametri effettivi caratteristici di un equivalente velivolo classico, e quindi essi ricostruiscono la risposta che il pilota effettivamente avverte e dovrebbero correttamente essere utilizzati per la valutazione delle qualità di volo dai range imposti dalle MIL.

Tuttavia, tale considerazione non può, nel caso di identificazioni sul latero-direzionale, essere sufficientemente esplicativa o conclusiva come avveniva per il longitudinale. Infatti l'autorità del sistema di controllo FCS è maggiore sul latero-direzionale, e la logica di funzionamento è tale da modificare l'effettivo modo proprio di Dutch Roll del velivolo: la frequenza del modo di Dutch Roll caratteristica del velivolo viene aumentata, lasciando lo smorzamento sostanzialmente invariato. Saranno quindi presenti tra i modi identificati dal modello di alto ordine due poli complessi coniugati, aventi una frequenza che si pone tra la frequenza del modo rilevato come Dutch Roll e la frequenza del polo FCS. Questo è il modo originario di Dutch Roll. Tale sistema, come visto, permette di rendere innocuo il modo in esame aumentandone la frequenza a valori non

## **Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati**

pericolosi, ma, in definitiva, il modo proprio originario diventa difficilmente rilevabile da un modello di basso ordine, poichè esso non sarà più responsabile della forma della risposta del velivolo (agli effetti esterni non viene percepito se non su lunghi periodi).

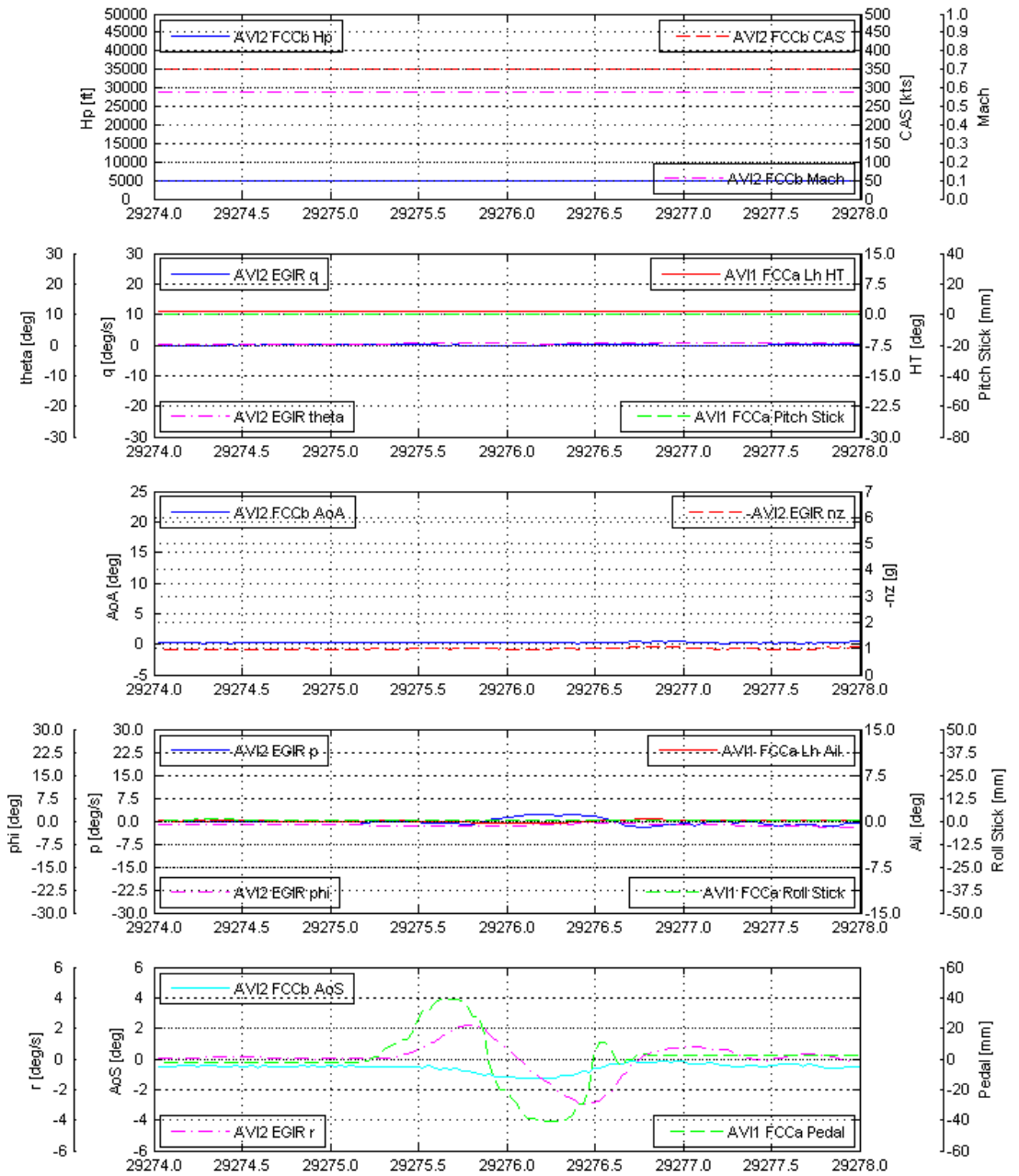
Tali considerazioni inducono a ritenere che, data la tipologia di manovre in esame, e data la logica di funzionamento del sistema FCS, il modo di Dutch Roll risulti in questo caso sufficientemente smorzato da essere difficilmente identificabile e si giustificano gli errori rilevati sui parametri caratteristici. Si rimandano al paragrafo successivo considerazioni quantitative sugli errori.

Di seguito si riportano alcune delle manovre identificate. Si è scelto di selezionare una manovra per ogni livello di volo, a diversi Mach, in modo da illustrare il comportamento dei modelli utilizzati in vari punti dell'involuppo, e da fornirne un confronto grafico-qualitativo.

Manoeuvre ID	Modello	$\omega_{DR}$	$\xi_{DR}$	$T_1$	$n_{it}$	$err_{MAX}$	fit %	HQlevel
T-02087-0143								
	2° Ordine	5.54	0.42	1.68	8	2.0925e-005	83	1
	4° Ordine	6.06	0.46	0.37	64	9.9774e-005	84	1
	Modello HO	3.8	0.95					
T-02087-0144								
	2° Ordine	6.27	0.41	0.92	9	9.8357e-004	66	1
	4° Ordine	6.02	0.57	0.36	1	4.2159e-005	67	1
	Modello HO	4.4	0.84					
T-02087-0132								
	2° Ordine	4.80	0.51	1.77	9	6.3768e-004	87	1
	4° Ordine	4.86	0.556	1.3533	1	3.5051e-004	92	1
	Modello HO	4.8	0.91					
T-02087-0133								
	2° Ordine	5.62	0.476	0.144	9	5.9387e-004	86	1
	4° Ordine	4.77	0.61	0.0779	30	8.9837e-005	88	1
	Modello HO	3.1	0.98					
T-02087-0134								
	2° Ordine	5.022	0.68	1.55	9	1.0610e-004	87	1
	4° Ordine	5.88	0.83	1.159	47	9.8893e-005	88	1
	Modello HO	3.70	0.80					
T-02087-0136								
	2° Ordine	5.48	0.463	3.08	9	1.7720e-004	88	1
	4° Ordine	3.94	0.95	0.1773	9	1.9763e-004	93	1
	Modello HO	3.6	0.93					
T-02087-0138								
	2° Ordine	4.90	0.70	0.228	9	4.9747e-004	82	1
	4° Ordine	5.96	0.62	2.19	13	2.0007e+004	88	1
	Modello HO	6.3	0.60					
T-02087-0131								
	2° Ordine	6.10	0.69	1.11	9	3.5795e-004	70	1
	4° Ordine	4.06	1	1.25	11	2.0582e-004	89	1
	Modello HO	3.3	0.85					
T-02087-0130								
	2° Ordine	4.38	0.52	0.138	9	5.4091e-004	89	1
	4° Ordine	4.25	0.53	5.96	11	4.7996e-004	94	1
	Modello HO	4.2	0.88					

Tabella 3.4: Parametri LOES Yaw Doublet

**120** Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.18: Yaw Doublet - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58



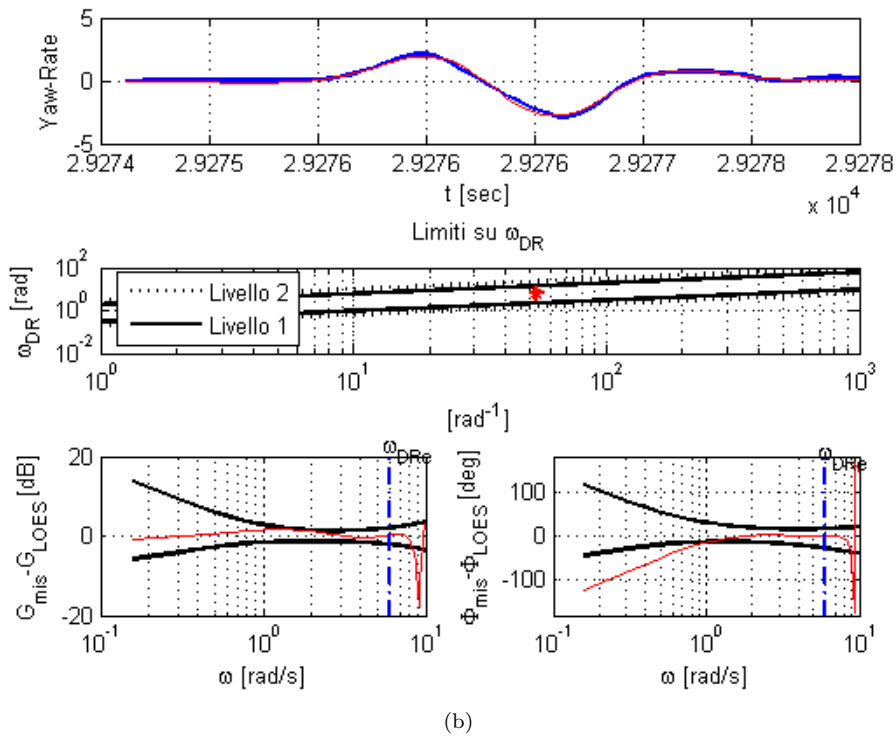
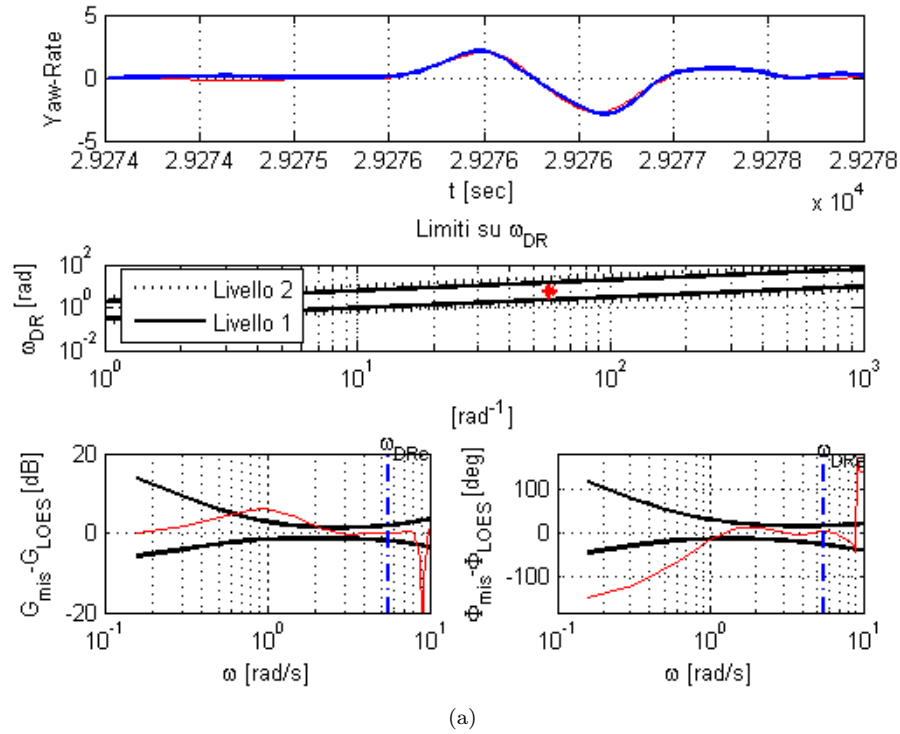
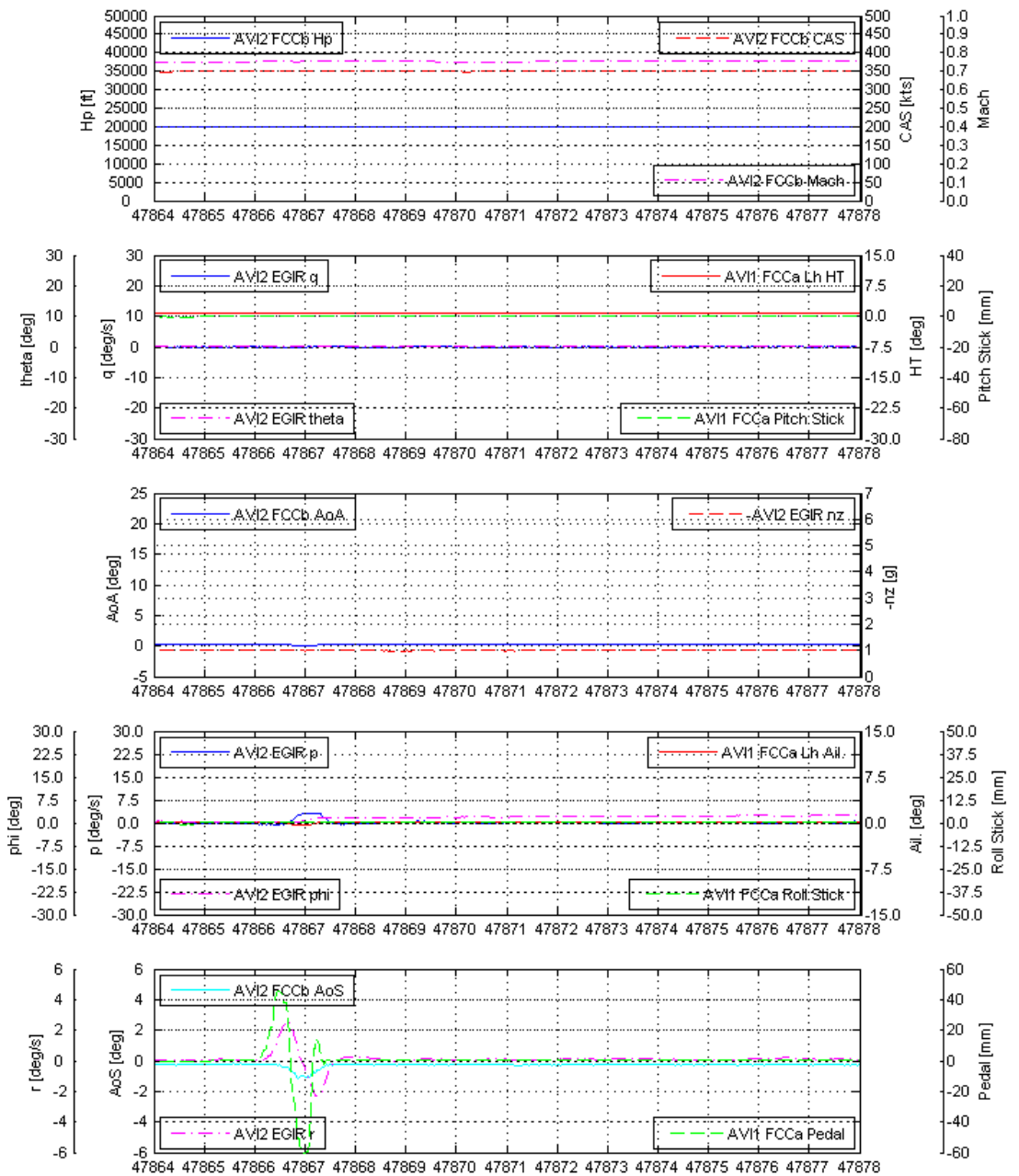


Figura 3.0.19: Yaw Doublet - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine(b)

**122** Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.20: Yaw Doublet - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75

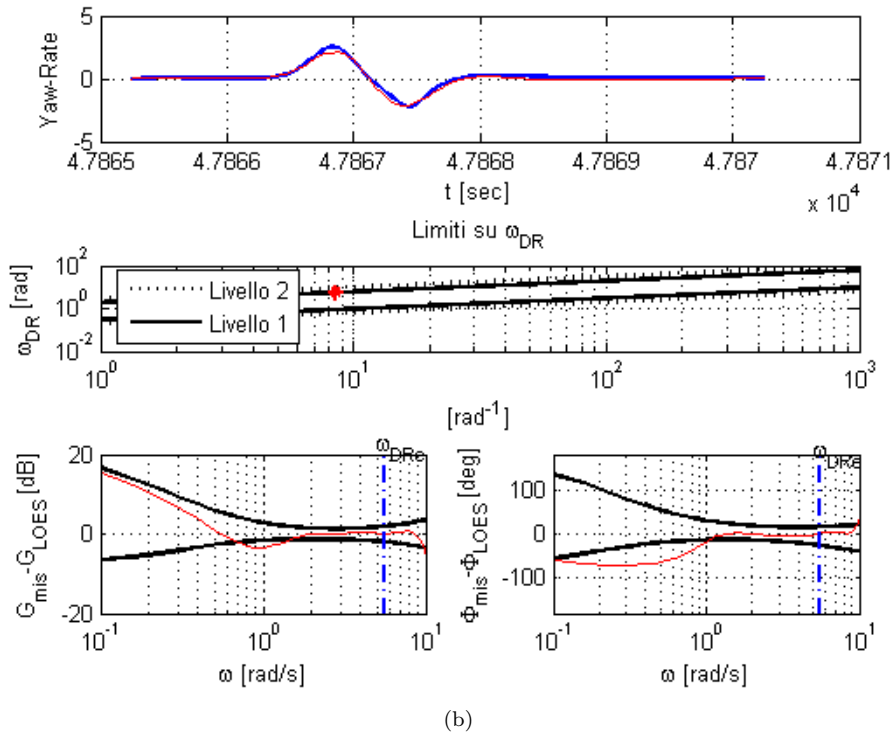
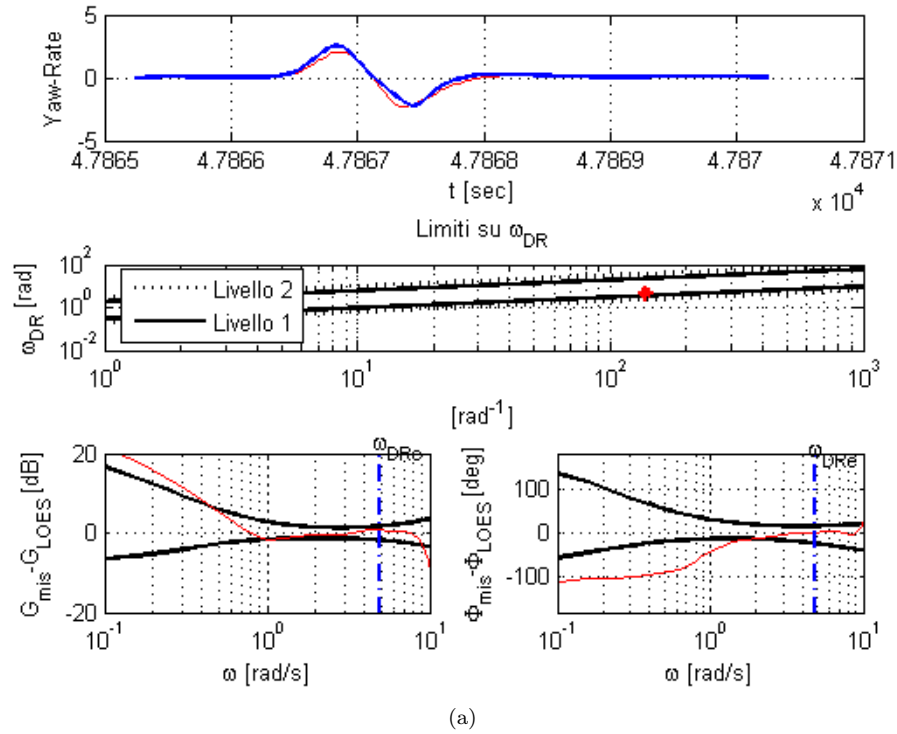
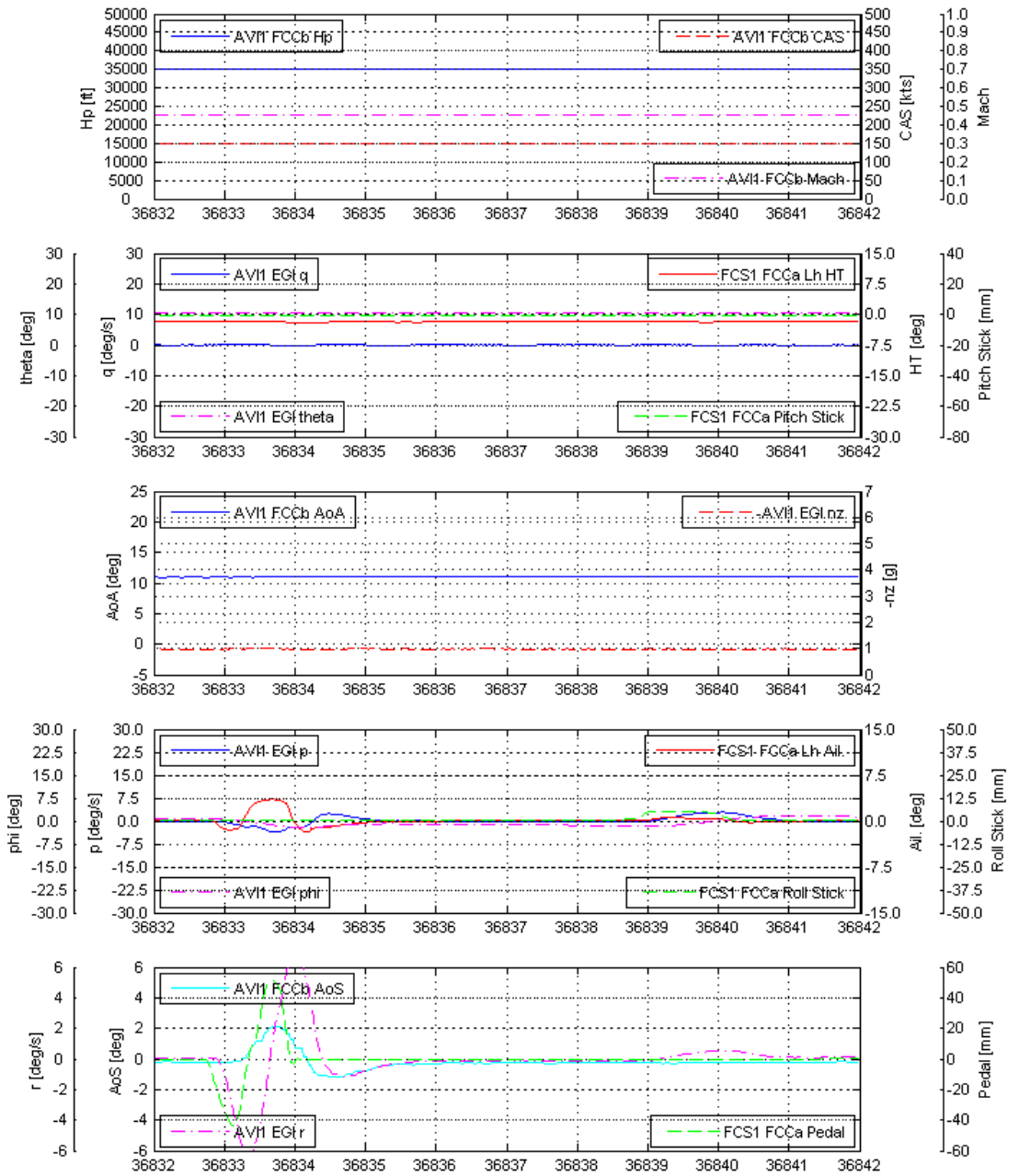


Figura 3.0.21: Yaw Doublet - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b)

## Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.22: Yaw Doublet - FL = 350, KCAS = 150, M = 0.46

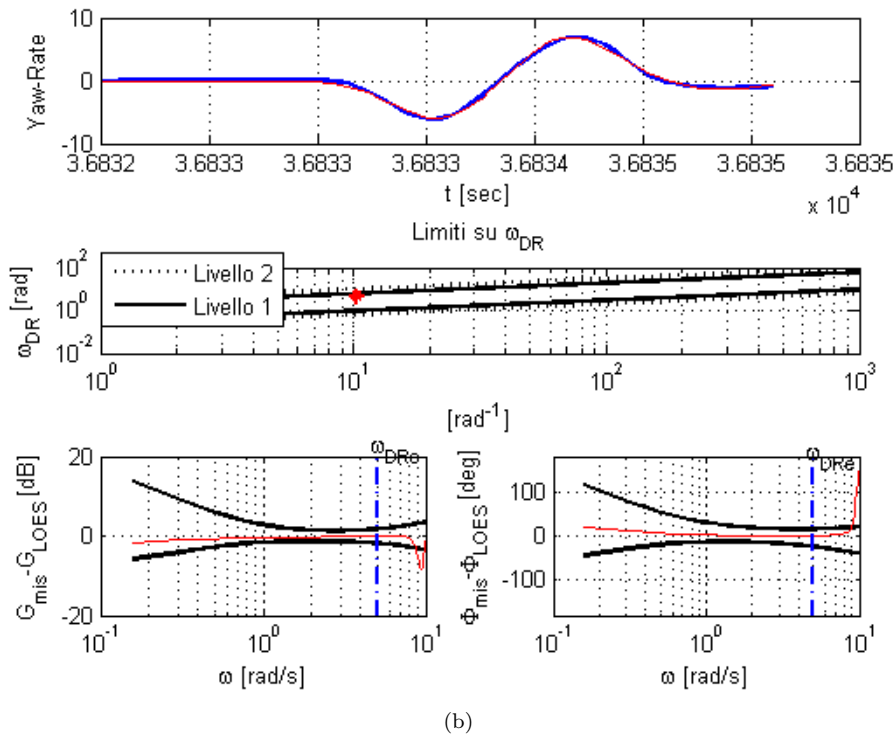
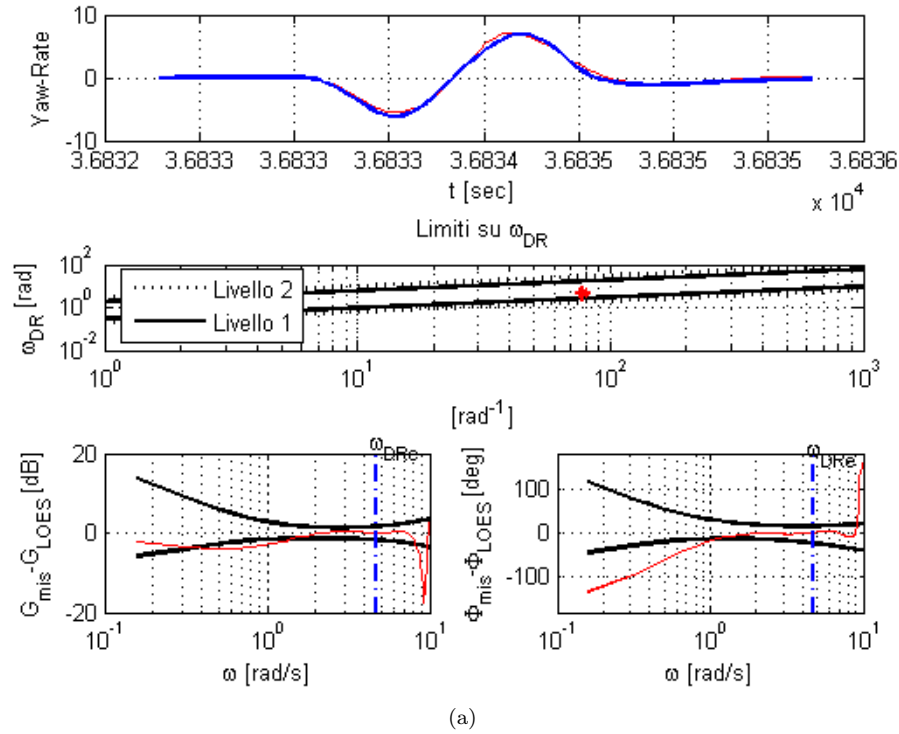
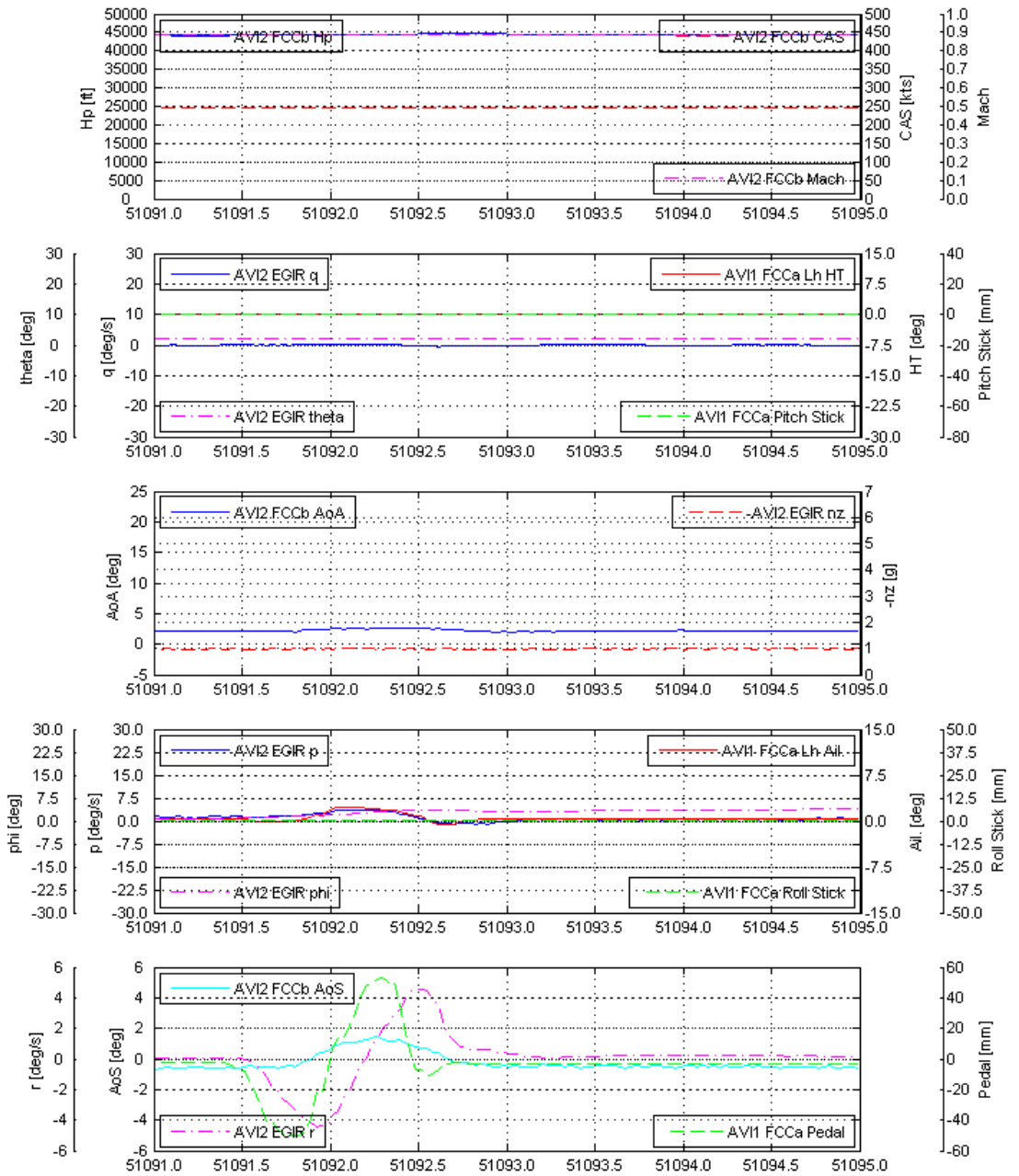


Figura 3.0.23: Yaw Doublet - FL = 350, KCAS = 150, M = 0.46 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b)

**126** Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.24: Yaw Doublet - FL = 450, KCAS = 250, M = 0.90

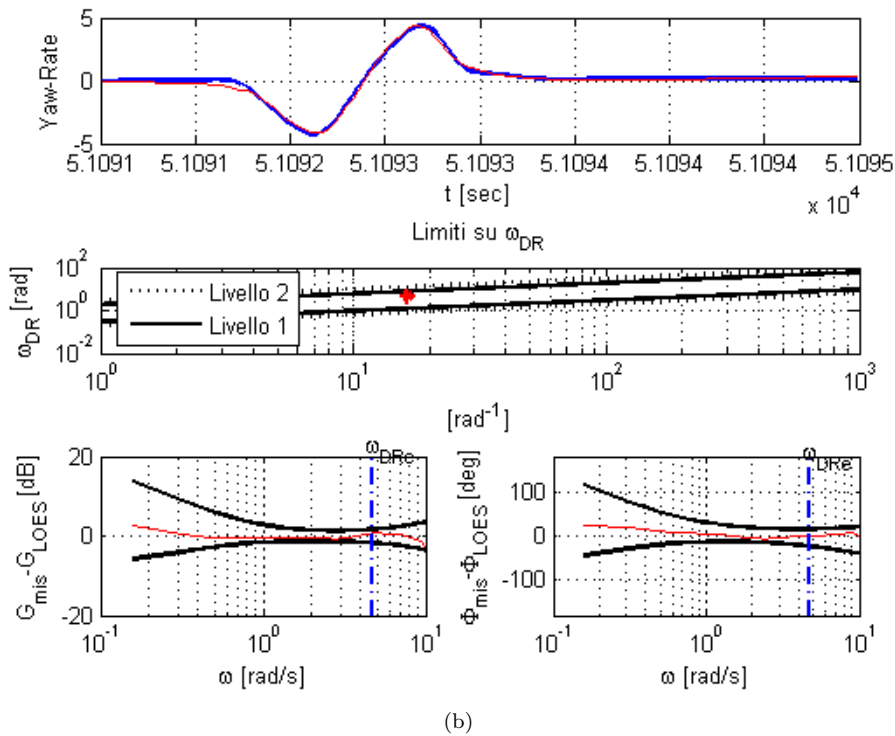
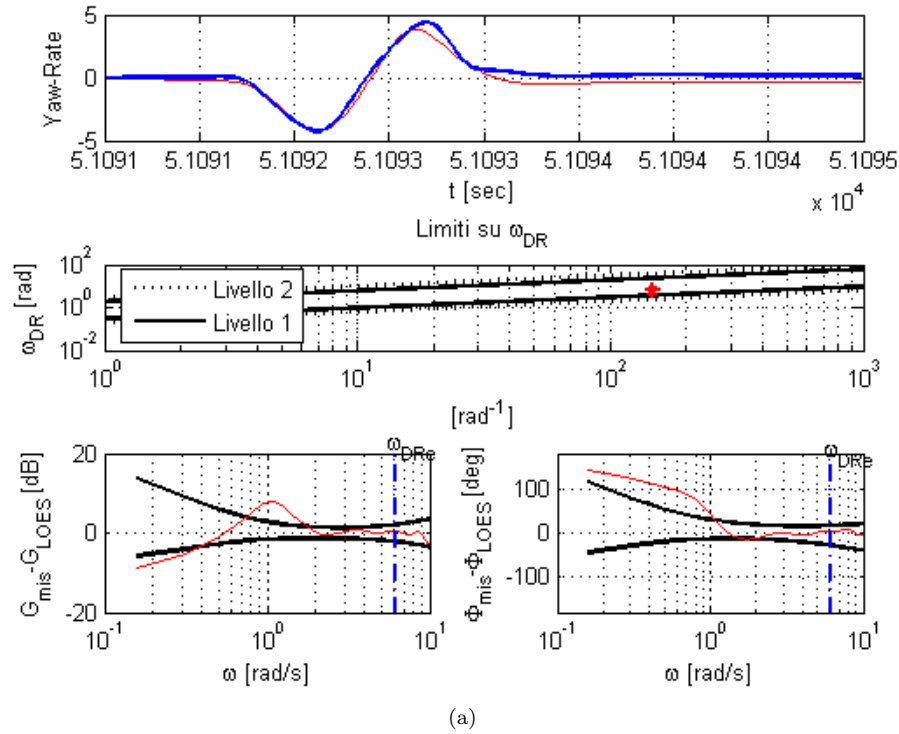


Figura 3.0.25: Yaw Doublet - FL = 450, KCAS = 250, M = 0.90 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine(b)

### 3.0.15.2 Analisi degli errori

Di seguito i grafici degli errori per entrambi i modelli, 4° ordine puro e 2° ordine fittizio, per le manovre di Yaw Doublet.

In figura 3.0.26 è possibile analizzare l'andamento dell'errore percentuale su frequenza e smorzamento di Dutch Roll al variare del numero di Mach. È immediato notare come gli scostamenti percentuali siano molto dissimili tra loro. In tabella 3.0.15.2 si riportano i valori massimi e minimi su frequenza e smorzamento per entrambi i modelli, nonché rispettivi Mach e livelli di volo.

In termini percentuali gli errori massimi sia su frequenza che su smorzamento risultano maggiori per il modello di secondo ordine: la complessità e l'ordine del modello è inversamente proporzionale all'accuratezza del metodo stesso.

Un dato rilevante è il valore massimo riscontrato sull'errore sulla frequenza: per entrambi i modelli esso è nell'intorno di  $FL = 450$ . Questo dato fornisce una prima indicazione su un possibile andamento dell'errore al variare della quota. Tuttavia, da una semplice valutazione dei valori limite, non sembra delinearci per nessuno dei due modelli una direzione preferenziale di crescita o decrescita sull'errore di smorzamento, nè pare vi siano andamenti monotoni al variare di quota o Mach. È opportuno sottolineare come l'errore sullo smorzamento abbia un peso maggiore nella valutazione delle HQ rispetto all'errore sulla frequenza: lo smorzamento è infatti maggiormente sensibile e suscettibile di variazioni e si comprende come un errore rilevante sullo smorzamento possa risultare potenzialmente più pericoloso rispetto a un pari errore percentuale sulla frequenza del modo in esame, e, per tale motivo, l'errore sullo smorzamento ha un peso maggiore nella valutazione della bontà del metodo applicato.

Negli istogrammi di figura 3.0.26 si riporta l'errore percentuale in frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll al variare del Mach, relativi al modello 2° ordine e al modello 4° ordine. Lo stesso errore è rappresentato in figura 3.0.27. Dagli istogrammi emerge il comportamento globale dei modelli su frequenza e smorzamento ed è di immediato impatto visivo la differenza in termini percentuali degli errori massimi e minimi. Dal grafico dello stesso errore, è possibile raffrontare l'andamento dell'errore dei due modelli per ciascun Mach testato. Mentre sulla frequenza (3.0.27 (a)) non vi sono grandi differenze di comportamento, sullo smorzamento (3.0.27 (b)) è evidente come il metodo di 4° ordine garantisca un errore comunque inferiore su ciascun Mach, presentando dei picchi di minimo a  $M = 0.33$ ,  $M = 0.75$  e  $M = 0.85$ , senza evidenziare particolari tendenze all'aumentare del Mach. Nel grafico successivo (Fig.3.0.27 (c)) ciò appare più evidente: il grafico rappresenta i punti di minimo dell'errore su ciascuna quota e il Mach corrispondente per frequenza e smorzamento, ossia esso costituisce una sorta di involucro di volo dei punti di minimo. In corrispondenza di quota e Mach relativi ai punti di minimo, sono riportati e valori percentuali dei relativi errori. I punti individuati circoscrivono una zona di minimo errore percentuale teorico sul modello di 4° ordine.

Nel grafico successivo (Fig.3.0.27 (d)) invece si indicano i valori massimi su frequenza e smorzamento del modello di 4° ordine per ciascuna quota; sull'asse



Modello	$Err_{max\omega_{DR}}$ [%]	M	FL	$Err_{max\xi_{DR}}$ [%]	M	FL
2° Ord. Acc.	84	0.90	450	84	0.75	200
4° Ord Dis.	59	0.55	450	51	0.58	50

Modello	$Err_{min\omega_{DR}}$ [%]	M	FL	$Err_{min\xi_{DR}}$ [%]	M	FL
2° Ord. Acc.	0	0.46	350	15	0.85	350
4° Ord Dis.	1	0.58	50	2	0.33	200

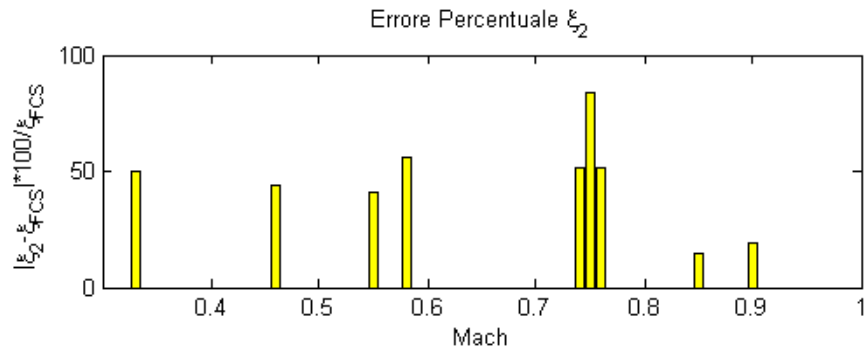
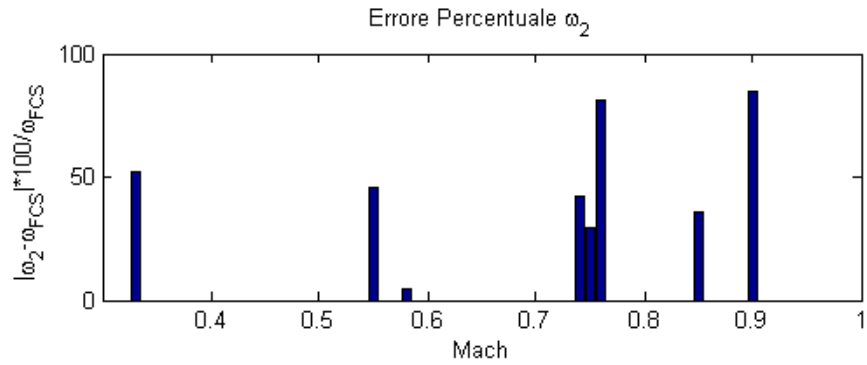
Tabella 3.5: **Errore massimo e minimo su frequenza e smorzamento di Dutch Roll Modello 2° ordine e Modello 4° ordine**

delle ordinate il Mach corrispondente, mentre per ogni punto individuato si riporta l'errore percentuale massimo relativo. Appare subito evidente, come i due grafici relativi a errore minimo e errore massimo, siano in realtà pressochè speculari: ossia i punti di minimo errore sullo smorzamento coincidono con i punti di massimo errore sulla frequenza e viceversa. Il comportamento mostrato è in indice del tentativo del metodo di compensare, come suddetto, in termini di frequenza o smorzamento, la mancanza di gradi di libertà necessari a ben rappresentare la risposta del velivolo. Contestualmente, scegliendo di muoversi sulla curva di minimo smorzamento, sarà possibile da un lato garantire un errore minimo su un parametro essenziale di valutazione delle HQ, dall'altro, sarà auspicabile introdurre le appropriate correzioni sul valore di frequenza sulla base dell'errore percentuale rilevato alla quota e al Mach in esame.

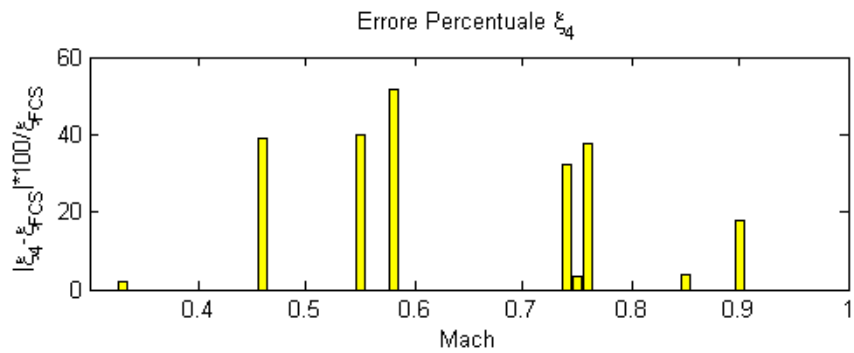
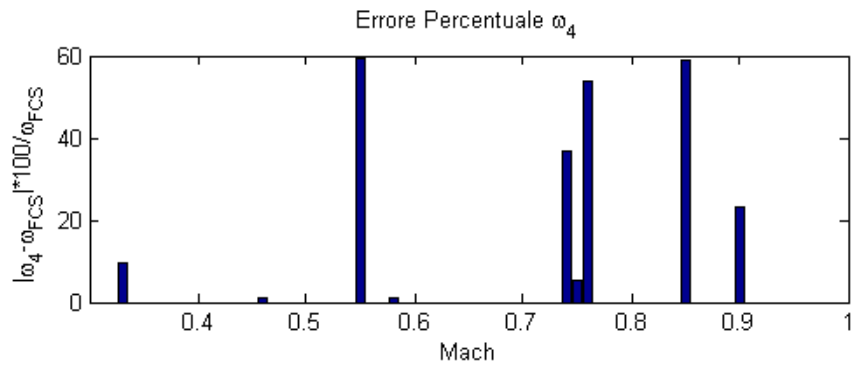
È evidente che l'errore percentuale su frequenza e smorzamento che non sia del tutto eliminabile o evitabile. Tuttavia, in considerazione di ciò, è ragionevole ipotizzare che sia individuabile una quota o un Mach che garantisca il minimo errore.

In figura 3.0.28 sono mostrati gli andamenti dell'errore al variare del Mach, parametrizzando le rette sulla quota: emerge che muovendosi su un  $FL = 200$ , per mach variabili, si possa avere il minimo errore sullo smorzamento, ma anche il minimo errore relativo sulla frequenza.

Concludendo, la zona di minimo errore sia su frequenza che su smorzamento di Dutch Roll per il modello di 4° ordine, coincide con un livello di volo pari a  $FL = 200$ . Muovendosi invece nella zona dell'inviluppo di minimo errore sullo smorzamento, sarà possibile effettuare le correzioni adeguate sul valore di frequenza individuando il punto dell'inviluppo testato sui grafici di figura 3.0.28, e sommando o sottraendo l'errore percentuale corrispondente.



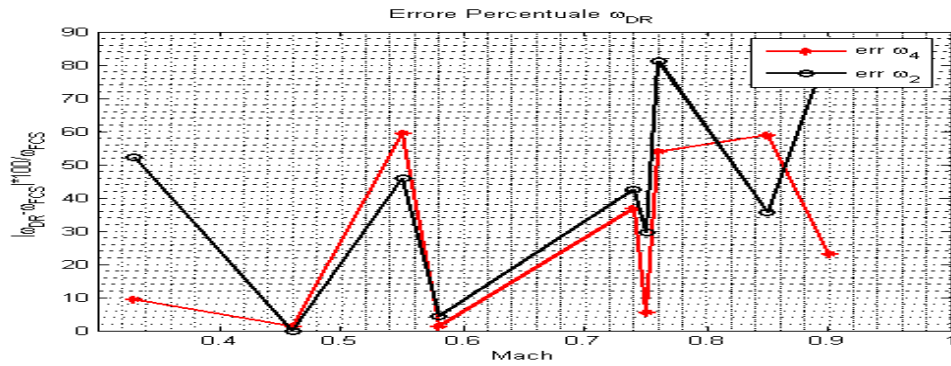
(a)



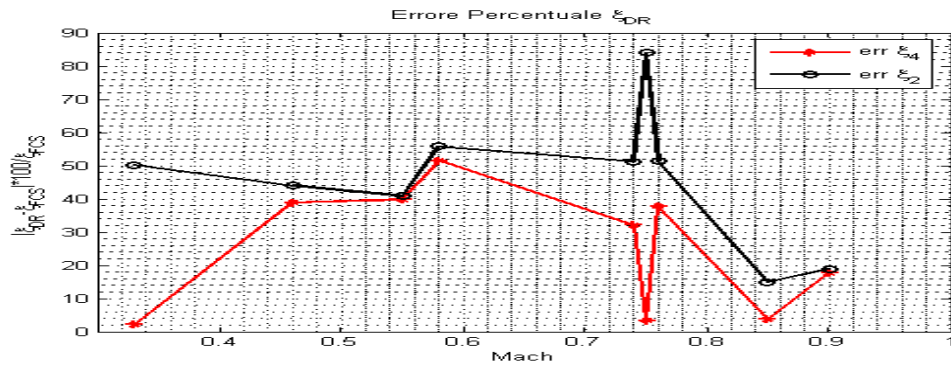
(b)

Tatiana Tolomeo

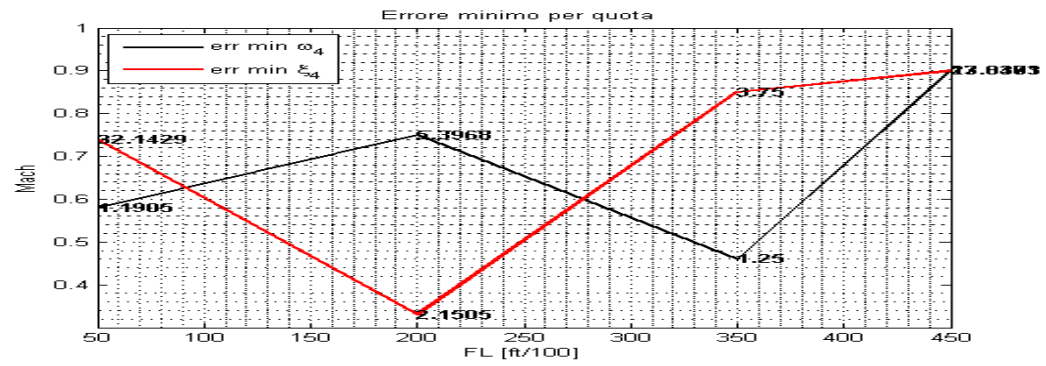
Figura 3.0.26: Errore percentuale su frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll su manovre di Yaw Doublet - modello 2° ordine (a) - modello 4° ordine (b)



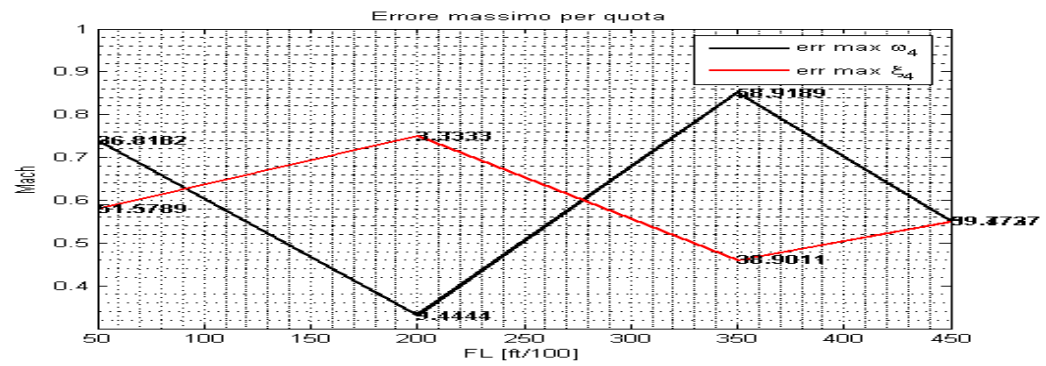
(a)



(b)

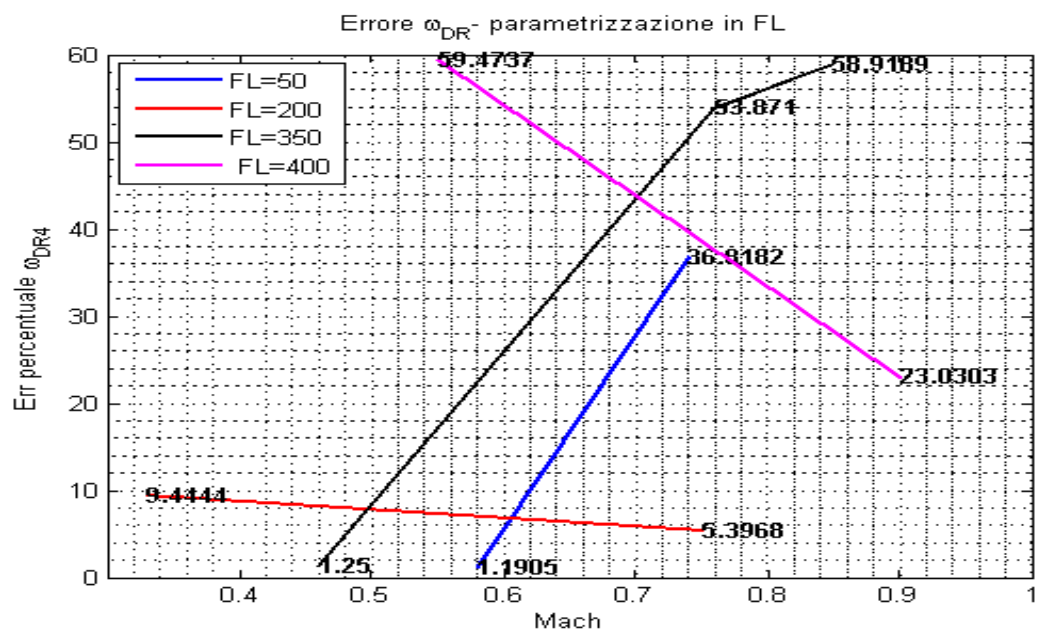


(c)

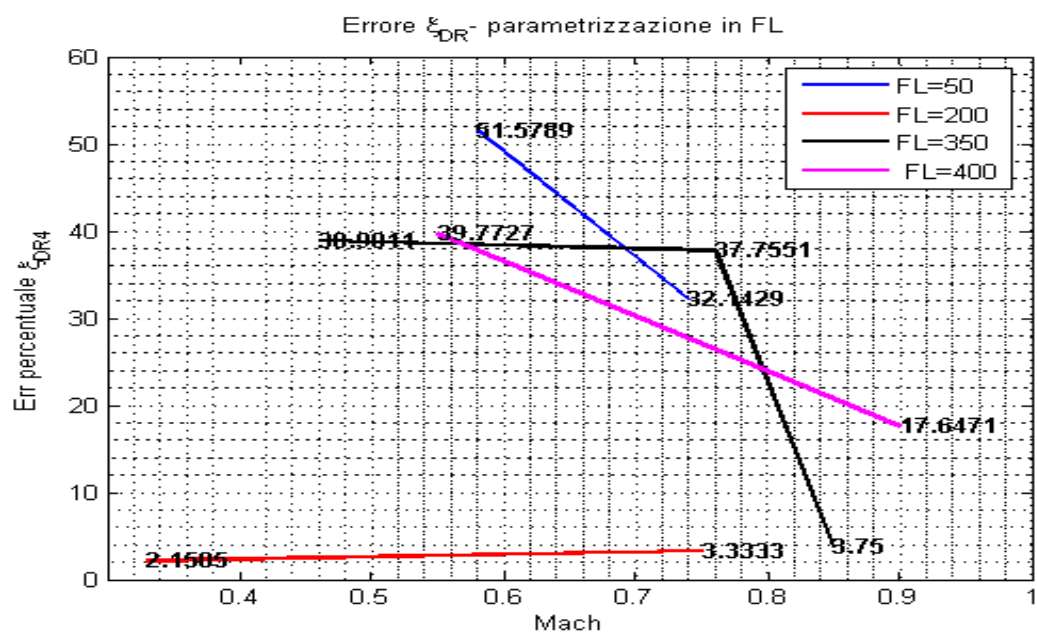


(d)

Figura 3.0.27: Errore percentuale  $\omega_4$ - $\omega_2$  (a)- $\xi_4$ - $\xi_2$  (a) – Errore minimo  $\omega_4$ - $\xi_4$  (c) – Errore massimo  $\omega_4$ - $\xi_4$  (d)



(a)



(b)

Figura 3.0.28: Errore percentuale su frequenza  $\omega_{DR}$  (a) e smorzamento  $\xi_{DR}$  (b) di Dutch Roll su manovre di Yaw Doublet - Parametrizzazione su FL - modello 4° ordine

### 3.0.15.3 Analisi manovre direzionali – Identificazione frazionata

In questa fase il processo di identificazione è frazionato in due passi successivi: una prima identificazione tra il comando imposto dal pilota e la deflessione della superficie di controllo relativa, e una seconda identificazione tra la deflessione della superficie di controllo e la risposta del velivolo.

L'idea base sta nel separare le dinamiche dell'FCS, dalle dinamiche di risposta effettive del velivolo, laddove il sistema di controllo del volo agisce in maniera fortemente intrusiva tra il comando imposto e la risposta.

L'FCS è impostato in modo da cercare di eliminare o di attutire fortemente le oscillazioni dovute al modo di Dutch Roll. Esso opera aumentando la frequenza effettiva di Dutch Roll del velivolo, in modo che, anche in presenza di smorzamenti relativamente bassi, il velivolo sarà immune da oscillazioni o da moti divergenti non controllabili.

Aumentando la pulsazione propria di Dutch Roll, la dinamica della risposta del velivolo sarà apparentemente priva della componente di Dutch Roll.

È attraverso questo meccanismo che il sistema FCS permette di ottenere risposta che vengono percepite dal pilota all'interno di un livello 1 di HQ.

Il modello di alto ordine del velivolo rileva quindi sia il modo reale di Dutch Roll aumentato proprio del velivolo, che, generalmente, un modo a frequenza inferiore e smorzamento prossimo all'unità, che viene classificato dal modello come modo effettivo di Dutch Roll, nel senso che esso, essendo a frequenza inferiore, sarà il modo predominante nella risposta del velivolo e quindi il modo i cui effetti sono percepiti dal pilota.

L'FCS agirà aumentando lo smorzamento del modo di basso ordine e quindi eliminando dalla risposta oscillazioni non controllabili a basso smorzamento. Questo modo, rilevato dal modello del velivolo di alto ordine, ha origine generalmente dalla coalescenza dei modi di Rollio e Spirale, assieme ad alcune componenti spurie di dinamiche a bassa frequenza difficilmente classificabili. Si tende tuttavia a classificare questo modo come Dutch Roll percepito e quindi all'interno della nostra analisi costituirà il parametro di confronto con il modo di Dutch Roll fornito dal modello di basso ordine. Il sistema FCS, come si è visto, ha una logica di funzionamento tale per cui in manovre dedicate (che tendono cioè a eccitare solo il modo di Dutch Roll) come le Yaw Doublet, esso agisce aumentando fortemente lo smorzamento del Dutch Roll, rendendolo difficilmente rilevabile nella risposta, soprattutto da un modello di basso ordine come quelli utilizzati in una identificazione di tipo LOES. Invece, in manovre di pedale come il Pedal cycling near limits, ossia in casi limite, il modo effettivo di Dutch Roll concorrerà in modo più robusto nella risposta del velivolo e sarà difficilmente eliminabile dal FCS. È per tale ragione che in manovre non dedicate è possibile effettuare una identificazione che fornisca parametri di Dutch Roll più vicini a quelli rilevati dal velivolo aumentato. A fronte di tali considerazioni appare evidente che l'idea più logica sia:

- Separare la dinamica dell'FCS dalla dinamica del velivolo, in tal modo si

## **13 Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati**

simula l'identificazione come se essa fosse effettuata su un velivolo classico, non aumentato dal FCS, ma non si perde l'azione del sistema di controllo sulla risposta del velivolo: l'ingresso del nostro sistema è infatti l'uscita dell' FCS.

- Verificare che le componenti di dinamica ad alto smorzamento siano presenti solo nella prima identificazione (tra comando del pilota e deflessione delle superfici di controllo), in altri termini la funzione di trasferimento dovrà presentare poli ad alta frequenza e alto smorzamento.
- Verificare che la dinamica lenta del sistema sia presente solo nella seconda identificazione: ossia la seconda funzione di trasferimento (tra deflessione e risposta del velivolo) dovrà includere i modi a bassa frequenza e basso smorzamento.

In tal modo si è certi di aver separato correttamente la dinamica dell'FCS dalla dinamica propria del velivolo. Inoltre le componenti non lineari dell'FCS rimangono circoscritte alla prima identificazione e potenzialmente permettono al sistema lineare di ben identificare, nella seconda fase, la risposta del velivolo.

In ultima considerazione è possibile notare che, la funzione di trasferimento di quarto ordine del sistema complessivo, tra comando del pilota e risposta del velivolo, è data da una qualche combinazione tra la fdt tra comando e deflessione e la fdt tra deflessione e risposta. In sostanza è come aver rappresentato la dinamica interna del blocco FCS attraverso un modello del quarto ordine, la cui uscita è ingresso del secondo sistema di quarto ordine. Gli 8 poli complessivi del sistema altro non saranno che una combinazione dei modi del sistema di quarto ordine iniziale. Per cui non sorprende che, durante l'identificazione, la frequenza di Dutch Roll rilevata dalla seconda identificazione e lo smorzamento di Dutch Roll rilevato dalla prima costituiscano il modo effettivo del sistema di alto ordine, all'interno di una tolleranza variabile con Mach e quota. L'obiettivo è adesso l'analisi del comportamento dell'errore, al fine di individuarne la zona di minimo all'interno dell'involuppo, così come si è fatto in precedenza sul modello longitudinale.

L'applicazione del metodo ha evidenziato come la frequenza rilevata dalla seconda identificazione si differenzi dalla frequenza del modello di alto ordine entro un massimo del 15% e sia possibile individuare una zona all'interno dell'involuppo in cui l'errore si riduce considerevolmente a valori trascurabili.

Il valore di smorzamento registrato nella prima identificazione si differenzia dal valore di smorzamento del modello di alto ordine entro un massimo del 20% e sia possibile individuare una zona all'interno dell'involuppo in cui l'errore si riduce considerevolmente a valori trascurabili.

Si rimanda al paragrafo successivo la valutazione degli errori nell'involuppo di volo.

L'identificazione tra deflessione della superficie di controllo e risposta del ve-

**Tatiana Tolomeo**

---

livolo è stata effettuata sia sullo Yaw Rate che sull'angolo di Sideslip, al fine di effettuare anche un confronto quantitativo tra i valori dei parametri di Dutch Roll forniti dal modello e la corrispondenza con i rispettivi valori del modello di alto ordine.

Si riporta di seguito l'identificazione eseguita nei punti dell'inviluppo di volo corrispondenti a  $FL = 200 - KCAS = 350 - M = 0.75$ , e a  $FL = 50 - KCAS = 520 - M = 0.85$ . La scelta di questi punti ha l'obiettivo di verificare il comportamento del modello in un punto interno all'inviluppo, in particolare il  $FL = 200$  costituiva il punto di minimo per l'errore di smorzamento del modello complessivo, e un punto più vicino al limite dell'inviluppo, dove il comportamento dell'FCS non è più lineare, in termini di valutazione del guadagno del sistema, ma dove si è ancora sufficientemente lontani dal moto transonico e dalle variazioni aerodinamiche di risposta del velivolo che potrebbero compromettere il funzionamento del modello lineare, che sarebbe oltretutto inadeguato laddove la risposta del velivolo è anche influenzata dalle limiti di carefree dell'FCS.

Le prove sono state condotte sul solo modello di 4° ordine sia sulle manovre dedicate (Tabella:3.6), che su manovre direzionali di Full pedal step and reversal, Full pedal cycling e Pedal cycling near limits (Tabella: 3.7).

L'identificazione tra deflessione e risposta del velivolo, è effettuata sia sullo Yaw-Rate che sull'angolo di Sideslip, e si fornisce, di seguito, un confronto tra i risultati rilevati.

Forziamo la convergenza del metodo riducendo le iterazioni a un massimo di 13, e quindi abbassando la percentuale del fit ma anche i tempi di calcolo. Questa forzatura, in realtà, si è dimostrato che non inficia la bontà dei risultati.

### 136 Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

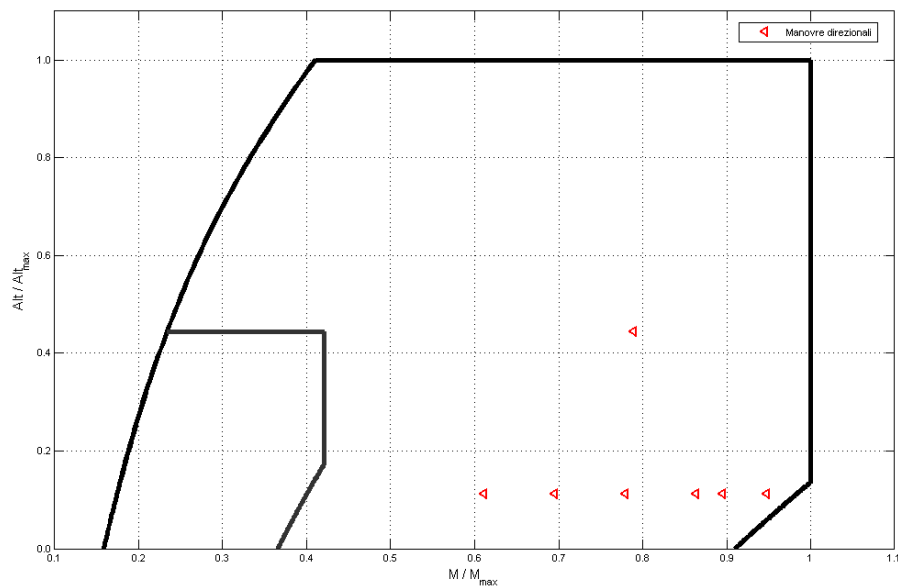


Figura 3.0.29: Punti prova Manovre direzionali

AC	FAN	Manouver	ID	FL	KCAS	Mach	Conf
X-617	566	Pedal cycling near limits	T-02058-1204	50	350	0.58	Clean
X-617	566	Pedal cycling near limits	T-02058-1261	50	400	0.66	Clean
X-617	566	Full pedal step and reversal	T-02058-1258	50	400	0.66	Clean
X-617	566	Full pedal step and reversal	T-02058-1322	50	450	0.74	Clean
X-617	566	Pedal cycling near limits	T-02058-1325	50	450	0.74	Clean
X-617	566	Full pedal cycling	T-02058-1326	50	450	0.74	Clean
X-617	566	Full pedal step and reversal	T-02058-1379	50	500	0.82	Clean
X-617	566	Full pedal cycling	T-02058-1382	50	500	0.82	Clean
X-617	566	Full pedal step and reversal	T-02058-1434	50	520	0.85	Clean
X-617	566	Full pedal cycling	T-02058-1437	50	520	0.85	Clean
X-617	570	Pedal cycling near limits	T-02058-1501	50	550	0.90	Clean
X-617	564	Full Pedal step and reversal	T-02058-0697	200	350	0.75	Clean
X-617	564	Pedal cycling near limits	T-02058-0701	200	350	0.75	Clean
X-617	564	Full pedal cycling 1g	T-02058-0701	200	350	0.75	Clean



Manoeuvre ID	Identificazione	$\omega_{DR}$	$\xi_{DR}$	$err_{MAX}$	fit %	HQ
<b>T-02087-0132</b>						
	<i>Comando – deflessione</i>	5.27	0.17	3.7009e-004	74	1
	<i>Deflessione – <math>\beta</math></i>	1.77	0.14	0.0022	84	1
	<i>Deflessione – <math>r</math></i>	1.88	0.15	3.2239e-005	94	1
	Modello HO	4.8	0.91			
<b>T-02087-0133</b>						
	<i>Comando – deflessione</i>	7.4	0.49	7.4946e-004	57	1
	<i>Deflessione – <math>\beta</math></i>	2.62	0.10	6.5093e-005	80	1
	<i>Deflessione – <math>r</math></i>	2.62	0.14	0.0020	85	1
	Modello HO	3.1	0.98			
<b>T-02087-0134</b>						
	<i>Comando – deflessione</i>	4.58	0.62	9.7991e-005	34	1
	<i>Deflessione – <math>\beta</math></i>	3.12	0.055	0.0054	51	1
	<i>Deflessione – <math>r</math></i>	3.16	0.019	0.0017	64	1
	Modello HO	3.70	0.80			
<b>T-02087-0136</b>						
	<i>Comando – deflessione</i>	6.570	0.46	6.2037e-005	84	1
	<i>Deflessione – <math>\beta</math></i>	1.79	0.14	0.0021	87	1
	<i>Deflessione – <math>r</math></i>	1.80	0.16	1.7281e-005	94	1
	Modello HO	3.6	0.93			
<b>T-02087-0138</b>						
	<i>Comando – deflessione</i>	8.98	0.41	7.5156e-007	36	1
	<i>Deflessione – <math>\beta</math></i>	2.51	0.23	9.2083e-004	89	1
	<i>Deflessione – <math>r</math></i>	3.80	0.14	0.0026	80	1
	Modello HO	6.3	0.60			

Tabella 3.6: Parametri LOES manovre Yaw Doublet

### 138 Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

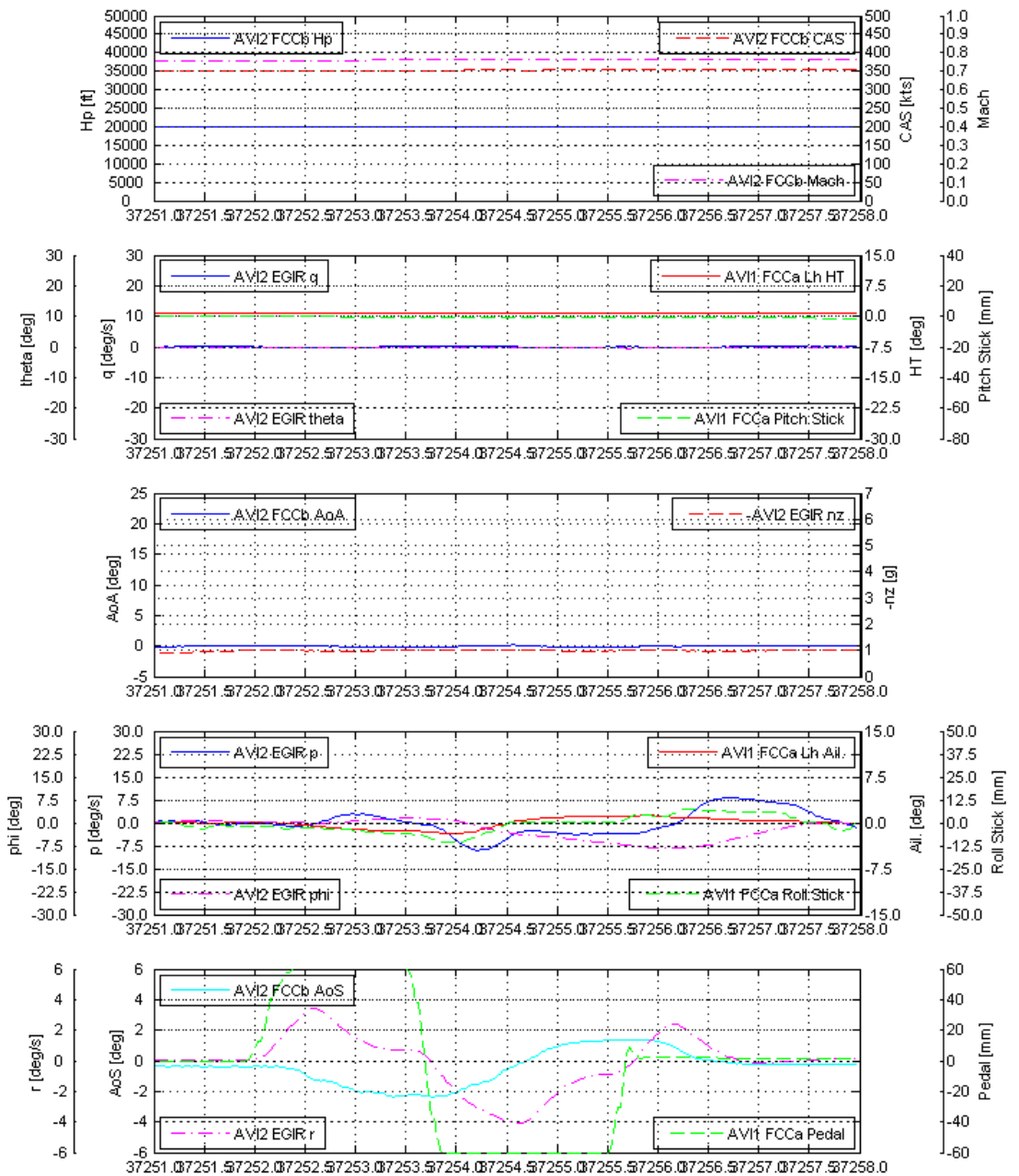
Manoeuvre ID	Identificazione	$\omega_{DR}$	$\xi_{DR}$	$err_{MAX}$	fit %	HQ
T-02058-0697	Comando-deflessione	1.89	0.84	0.0056	36	
	<i>Deflessione</i> – $\beta$	4.06	0.049	1.6256e-004	82	1
	<i>Deflessione</i> – $r$	3.60	0.0729	9.3415e-005	92	1
	Modello HO	4.2	0.83			
T-02058-0700	Comando-deflessione	poli reali	poli reali	0.0056	36	
	<i>Deflessione</i> – $\beta$	3.64	0.109	0.0021	96	1
	<i>Deflessione</i> – $r$	3.65	0.090	1.8564e-005	96	1
	Modello HO	4.2	0.83			
T-02058-0701	Comando-deflessione	poli reali	poli reali	0.0056	36	
	<i>Deflessione</i> – $\beta$	3.87	0.055	1.0180e-005	92	1
	<i>Deflessione</i> – $r$	3.61	0.078	3.7933e-005	92	1
	Modello HO	4.2	0.83			
T-02058-1204	Comando-deflessione	Poli reali	Poli reali	0.0056	87	
	<i>Deflessione</i> – $\beta$	3.56	0.19	0	82	1
	<i>Deflessione</i> – $r$	3.56	0.23	8.2153e-004	78	1
	Modello HO	3.8	0.95			
T-02058-1261	Comando-deflessione	1.29	0.89	0.0056	87	
	<i>Deflessione</i> – $\beta$	3.79	0.21	9.5822e-005	70	1
	<i>Deflessione</i> – $r$	3.66	0.13	0.0011	87	1
	Modello HO	3.9	0.90			
T-02058-1258	Comando-deflessione	1.58	0.34	0.0056	87	
	<i>Deflessione</i> – $\beta$	4.2	0.17	0.0011	87	1
	<i>Deflessione</i> – $r$	3.55	0.15	0.0021	77	1
	Modello HO	4.60	0.90			
T-02058-1322	Comando-deflessione	1.89	0.43	0.0056	87	
	<i>Deflessione</i> – $\beta$	4.57	0.04	0.0052	93	1
	<i>Deflessione</i> – $r$	4.13	0.018	0.0059	84	1
	Modello HO	4.4	0.84			
T-02058-1325	Comando-deflessione	Poli reali	Poli reali	0.0056	87	
	<i>Deflessione</i> – $\beta$	4.16	0.09	0.0036	88	1
	<i>Deflessione</i> – $r$	4.28	0.12	7.5188e-005	83	1
	Modello HO	4.4	0.84			
T-02058-1326	Comando-deflessione	2.12	0.82	0.0056	87	
	<i>Deflessione</i> – $\beta$	4.48	0.07	1.2492e-004	93	1
	<i>Deflessione</i> – $r$	4.52	0.07	0.0030	92	1
	Modello HO	4.4	0.84			

Tatiana Tolomeo

T-02058-1379					
	Comando-deflessione	3.45	0.81	0.0010	86
	<i>Deflessione</i> – $\beta$	4.55	0.17	8.1675e-004	90 1
	<i>Deflessione</i> – $r$	4.63	0.021	0.0081	71 1
	Modello HO	4.9	0.55		
T-02058-1382					
	Comando-deflessione	4.09	0.52	0.0056	87
	<i>Deflessione</i> – $\beta$	4.78	0.05	1.7840e-004	91 1
	<i>Deflessione</i> – $r$	4.749	0.08	8.1578e-005	93 1
	Modello HO	4.9	0.55		
T-02058-1434					
	Comando-deflessione	2.10	0.52	0.0012	92
	<i>Deflessione</i> – $\beta$	5.34	0.063	1.5332e-005	87 1
	<i>Deflessione</i> – $r$	5.28	0.078	0.0027	77 1
	Modello HO	5.2	0.53		
T-02058-1437					
	Comando-deflessione	2.10	0.51	0.0012	92
	<i>Deflessione</i> – $\beta$	5.34	0.063	1.5332e-005	87 1
	<i>Deflessione</i> – $r$	5.28	0.078	0.0027	77 1
	Modello HO	5.5	0.49		
T-02058-1501buon fit					
	Comando-deflessione	5.30	0.84	3.0756e-005	91
	<i>Deflessione</i> – $\beta$	5.58	0.17	0.0034	80 1
	<i>Deflessione</i> – $r$	5.28	0.078	0.0027	77 1
	Modello HO	5.5	0.49		

Tabella 3.7: Parametri LOES manovre direzionali

## Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.30: Full pedal step & reversal - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75

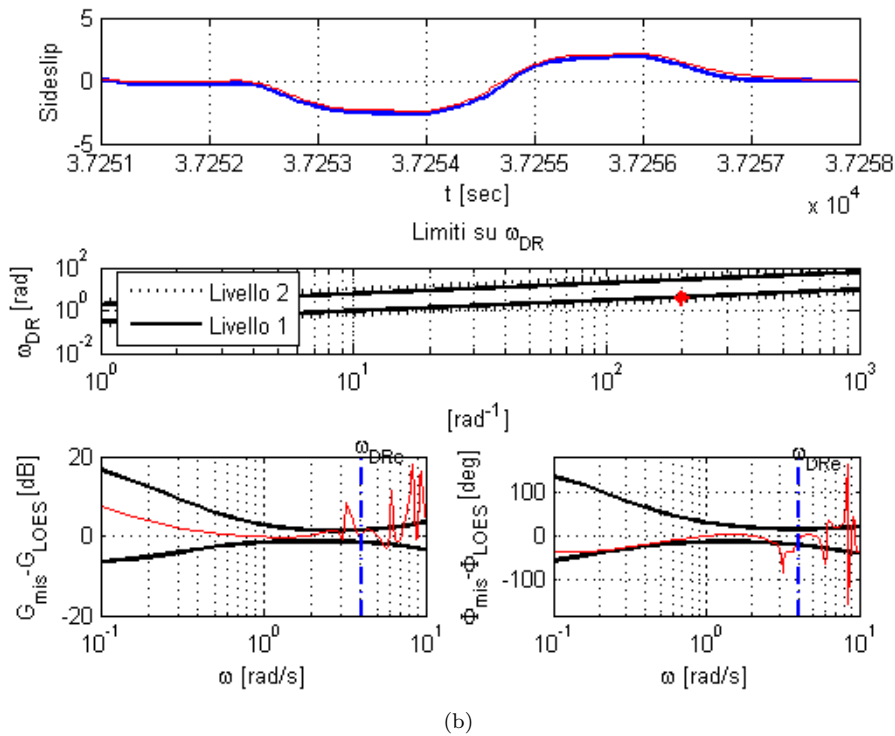
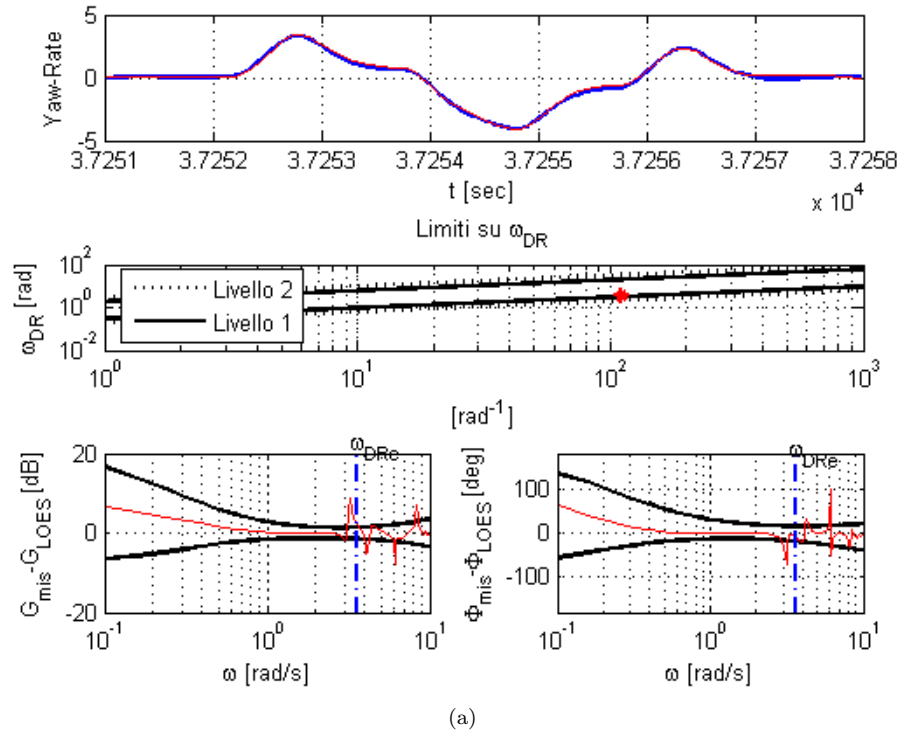
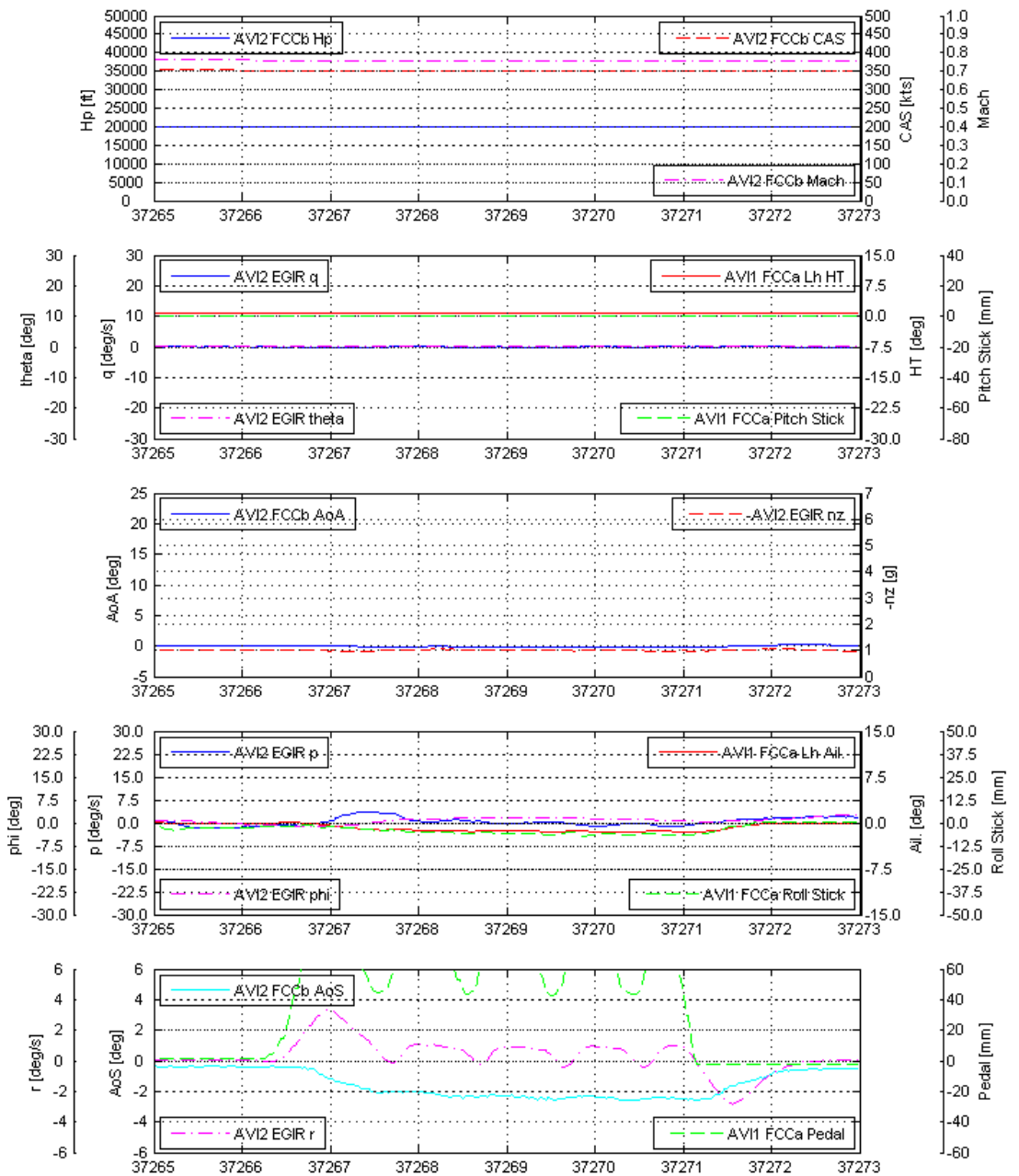


Figura 3.0.31: Full pedal step & reversal - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75  
 - Modello 4° ordine - Identificazione Yaw-Rate (a) - Identificazione angolo di Sideslip (b)

**Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati**



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.32: Pedal cycling near limits - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75

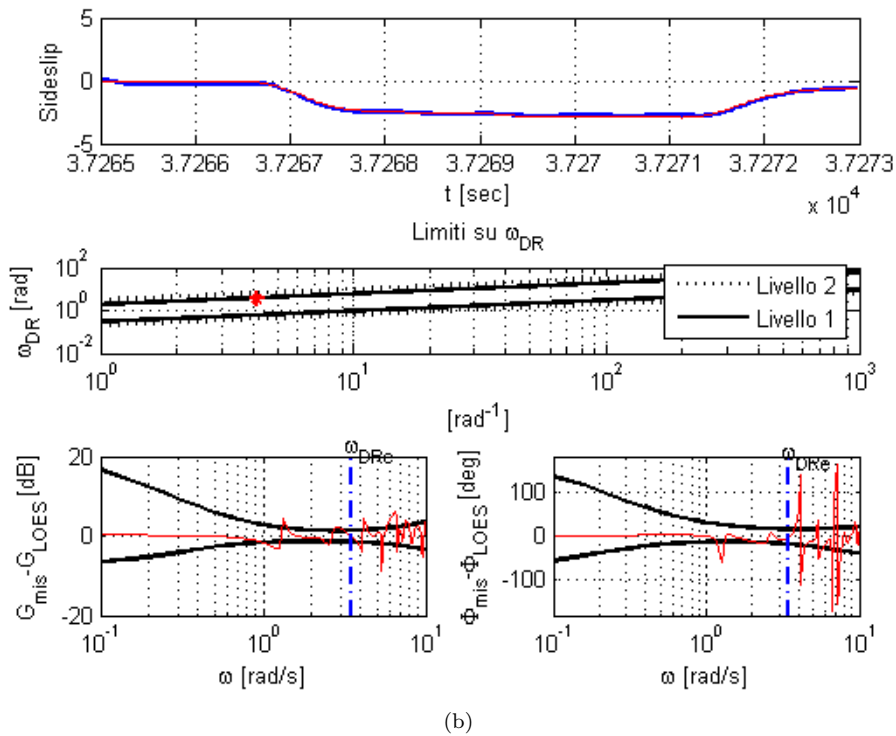
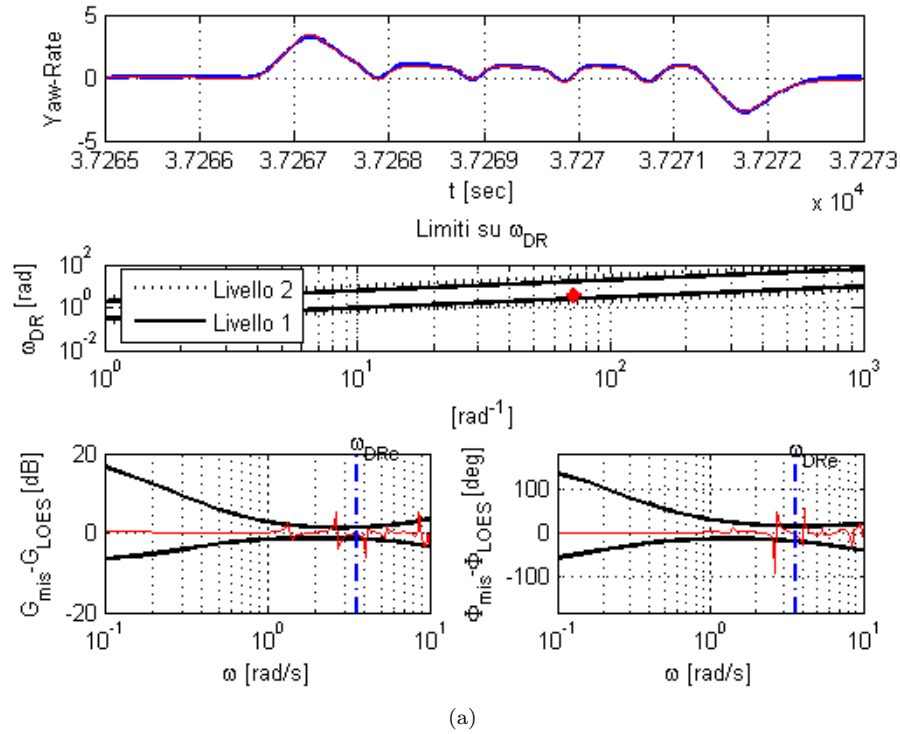
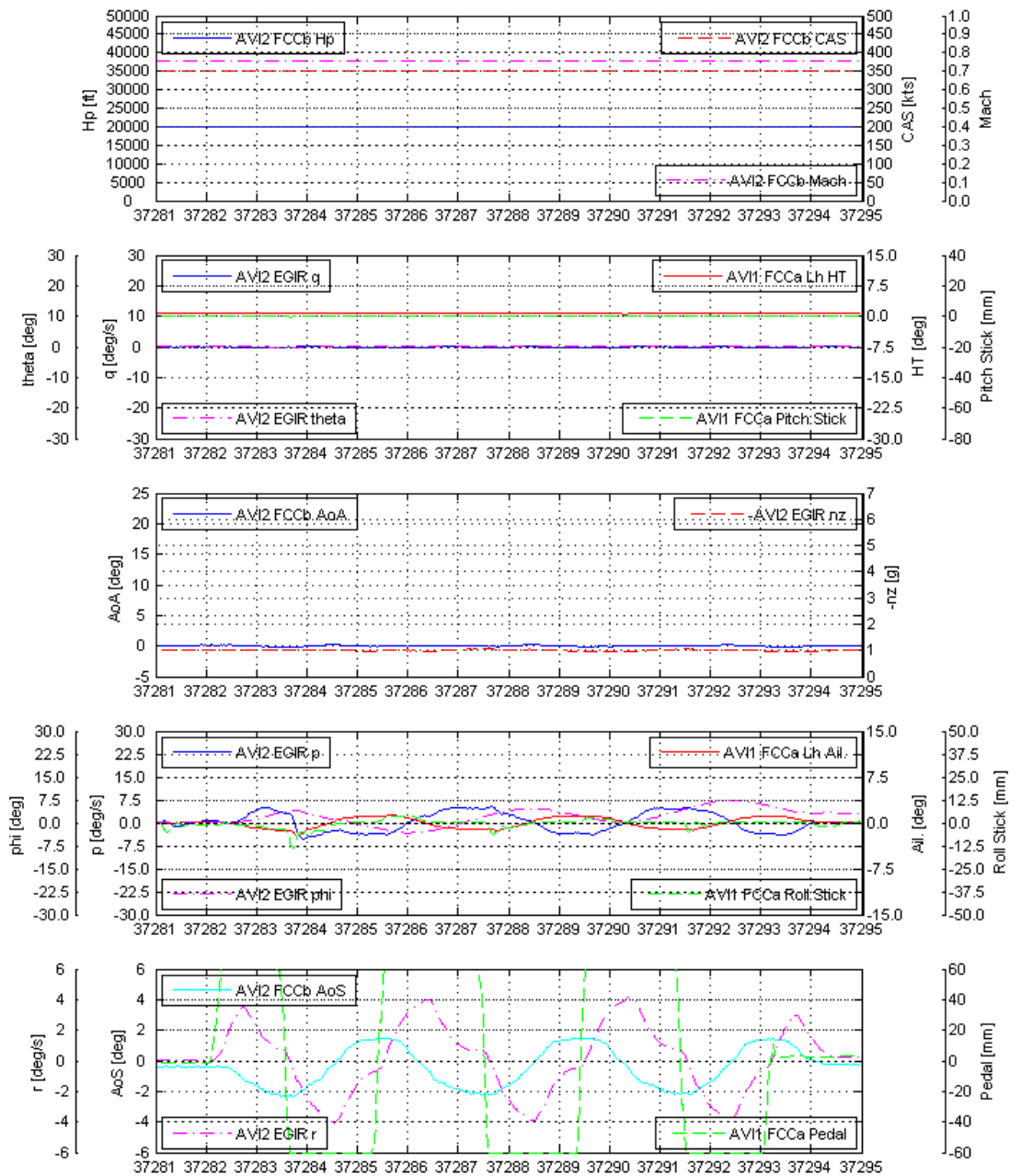


Figura 3.0.33: Pedal cycling near limits - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75  
 - Modello 4° ordine - Identificazione Yaw-Rate (a) - Identificazione angolo di Sideslip (b)

## Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.34: Full pedal cycling 1g - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75



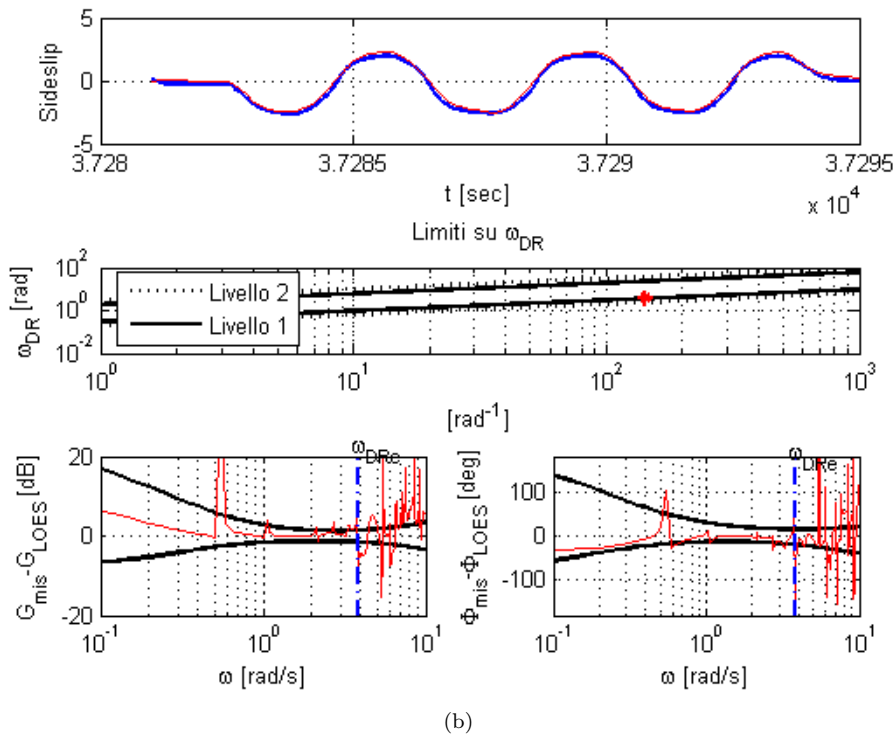
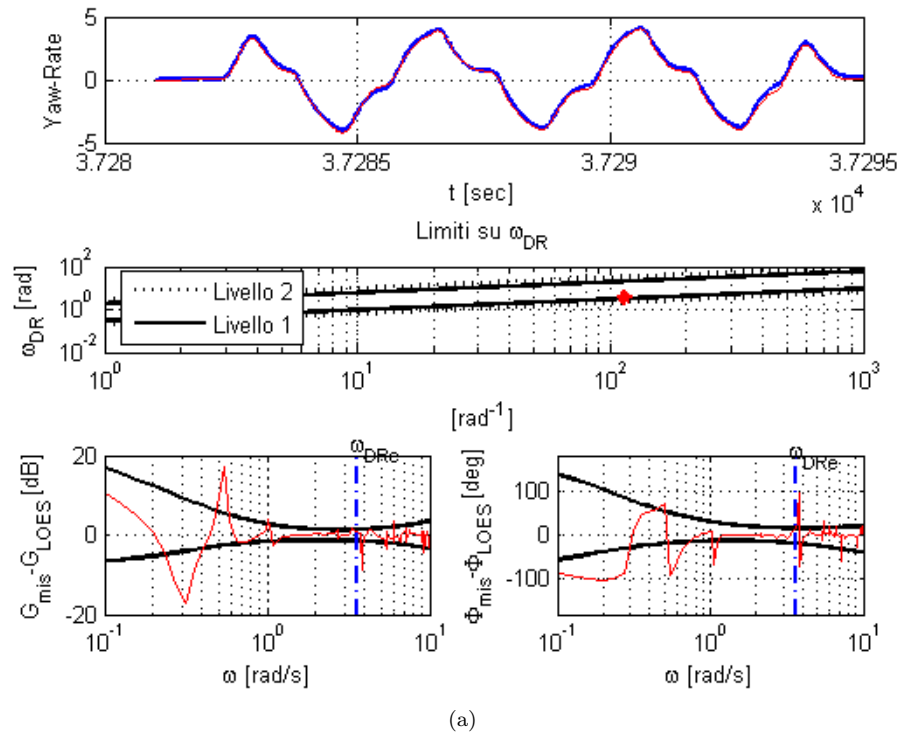
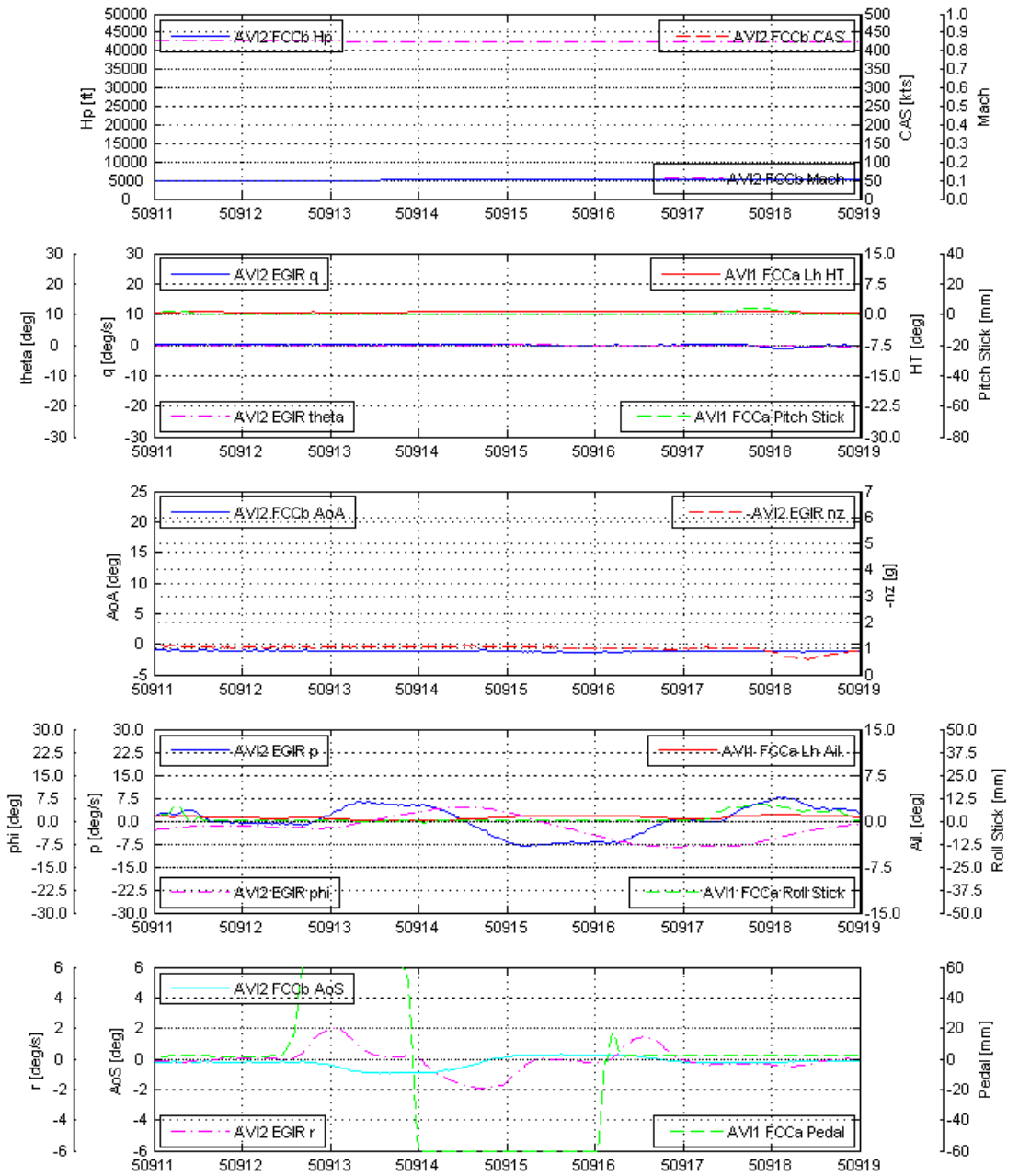


Figura 3.035: Full pedal cycling 1g - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75 - Modello 4° ordine - Identificazione Yaw-Rate (a)- Identificazione angolo di Sideslip (b)

**Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati**



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.36: Full pedal step & reversal - FL = 50, KCAS = 520, M = 0.85

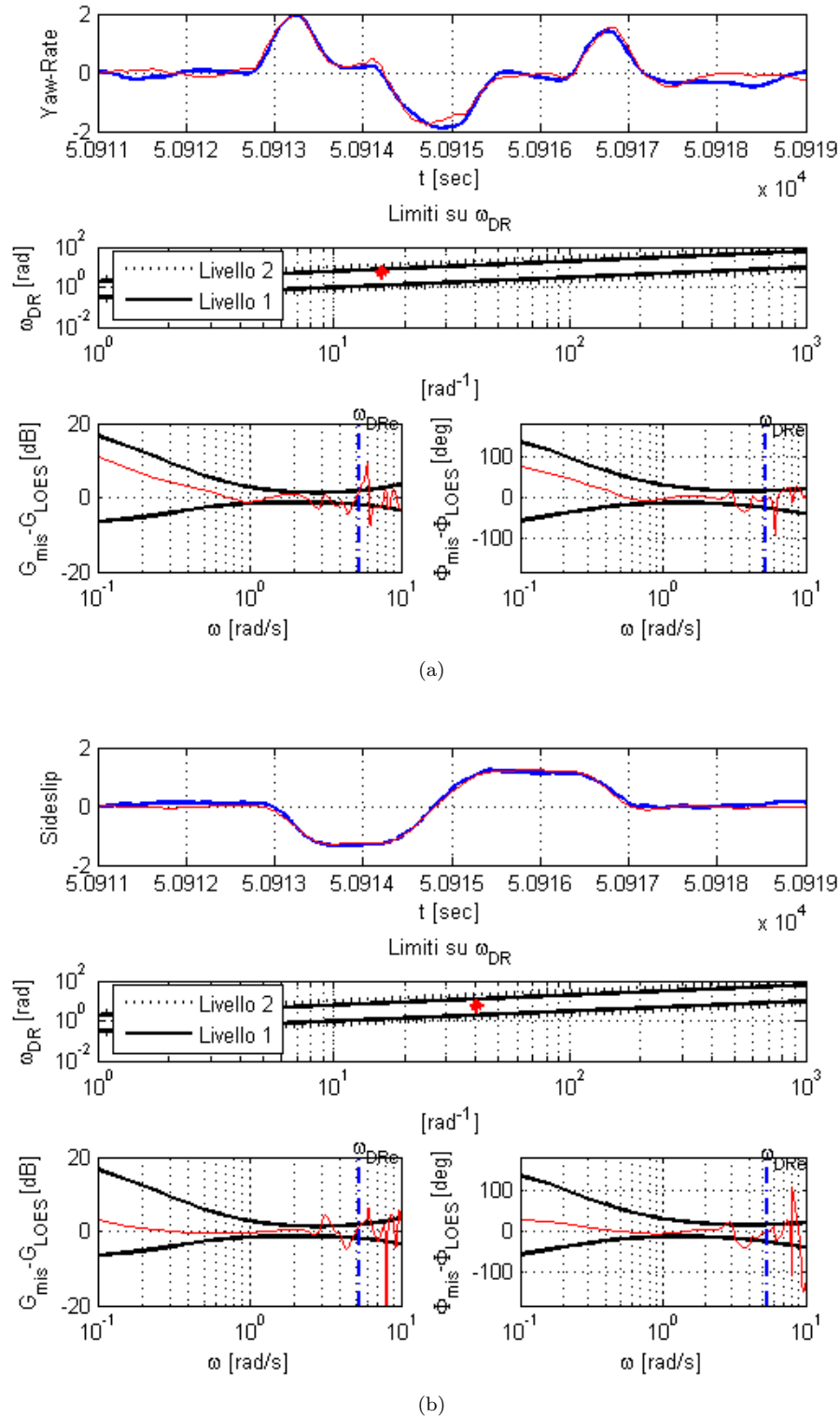
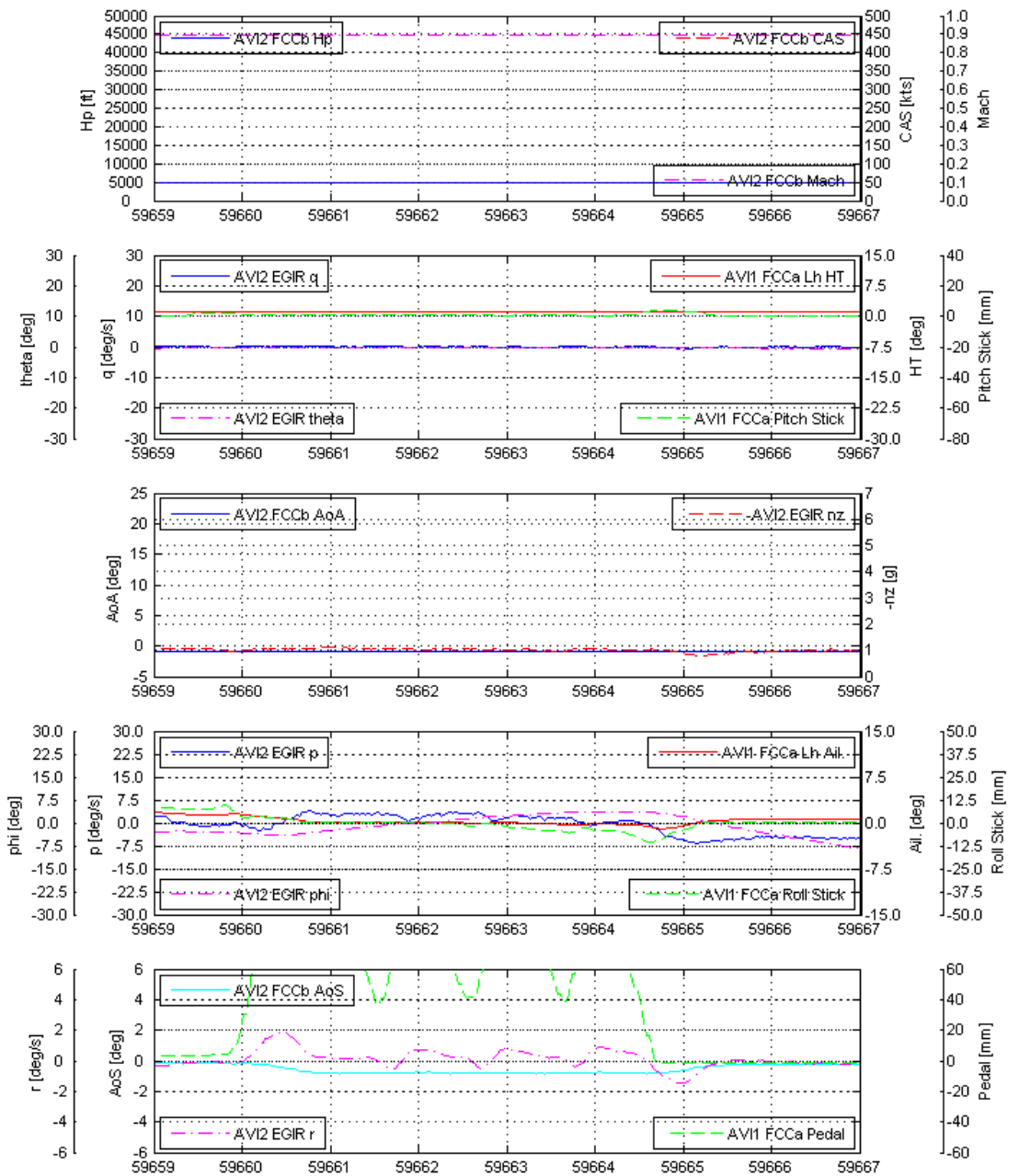


Figura 3.0.37: Full pedal step & reversal -FL = 50, KCAS = 520, M = 0.85 - Modello 4° ordine - Identificazione Yaw-Rate (a) - Identificazione angolo di Sideslip (b)

**Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati**



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.38: Full pedal cycling 1g - FL = 50, KCAS = 520, M = 0.85

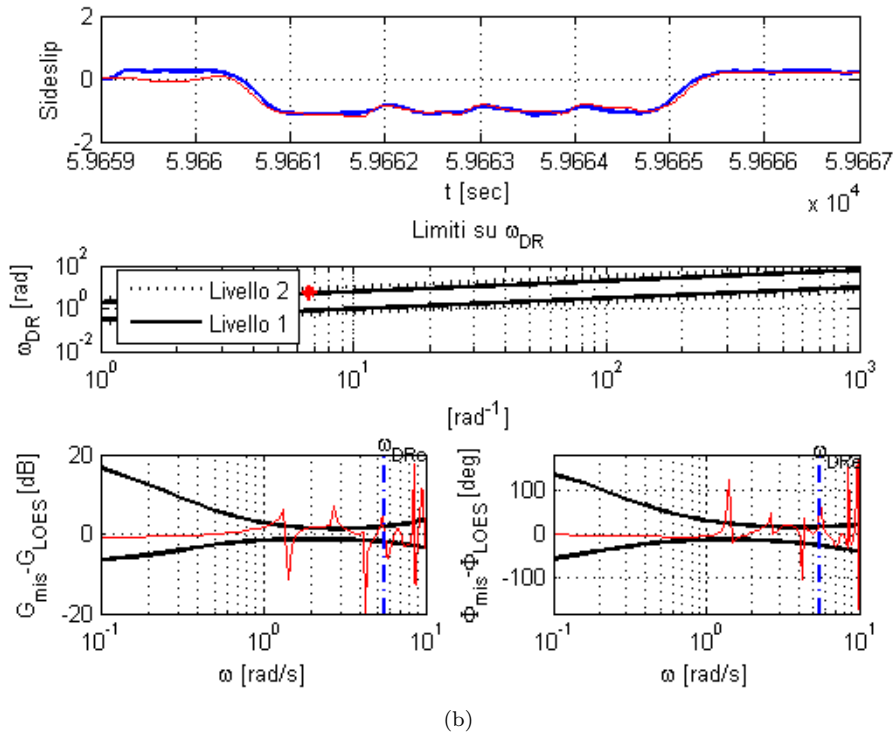
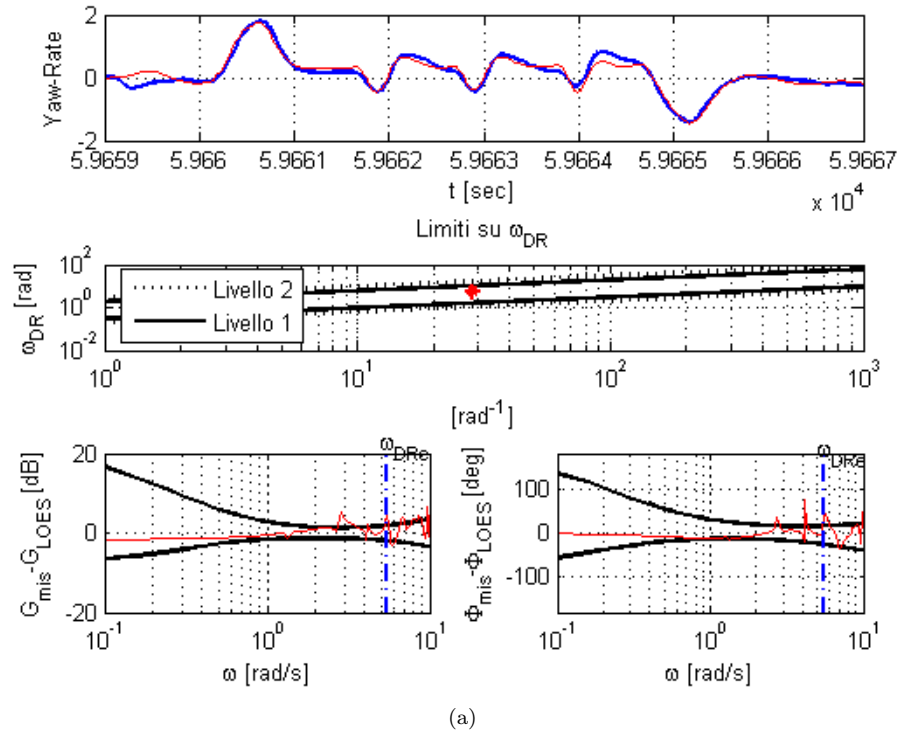


Figura 3.039: Full pedal cycling 1g - FL = 50, KCAS = 520, M = 0.85 - Modello 4° ordine - Identificazione Yaw-Rate (a) - Identificazione angolo di Sideslip (b)

**3.0.15.4 Analisi degli errori**

Gli istogrammi di figura 3.0.40 rappresentano le variazioni percentuali su frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll rispetto al modello di alto ordine, relativi rispettivamente a identificazione su Yaw-Rate e identificazione su angolo di Sideslip, per le manovre testate.

Da una prima analisi dei valori percentuali degli errori si rileva che:

- L'errore percentuale sulla frequenza  $\omega_{DR}$  ha un massimo pari al 13% per identificazioni sullo Yaw-Rate.
- L'errore percentuale sulla frequenza  $\omega_{DR}$  ha un massimo pari al 14% per identificazioni sull'angolo di Sideslip.
- L'errore percentuale sullo smorzamento  $\xi_{DR}$  presenta un valore massimo pari al 20%.
- L'errore percentuale sulla frequenza  $\omega_{DR}$  ha un minimo pari a 0.37% per identificazioni sullo Yaw-Rate.
- L'errore percentuale sulla frequenza  $\omega_{DR}$  ha un minimo pari a 0.37% per identificazioni sull'angolo di Sideslip.
- L'errore percentuale sullo smorzamento  $\xi_{DR}$  presenta un valore minimo pari al 1%.
- Gli errori massimi rilevati si collocano in corrispondenza delle medesime manovre.

Le variazioni in termini di errore tra l'identificazione sullo Yaw-Rate e sull'angolo di Sideslip sono attribuibili al metodo di rilevamento delle due grandezze. L'angolo  $\beta$  misurato dall'MFP è affetto da due tipi di errore, il primo aerodinamico e il secondo cinematico. Il dato in uscita corrispondente all'angolo di  $\beta_{true}$  include la sola correzione aerodinamica, ma non quella cinematica. L'errore cinematico è proporzionale a  $Yaw - Rate/TAS$ , per cui, esso aumenta al diminuire della velocità. Alle alte velocità l'errore teoricamente diminuisce, ma il valore di  $\beta$  può comunque essere compromesso da carichi strutturali e aerodinamici elevati, ne deriva che l'errore sul parametro diventa rilevante. L'utilizzo di  $\beta$  per l'identificazione è quindi suscettibile di errori peculiari non eliminabili, questi sommati all'errore del metodo di basso ordine introducono, in base al punto dell'inviluppo di volo in esame, un aumento più o meno rilevante dell'errore di identificazione.

In figura 3.0.41 si riporta l'errore percentuale su frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll rispetto al modello di alto ordine, relativi rispettivamente a identificazione su Yaw-Rate e identificazione su angolo di Sideslip, al variare del numero di Mach.

Il dato più interessante è il comportamento dell'errore in corrispondenza di

Manovra	$\overline{Err}_{\omega_{DR}} [\%]$	$\overline{Err}_{\xi_{DR}} [\%]$
Full peddal step & reversal	3.5	6.4
Pedal cycling near limits	3.0	3.7
Pedal cycling 1g	3.2	3.9

Tabella 3.8: **Errore medio sulle manovre di: F&R, PL, PC**

$M = 0.75$ : l'errore sia su frequenza che su smorzamento per entrambe le identificazioni presenta un massimo in corrispondenza di tale numero di Mach.

Ciò induce a ritenere che, come avveniva per il modello LOES longitudinale, il  $M = 0.75$  costituisca un discriminante per l'andamento dell'errore.

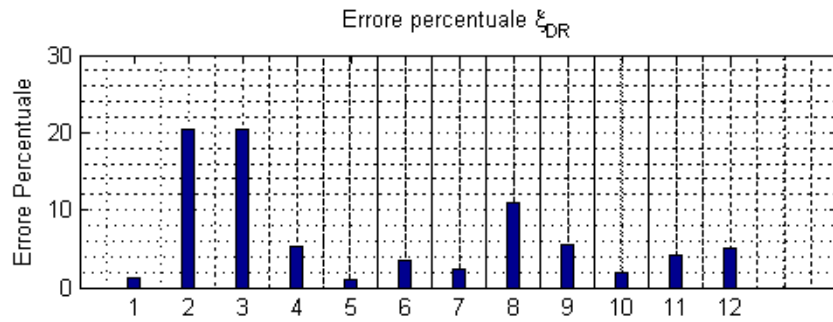
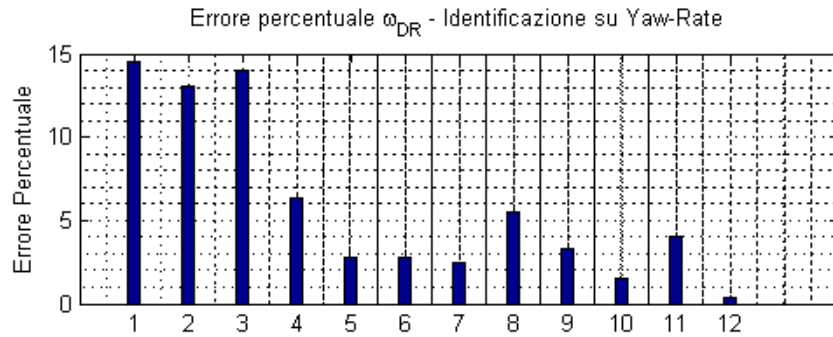
Si ricordi che per il modello longitudinale, l'errore presentava un aumento (o una diminuzione) lineare fino a  $M = 0.75$  seguito da una brusca inversione di tendenza per Mach maggiori. L'andamento crescente o decrescente dell'errore dipendeva dalla quota in esame.

In tal caso tuttavia, sembra che esso costituisca solo un picco di massimo per l'errore, e probabilmente ciò è indice di una variazione dei guadagni del sistema di controllo settata a priori in corrispondenza di tale Mach. È noto infatti che in prossimità di Mach transonici cambiano le leggi di controllo e i rispettivi guadagni, per cui, appare evidente come nel punto di transizione tra i due controllori, uno a  $M \leq 0.75$  e uno a  $M \geq 0.75$  il metodo di basso ordine presenti maggiori difficoltà nell'identificare la risposta del sistema e soprattutto nel sintetizzare il comportamento del sistema di controllo. I guadagni di controllo, in base alla quota di volo, vengono infatti mantenuti orientativamente costanti fino a un certo valore di Mach, si introduce poi un guadagno variabile con leggi non lineari per la zona di transizione, e il guadagno torna nuovamente costante o linearmente variabile per Mach transonici. È chiaro dunque come il metodo lineare di basso ordine abbia un massimo nel punto in cui le leggi di controllo del sistema FCS diventano non lineari.

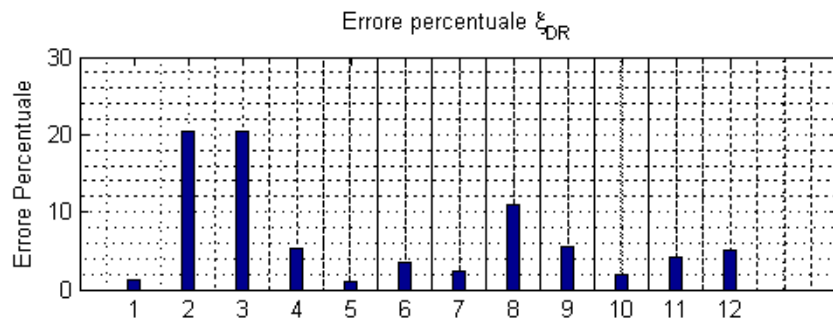
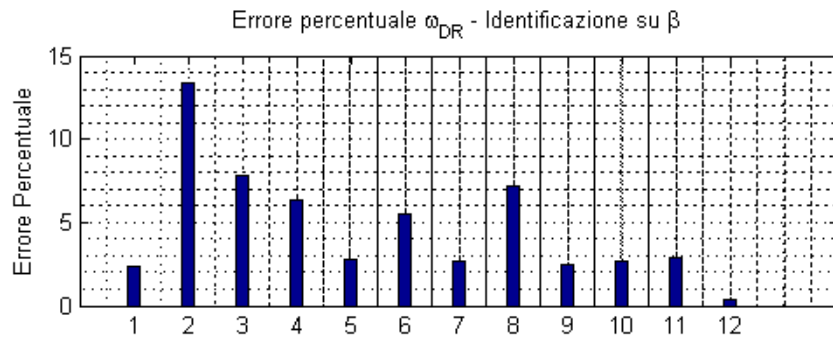
Infine in figura 3.0.42 e 3.0.43 si riportano gli errori percentuali su frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll rispetto al modello di alto ordine, relativi rispettivamente a identificazione su Yaw-Rate e identificazione su angolo di Sideslip, al variare del numero di Mach, per una quota di volo pari a  $FL = 50$ .

Appare subito evidente come gli errori subiscano una brusca diminuzione sia sulla frequenza che sullo smorzamento.

In tabella 3.8 l'errore medio sulle manovre analizzate, per identificazione su Yaw-Rate, suddivise per tipologia di manovra.



(a)



(b)

Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.40: Errore percentuale su frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll - Identificazione su Yaw-Rate (a) - Identificazione su angolo di Sideslip (b)



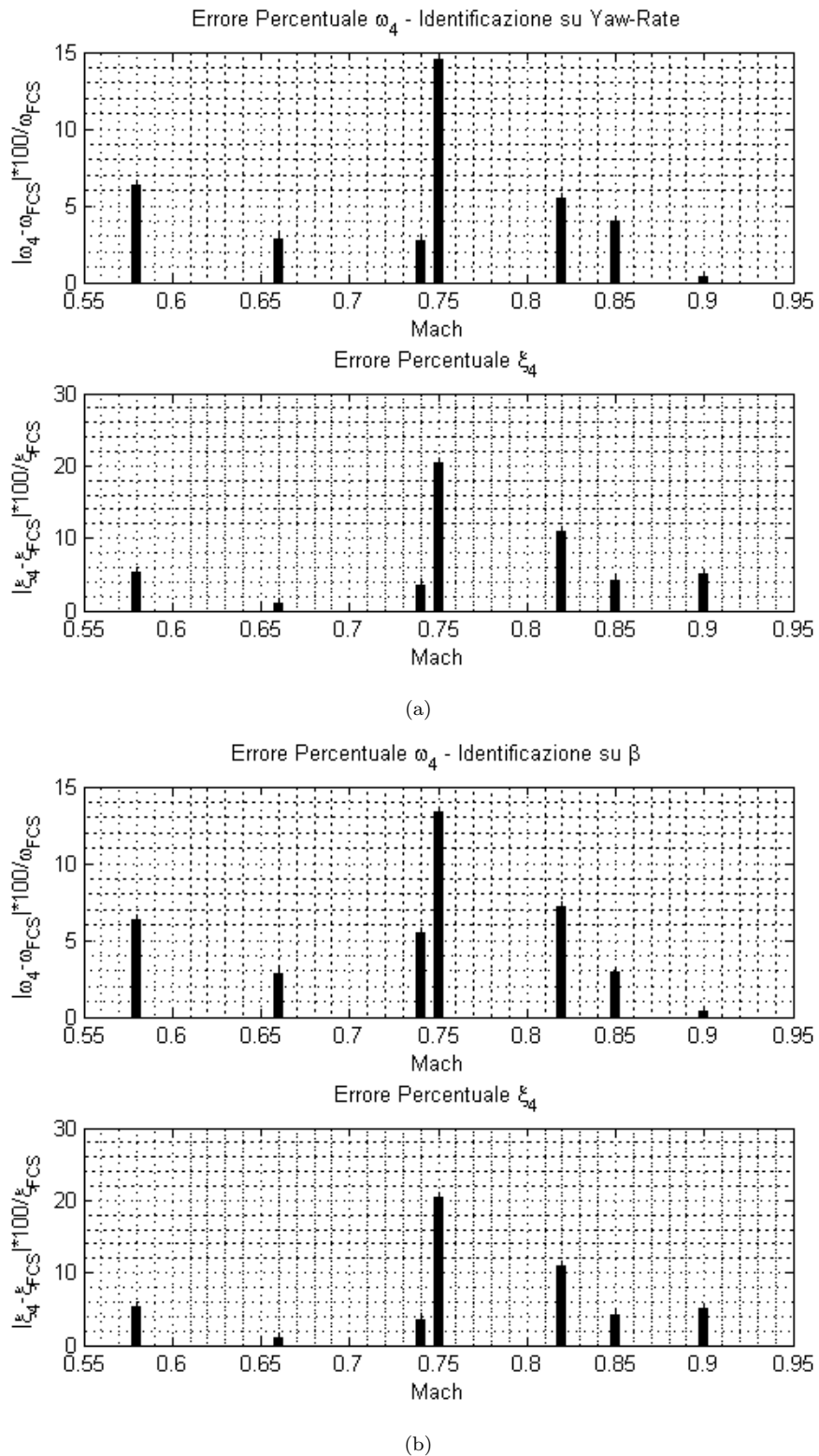
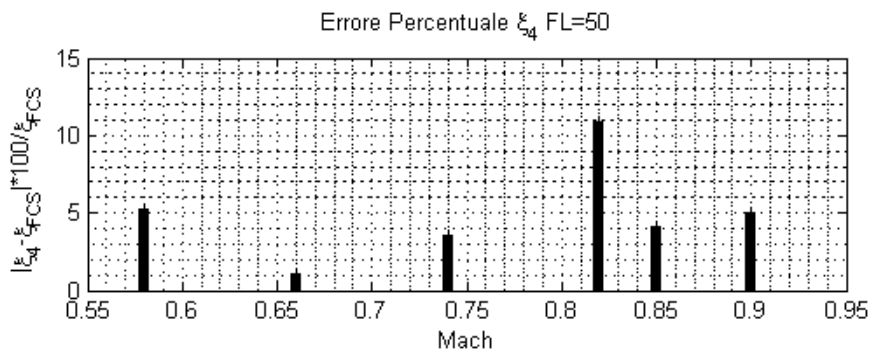
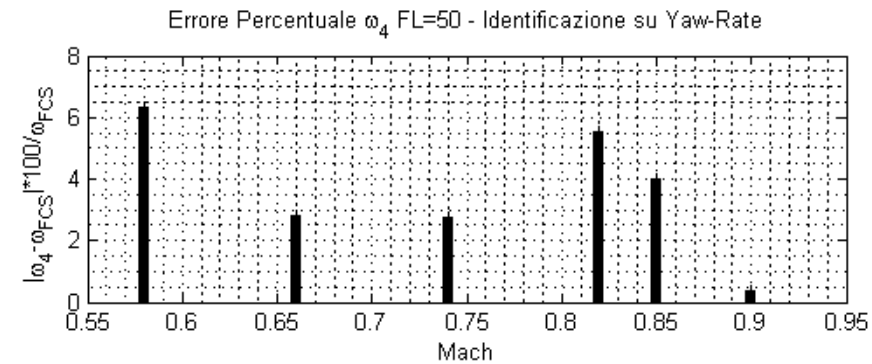
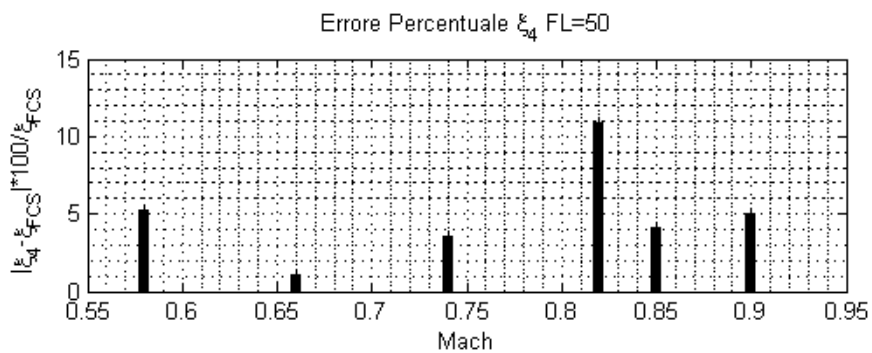
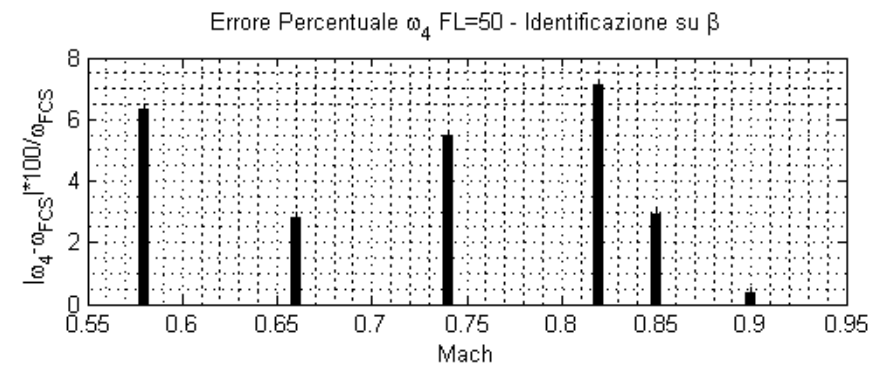


Figura 3.041: Errore percentuale su frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll al variare del Mach - Identificazione su Yaw-Rate c(a) - Identificazione su angolo di Sideslip (b)



(a)



Tatiana Tolomeo

(b)

Figura 3.0.42: Errore percentuale su frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll al variare del Mach - FL = 50 - Identificazione su Yaw-Rate (a) - Identificazione su angolo di Sideslip (b)

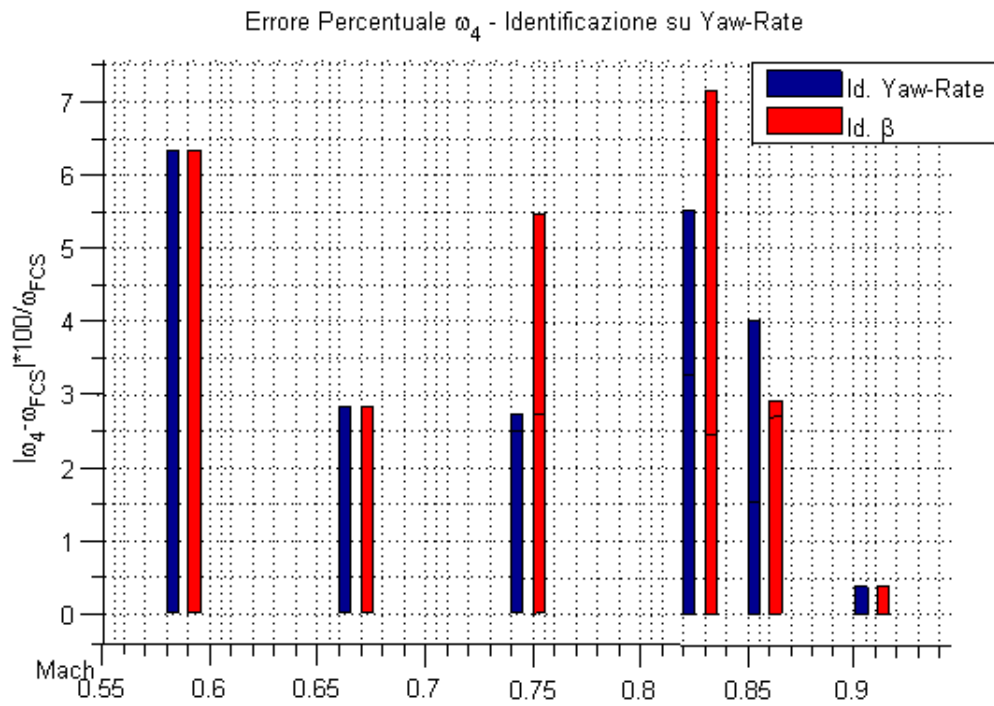


Figura 3.0.43: Confronto errore percentuale su frequenza  $\omega_{DR}$  di Dutch Roll al variare del Mach per Identificazione su Yaw-Rate e Identificazione su angolo di Sideslip

**3.0.15.5** **Analisi manovre laterali**

Per la valutazione della costante di tempo di rollio  $T_R$  si sono eseguite identificazioni su manovre di: Full stick roll ( $360^\circ$ ) 1g, Full stick roll and reversal ( $90^\circ$ ), Full stick roll ( $180^\circ - 180^\circ$ ) 1g.

L'identificazione su manovre di rollio si è rivelata particolarmente problematica. Infatti la forte variazione delle autorità del controllore e dei guadagni del controllore stesso durante l'esecuzione delle manovre di rollio, comportano spesso una identificazione operata con un modello di basso ordine, non realistica.

Inoltre le condizioni di esecuzione delle prove, e le variazioni nei  $g$  che ne derivano, inducono spesso il pilota a dare comandi di stick non privi di oscillazioni, la risposta oscillante che ne deriva include oscillazioni spurie difficilmente filtrabili dal modello LOES.

È dunque necessario selezionare le manovre effettuate a 1g, che non includano forti variazioni di angolo di attacco, e repentine variazioni di segno nell'accelerazione verticale. È inoltre opportuno eliminare del tutto le zone a monte e a valle delle manovre in esame che non includono effetti rilevanti di comando, ed eventualmente tagliare la manovra prima del suo completamento, secondo criteri ben stabiliti che variano in base alla manovra e alla tipologia di metodo applicato.

L'identificazione è stata eseguita utilizzando un modello del 3° ordine disaccoppiato e un modello del 3° ordine che valuta simultaneamente gli effetti sul Roll-Rate di comandi di pedale.

In tabella 3.0.15.5 si riportano i dati relativi al parametro di rollio identificato e un confronto con il corrispondente valore fornito dal modello di alto ordine.

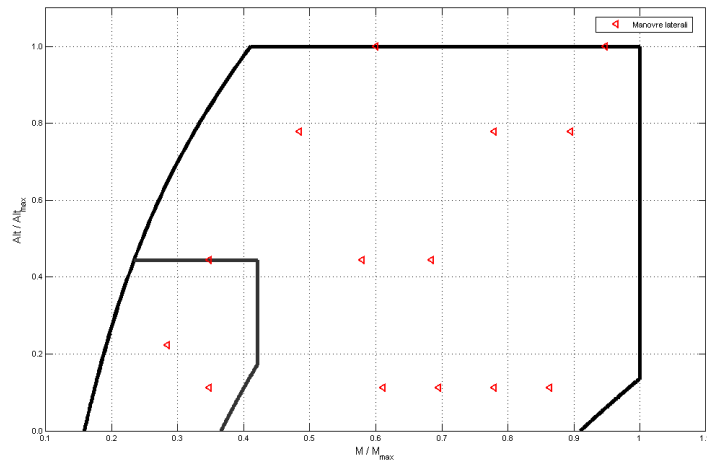


Figura 3.0.44: Punti prova Manovre laterali

AC	FAN	Manouver	ID	FL	KCAS	Mach	Conf
X-615	786	Full stick roll and reversal (90°) 1g	T-02058-0967	50	200	0.33	Clean
X-617	566	Full stick roll (360°) 1g	T-02058-1155	50	350	0.58	Clean
X-617	566	Full stick roll (360°) 1g	T-02058-1158	50	400	0.66	Clean
X-617	566	Full stick roll (180° - 180°) 1g	T-02058-1222	50	400	0.66	Clean
X-617	566	Full stick roll and reversal (90°)	T-02058-1278	50	450	0.74	Clean
X-617	566	Full stick roll (180° - 180°) 1g	T-02058-1341	50	500	0.82	Clean
X-617	566	Full stick roll l (360°) 1g	T-02058-0841	100	150	0.27	Clean
X-615	782	Full stick roll (180° - 180°) 1g	T-02058-0843	100	150	0.27	Clean
X-615	782	Full stick roll and reversal (90°) 1g	T-02058-0844	100	150	0.27	Clean
X-615	782	Full stick roll and reversal (90°) 1g	T-02058-0856	100	150	0.27	Clean
X-615	782	Full stick roll (360°)	T-02058-0854	100	150	0.27	Clean
X-615	775	Full stick roll and reversal (90°) 1g	T-02058-0479	200	200	0.33	Clean
X-615	775	Full stick roll and reversal (90°) 1g	T-02058-0537	200	250	0.55	Clean
AC	FAN	Manouver	ID	FL	KCAS	Mach	Conf
X-615	776	Full stick roll and reversal (90°) 1g	T-02058-0586	200	300	0.65	Clean
X-615	776	Full stick roll (360°)	T-02058-0583	200	300	0.65	Clean
X-615	776	Full stick roll (180° - 180°)	T-02058-0585	200	300	0.65	Clean
X-615	797	Partial stick roll	T-02058-0300	350	150	0.46	Clean
X-615	798	Partial stick roll	T-02058-0303	350	250	0.74	Clean
X-615	798	Partial stick roll	T-02058-0308	350	280	0.85	Clean
X-617	603	Partial stick roll 1g	T-02058-0299	450	250	0.90	Clean
X-617	603	Full stick roll 1g	T-02058-0164	450	150	0.90	Clean
X-617	603	Partial stick roll 1g	T-02058-0298	450	150	0.57	Clean

## 158 Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

Manoeuvre ID	Modello	$T_r$	fit %	HQlevel
<b>T-02058-0967</b>				
	3° Ord. Acc.	0.236	90	1
	3° Ord Dis.	0.238	97	1
	Modello HO	0.23		
<b>T-02058-1155</b>				
	3° Ord. Acc.	0.26	90	1
	3° Ord Dis.	0.248	93	1
	Modello HO	0.23		
<b>T-02058-1158</b>				
	3° Ord. Acc.	0.205	96	1
	3° Ord Dis.	0.258	93	1
	Modello HO	0.23		
<b>T-02058-1222</b>				
	3° Ord. Acc.	0.185	94	1
	3° Ord Dis.	0.20	88	1
	Modello HO	0.20		
<b>T-02058-1278</b>				
	3° Ord. Acc.	0.185	93	1
	3° Ord Dis.	0.21	93	1
	Modello HO	0.20		
<b>T-02058-1341</b>				
	3° Ord. Acc.	0.17	93	1
	3° Ord Dis.	0.18	93	1
	Modello HO	0.17		
<b>T-02058-0841</b>				
	3° Ord. Acc.	0.269	90	1
	3° Ord Dis.	0.2825	97	1
	Modello HO	0.28		
<b>T-02058-0843</b>				
	3° Ord. Acc.	0.27	90	1
	3° Ord Dis.	0.277	97	1
	Modello HO	0.28		
<b>T-02058-0844</b>				
	3° Ord. Acc.	0.28	90	1
	3° Ord Dis.	0.294	97	1
	Modello HO	0.28		
<b>T-02058-0856</b>				
	3° Ord. Acc.	0.30	90	1
	3° Ord Dis.	0.285	97	1
	Modello HO	0.28		
<b>T-02058-0854</b>				
	3° Ord. Acc.	0.285	98	1
	3° Ord Dis.	0.27	96	1
	Modello HO	0.28		

<b>T-02058-0479</b>				
	3° Ord. Acc.	0.40	90	1
	3° Ord Dis.	0.35	97	1
	Modello HO	0.38		
<b>T-02058-0537</b>				
	3° Ord. Acc.	0.377	90	1
	3° Ord Dis.	0.377	97	1
	Modello HO	0.38		
<b>T-02058-0586</b>				
	3° Ord. Acc.	0.38	90	1
	3° Ord Dis.	0.40	97	1
	Modello HO	0.37		
<b>T-02058-0583</b>				
	3° Ord. Acc.	0.221	96	1
	3° Ord Dis.	0.235	89	1
	Modello HO	0.23		
<b>T-02058-0585</b>				
	3° Ord. Acc.	0.218	96	1
	3° Ord Dis.	0.2315	95	1
	Modello HO	0.23		
<b>T-02087-0300</b>				
	3° Ord. Acc.	0.3861	95	1
	3° Ord Dis.	0.384	94	1
	Modello HO	0.37		
<b>T-02087-0303</b>				
	3° Ord. Acc.	0.201	95	1
	3° Ord Dis.	0.2268	94	1
	Modello HO	0.24		
<b>T-02087-0308</b>				
	3° Ord. Acc.	0.231	95	1
	3° Ord Dis.	0.2326	94	1
	Modello HO	0.23		
<b>T-02087-0299</b>				
	3° Ord. Acc.	0.244	94	1
	Modello HO	0.24		
<b>T-02087-0164</b>				
	3° Ord. Acc.	0.45	96	1
	Modello HO	0.43		
<b>T-02087-0298</b>				
	3° Ord. Acc.	0.49	95	1
	Modello HO	0.43		

Tabella 3.9: Parametri LOES Manovre Laterali

**3.0.15.6** **Analisi degli errori**

Di seguito si riporta l'errore percentuale su ciascuna manovra su presentata, per i modelli di terzo ordine, sulle manovre di rollio.

È immediato constatare come il numero di prove relativo al modello di 3° ordine disaccoppiato sia inferiore rispetto al numero di prove relativo al modello di 3° ordine accoppiato. Ciò costituisce il primo limite del modello di 3° ordine disaccoppiato le cui prove a  $FL = 450$  e  $M = 0.9$  sono state a priori scartate. In 3.0.45 si rappresenta l'errore percentuale su  $T_R$ , relativo rispettivamente, a tutte le manovre di rollio su riportate, nello stesso ordine, per il modello accoppiato, e tutte le manovre, meno di quelle effettuate a  $FL = 450$ , per il modello disaccoppiato, nonché un confronto tra i due andamenti dell'errore relativi alle stesse manovre.

Entrambi i grafici (Fig. 3.0.45) mostrano un errore percentuale al di sotto del 10% (Tabella 3.0.15.6). Non è possibile evidenziare in prima analisi una tendenza prevalente di alcun tipo, nè un gap sostanziale tra i due modelli in termini di errore sul parametro  $T_R$ . Per tale ragione si rende necessaria l'analisi delle variazioni dell'errore al variare di quota, Mach e tipologia di manovra di rollio, su entrambi i modelli. Tale studio ha lo scopo di evidenziare eventuali tendenze prevalenti dell'errore sul dato, al fine di selezionare una metodologia che permetta di minimizzarne in termini percentuali l'errore sul parametro di Rollio. Si vuole inoltre ricordare che la valutazione della costante di rollio risulta particolarmente delicata, da un lato per la difficoltà oggettiva dell'applicazione di un modello di basso ordine lineare su manovre che prevedono forti variazioni di  $AoA$ ,  $g$  e non trascurabili modifiche delle leggi di controllo e della valutazione di guadagni e limiti di carefree durante la manovra stessa, dall'altro per la possibilità che a seguito di coalescenza dei modi di rollio e spirale, il modello di 3° ordine potrebbe presentare risultati non corrispondenti con la fisica del sistema (questo è il caso in cui i tre poli risultino essere tutti reali).

La chiave di lettura dell'andamento dell'errore per il modello di 3° ordine disaccoppiato (Fig. 3.0.47) sta nell'individuare una tendenza a errori minori per un  $FL = 100$  e per manovre di full stick roll, e un apparente incremento dell'errore all'aumentare del numero di Mach, sostanzialmente trascurabile.

Per quanto riguarda il modello di 3° ordine accoppiato (Fig. 3.0.46) l'unico dato che si scosta sensibilmente dagli altri, è l'errore sul  $T_R$  della manovra a  $FL = 450$ ,  $M = 0.57$  partial stick roll, che presenta un errore percentuale prossimo al 15%. la giustificazione di ciò è da ricercare eventualmente nella quota, ma più probabilmente è dovuta alla non completa adeguatezza delle manovre di Partial stick roll per un'identificazione sul laterale, come era già stato precedentemente verificato per il modello disaccoppiato, e alla presenza di oscillazioni nel comando di stick da parte del pilota che, come si nota, hanno in parte inficiato la bontà del dato finale. Ciò sottolinea l'importanza di una selezione preliminare delle manovre, optando per manovre in cui non siano presenti forti disturbi o oscillazioni, così come mette in luce la necessità di tagliare non solo code spurie,



Modello	$Err_{max_{TR}}$ [%]	$Err_{min_{TR}}$ [%]
3° Ord. Acc.	7.14	0
3° Ord Dis.	8.10	0.65

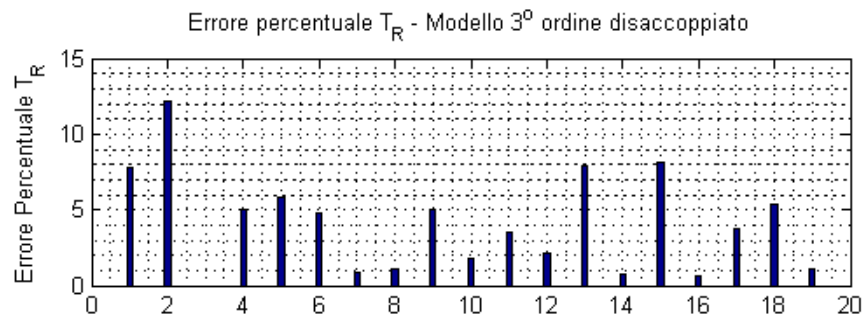
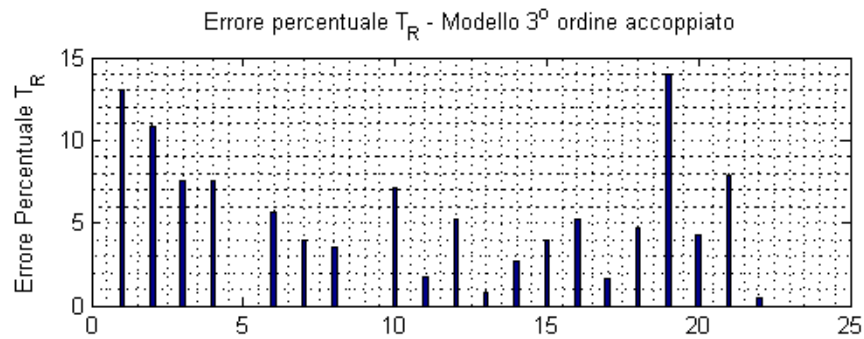
Tabella 3.10: **Errore massimo e minimo Modelli di 3° ordine**

		$Err_{max_{TR}}$ [%]	$Err_{min_{TR}}$ [%]	$\overline{Err_{TR}}$ [%]
FL=100	3° Ord. Acc.	7.14	0	3.28
	3° Ord. Dis.	5.00	0.89	2.42
FL=200	3° Ord. Acc.	5.26	0.79	3.58
	3° Ord. Dis.	8.10	0.65	4.36
FSR & R	3° Ord. Acc.	7.14	0	3.36
	3° Ord. Dis.	8.10	0.79	4.27
FSR	3° Ord. Acc.	5.26	1.78	4.06
	3° Ord. Dis.	3.57	0.65	1.67

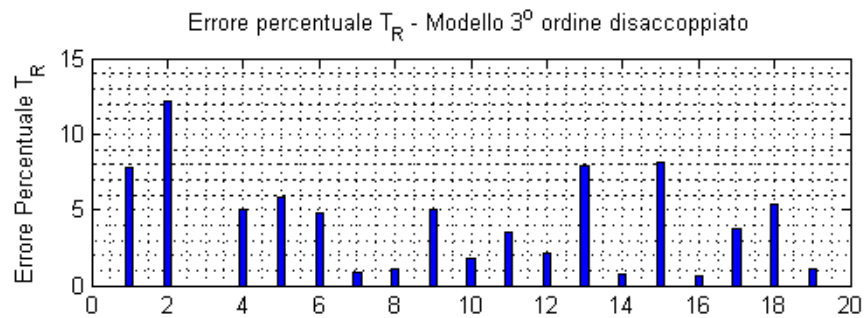
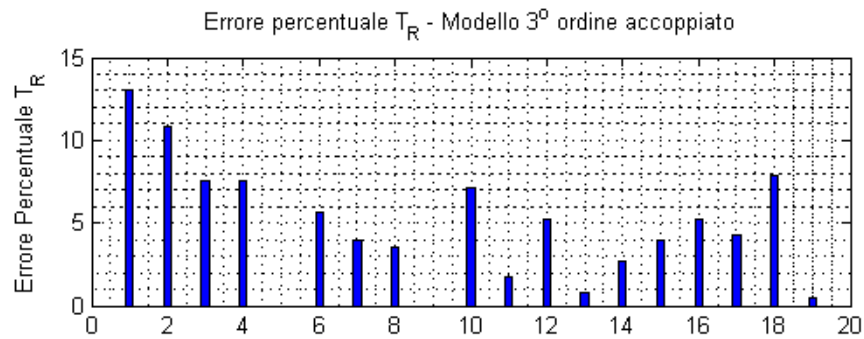
Tabella 3.11: **Errore massimo e minimo Modelli di 3° ordine - Parametrizzazione su FL e tipologia di manovra**

ma anche parti fortemente disturbate da rumore, trovando il giusto equilibrio tra la necessità di includere tutto lo spettro di frequenze relativo alla manovra in questione e la necessità di una corretta identificazione dei dati reali.

Si riportano infine in tabella 3.11 i limiti degli errori per i due modelli e la valutazione dell'errore medio per parametrizzazioni relative a quota e tipologia di manovra.



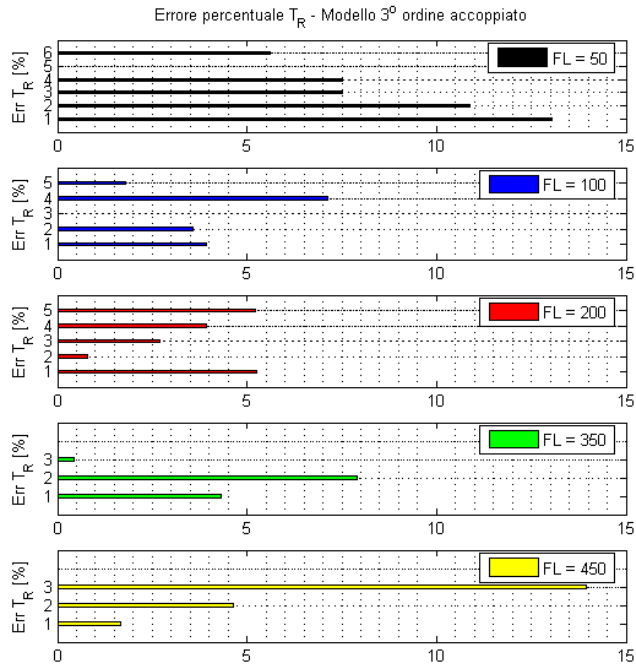
(a)



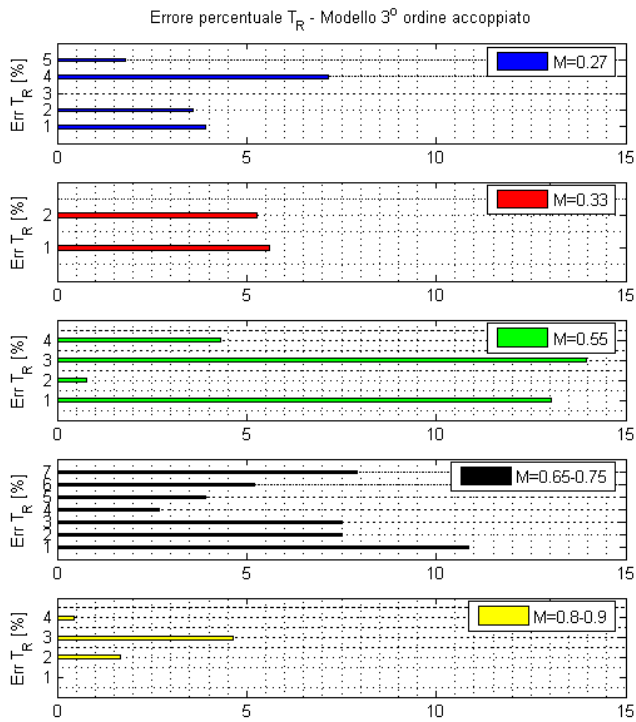
Tatiana Tolomeo

(b)

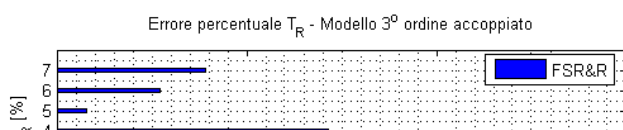
Figura 3.0.45: Errore percentuale su costante di tempo di Rollio  $T_R$  per le manovre di Rollio - Modello 3° ordine accoppiato e Modello 3° ordine disaccoppiato



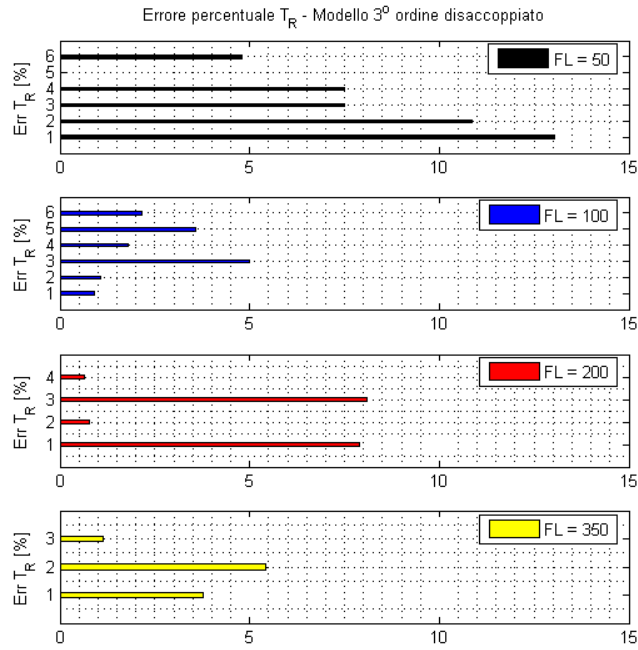
(a)



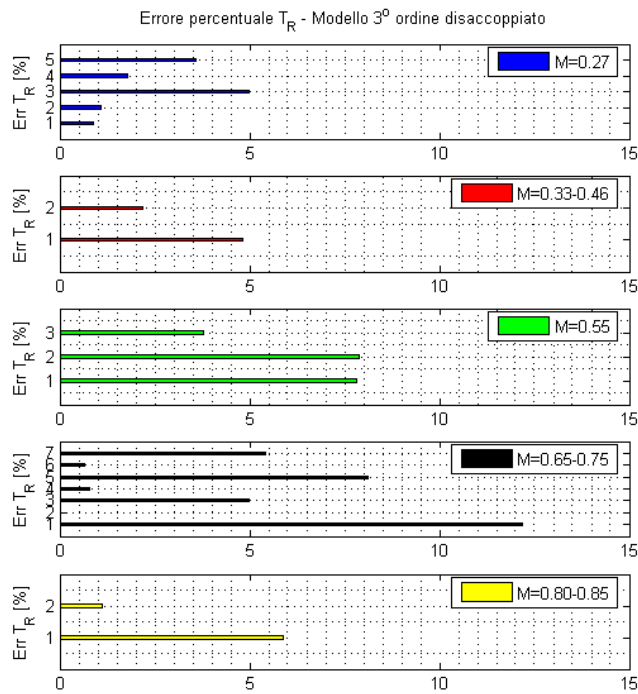
(b)



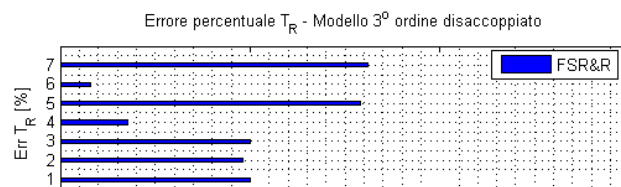
**164** Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



(a)



(b)



Tatiana Tolomeo

### 3.0.16 Analisi manovre closed loop

L'ultimo passo, nonchè obiettivo, del processo di valutazione delle Handling Qualities attraverso modelli LOES, è l'applicazione dei modelli per l'identificazione di manovre closed-loop.

#### 3.0.16.1 Manovre longitudinali

Le prove sul longitudinale effettuate nell'ambito di manovre a ciclo chiuso includono manovre di Pitch Capture 5°, Pitch Capture 10°, AoA/Nz Capture 2g, AoA/Nz Capture 4g.

In tabella ltab:lonLOES4 si riportano i risultati in termini di parametri LOES valutati: frequenza  $\omega_{SP}$  e smorzamento  $\xi_{SP}$  di corto periodo,  $T_{\theta_2}$  e  $CAP$ . sono stimati attraverso un'identificazione sul Pitch-Rate con un modello di 4° ordine e di 2° ordine.

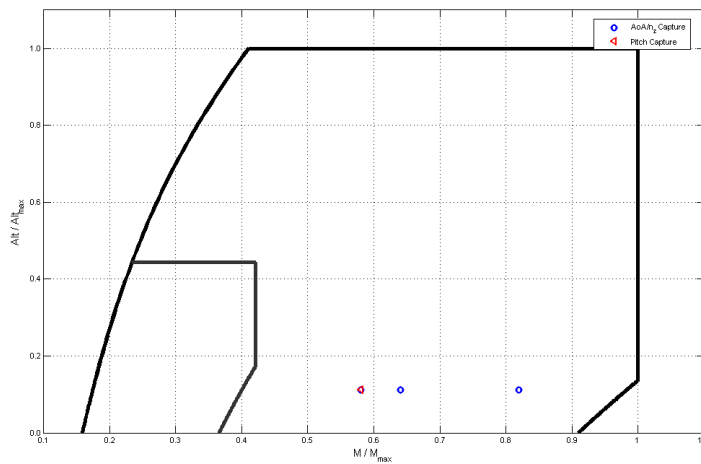


Figura 3.0.48: Punti prova Manovre closed-loop longitudinale

## Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

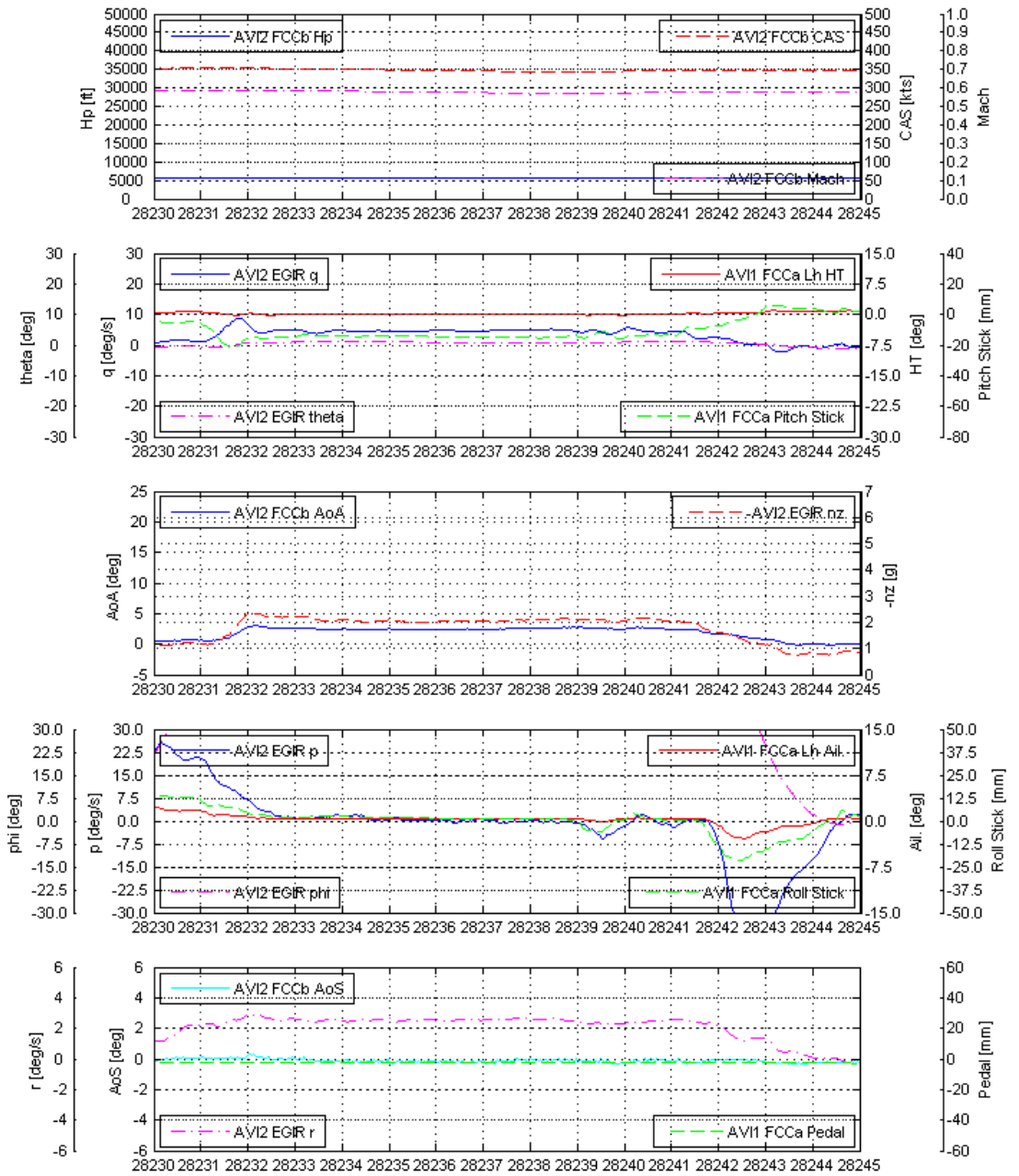
AC	FAN	Manouver	ID	FL	KCAS	Mach	Conf
X-617	607	AoA/Nz Capture 2g	T-02087-0446	50	350	0.58	Clean
X-617	607	AoA/Nz Capture 4g	T-02087-0461	50	350	0.58	Clean
X-617	608	AoA/Nz Capture 2g	T-02087-0447	50	450	0.74	Clean
X-617	608	AoA/Nz Capture 4g	T-02087-0462	50	450	0.74	Clean
X-617	608	AoA/Nz Capture 2g	T-02087-0448	50	500	0.82	Clean
X-617	608	AoA/Nz Capture 4g	T-02087-0463	50	500	0.82	Clean
X-617	607	Pitch Capture 5°	T-02087-0386	50	350	0.58	Clean
X-617	607	Pitch Capture 10°	T-02087-0401	50	350	0.58	Clean
X-617	608	Pitch Capture 5°	T-02087-0387	50	450	0.74	Clean
X-617	608	Pitch Capture 10°	T-02087-0402	50	450	0.74	Clean

Tabella 3.12: **Moti longitudinali - Manovre closed loop**

Manoeuvre ID	Modello	$\omega_{SP}$	$\xi_{SP}$	$T_{\theta_2}$	CAP	fit	$err_{MAX}$	HQlevel
<b>T-02087-0446</b>								
	2° Ordine	6.75	0.32	1.48	1.59	89	9.7277e-004	1
	4° Ordine	5.93	0.23	1.48	1.29	87	1.2302e-005	1
<b>T-02087-0461</b>								
	2° Ordine	6.73	0.35	1.39	1.69	92	1.2805e-004	1
	4° Ordine	5.57	0.47	1.39	1.15	92	3.1251e-004	1
<b>T-02087-0447</b>								
	2° Ordine	6.76	0.34	1.12	2.04	90	0.0013	2
	4° Ordine	7.12	0.38	1.12	2.26	91	0.0018	1
<b>T-02087-0462</b>								
	2° Ordine	6.55	0.406	3.11	0.56	90	0.0014	1
	4° Ordine	6.11	0.63	3.11	0.48	90	0.0019	1
<b>T-02087-0448</b>								
	2° Ordine	5.59	0.59	3.17	0.34	86	0.0045	1
	4° Ordine	5.14	0.47	3.09	0.30	86	9.9165e-005	1
<b>T-02087-0463</b>								
	2° Ordine	6.29	1	2.37	0.72	90	0.019	1
	4° Ordine	5.18	1	2.37	0.72	90	0.0042	1
<b>T-02087-0401</b>								
	2° Ordine	6.92	0.35	1.19	2.06	80	0.0018	1
	4° Ordine	5.59	0.35	1.19	1.92	81	0.0013	1
<b>T-02087-0387</b>								
	2° Ordine	7.88	0.48	1.49	1.66	85	0.0037	1
	4° Ordine	4.01	0.31	1.49	0.96	83	5.6661e-005	1
<b>T-02087-0402</b>								
	2° Ordine	8.54	0.1	1.92	1.15	78	0.0030	1
	4° Ordine	5.28	0.24	1.92	0.57	82	5.6535e-006	1
<b>T-02087-0386</b>								
	2° Ordine	6.89	0.38	1.29	1.90	91	0.0012	1
	4° Ordine	3.86	0.44	1.29	0.59	90	8.6001e-006	1

Tabella 3.13: Parametri LOES moti longitudinali - Manovre closed loop

168 **Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati**



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.49: AoA/Nz Capture 2g - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58



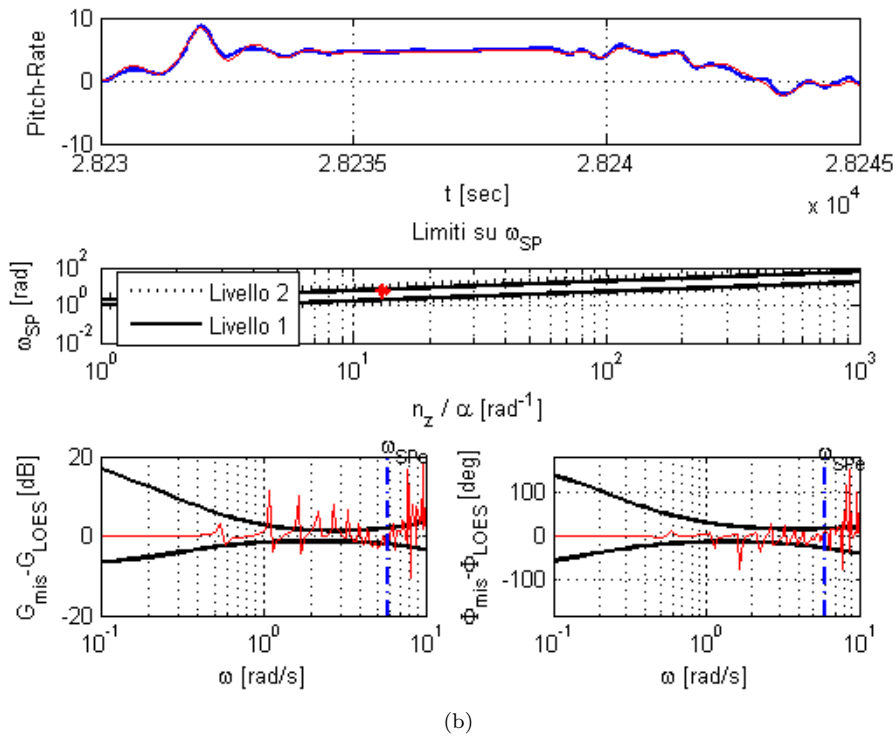
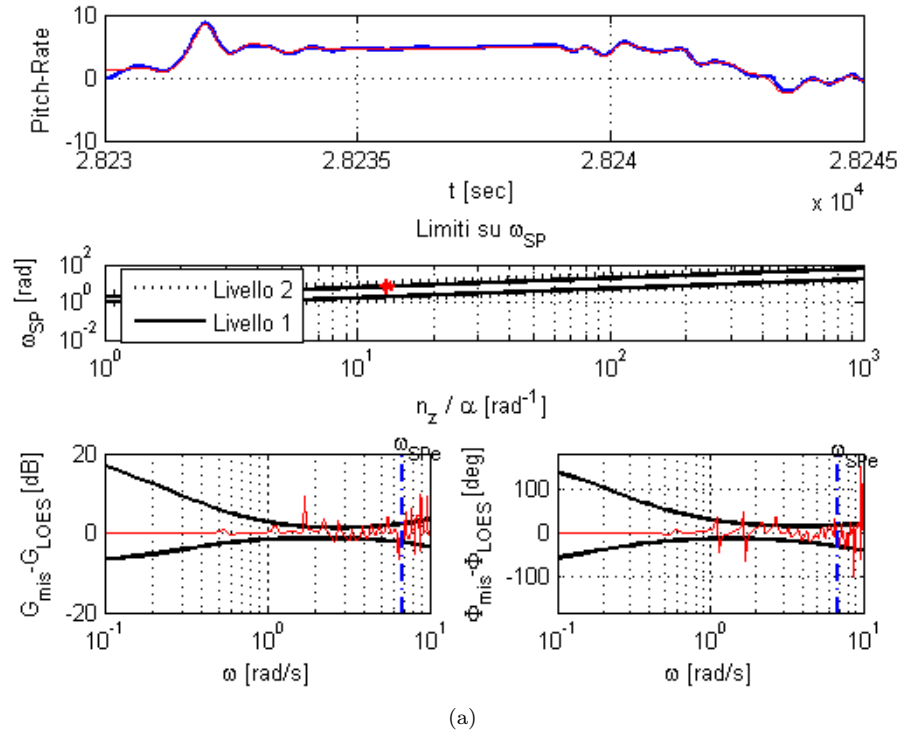
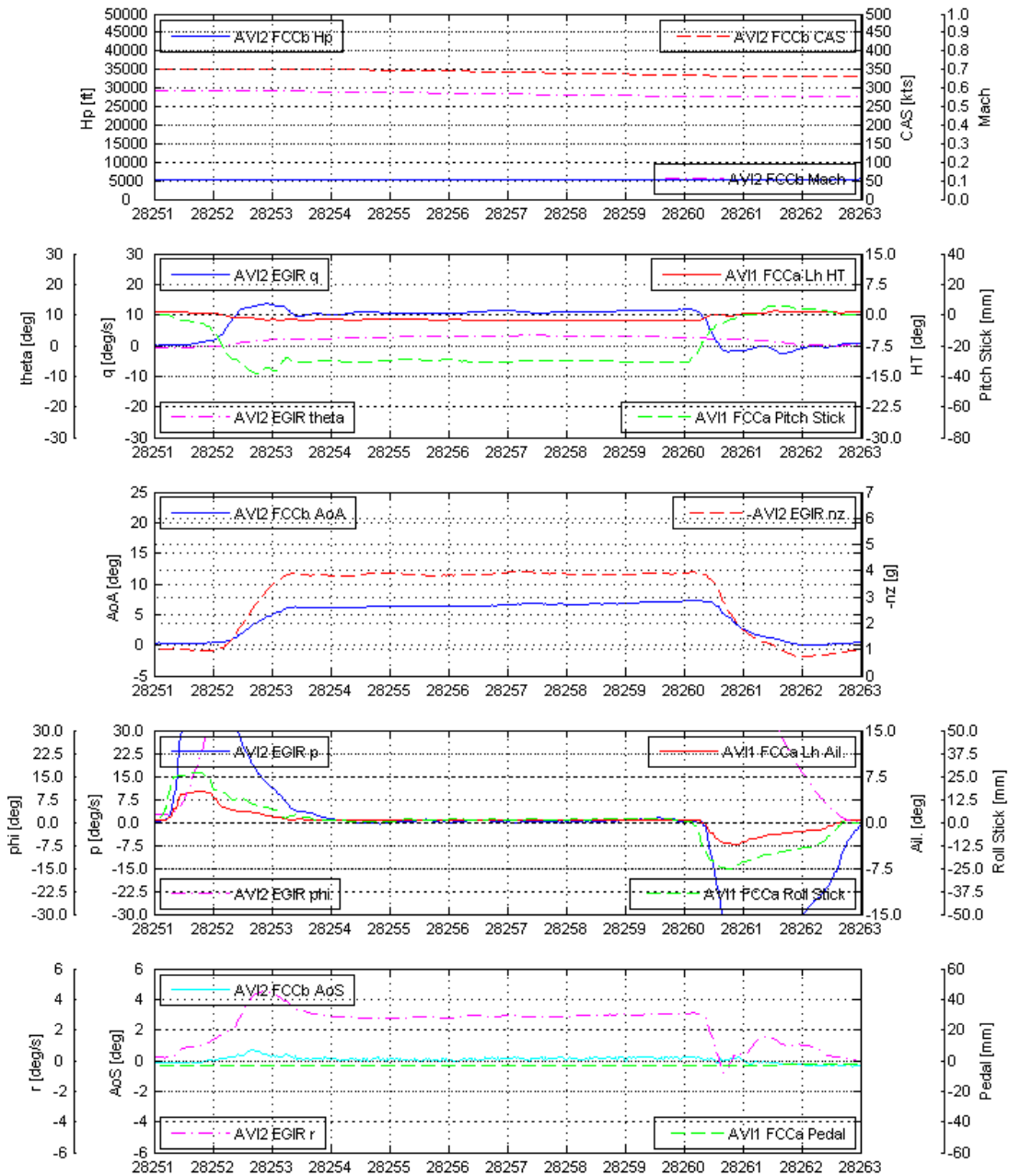


Figura 3.0.50: AoA/Nz Capture 2g - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modello 2<sup>o</sup> ordine (a) - Modello 4<sup>o</sup> ordine (b)

**170** Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.51: AoA/Nz Capture 4g - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58

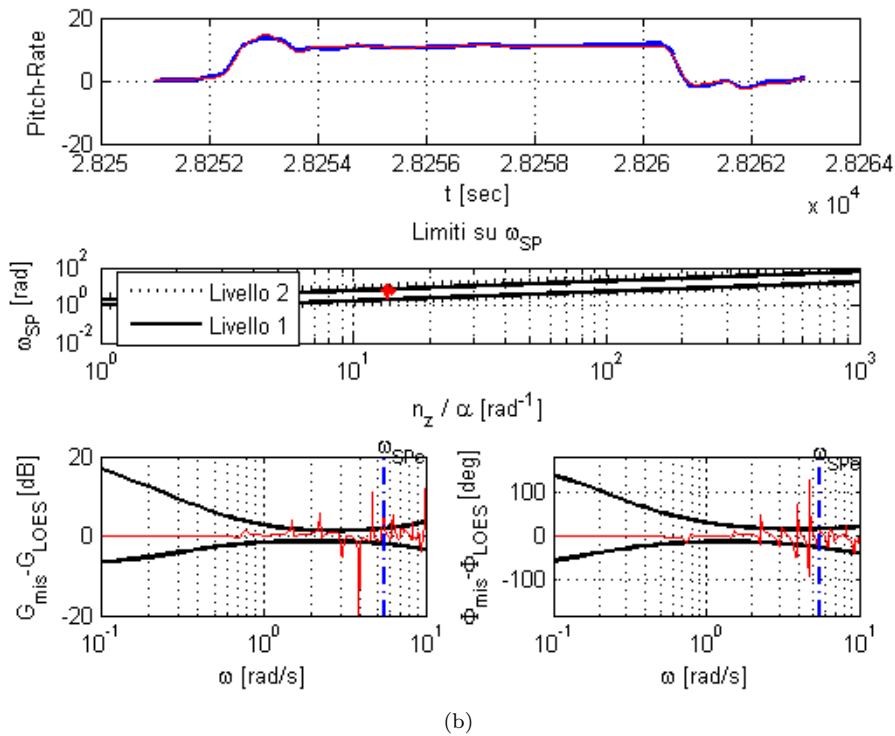
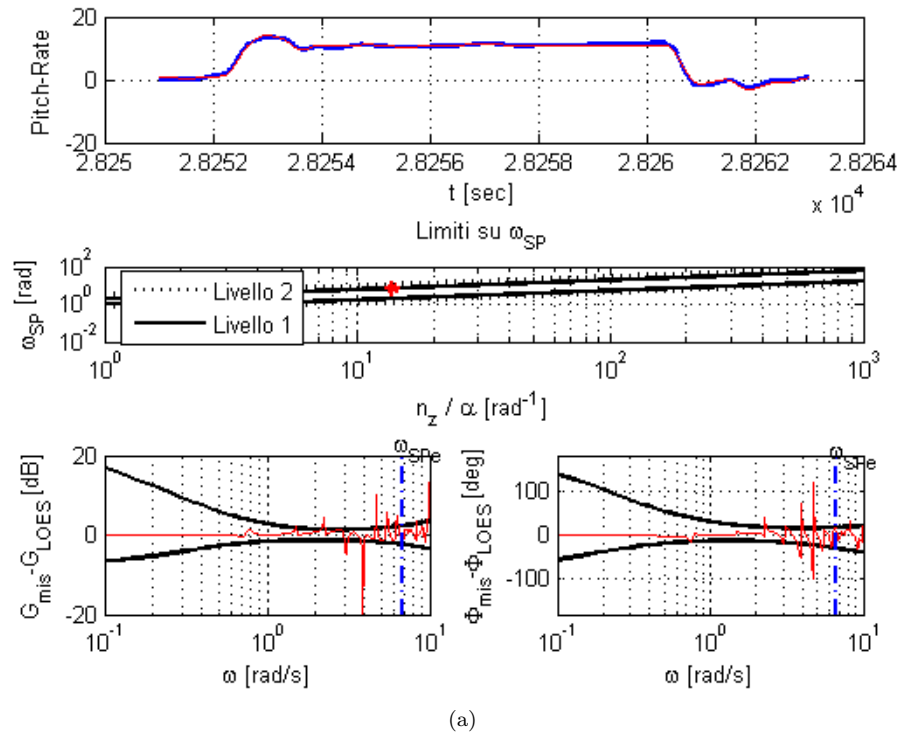
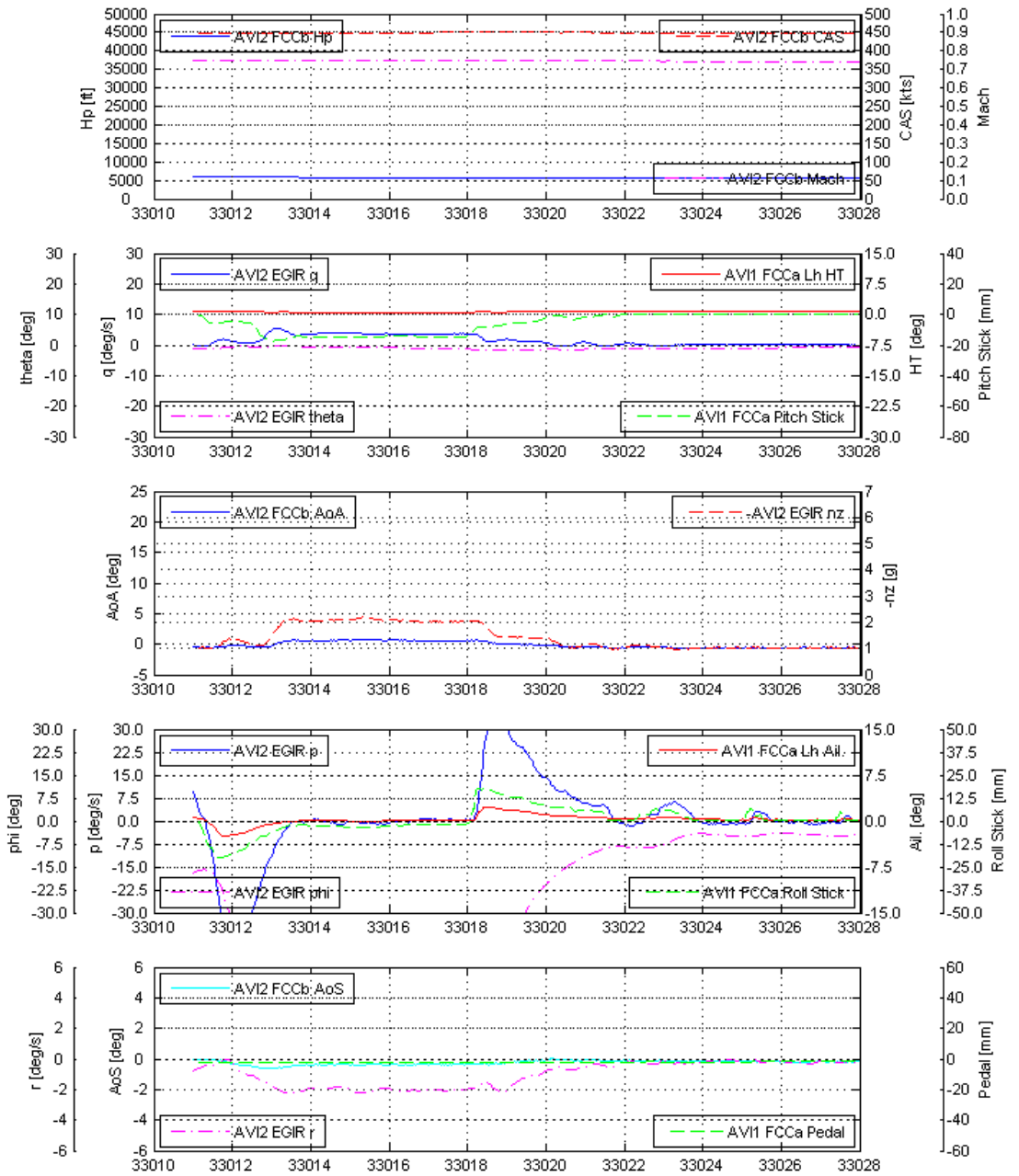


Figura 3.052: AoA/Nz Capture 4g - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modello 2° ordine - Modello 4° ordine

**172** Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.53: AoA/Nz Capture 2g - FL = 50, KCAS = 450, M = 0.74

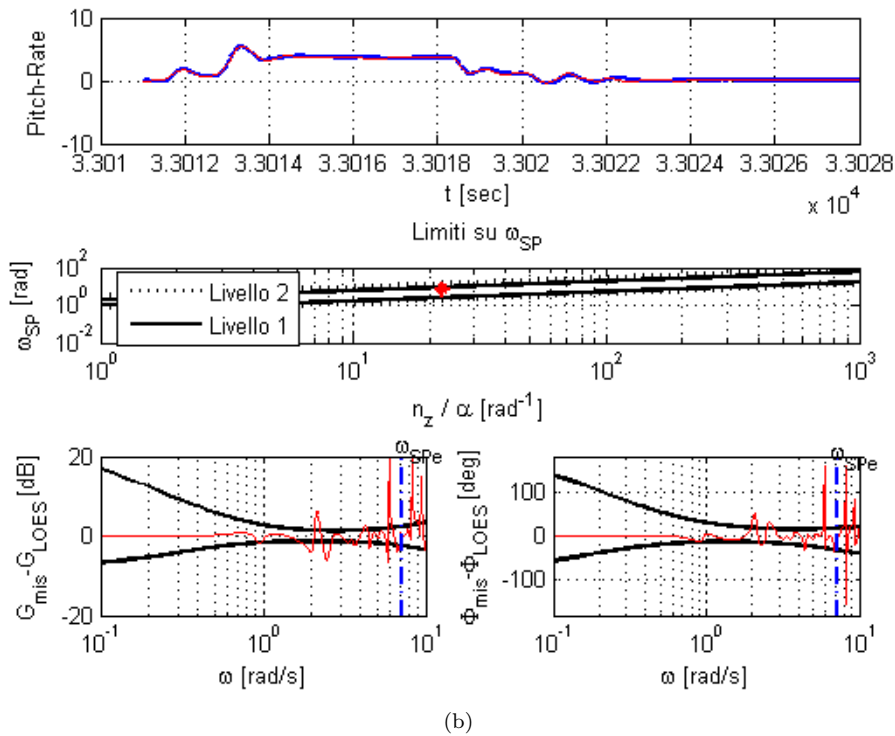
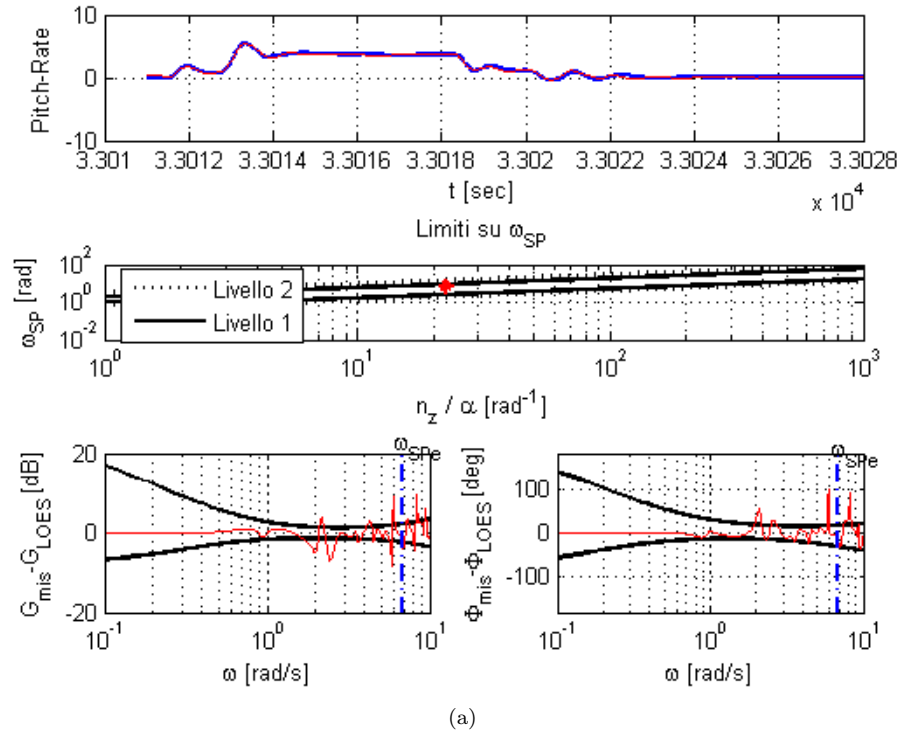
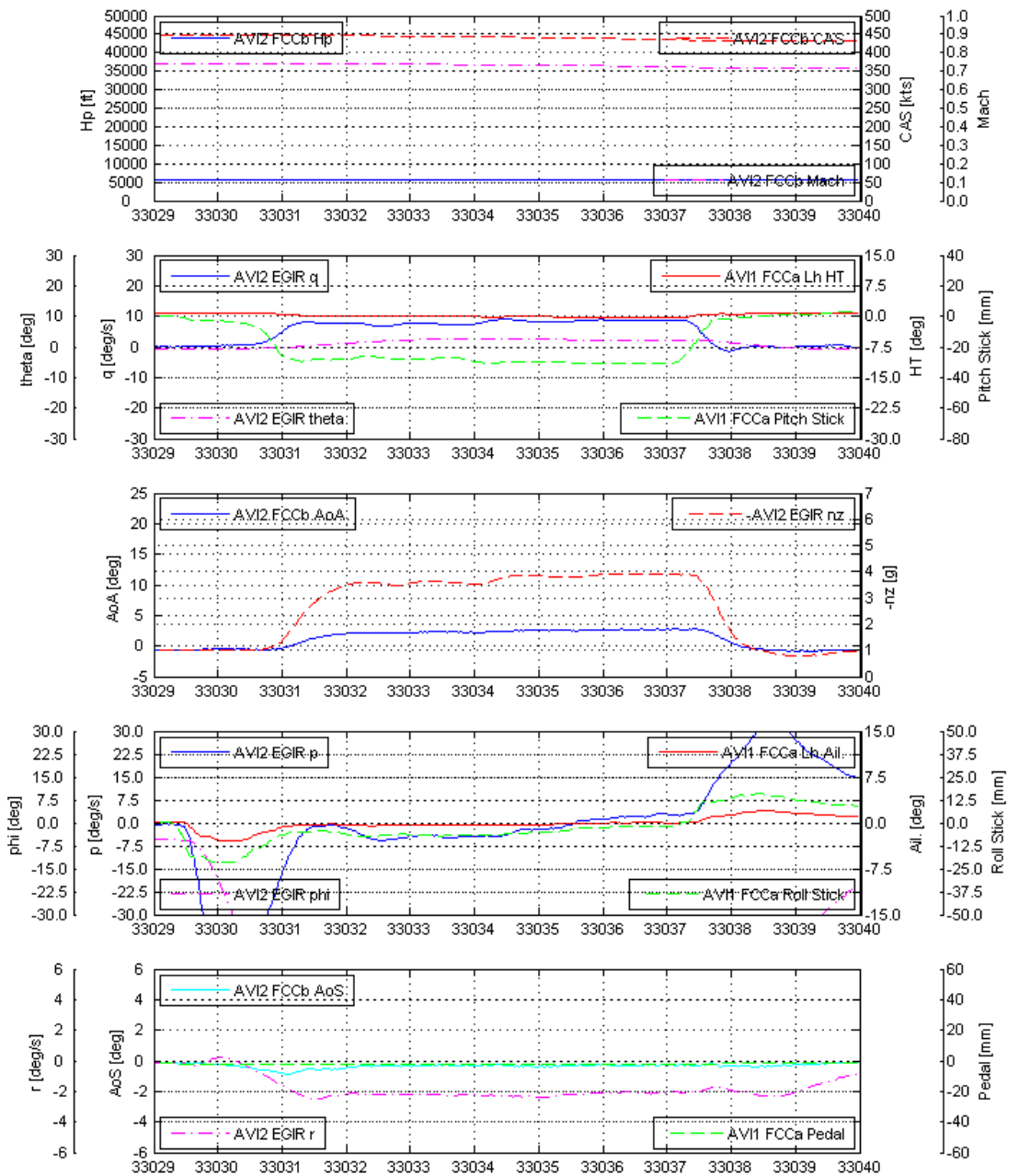


Figura 3.0.54: AoA/Nz Capture 2g - FL = 50, KCAS = 450, M = 0.74 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b)

## Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.55: AoA/Nz Capture 4g - FL = 50, KCAS = 450, M = 0.74

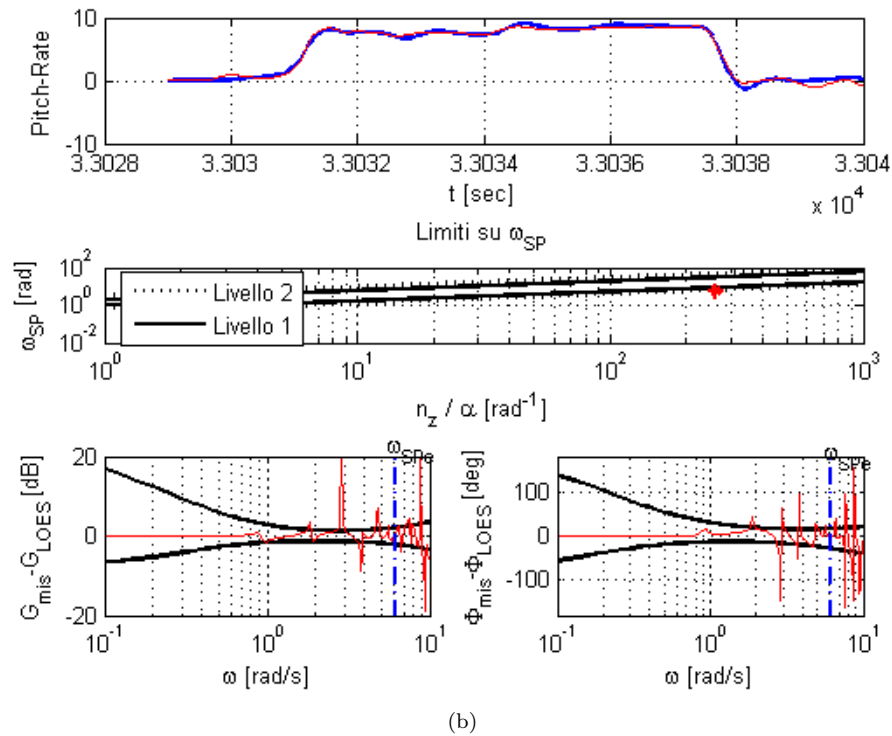
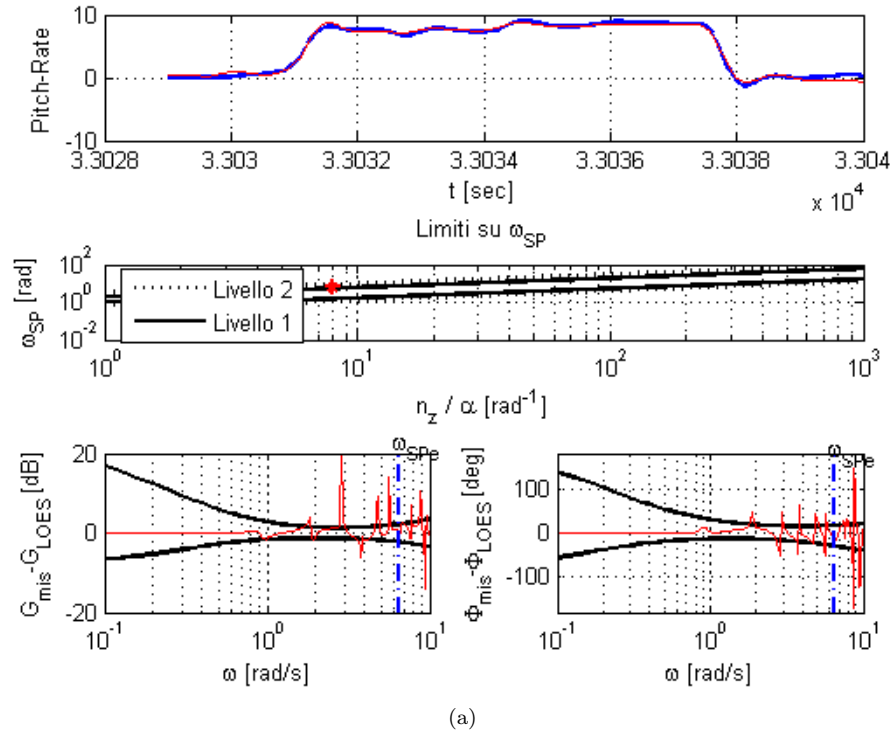
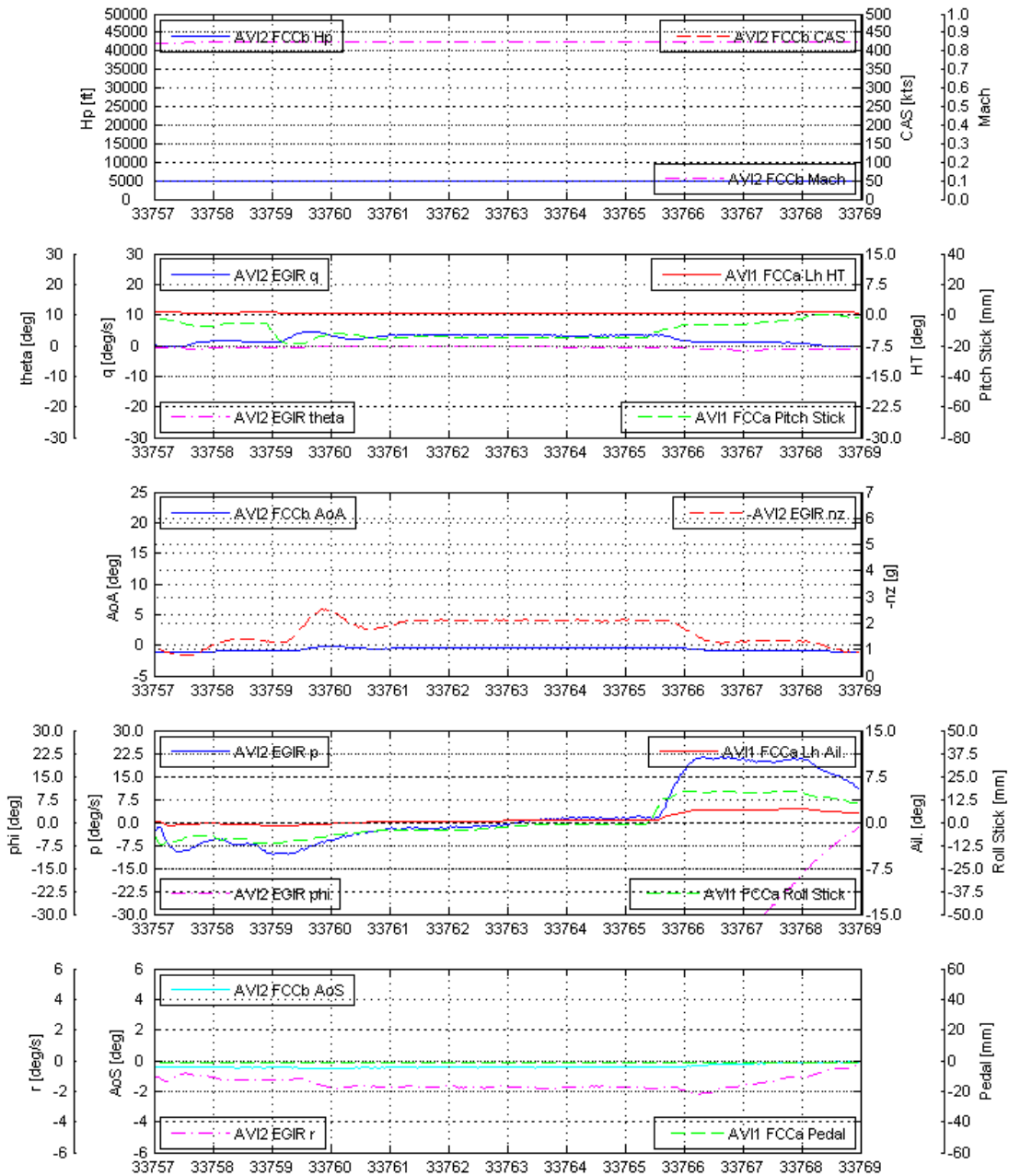


Figura 3.056: AoA/Nz Capture 4g - FL = 50, KCAS = 450, M = 0.74 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b)

**176** Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.57: AoA/Nz Capture 2g - FL = 50, KCAS = 500, M = 0.82



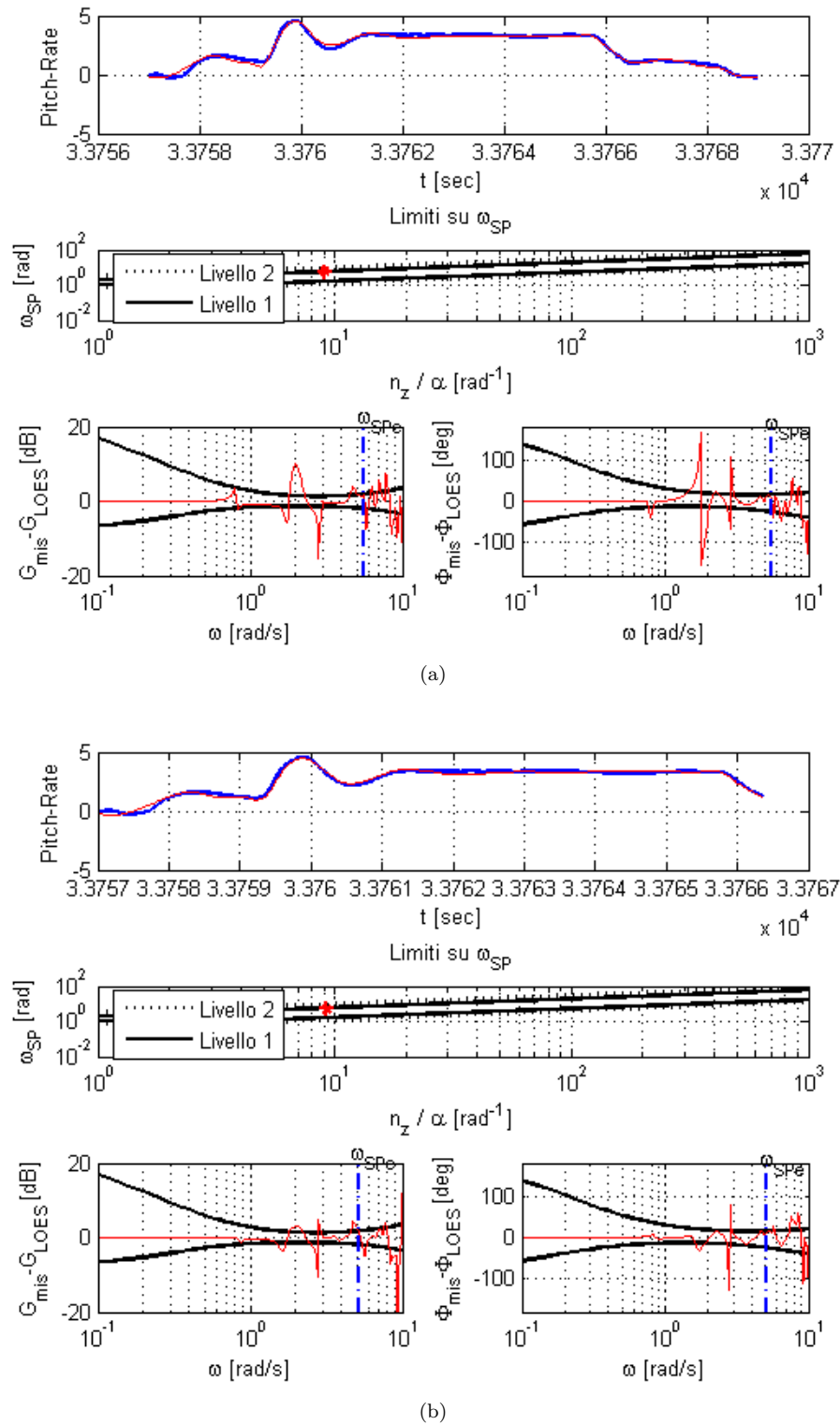
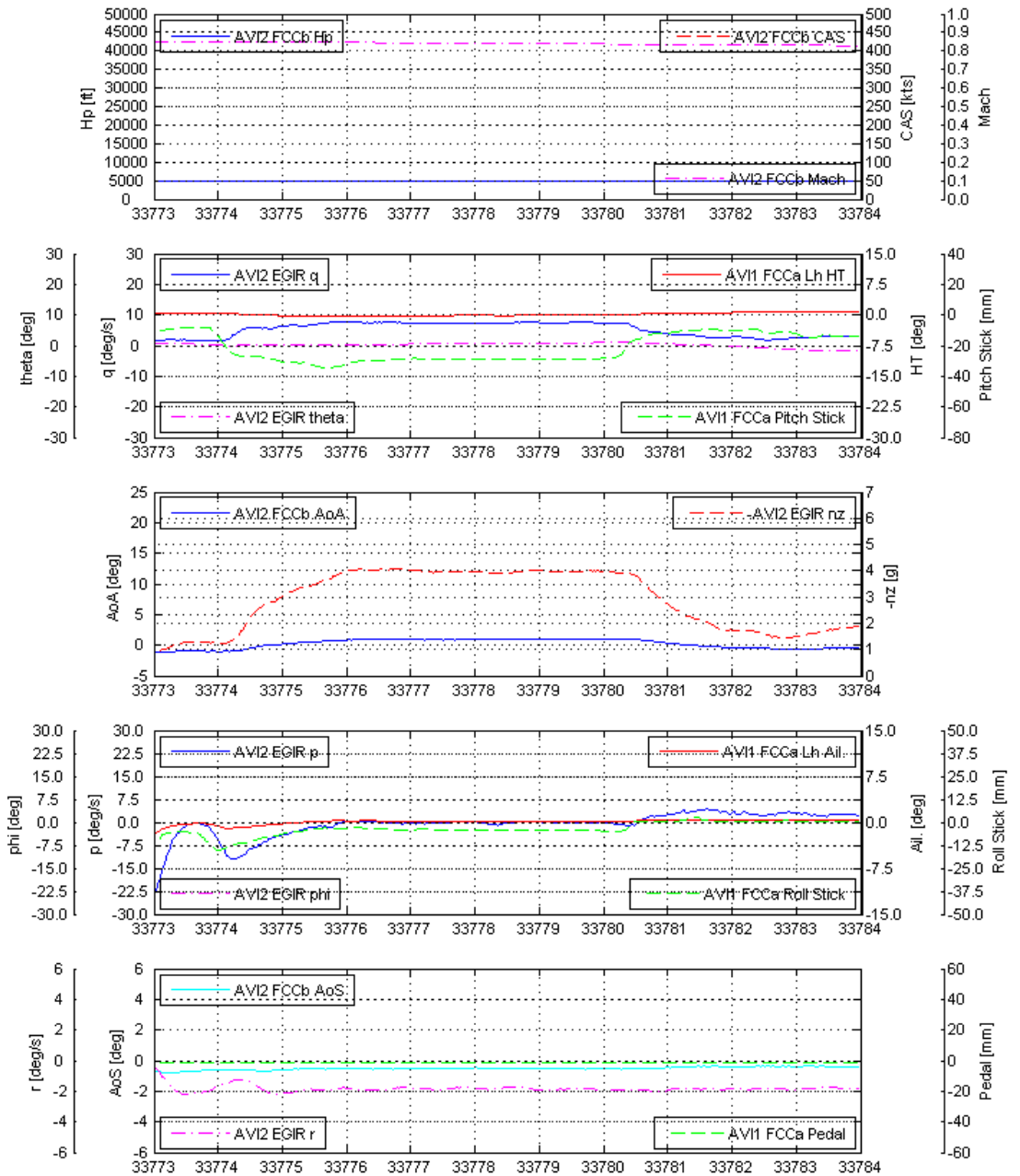


Figura 3.058: AoA/Nz Capture 2g - FL = 50, KCAS = 500, M = 0.82 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b)

**178** Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.59: AoA/Nz Capture 4g - FL = 50, KCAS = 500, M = 0.82

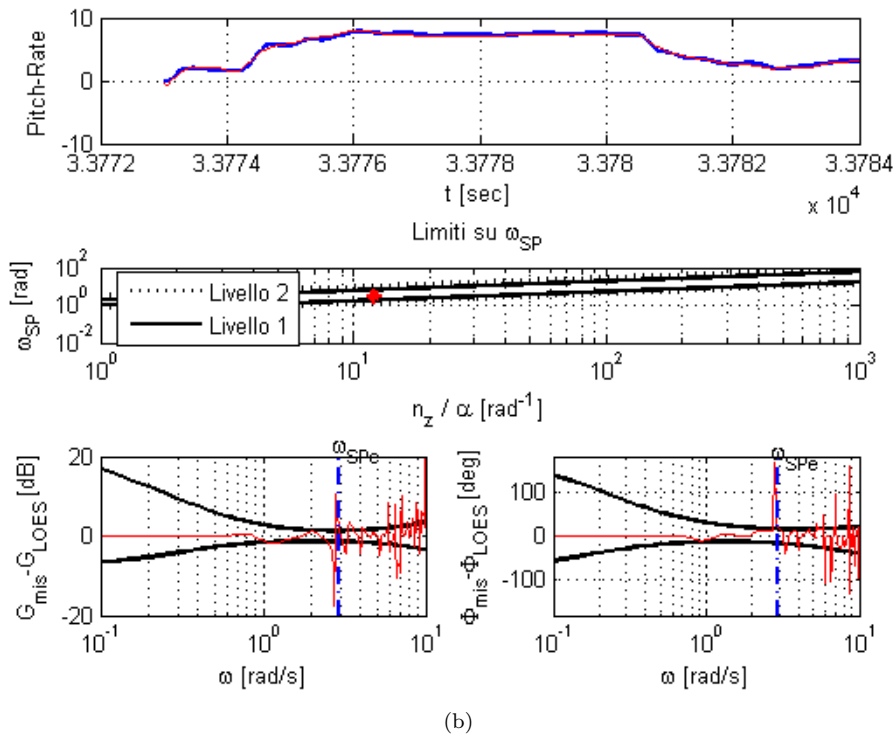
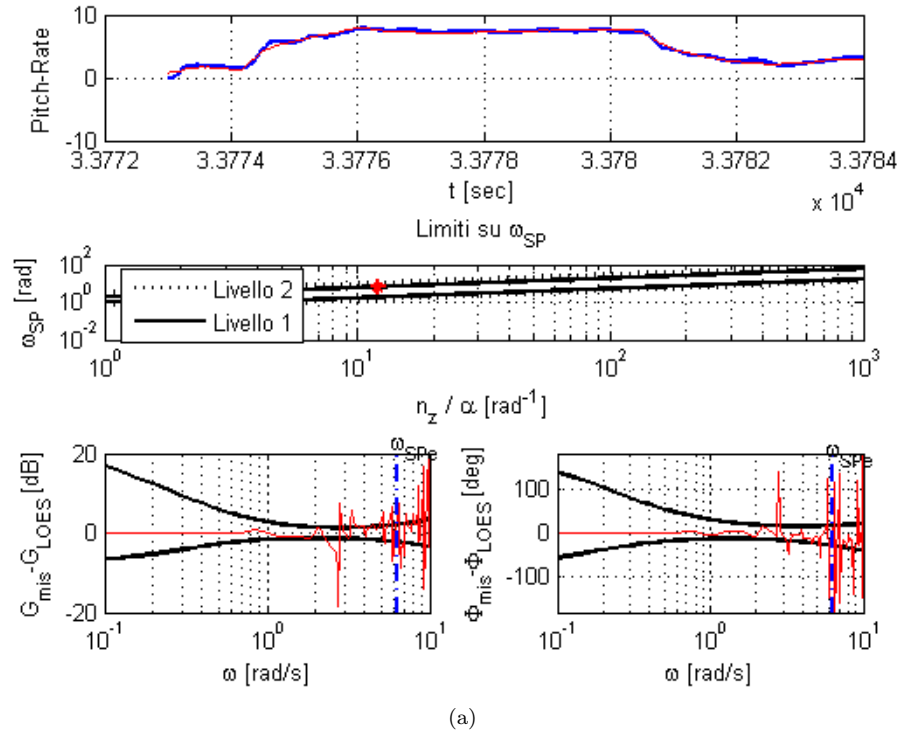
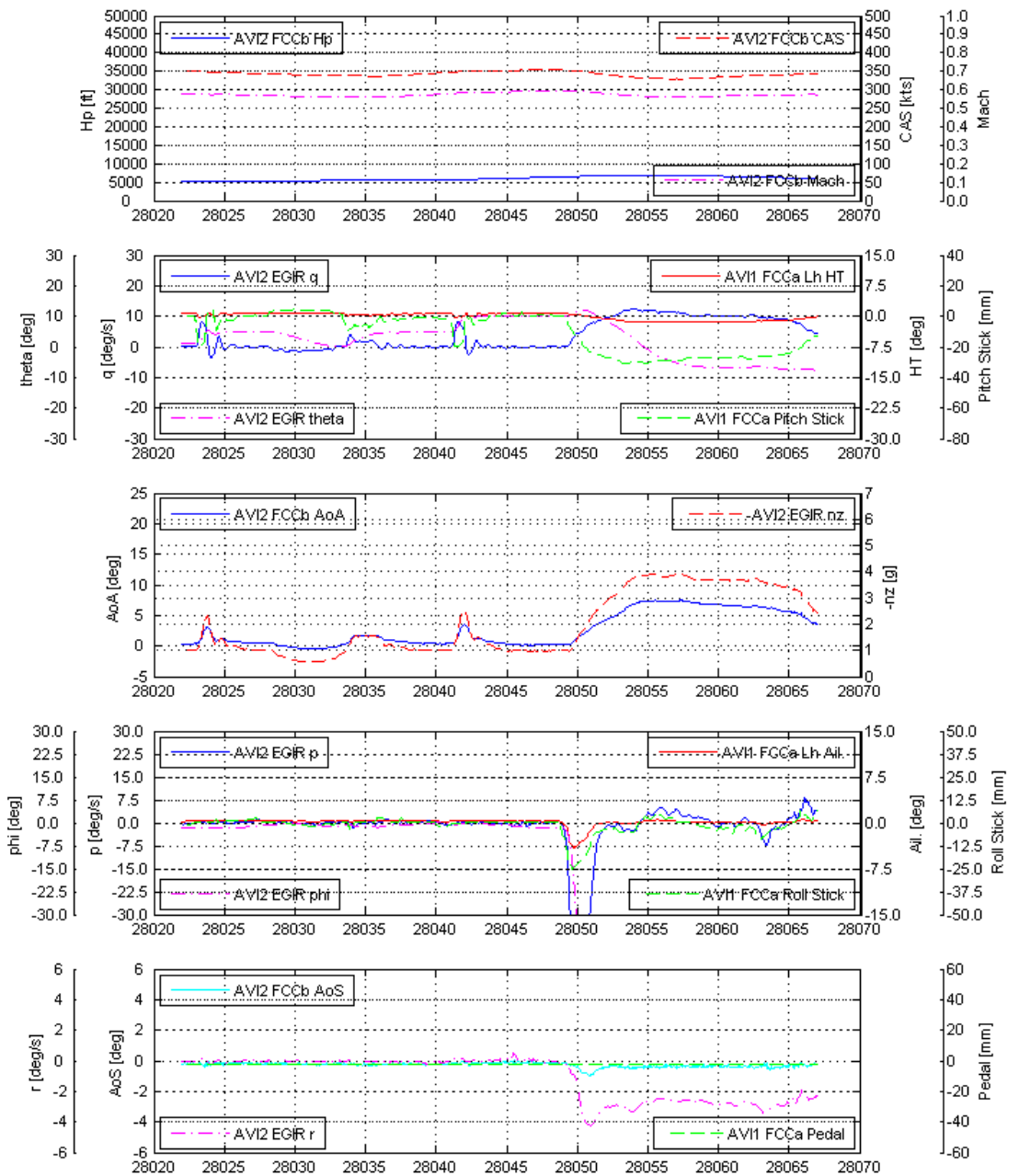


Figura 3.0.60: AoA/Nz Capture 4g - FL = 50, KCAS = 500, M = 0.82 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b)

### Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.61: Pitch Capture 5° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58

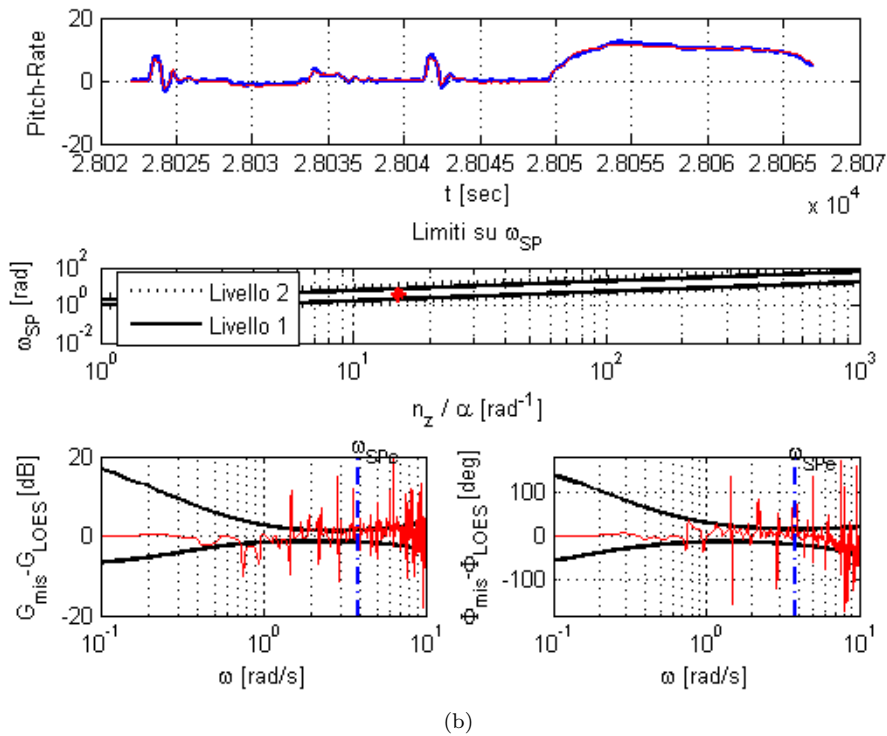
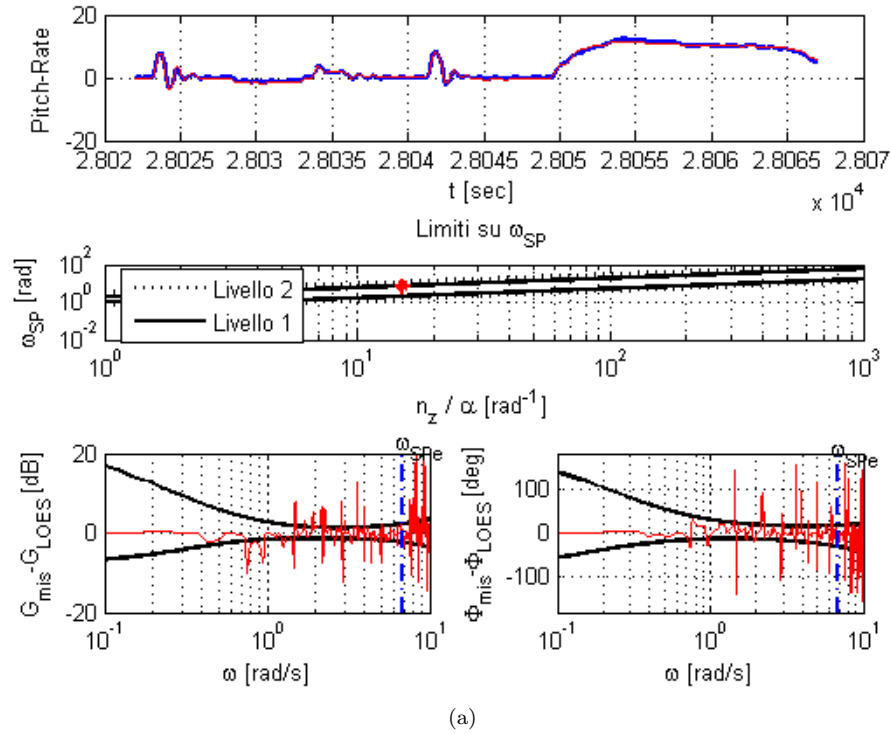
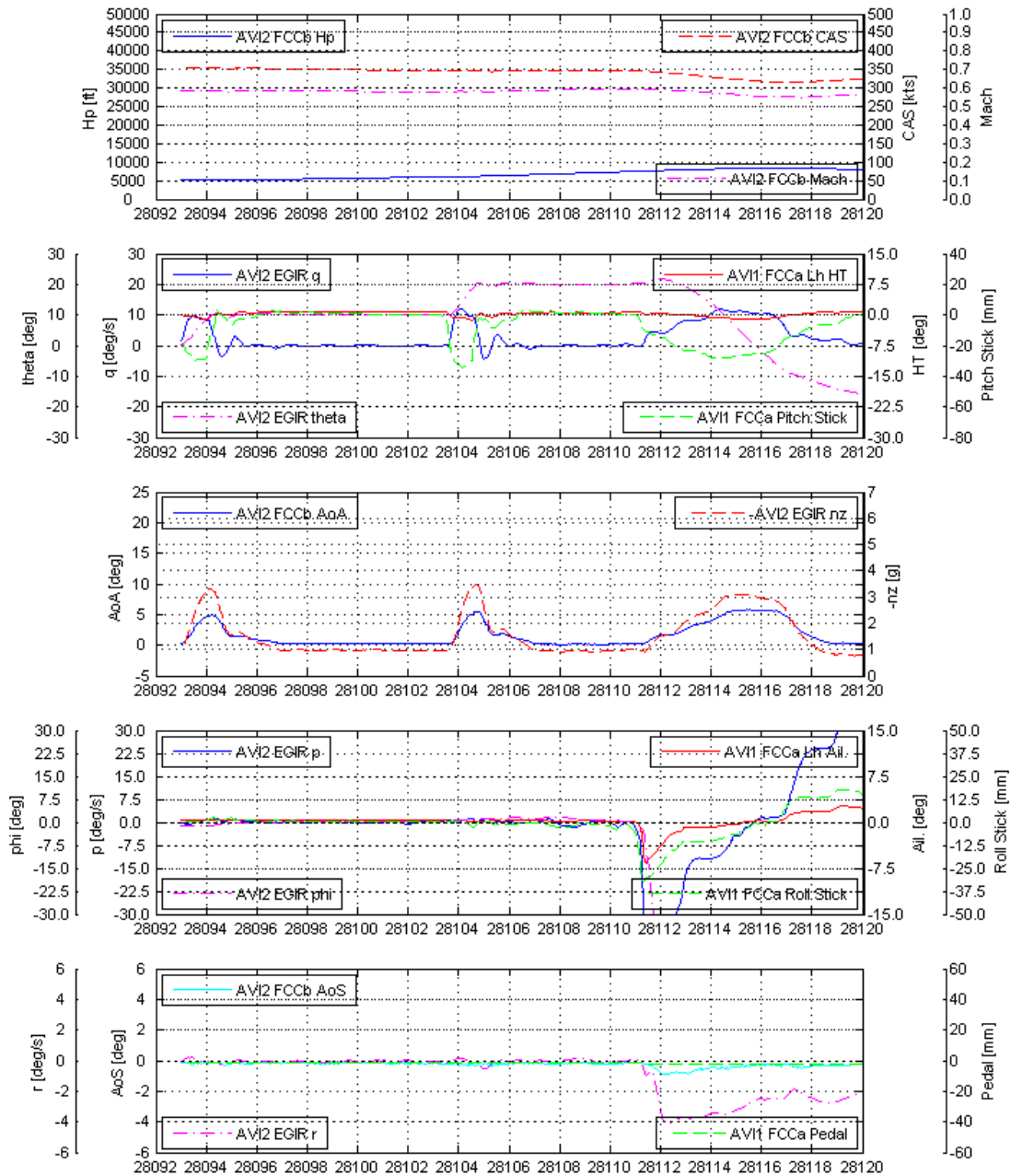


Figura 3.0.62: Pitch Capture 5° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b)

**1.32** Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.63: Pitch Capture  $10^\circ$  - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58

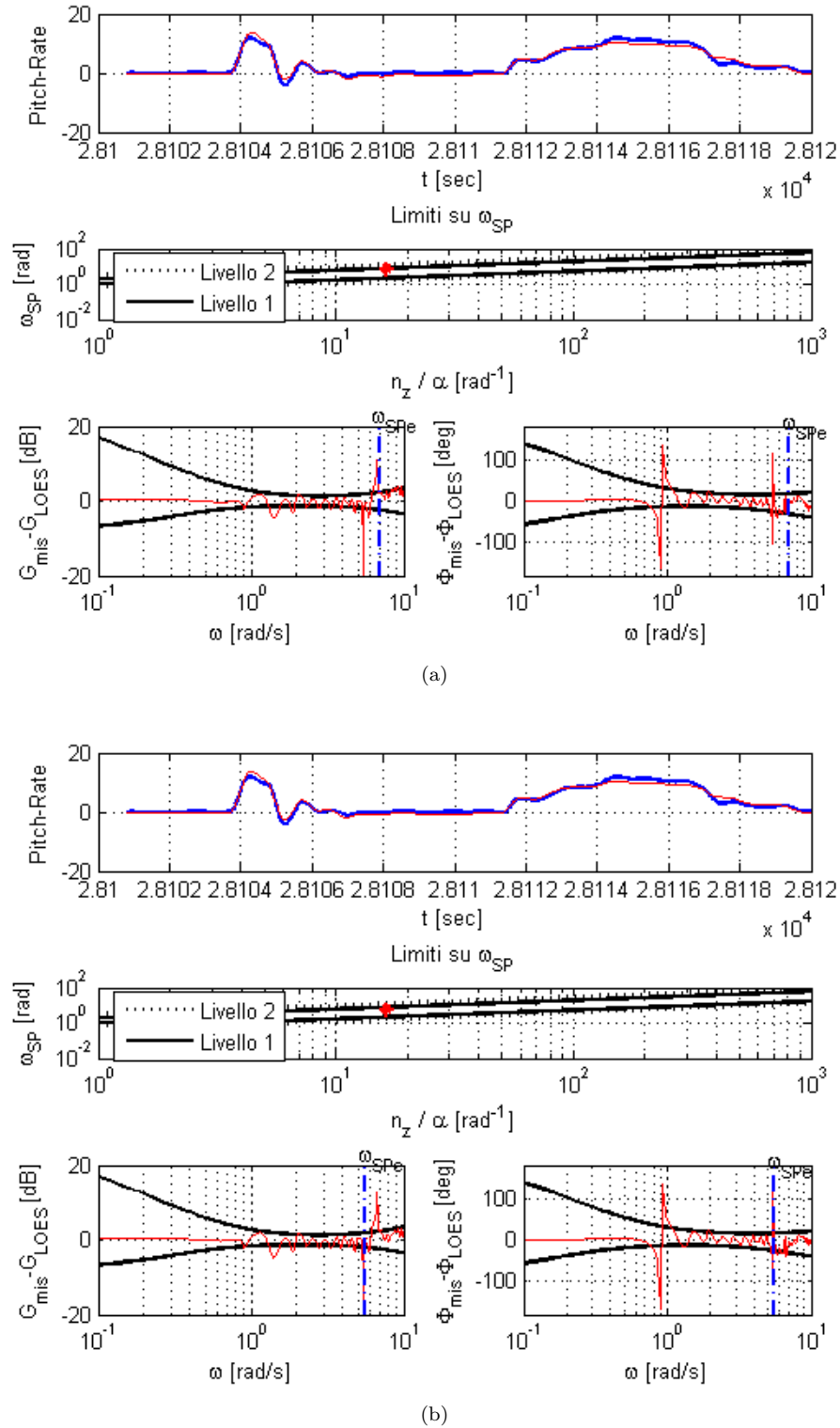
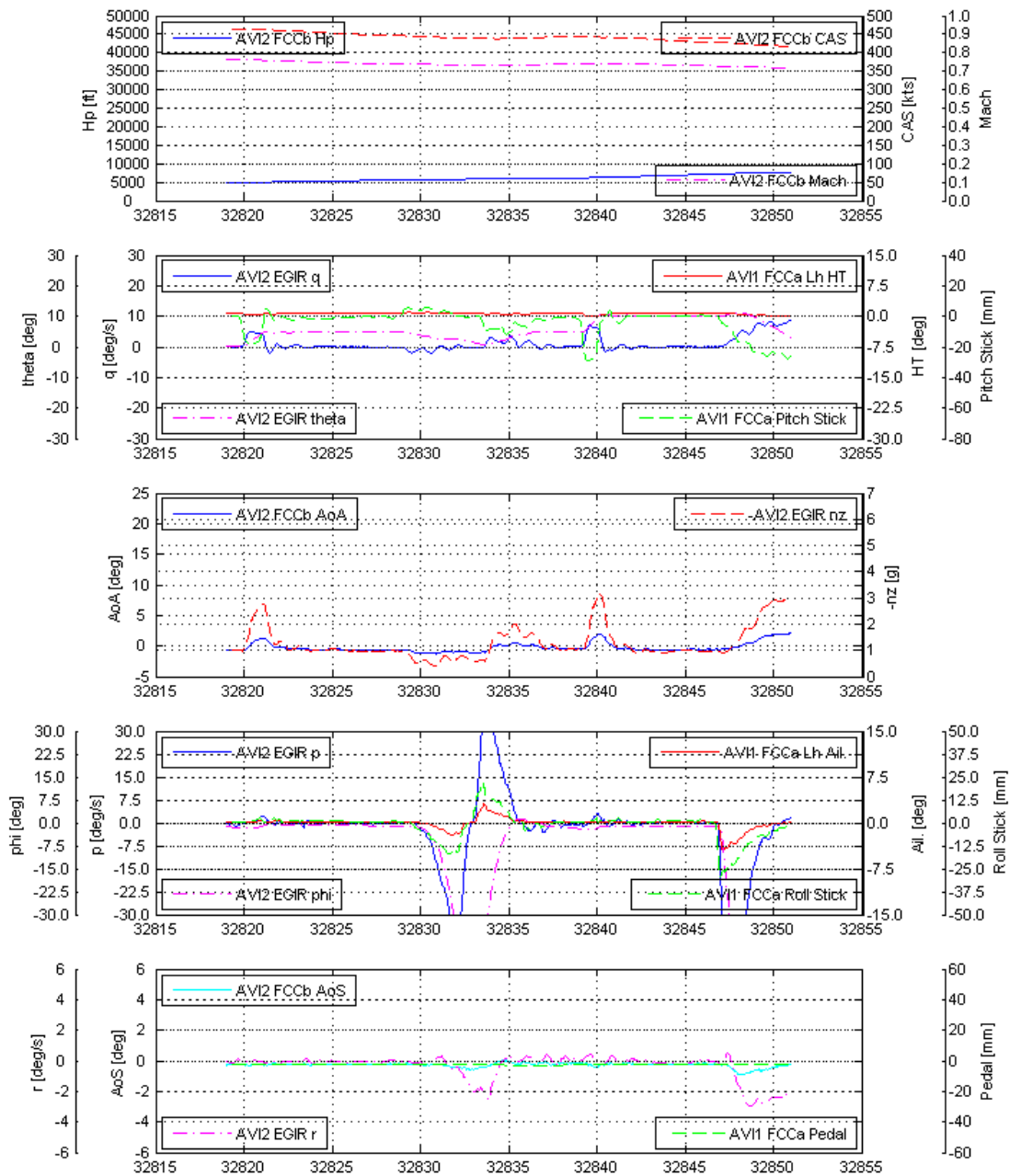


Figura 3.0.64: Pitch Capture  $10^\circ$  - FL = 50, KCAS = 250, M = 0.58 - Modello  $2^\circ$  ordine (a) - Modello  $4^\circ$  ordine (b)

### Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.65: Pitch Capture 5° - FL = 50, KCAS = 450, M = 0.74



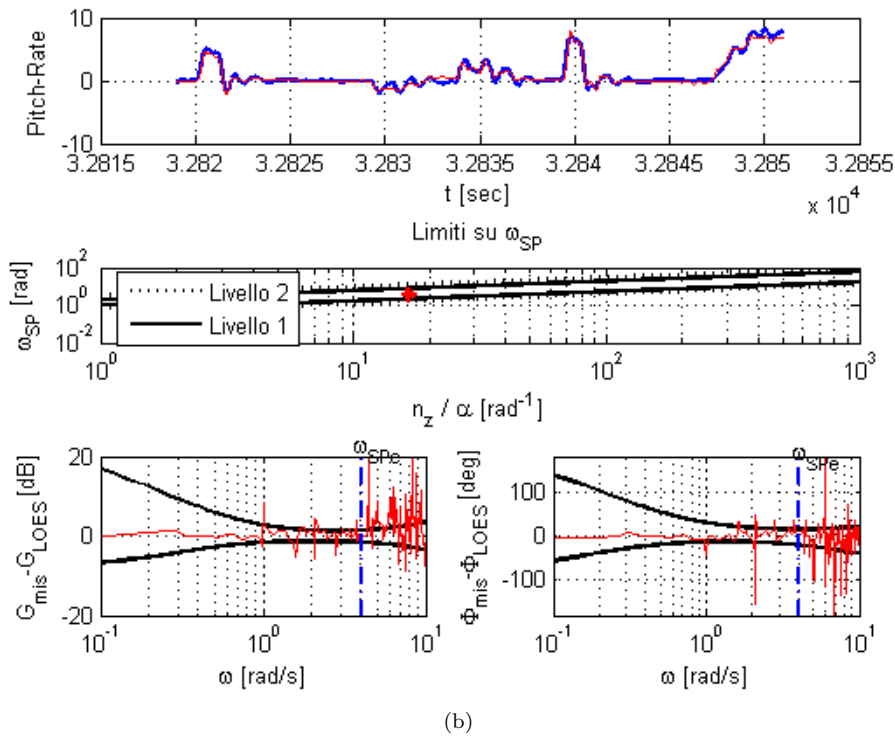
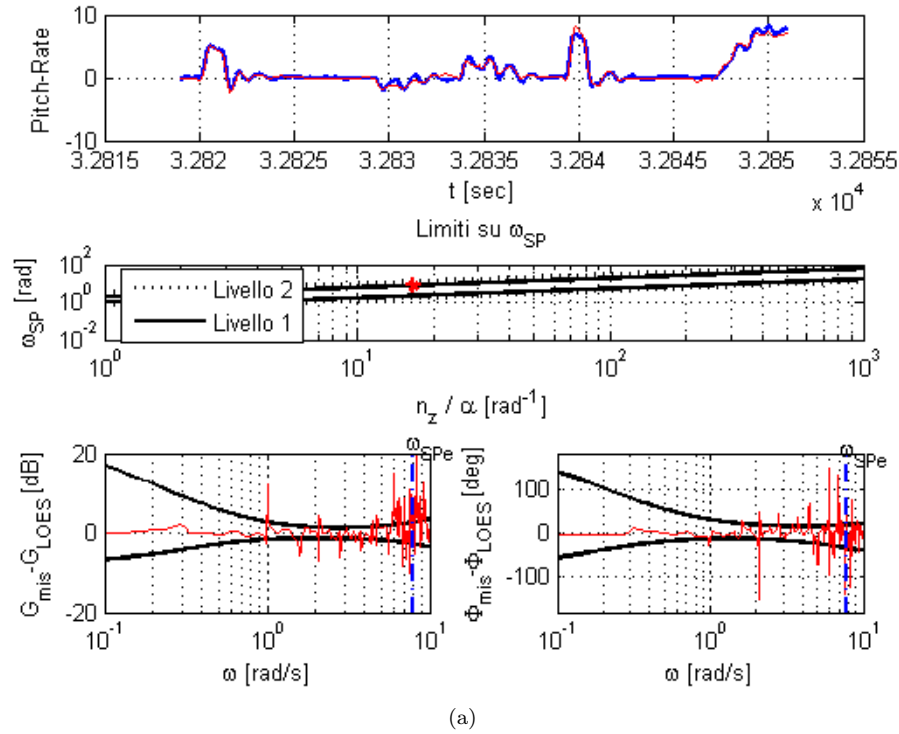


Figura 3.0.66: Pitch Capture 5° - FL = 50, KCAS = 450, M = 0.74 - Modello 2° ordine 3.66(a) - Modello 4° ordine 3.66(b)

## Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

AC	FAN	Manouver	ID	FL	KCAS	Mach	Conf
X-617	607	Bank Capture 30°	T-02087-0431.1	50	350	0.58	Clean
X-617	607	Bank Capture 60°	T-02087-0416	50	350	0.58	Clean
X-617	608	Bank Capture 30°	T-02087-0417	50	450	0.74	Clean
X-617	608	Bank Capture 60°	T-02087-0432	50	450	0.74	Clean
X-617	608	Bank Capture 30°	T-02087-0418	50	500	0.74	Clean
X-617	608	Bank Capture 60°	T-02087-0433	50	500	0.82	Clean

### 3.0.16.2 Latero-direzionale

L'ultimo passo, nonchè obiettivo, del processo di valutazione delle Handling Qualities attraverso modelli LOES, è l'applicazione dei modelli per l'identificazione di manovre closed-loop.

Le prove sul latero-direzionale effettuate nell'ambito di manovre a ciclo chiuso includono manovre di Bank Capture a 30° e 60°.

In tabella 3.14 si riportano i risultati in termini di parametri LOES valutati: frequenza  $\omega_{DR}$  e smorzamento  $\xi_{DR}$  di Dutch Roll sono stimati attraverso un'identificazione sul Roll-Rate con un modello di quarto ordine; la costante di tempo di rollo  $T_R$  è valutata utilizzando entrambi i modelli di 4° ordine.

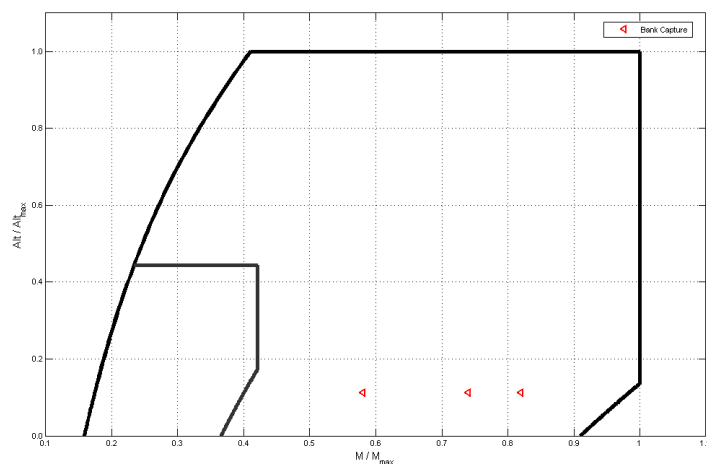
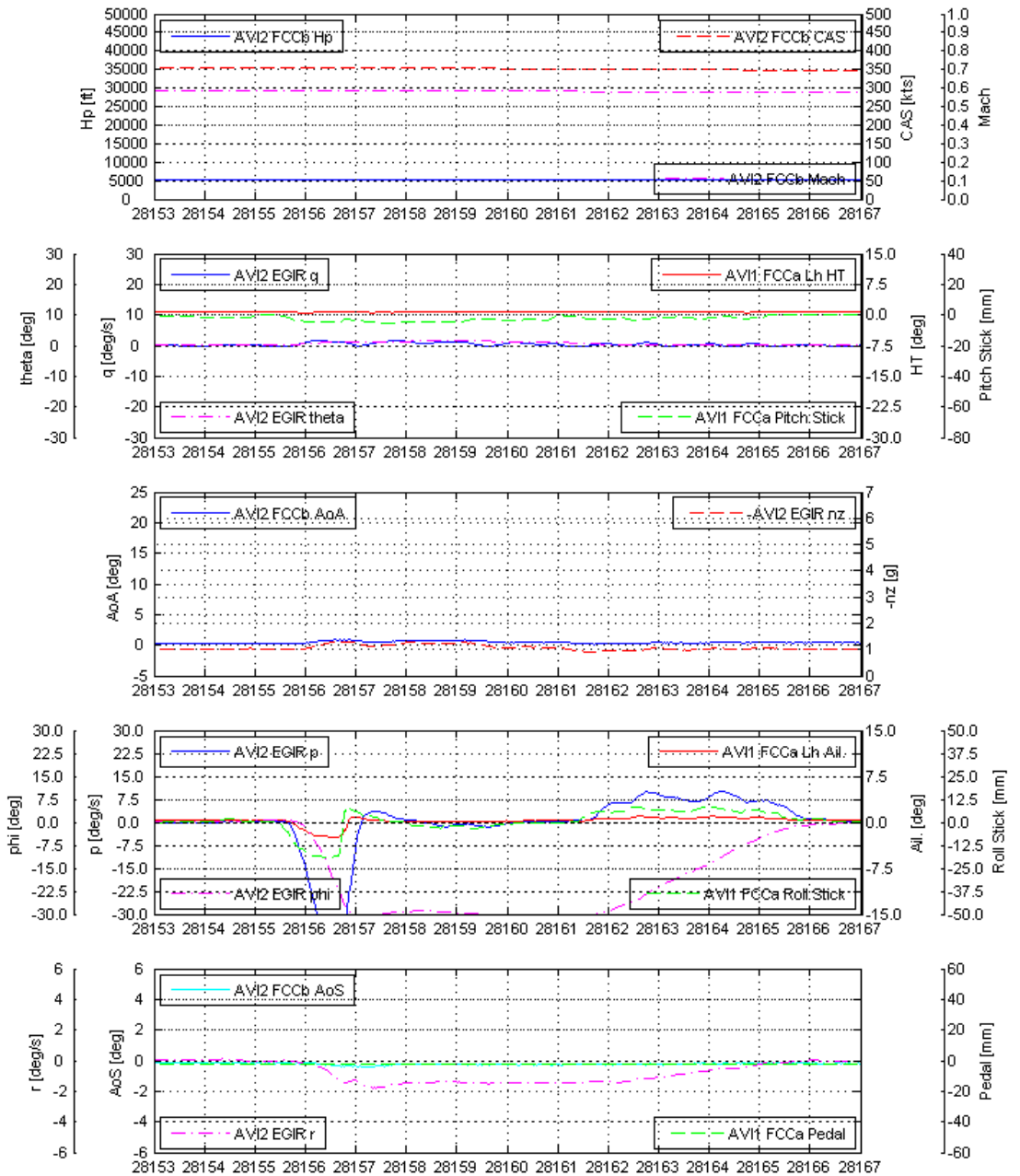


Figura 3.0.67: Punti prova Manovre closed-loop laterale

Manoeuvre ID	Modello	$\omega$	$\xi$	$T_R$	$err_{MAX}$	fit %	HQlevel
<b>T-02087-0416</b>							
Laterale	3° Ord. Acc.	1.19	0.44	0.26	1.6696e-006	97	1
	3° Ord. Dis.	0.7	0.68	0.34	1.0111e-004	96.5	1
	4° Ordine	4.58	0.92	0.81	5.5709e-005	86	1
	Modello HO Lat	4.3	0.90	0.23			
<b>T-02087-0431.1</b>							
Laterale	3° Ord. Acc.	4.72	0.50	0.16	1.0806e-007	91	1
	3° Ord. Dis.	3.2	1	0.27	1.0111e-004	85	1
	4° Ordine	4.23	0.87	0.36	3.5845e-004	93	1
	Modello HO Lat	4.3	0.90	0.23			
<b>T-02087-0417</b>							
Laterale	3° Ord. Acc.	1.45	0.43	0.17	0.0017	96.5	1
	3° Ord. Dis.	0.7	0.30	0.75	3.8401e-006	90	1
	4° Ordine	4.21	0.74		1.6685e-005	95	1
	Modello HO Lat	4.4	0.84	0.20			
<b>T-02087-0432</b>							
Laterale	3° Ord. Acc.	7.29	1	0.10	0.0017	96	1
	3° Ord. Dis.	7.12	0.43		3.8401e-006	98	1
	4° Ordine	7.64	1	0.173	1.6685e-005	93.5	1
	Modello HO Lat	4.4	0.84	0.20			
<b>T-02087-0418</b>							
Laterale	3° Ord. Acc.	4.70	1	0.17	0.0017	95	1
	3° Ord. Dis.	5.03	0.72			96	1
	4° Ordine	5.94	0.77		1.4581e-004	53	1
	Modello HO Lat	4.9	0.55	0.20			
<b>T-02087-0433</b>							
Laterale	3° Ord. Acc.	4.11	0.81	0.23	0.0017	96	1
	3° Ord. Dis.	5.89	0.54	0.10		94	1
	4° Ordine	6.41	0.75		1.4581e-004	95	1
	Modello HO Lat	4.9	0.55	0.20			

Tabella 3.14: Parametri LOES Bank Capture

**1.88** Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati



Tatiana Tolomeo

Figura 3.0.68: Bank Capture 30° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58

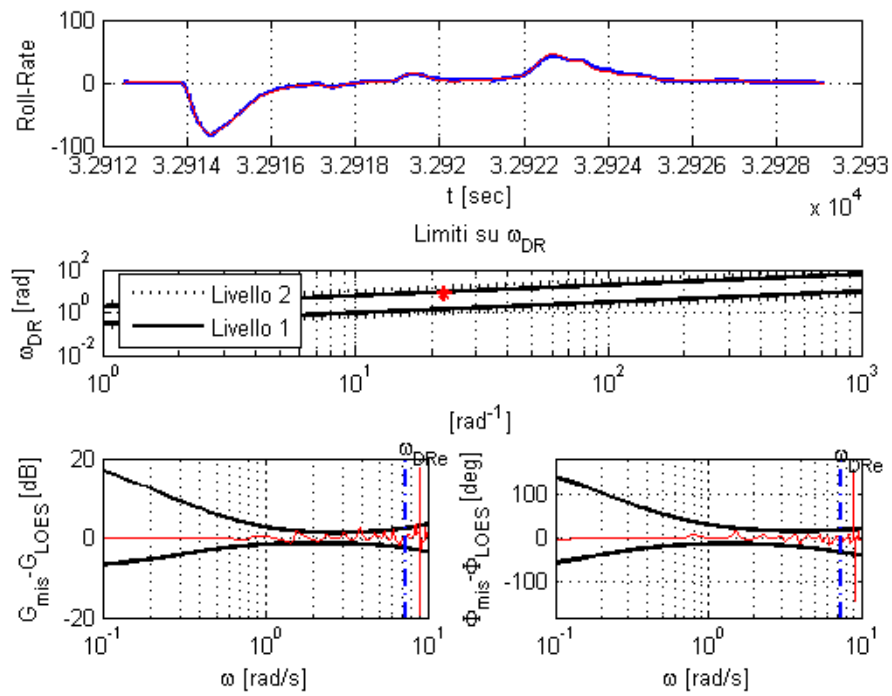


Figura 3.0.69: Bank Capture 30° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modello 4° ordine

## 1.90 Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

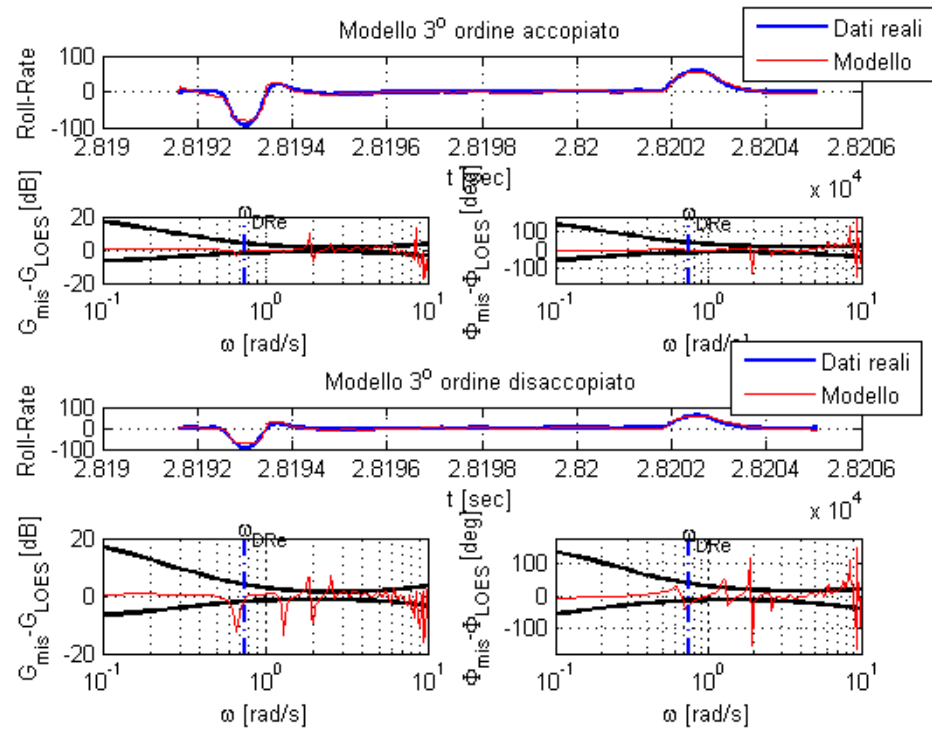


Figura 3.0.70: Bank Capture 30° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modelli 3° ordine

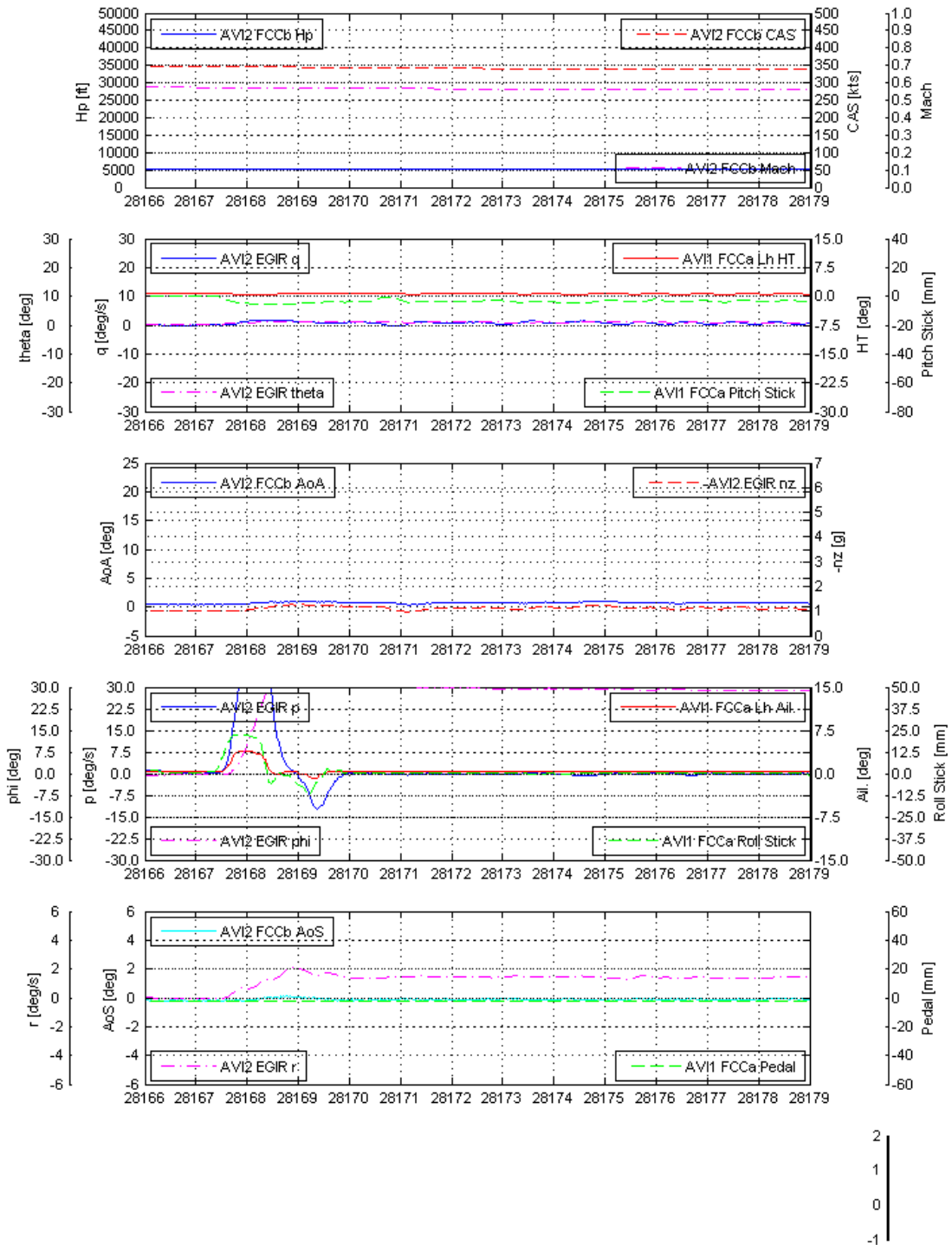


Figure 3.0.71: Bank Capture 60° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58

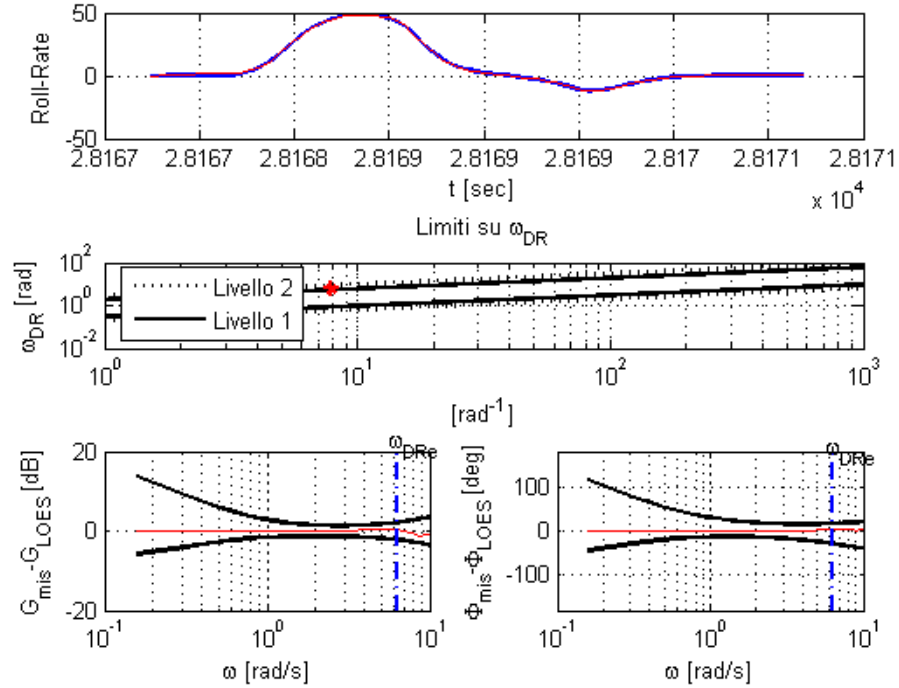


Figura 3.0.72: Bank Capture 60° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modello 4° ordine

### 3.0.17 Analisi manovre multiasse

Le prove sul manovre multiasse permettono di valutare gli effetti di accoppiamento tra moti latero-direzionali e longitudinali sui parametri LOES. Il modello linearizzato, essendo per ipotesi disaccoppiato, può includere gli effetti di tale accoppiamento solo in termini di correzioni e compensazioni.

Le correzioni di inertial coupling e gravity compensation incluse nel modello longitudinale hanno appunto lo scopo di valutare possibili interazioni multiasse. Una analoga correzione può essere fatta sui modelli latero-direzionali, ma sui modelli qui utilizzati non è presente.

Si valuta quindi l'effetto dell'identificazione sia sul modello LOES longitudinale che sul latero-direzionale, e si confrontano i risultati con le stime del modello di alto ordine, sugli stessi parametri, per moti laterali e longitudinali nelle stesse condizioni di Mach e quota.

In tabella 3.16 i risultati così ottenuti.



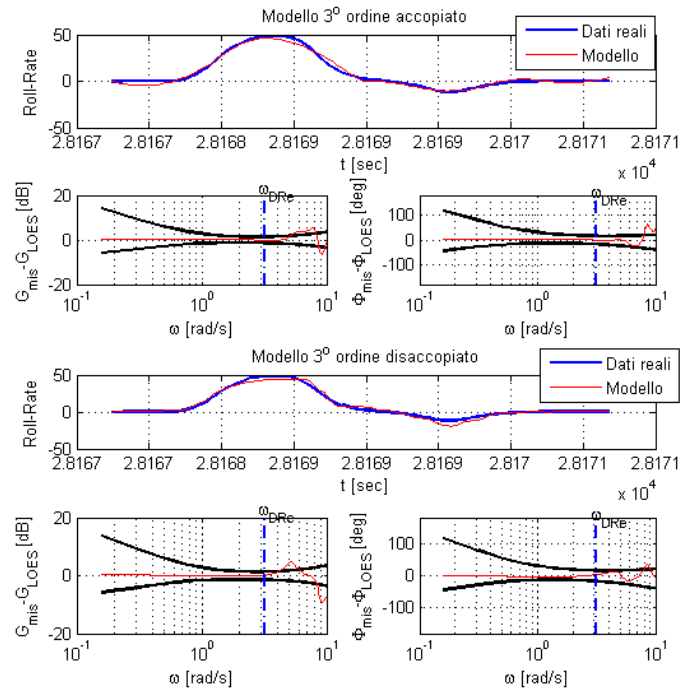


Figura 3.0.73: Bank Capture  $60^\circ$  - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modelli  $3^\circ$  ordine

AC	FAN	Manouver	ID	FL	KCAS	Mach	Conf
X-615	797	W.U.T.	T-02087-0080	350	150	0.50	Clean
X-617	604	W.U.T.	T-02087-0091	50	350	0.56	Clean
X-615	800	W.U.T.	T-02087-0084	200	150	0.3	Clean
X-615	800	W.U.T.	T-02087-0085	200	250	0.5	Clean

Tabella 3.15: **Manovre multiasse**

## Identificazione manovre open-loop e closed loop e analisi dei risultati

Manoeuvre ID	Modello	$\omega_{mod}$	$\xi_{mod}$	fit	$err_{MAX}$	HQlevel
<b>T-02087-0080</b>						
	3° Ordine acc. Lat-Dir	5.76	1	71	0	1
	3° Ordine dis. Lat	3.95	1	70	6.9167e-005	1
	Modello HO Lat	4.8	0.91			
	4° Ordine Lon	6.67	1	81	3.4780e-004	1
	Modello HO Lon	6.2	0.60			
<b>T-02087-0091</b>						
	3° Ordine acc. Lat-Dir	3.87	1	81	6.5327e-005	1
	3° Ordine dis. Lat-Dir	4.26	1	78	3.7585e-004	1
	Modello HO Lat	3.8	0.95			
	4° Ordine Lon	4.38	0.48	87	7.6608e-004	1
	Modello HO Lon	4.9	0.55			
<b>T-02087-0084</b>						
	3° Ordine acc. Lat-Dir	3.94	1	97.5	0	1
	3° Ordine dis. Lat-Dir	3.96	0.80	97	9.8419e-004	1
	Modello HO Lat	3.6	0.93			
	4° Ordine Lon	5.88	0.30	86	0.0032	1
	Modello HO Lon	6.5	0.62			
<b>T-02087-0085</b>						
	3° Ordine acc. Lat-Dir	2.14	1	80	0	1
	3° Ordine dis. Lat-Dir	1.49	1	77	0	1
	Modello HO Lat	3.6	0.93			
	4° Ordine Lon	5.12	0.47	82	7.9185e-004	1
	Modello HO Lon	6.3	0.60			

Tabella 3.16: **Parametri LOES - Manovre multiasse**

## Capitolo 4

# Conclusioni e Sviluppi futuri

Obiettivo del lavoro di tesi è stato quello di implementare, attraverso tecnica LOES, e testare modelli di basso ordine, che fossero finalizzati alla valutazione delle handling qualities e alla verifica della rispondenza ai requisiti incluse nelle MIL-STD-1797B, del velivolo Alenia Aermacchi M346.

La valutazione delle CLHQ ha previsto, in prima istanza, l'utilizzo di identificazioni open loop per la validazione dei modelli LOES.

Sono stati utilizzati modelli di secondo, terzo e quarto ordine per modellare le dinamiche longitudinali e latero direzionali del velivolo.

L'identificazione è avvenuta sia su manovre open-loop che manovre closed-loop. Le manovre open-loop, pre-pianificate, incluse nei test HQ, sono ideate per eccitare una risposta o un modo del velivolo con uno specifico set di ingressi di prova in determinati punti dell'involucro di volo. Questo ha permesso di valutare il comportamento dei modelli su vari punti dell'involucro per le varie condizioni di volo

Per le manovre sia open-loop che closed-loop, in fase di identificazione è stata scritta una routine in MATLAB, per regolare i parametri del modello, al fine di minimizzare le differenze tra la risposta del velivolo calcolata con gli ingressi dei test dal modello, e la risposta rilevata durante le prove di volo.

Dai risultati pervenuti, presentati nel capitolo precedente derivano le conclusioni riportate di seguito.

Tra le manovre open loop analizzate è possibile selezionare quelle che forniscono meno incertezza nelle stime dei parametri. Le manovre di test generalmente più indicate sono manovre di piccole perturbazioni, che sono naturalmente adatte ai modelli aerodinamici lineari disaccoppiati. Tipicamente la pitch doublet è

usata per eccitare la risposta corto periodo, mentre la yaw doublet è indicata per eccitare la risposta di Dutch Roll.

Tuttavia per il velivolo M-346 ciò si è dimostrato che tale regola è sempre verificata, a causa del forte potere di controllo dell'FCS sulle manovre cosiddette dedicate.

Sia per i modelli longitudinali che latero-direzionali sono state poste in rilievo le manovre in cui apparentemente l'input del pilota eccita prevalentemente i modi di risposta del velivolo che dipendono dai parametri da stimare: sul longitudinale, manovre di fugoide, sul laterale manovre di full stick roll e sul direzionale manovre full pedal.

L'ampiezza degli input dovrebbe essere sufficientemente grande da fornire risposte adeguate rispetto al rumore nella strumentazione del velivolo, e abbastanza piccola da conservare la linearità (tipicamente gli input sono fino a fine corsa, 1/2 corsa, o cicli).

Ovviamente una serie di prove iniziali su varie tipologie di manovra, in varie condizioni di volo, e con ingressi di diversa intensità, è necessaria per determinare in fase di studio iniziale i tempi appropriati e le ampiezze degli ingressi di prova con cui si ottengono i migliori risultati e per mettere in luce le tipologie di manovre che meglio si prestano a una identificazione parametrica sia sul longitudinale che sul latero-direzionale.

La bontà dei risultati è stata giudicata in termini di quanto bene, le risposte calcolate nel dominio tempo o della frequenza, identifichino le risposte misurate nei test di volo.

Le specifiche militari sulle hq, le MIL-STD-1797A, si focalizzano prevalentemente sulle caratteristiche open-loop nell'intento di assicurare HQ closed-loop soddisfacenti. Un tale comportamento è più complesso, in quanto il pilota interviene continuamente correggendo la risposta del velivolo attraverso nuovi input di controllo, con lo scopo di raggiungere un determinato livello di precisione. Le qualità di volo closed loop sono affette da caratteristiche quantificabili di stabilità e controllo.

#### 4.0.17.1 Modelli LOES longitudinale

L'analisi sul longitudinale dei modelli ha previsto la valutazione dei parametri MIL su manovre di pitch doublet e fugoide. I test sono stati condotti sui modelli LOES di secondo e di quarto ordine, con correzioni di gravity compensation e inertial coupling.

I parametri LOES sono confrontati con i rispettivi valori valutati dal metodo di alto ordine per stesse condizioni di trim, configurazione e peso.

**Tatiana Tolomeo**

Il minimo errore si ha su manovre di Fugoide applicando il modello di quarto ordine, in particolare: il minimo errore sul parametro di smorzamento si verifica a un  $FL = 350$  e  $M = 0.8$  e risulta pari a  $err_{\xi_{SP}} = 0.9\%$ , mentre a  $M = 0.85$  esso è addirittura nullo, mentre il minimo errore sulla frequenza è riscontrabile in corrispondenza di  $FL = 200$  e  $M = 0.85$ , ed è pari a  $err_{\omega_{SP}} = 3\%$ .

Relativamente all'errore sullo smorzamento di corto periodo:

- Il  $Mach = 0.75$ , per manovre di Fugoide a tutte le quote di volo analizzate ad eccezione di  $FL = 450$ , costituisce un discriminante per l'errore di smorzamento. L'errore aumenta linearmente da  $M = 0.33$  a  $M = 0.75$ , per poi decrescere con legge di potenza.
- Su tutte le manovre ad eccezione di quelle volate a  $M 0.85$  a un  $FL = 45$ , il comportamento dell'errore all'interno dell'involuppo sembra avere carattere universale.
- I punti dell'involuppo a una quota  $FL = 350$  e  $250$  per le manovre di Fugoide garantiscono errore di smorzamento minimo.

Relativamente all'errore sulla frequenza di corto periodo si riscontra:

- Un andamento speculare rispetto all'errore sullo smorzamento su tutte le manovre.
- Una diminuzione lineare dell'errore fino a un  $M = 0.75$  su tutte le manovre di Fugoide.
- Una variazione di pendenza dell'errore su tutte le manovre di Fugoide per  $M 0.75$  ad eccezione del  $FL = 450$ .

#### 4.0.17.2 Modelli LOES Latero-direzionale

L'analisi sul latero-direzionale dei modelli di basso ordine include identificazioni su manovre di pedale e di stick laterale.

Sono stati utilizzati, per la valutazione dei parametri di Dutch Roll, due metodi di identificazione: il primo di tipo classico, il secondo con identificazione frazionata.

In una identificazione di tipo classico i modelli LOES, nel tentativo di interpretare la risposta del velivolo fornendo un buon fit dei dati, tendono a sovrastimare o sottostimare uno dei due parametri, o, nel peggiore dei casi, entrambi.

Il metodo che permette di ottenere il minimo errore sui parametri di Dutch Roll è quello a identificazione frazionata, che separa la dinamica del velivolo dalla dinamica dell'FCS: una prima identificazione tra il comando imposto dal pilota e la deflessione della superficie di controllo relativa, e una seconda identificazione tra la deflessione della superficie di controllo e la risposta del velivolo, applicata al modello del 4° ordine.

In corrispondenza di  $M = 0.75$  l'errore sia su frequenza che su smorzamento per entrambe le identificazioni presenta un massimo. Ciò induce a ritenere che, come avveniva per il modello LOES longitudinale, il  $M = 0.75$  costituisca un discriminante per l'andamento dell'errore.

Le identificazioni su angolo di Sideslip e yaw-rate, al variare del numero di Mach, per una quota di volo pari a  $FL = 50$  forniscono errori con un massimo del 7% circa 3.0.43.

La valutazione della costante di tempo di rollio  $T_R$  ha richiesto identificazioni su manovre di stick laterale attraverso modelli di 3° ordine, e 3° ordine accoppiato.

Le identificazioni su manovre di rollio (Fig. 3.0.45) mostrano un errore percentuale al di sotto del 10% (Tabella 3.0.15.6). È possibile individuare una tendenza a errori minori per un  $FL = 100$  e per manovre di full stick roll.

#### 4.0.17.3 Modelli LOES Manovre closed-loop e multiasse

Per l'identificazione e la valutazione delle HQ su manovre closed-loop sul longitudinale, i risultati in termini di parametri LOES (frequenza  $\omega_{SP}$  e smorzamento  $\xi_{SP}$  di corto periodo,  $T_{\theta_2}$  e  $CAP$ ) sono stimati attraverso un'identificazione sul Pitch-Rate con un modello di 4° ordine e di 2° ordine.

Per l'identificazione e la valutazione delle HQ su manovre closed-loop, i risultati in termini di parametri LOES sono stimati attraverso identificazioni sul Roll-Rate con un modello di 4° ordine, per la valutazione dei parametri di dutch roll, identificazioni sul Roll-Rate con un modello di 3° ordine, per la valutazione della costante di rollio.

Il metodo di identificazione utilizzata per la valutazione dei parametri di dutch roll con il modello di quarto ordine richiede un'identificazione tra deflessione della superficie di controllo e risposta del velivolo, omettendo dall'identificazione la dinamica dell'FCS.

L'identificazione su manovre multiasse ha richiesto la valutazione separata dei moti longitudinali e latero direzionali. La valutazione parametrica ottenuta identificando separatamente su longitudinale e latero-direzionale, non tenendo conto degli effetti di accoppiamento, comporta una valutazione del livello di HQ pari a 1. Ma le opinioni dei piloti sui punti estremi dell'involuppo per manovre closed-loop che eccitino modi sia longitudinali che latero-direzionali, colloca il comportamento del velivolo su un livello 2 (sostanzialmente un rating pari a 4-5 sulla scala di Cooper Harper). Lo scostamento riscontrato tra opinione del pilota e modello di simulazione pone in luce il limite del metodo nella valutazione di effetti di accoppiamento tra dinamica longitudinale e latero-direzionale.

#### 4.0.17.4 Possibili sviluppi futuri

Le manovre e i modelli analizzati hanno posto in evidenza punti di forza e falle nei metodi applicati. La mancanza di dati reali su parte dell'involuppo ha posto dei dubbi sulla veridicità del comportamento dei modelli riscontrati nelle altre condizioni di volo. Il primo passo è il completamento dell'analisi su longitudinale e latero-direzionale per manovre open-loop e la definizione degli errori riscontrati rispetto al modello di alto ordine, al fine di ricoprire tutti i punti salienti dell'involuppo di volo.

Testare punti intermedi non ancora analizzati all'interno delle zone dell'involuppo su cui si siano riscontrati errori minimi sui parametri, in modo che sia possibile confermare l'andamento riscontrato dell'errore.

Verificare che per manovre closed-loop e multi asse, l'identificazione frazionata e i due metodi applicati per identificare sul longitudinale e sul latero-direzionale siano effettivamente validi e in quali zone dell'involuppo garantiscano minimo errore.

Come fatto sul longitudinale, introdurre effetti di accoppiamento e compensazioni inerziali anche sul modello latero-direzionale, al fine di ottenere una migliore identificazione di manovre multiasse, filtrando a priori gli effetti di accoppiamento con le dinamiche longitudinali. E infine verificare un miglior fit dei dati con il modello compensato e una derivante maggior corrispondenza tra i parametri dei modelli LOES e i corrispondenti valori dei parametri ricavati dal modello di alto ordine, nelle stesse condizioni di trim.





# Elenco delle figure

0.0.1 Alenia Aermacchi M-346 Master . . . . .	8
1.0.1 La scala di valutazione delle qualità di volo proposta da Cooper e Harper nel 1969 . . . . .	11
2.0.1 Sistema completo del velivolo . . . . .	78
2.0.2 Diagramma a blocchi del sistema di controllo del volo . . . . .	79
3.0.1 Punti prova Pitch Doublet e Fugoide . . . . .	88
3.0.2 Pitch Doublet - FL = 200, KCAS = 250, M = 0.55 . . . . .	94
3.0.3 Pitch Doublet - FL = 200, KCAS = 250, M = 0.55 - Modello 2° ordine 3.66(a) - Modello 4° ordine 3.66(b) . . . . .	95
3.0.4 Pitch Doublet - FL = 350, KCAS = 150, M = 0.46 . . . . .	96
3.0.5 Pitch Doublet - FL = 350, KCAS = 150, M = 0.46 - Modello 2° ordine 3.66(a) - Modello 4° ordine 3.66(b) . . . . .	97
3.0.6 Pitch Doublet - FL = 350, KCAS = 290, M = 0.85 . . . . .	98
3.0.7 Pitch Doublet - FL = 350, KCAS = 290, M = 0.85 - Modello 2° ordine 3.66(a) - Modello 4° ordine 3.66(b) . . . . .	99
3.0.8 Phugoid FL = 200, KCAS = 250, M = 0.55 . . . . .	100
3.0.9 Phugoid - FL = 200, KCAS = 250, M = 0.55- Modello 2° ordine 3.66(a) - Modello 4° ordine 3.66(b) . . . . .	101
3.0.10 Phugoid - FL = 350, KCAS = 290, M = 0.85 . . . . .	102
3.0.11 Phugoid - FL = 350, KCAS = 290, M = 0.85- Modello 2° ordine 3.66(a) - Modello 4° ordine 3.66(b) . . . . .	103
3.0.12 Phugoid - FL = 450, KCAS = 150, M = 0.57 . . . . .	104
3.0.13 Phugoid - FL = 450, KCAS = 150, M = 0.57- Modello 2° ordine 3.66(a) - Modello 4° ordine 3.66(b) . . . . .	105
3.0.14 Errore percentuale su frequenza e smorzamento di corto peri- odo su manovre di Pitch Doublet 3.66(a) e Fugoide 3.66(b) sul modello 4° ordine . . . . .	110
3.0.15 Errore percentuale su frequenza 3.66(a) e smorzamento 3.66(b) di corto periodo su manovre di Pitch Doublet e Fugoide sul modello 4° ordine . . . . .	111

3.0.16	Errore percentuale su frequenza 3.66(a) e smorzamento 3.66(b) di corto periodo su manovre di Pitch Doublet e Fugoidi sul modello 4° ordine . . . . .	112
3.0.17	Punti prova Yaw Doublet . . . . .	116
3.0.18	Yaw Doublet - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 . . . . .	120
3.0.19	Yaw Doublet - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine(b) . . . . .	121
3.0.20	Yaw Doublet - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75 . . . . .	122
3.0.21	Yaw Doublet - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b) . . . . .	123
3.0.22	Yaw Doublet - FL = 350, KCAS = 150, M = 0.46 . . . . .	124
3.0.23	Yaw Doublet - FL = 350, KCAS = 150, M = 0.46 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b) . . . . .	125
3.0.24	Yaw Doublet - FL = 450, KCAS = 250, M = 0.90 . . . . .	126
3.0.25	Yaw Doublet - FL = 450, KCAS = 250, M = 0.90 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine(b) . . . . .	127
3.0.26	Errore percentuale su frequenza $\omega_{DR}$ e smorzamento $\xi_{DR}$ di Dutch Roll su manovre di Yaw Doublet - modello 2° ordine (a) - modello 4° ordine (b) . . . . .	130
3.0.27	Errore percentuale $\omega_4 - \omega_2$ (a) - $\xi_4 - \xi_2$ (a) - Errore minimo $\omega_4 - \xi_4$ (c) - Errore massimo $\omega_4 - \xi_4$ (d) . . . . .	131
3.0.28	Errore percentuale su frequenza $\omega_{DR}$ (a) e smorzamento $\xi_{DR}$ (b) di Dutch Roll su manovre di Yaw Doublet - Parametrizzazione su FL - modello 4° ordine . . . . .	132
3.0.29	Punti prova Manovre direzionali . . . . .	136
3.0.30	Full pedal step & reversal - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75 . . . . .	140
3.0.31	Full pedal step & reversal - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75 - Modello 4° ordine - Identificazione Yaw-Rate (a) - Identificazione angolo di Sideslip (b) . . . . .	141
3.0.32	Pedal cycling near limits - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75 . . . . .	142
3.0.33	Pedal cycling near limits - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75 - Modello 4° ordine - Identificazione Yaw-Rate (a) - Identificazione angolo di Sideslip (b) . . . . .	143
3.0.34	Full pedal cycling 1g - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75 . . . . .	144
3.0.35	Full pedal cycling 1g - FL = 200, KCAS = 350, M = 0.75 - Modello 4° ordine - Identificazione Yaw-Rate (a) - Identificazione angolo di Sideslip (b) . . . . .	145
3.0.36	Full pedal step & reversal - FL = 50, KCAS = 520, M = 0.85 . . . . .	146
3.0.37	Full pedal step & reversal - FL = 50, KCAS = 520, M = 0.85 - Modello 4° ordine - Identificazione Yaw-Rate (a) - Identificazione angolo di Sideslip (b) . . . . .	147
3.0.38	Full pedal cycling 1g - FL = 50, KCAS = 520, M = 0.85 . . . . .	148
3.0.39	Full pedal cycling 1g - FL = 50, KCAS = 520, M = 0.85 - Modello 4° ordine - Identificazione Yaw-Rate (a) - Identificazione angolo di Sideslip (b) . . . . .	149

3.0.40 Errore percentuale su frequenza $\omega_{DR}$ e smorzamento $\xi_{DR}$ di Dutch Roll - Identificazione su Yaw-Rate (a) - Identificazione su angolo di Sideslip (b) . . . . .	152
3.0.41 Errore percentuale su frequenza $\omega_{DR}$ e smorzamento $\xi_{DR}$ di Dutch Roll al variare del Mach - Identificazione su Yaw-Rate c(a) - Identificazione su angolo di Sideslip (b) . . . . .	153
3.0.42 Errore percentuale su frequenza $\omega_{DR}$ e smorzamento $\xi_{DR}$ di Dutch Roll al variare del Mach - FL = 50 - Identificazione su Yaw-Rate (a) - Identificazione su angolo di Sideslip (b) . . . . .	154
3.0.43 Confronto errore percentuale su frequenza $\omega_{DR}$ di Dutch Roll al variare del Mach per Identificazione su Yaw-Rate e Identificazione su angolo di Sideslip . . . . .	155
3.0.44 Punti prova Manovre laterali . . . . .	156
3.0.45 Errore percentuale su costante di tempo di Rollio $T_R$ per le manovre di Rollio - Modello 3° ordine accoppiato e Modello 3° ordine disaccoppiato . . . . .	162
3.0.46 Errore percentuale su costante di tempo di Rollio $T_R$ per le manovre di Rollio - Modello 3° ordine accoppiato - Parametrizzazione su FL (a) - Parametrizzazione su M (b) - Parametrizzazione su manovra effettuata (c) . . . . .	163
3.0.47 Errore percentuale su costante di tempo di Rollio $T_R$ per le manovre di Rollio - Modello 3° ordine disaccoppiato - Parametrizzazione su FL (a) - Parametrizzazione su M (b) - Parametrizzazione su manovra effettuata (c) . . . . .	164
3.0.48 Punti prova Manovre closed-loop longitudinale . . . . .	165
3.0.49 AoA/Nz Capture 2g - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 . . . . .	168
3.0.50 AoA/Nz Capture 2g - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b) . . . . .	169
3.0.51 AoA/Nz Capture 4g - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 . . . . .	170
3.0.52 AoA/Nz Capture 4g - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modello 2° ordine - Modello 4° ordine . . . . .	171
3.0.53 AoA/Nz Capture 2g - FL = 50, KCAS = 450, M = 0.74 . . . . .	172
3.0.54 AoA/Nz Capture 2g - FL = 50, KCAS = 450, M = 0.74 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b) . . . . .	173
3.0.55 AoA/Nz Capture 4g - FL = 50, KCAS = 450, M = 0.74 . . . . .	174
3.0.56 AoA/Nz Capture 4g - FL = 50, KCAS = 450, M = 0.74 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b) . . . . .	175
3.0.57 AoA/Nz Capture 2g - FL = 50, KCAS = 500, M = 0.82 . . . . .	176
3.0.58 AoA/Nz Capture 2g - FL = 50, KCAS = 500, M = 0.82 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b) . . . . .	177
3.0.59 AoA/Nz Capture 4g - FL = 50, KCAS = 500, M = 0.82 . . . . .	178
3.0.60 AoA/Nz Capture 4g - FL = 50, KCAS = 500, M = 0.82 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b) . . . . .	179
3.0.61 Pitch Capture 5° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 . . . . .	180
3.0.62 Pitch Capture 5° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b) . . . . .	181

3.0.63	Pitch Capture 10° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 . . . . .	182
3.0.64	Pitch Capture 10° - FL = 50, KCAS = 250, M = 0.58 - Modello 2° ordine (a) - Modello 4° ordine (b) . . . . .	183
3.0.65	Pitch Capture 5° - FL = 50, KCAS = 450, M = 0.74 . . . . .	184
3.0.66	Pitch Capture 5° - FL = 50, KCAS = 450, M = 0.74 - Modello 2° ordine 3.66(a) - Modello 4° ordine 3.66(b) . . . . .	185
3.0.67	Punti prova Manovre closed-loop laterale . . . . .	186
3.0.68	Bank Capture 30° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 . . . . .	188
3.0.69	Bank Capture 30° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modello 4° ordine . . . . .	189
3.0.70	Bank Capture 30° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modelli 3° ordine . . . . .	190
3.0.71	Bank Capture 60° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 . . . . .	191
3.0.72	Bank Capture 60° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modello 4° ordine . . . . .	192
3.0.73	Bank Capture 60° - FL = 50, KCAS = 350, M = 0.58 - Modelli 3° ordine . . . . .	193

# Elenco delle tabelle

1.1	Livelli di qualità di volo in relazione ai punteggi della scala di Cooper-Harper. . . . .	10
3.1	Moti longitudinali - Manovre Pitch Doublet e Fugoide . . . . .	89
3.2	Parametri LOES moti longitudinali - Manovre Pitch Doublet e Fugoide . . . . .	91
3.3	Manovre Yaw Doublet - Identificazione moti Latero - Direzionali . . . . .	116
3.4	Parametri LOES Yaw Doublet . . . . .	119
3.5	Errore massimo e minimo su frequenza e smorzamento di Dutch Roll Modello 2° ordine e Modello 4° ordine . . . . .	129
3.6	Parametri LOES manovre Yaw Doublet . . . . .	137
3.7	Parametri LOES manovre direzionali . . . . .	139
3.8	Errore medio sulle manovre di: F&R, PL, PC . . . . .	151
3.9	Parametri LOES Manovre Lateralali . . . . .	159
3.10	Errore massimo e minimo Modelli di 3° ordine . . . . .	161
3.11	Errore massimo e minimo Modelli di 3° ordine - Parametrizzazione su FL e tipologia di manovra . . . . .	161
3.12	Moti longitudinali - Manovre closed loop . . . . .	166
3.13	Parametri LOES moti longitudinali - Manovre closed loop . . . . .	167
3.14	Parametri LOES Bank Capture . . . . .	187
3.15	Manovre multiasse . . . . .	193
3.16	Parametri LOES - Manovre multiasse . . . . .	194