

POLITECNICO DI TORINO

Facoltà di Ingegneria Aerospaziale

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

**Caratterizzazione di sistemi attivi per
l'alleviazione dei carichi da raffica e da
manovra**



Relatori accademici:

Giorgio Guglieri

Elisa Capello

Sergio Ricci

Tutor aziendale:

Ettore Baldassin

Candidato:

Miriam Sciotto

Aprile 2020

Elenco delle figure

Elenco delle tabelle

1. Introduzione	1
Contenuto dell'elaborato	4
2. Evoluzione dei sistemi per l'alleviazione dei carichi	5
Superfici di controllo dedicate	7
3. Neocass: Next Generation Conceptual Aero Structural Sizing	9
Introduzione a NeoCASS.....	9
AcBuilder	10
W&B: Weight and Balance	10
Guess: Generic Unknowns Estimator in Structural Sizing	11
SMARTCAD: Simplified Models for Aeroelasticity in Conceptual Aircraft Design.....	12
NeoRESP	12
4. SMARTCAD: modulo di analisi aeroelastica	13
Modello aeroelastico.....	13
Modelli aerodinamici low-fidelity	15
Vortex Lattice Method (VLM).....	15
Doublet Lattice Method (DLM)	17
Correzione DLM con la soluzione stazionaria	18
Solutori disponibili.....	19
Analisi aeroelastica statica	19
Analisi modale e di flutter	21
5. NeoRESP: modulo di analisi dinamica.....	24
NeoRESP	24
NeoRESP-SS	25
6. Generazione del modello agli stati	27
Forze aerodinamiche instazionarie	27
File di lancio	29
Correzione aerodinamica	32
Correzione mediante Data Set lineare.....	33
7. Descrizione modello di riferimento	35

Modello aeroelastico nello spazio di stato.....	35
Variabili di stato	36
Variabili di ingresso	37
Variabili di uscita	37
Struttura del database	38
Superfici di controllo	38
8. Controllore a retroazione diretta delle misure.....	40
Descrizione controllore a retroazione diretta delle misure	41
Schema di controllo.....	42
Ingressi.....	45
Raffica verticale discreta 1 - COS.....	45
Comando pilota	46
Matrice dei guadagni.....	47
9. Valutazione delle leggi di controllo	48
Controllore proporzionale e a retroazione diretta delle misure: alleviazione dei carichi alla radice alare utilizzando le wing tip.....	50
Manovra di elevatore	51
Raffica verticale 1 - COS	53
Commenti finali	54
Controllore a retroazione diretta delle misure: alleviazione dei carichi alla radice alare utilizzando le wing tip	54
Manovra di elevatore	55
Raffica verticale 1 - COS	56
Commenti finali	58
Controllore a retroazione diretta delle misure: alleviazione dei carichi all'estremità alare utilizzando le wing tip.....	58
Manovra di elevatore.....	59
Manovra di alettone.....	62
Manovra di timone.....	64
Raffica verticale 1 - COS	67
Commenti finali	71
Controllore a retroazione diretta delle misure: alleviazione dei carichi all'estremità alare utilizzando le winglet.....	72
Manovra di elevatore.....	72
Raffica verticale 1 - COS	74
Commenti finali	75
10. Analisi aeroelastica statica.....	76

Modello NeoCASS del velivolo.....	76
Struttura del codice utilizzato per l'analisi	77
File di lancio.....	78
Preprocessore	78
Solutore di trim lineare	79
Carichi totali.....	78
Inviluppi di design sulle stazioni alari	80
Configurazione wing tip	81
Configurazione winglet	83
11. Modello del velivolo con l'ala base	84
Risposta alla raffica 1 - COS	84
Effetto dei dispositivi di estremità sugli inviluppi di design	86
12. Conclusioni e sviluppi futuri.....	89
Bibliografia	

Elenco delle figure

Figura 1.1: Velivolo regionale turboelica TP90 – configurazione wing tip.....	2
Figura 1.2: Velivolo regionale turboelica TP90 – configurazione winglet.....	3
Figura 2.1: Wing tip e winglet con superfici di controllo.	8
Figura 3.2: Esempio di diverse geometrie.....	10
Figura 4.3: Mesh VLM deformata.	16
Figura 6.1: File di input per la generazione del modello agli stati.	30
Figura 6.2: Momento flettente e momento torcente alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra) calcolato con i due metodi – wing tip.....	32
Figura 6.3: Momento flettente e momento torcente alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra) calcolato con i due metodi – winglet.....	32
Figura 6.4: Generazione del modello agli stati con correzione aerodinamica.	34
Figura 7.3: Modello aeroelastico con superfici di controllo - configurazione wing tip.	39
Figura 7.4: Modello aeroelastico con superfici di controllo - configurazione winglet.	39
Figura 8.1: Schema concettuale del sistema di controllo.	40
Figura 8.2: Schema Simulink SOF – Wing tip.....	44
Figura 8.3: Schema Simulink SOF – Winglet.....	44
Figura 8.4: Profilo di velocità della raffica al variare della frequenza.....	46
Figura 8.5: Saturazione dei comandi.....	47
Figura 9.1: Stazioni alari di riferimento.....	50
Figura 9.2: Schema Simulink – Wing tip (MLA/SOF).	51
Figura 9.3: Controllore proporzionale e a retroazione diretta delle misure – comando elevatore.	51
Figura 9.4: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).....	52
Figura 9.5: Controllore proporzionale: deflessione wing tip (sinistra) e momento flettente all'estremità alare (destra).....	52
Figura 9.6: Controllore a retroazione diretta delle misure: deflessione wing tip (sinistra) e momento flettente all'estremità alare (destra).....	53
Figura 9.7: Controllore proporzionale e a retroazione diretta delle misure – input di raffica.....	54
Figura 9.8: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).....	54

Figura 9.9: Controllore a retroazione diretta delle misure – comando elevatore.....	55
Figura 9.10: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).....	56
Figura 9.11: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).....	56
Figura 9.12: Controllore a retroazione diretta delle misure – input di raffica.....	57
Figura 9.13: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).....	57
Figura 9.14: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).....	58
Figura 9.15: Controllore a retroazione diretta delle misure – comando elevatore.....	60
Figura 9.16: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).....	60
Figura 9.17: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).....	61
Figura 9.18: Comando a gradino (curva rossa) e comando con saturazioni (curva blu).....	61
Figura 9.19: Velocità di deflessione elevatore con comando a gradino (curva rossa) e con comando con saturazioni (curva blu).....	62
Figura 9.20: Accelerazione lungo z del baricentro (curva blu) e della wing tip (curva rossa) nel caso di comando a gradino (sinistra) e comando con saturazioni (destra).....	62
Figura 9.21: Controllore a retroazione diretta delle misure – comando alettone.	63
Figura 9.22: Accelerazione lungo z della wing tip.	63
Figura 9.23: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).....	64
Figura 9.24: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).....	64
Figura 9.25: Schema Simulink SOF con retroazione delle misure lungo l'asse y – Wing tip....	65
Figura 9.26: Controllore a retroazione diretta delle misure – comando timone.	65
Figura 9.27: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).....	66
Figura 9.28: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).....	66
Figura 9.29: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).....	67
Figura 9.30: Momento flettente in open loop all'estremità alare.....	67
Figura 9.31: Controllore a retroazione diretta delle misure – input di raffica.....	68

Figura 9.32: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).....	69
Figura 9.33: Momento flettente all'estremità alare implementando la legge per alleviare i carichi all'estremità alare (sinistra) e la legge per alleviare i carichi alla radice (destra).	69
Figura 9.34: Massimo momento flettente in valore assoluto in open loop e in closed loop al variare del gradiente di raffica alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra).....	70
Figura 9.35: Alleviazione percentuale del momento flettente alla radice (curva blu) e all'estremità alare (curva rossa) al variare del gradiente di raffica.	70
Figura 9.36: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).	71
Figura 9.37: Momento flettente all'estremità alare implementando la legge per alleviare i carichi all'estremità alare (sinistra) e la legge per alleviare i carichi alla radice (destra).	71
Figura 9.38: Controllore a retroazione diretta delle misure – comando elevatore.....	72
Figura 9.39: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).....	73
Figura 9.40: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).	74
Figura 9.41: Controllore a retroazione diretta delle misure – input di raffica.....	74
Figura 9.42: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).	75
Figura 9.43: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).	75
Figura 10.1: Modello strutturale e aerodinamico con wing tip.	77
Figura 10.2: Modello strutturale e aerodinamico con winglet.	77
Figura 10.4: Confronto carichi di design e carichi totali indotti dalla manovra di elevatore alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra).	81
Figura 10.5: Confronto carichi di design e carichi totali indotti dalla manovra di alettone alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra).	82
Figura 10.6: Confronto carichi di design e carichi totali indotti dalla manovra di timone alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra).	82
Figura 10.7: Confronto carichi di design e carichi totali indotti dalla raffica alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra).	82
Figura 10.8: Confronto carichi di design e carichi totali indotti dalla manovra di elevatore alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra).	83
Figura 11.1: Carichi indotti dalla raffica alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra) per le tre configurazioni: ala base (curva blu), wing tip (curva rossa), winglet (curva verde).	85

Figura 11.2: Carichi indotti dalla raffica all'estremità alare considerando la wing tip e la winglet.
..... 85

Figura 11.3: Involuppi di design – stazione WS00..... 86

Figura 11.4: Involuppi di design – stazione WS01..... 86

Figura 11.5: Involuppi di design – stazione WS02..... 87

Figura 11.6: Involuppi di design – stazione WS03..... 87

Figura 11.3: Involuppi di design – stazione WS04..... 87

Figura 11.8: Confronto involuppi di design wing tip e winglet. 88

Elenco delle tabelle

Tabella 7.1: Configurazioni di massa e posizione del baricentro.	36
Tabella 7.2: Condizioni di volo.	36
Tabella 7.4: Convenzione segni delle superfici di controllo.	39
Tabella 9.1: Stazioni alari di riferimento.	49
Tabella 9.2: SOF Gain Matrix – Root alleviation (wing tip).	50
Tabella 9.3: SOF Gain Matrix – Root alleviation (wing tip).	55
Tabella 9.7: Confronto riduzione momento flettente configurazione wing tip e configurazione winglet.	73
Tabella 9.8: Confronto riduzione momento torcente configurazione wing tip e configurazione winglet.	73

Ringraziamenti

Prima di iniziare la trattazione, vorrei ringraziare chi mi ha sostenuto durante questo percorso.

Anzitutto, desidero ringraziare i miei relatori accademici, Prof. Giorgio Guglieri e Prof.ssa Elisa Capello, per avermi dato la possibilità di svolgere la tesi presso Leonardo Divisione Velivoli S.p.A.

Porgo un ringraziamento particolare al mio tutor aziendale, Ing. Ettore Baldassin, per la l'impegno nel seguirmi durante il lavoro di tesi e per avermi supportato e stimolato a migliorarmi sia in ambito lavorativo che personale.

Ringrazio il Prof. Sergio Ricci e il dottorando Francesco Toffol per l'enorme disponibilità e per il tempo che mi hanno dedicato per chiarire i dubbi sul funzionamento del tool NeoCASS e su alcuni aspetti delle leggi di controllo da loro sviluppate.

Ringrazio tutte le persone che mi hanno supportato durante questi anni di studi e mesi di lavoro, senza le quali non sarei riuscita a superare i momenti di difficoltà.

Infine, il ringraziamento più importante lo dedico ai miei genitori che mi hanno sempre incoraggiato dandomi la giusta motivazione.

Abstract

In this thesis, carried out at Leonardo Divisione Velivoli S.p.A, the effectiveness of various control laws in gust load alleviation and manoeuvre load alleviation has been assessed using control surfaces dedicated exclusively to load alleviation.

The activity has been agreed with Politecnico di Milano which has made its own control laws available for an extensive evaluation on the flight envelope under varying operating conditions (altitude, speed, weight, center of gravity). This aspect is particularly important for regional aircrafts since, unlike long-range aircrafts, the typical design mission profile provides a great variability of use. Therefore, a control system could have different degrees of alleviation capability according to the considered flight conditions.

The control laws analysed in this thesis are one the evolution of the other because, following the results of an early analysis, appropriate modifications have been made to improve their performance.

To match the control laws to the aeroelastic model of the reference aeroplane, it is necessary to express the model in the state space form. In this thesis, a set of state space models have been generated, each referring to a particular configuration of mass and condition of flight, in order to carry out the simulations and to evaluate the load alleviation for an extended area of the flight envelope.

Such laws have been designed in order to reduce the bending moment on the wing, considering separately both the requirement of maximum alleviation at the wing root and the requirement of maximum alleviation at the wing tip.

The characterization of the control laws has been performed considering several aspects. In particular, the bending moment has been evaluated in open loop and closed loop in correspondence of the station for which the maximum load alleviation has been imposed. After that, the trend of the loads was considered also in the remaining stations because there's no guarantee that a reduction of the bending moment is obtained along the entire wing.

Analysing the time evolution of loads in a given station, attention has been placed on the maximum peak in absolute value of the bending moment, determining the percentage alleviation as the difference between the maximum peak in open loop and closed loop.

By extending the analysis to all the flight conditions and mass configurations considered in this work, it was possible to realize the load envelopes, in terms of bending moment and torsional moment on each wing station. From the comparison of envelopes in open loop and closed loop it is immediate to check whether the control system is effective in reducing loads for various operating conditions.

Sommario

In questo lavoro di tesi, svolto presso Leonardo Divisione Velivoli S.p.A, è stata valutata l'efficacia di diverse leggi di controllo nell'alleviazione dei carichi da raffica e da manovra, basate sull'utilizzo di superfici di controllo dedicate unicamente all'alleviazione dei carichi.

L'attività è stata concordata con il Politecnico di Milano che ha reso disponibili le proprie leggi di controllo per una valutazione estensiva sull'involuppo di volo al variare delle condizioni operative (quota, velocità, peso, posizione del baricentro). Questo aspetto è di particolare importanza per i velivoli regionali dato che il tipico profilo di missione prevede, a differenza dei velivoli a lungo raggio, una grande variabilità di impiego. Pertanto, un sistema di controllo potrebbe avere delle capacità differenti nell'alleviare i carichi in base alle condizioni di volo considerate.

Tali leggi sono state progettate allo scopo di ridurre il momento flettente sull'ala, considerando separatamente sia il requisito di massima alleviazione alla radice alare che il requisito di massima alleviazione all'estremità alare, e rappresentano una l'evoluzione dell'altra in quanto, a seguito dei risultati ottenuti da una prima fase di analisi, sono state apportate opportune modifiche per migliorarne le prestazioni.

Per accoppiare le leggi di controllo al modello aeroelastico del velivolo di riferimento è necessario esprimere il modello nello spazio di stato. In questo lavoro di tesi sono stati generati una serie di modelli agli stati, ciascuno riferito ad una particolare configurazione di massa e condizione di volo, in modo da effettuare le simulazioni e valutare l'alleviazione dei carichi per un'area estesa dell'involuppo di volo.

La caratterizzazione delle leggi di controllo è stata eseguita considerando diversi aspetti. In particolare, si è valutato il momento flettente in open loop e in closed loop in corrispondenza della stazione alare per la quale si è imposto la massima alleviazione dei carichi. Dopodichè, si è considerato l'andamento dei carichi anche nelle rimanenti stazioni, in quanto non è detto che si ottenga una riduzione del momento flettente lungo tutta l'ala. Nell'analizzare la storia temporale dei carichi in una determinata stazione, si è posta l'attenzione sul picco massimo in valore assoluto del momento flettente, determinando l'alleviazione percentuale come differenza tra il picco massimo in open loop e closed loop.

Estendendo le analisi a tutte le condizioni di volo e configurazioni di massa considerate in questo lavoro, è stato possibile realizzare gli involuppi di carico, in termini di momento flettente e momento torcente, su ogni stazione. Dal confronto degli involuppi in open loop e in closed loop è immediato verificare se il sistema di controllo è efficace nel ridurre i carichi per più condizioni operative.

Capitolo 1

Introduzione

Negli anni, gli interessi economici delle compagnie aeree nel risparmiare carburante e le normative aeronautiche sempre più stringenti sulle emissioni inquinanti, hanno portato allo sviluppo di velivoli sempre più leggeri e ad alto allungamento alare per migliorarne l'efficienza aerodinamica. Una conseguenza indesiderata di queste configurazioni è rappresentata dal fatto che tali strutture sono caratterizzate da una maggiore flessibilità strutturale e, quindi, durante il volo sono soggette ad elevate deformazioni.

Tra i carichi agenti sul velivolo, quelli generati dalla raffica o dalla turbolenza atmosferica giocano un ruolo importante nel definire i carichi strutturali [30]. Infatti, questi carichi dinamici possono indurre grandi deformazioni strutturali in velivoli ad elevata flessibilità e, di conseguenza, all'interno della struttura si generano alti livelli di stress. Inoltre, raffiche e turbolenza possono determinare elevate accelerazioni in cabina, riducendo così il comfort dei passeggeri e dell'equipaggio. Per queste ragioni, negli anni, sono stati sviluppati numerosi metodi per ottenere una riduzione dei carichi da raffica e da turbolenza atmosferica.

Si possono individuare due differenti tecniche per l'alleviazione dei carichi: metodi passivi e metodi attivi. Nel caso di sistemi di alleviazione dei carichi passivi, i problemi di affidabilità e manutenzione sono notevolmente ridotti e non sono necessari né attuatori né sensori, che richiederebbero modifiche agli impianti di bordo e peso aggiuntivo. Questo li rende più semplici e meno costosi rispetto a quelli attivi. D'altra parte, i sistemi di alleviazione dei carichi attivi prevedono l'utilizzo di superfici di controllo per generare carichi opposti a quelli dati dalla raffica o dalla turbolenza, risultando più efficienti e adatti per un ampio range di condizioni di volo e configurazioni di massa.

Tra i metodi passivi, un esempio è riportato in [27] in cui viene proposta un'estensione orizzontale dell'apertura alare (wing tip) con funzione integrata di alleviazione passiva dei carichi. La funzione di alleviazione si basa sulla redistribuzione aeroelastica del carico aerodinamico a seguito della deformazione in senso favorevole della wing tip stessa ed è totalmente passiva.

Per quanto riguarda i metodi attivi, negli ultimi anni, sono state analizzate diverse soluzioni che si differenziano in base al tipo di sistema di attuazione e architettura del controllore. Ad oggi, esistono diverse tecniche per il progetto di un controllore tra cui tecniche di controllo ottimo lineare quadratico (*Linear Quadratic Regulator - LQR*, *Linear Quadratic Gaussian Control - LQG*) [16], tecniche di controllo robusto [17] e, di particolare interesse negli ultimi anni, tecniche di controllo predittivo [18].

Questo progetto di tesi, svolto presso Leonardo Divisione Velivoli S.p.A, si pone l'obiettivo di valutare l'efficacia di un sistema di controllo nell'alleviare i carichi da raffica e da manovra

tramite l'implementazione di dispositivi di estremità dotate di superfici mobili al bordo di fuga dedicate unicamente a tale scopo. In particolare, sono state analizzate più leggi di controllo, sviluppate dal Politecnico di Milano, e messe a punto durante il periodo di tesi in collaborazione col PoliMI.

Per la caratterizzazione delle leggi di controllo, sono state considerate diverse condizioni di volo (quota e Mach) e configurazioni di massa (peso e posizione del baricentro). Infatti, data una legge di controllo, non è detto che si ottenga lo stesso grado di alleviazione dei carichi al variare delle condizioni operative, con la possibilità di risultare anche inefficace per determinati punti dell'involucro di volo.

Le leggi di controllo si basano sull'utilizzo di un controllore a retroazione diretta delle misure (in inglese *Static Output Feedback Controller* - SOF) e sono state sviluppate considerando due requisiti differenti. Inizialmente si è posto l'obiettivo di ridurre il momento flettente alla radice alare, in quanto questa risulta la sezione maggiormente critica dal punto di vista dei carichi. A seguito delle analisi effettuate, si è potuto verificare che alla radice alare si ottiene, come atteso, la massima alleviazione del momento flettente. Tuttavia, all'estremità alare è presente un importante aggravio dei carichi. Per questo motivo, allo scopo di adottare tale soluzione come retrofit su velivoli già esistenti, sono stati modificati i guadagni che caratterizzano il controllore imponendo come requisito l'alleviazione del momento flettente principalmente all'estremità alare. Con quest'ultima legge, il momento flettente risulta alleviato lungo tutta l'apertura alare, in percentuale maggiore all'estremità.

Il velivolo di riferimento a cui sono state applicate le leggi di controllo è un velivolo regionale turboelica di proprietà di Leonardo Divisione Velivoli S.p.A, le cui caratteristiche sono state opportunamente modificate per poter essere utilizzato in questo lavoro di tesi. Inoltre, la configurazione base del velivolo è stata modificata installando due diverse tipologie di dispositivi di estremità: wing tip (*Figura 1.1*) e winglet (*Figura 1.2*). I due dispositivi di estremità forniscono lo stesso beneficio dal punto di vista aerodinamico ed, in entrambi i casi, sono presenti delle superfici di controllo movimentate dal sistema di controllo per alleviare i carichi da raffica e da manovra.

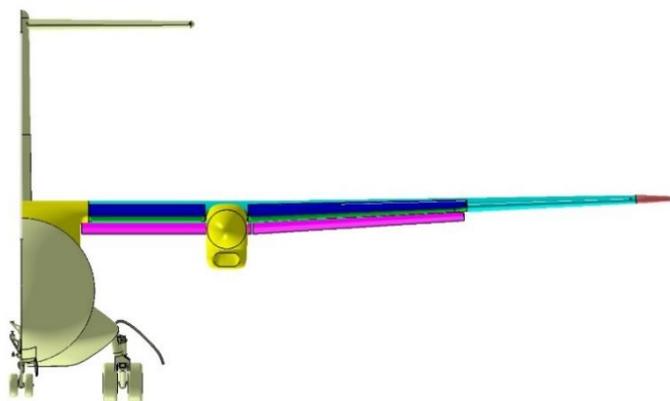


Figura 1.1: Velivolo regionale turboelica TP90 – configurazione wing tip.

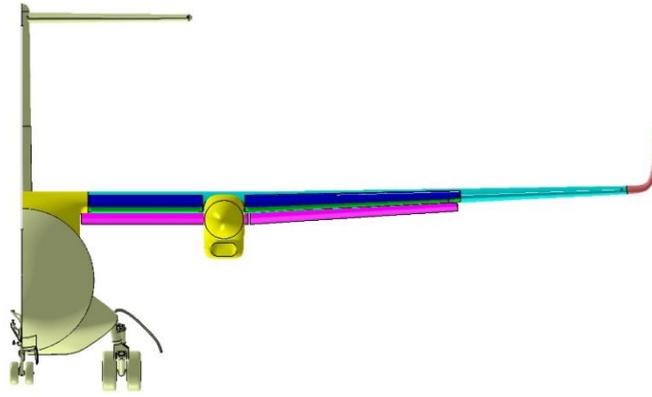


Figura 1.2: Velivolo regionale turboelica TP90 – configurazione winglet.

Il modello aeroelastico del velivolo è stato realizzato mediante un tool open source, sviluppato dal Politecnico di Milano, chiamato NeoCASS (*Next generation Conceptual Aero Structural Sizing*). Quest'ultimo è nato all'interno del progetto SimSAC, che aveva lo scopo di realizzare un ambiente integrato utile al dimensionamento preliminare e al calcolo di analisi aeroelastiche per una qualsiasi configurazione di velivolo.

Per accoppiare le leggi di controllo al modello aeroelastico del velivolo è necessario esprimere il modello nello spazio di stato. Tramite il modulo di analisi dinamica di NeoCASS (NeoRESP-SS), sono stati generati una serie di modelli agli stati, ciascuno riferito ad una particolare configurazione di massa e condizione di volo, in modo da effettuare le simulazioni e valutare l'alleviazione dei carichi per diverse zone dell'involucro di volo.

La caratterizzazione delle leggi di controllo è stata eseguita confrontando i carichi dinamici in closed loop ed in open loop, in determinate stazioni lungo l'apertura alare. In particolare, si è analizzata la storia temporale dei carichi ed i valori massimi in valore assoluto. In questo modo si è determinato se, per una data condizione, il picco massimo del momento flettente risulta alleviato o meno.

Estendendo le analisi a tutti i casi considerati, è stato possibile realizzare gli involucri di carico su ogni stazione, in termini di momento flettente e momento torcente. Dal confronto degli involucri in closed loop e in open loop è immediato verificare se il sistema di controllo è in grado di ridurre i carichi per tutte le condizioni di volo e configurazioni di massa analizzate.

La seconda parte del lavoro, consiste nell'effettuare analisi aeroelastica statica, tramite il modulo SMARTCAD di NeoCASS, per determinare sia i carichi stazionari relativi alle condizioni di volo che i carichi di design. Così facendo, si è verificato se i carichi in closed loop a seguito di una determinata manovra o di una raffica (dati dalla somma del delta dinamico e della condizione di trim) rientrano sempre nell'involucro dei carichi dimensionanti. Infatti, la legge di controllo è finalizzata all'alleviazione del momento flettente movimentando la superficie di controllo posta all'estremità alare; di conseguenza il momento torcente in closed loop risulta maggiore per via della movimentazione della superficie stessa. Effettuando questo tipo di analisi si è accertato che l'aumento del momento torcente non fosse tale da superare i limiti di design.

È importante sottolineare che durante il lavoro di tesi non è stato utilizzato il tool standard open source, bensì degli script aggiuntivi di NeoCASS, sviluppati ad hoc dal Politecnico di Milano per Leonardo - Divisione Velivoli S.p.A.

1.1 Contenuto dell'elaborato

Il **Capitolo 2** fornisce una breve panoramica sull'evoluzione dei sistemi attivi per l'alleviazione dei carichi.

Il **Capitolo 3** fornisce un'introduzione di NeoCASS e di tutte le sue funzionalità.

Il **Capitolo 4** è incentrato sul modulo con il quale è possibile svolgere le analisi aeroelastiche, tale modulo è stato utilizzato per calcolare i carichi stazionari ed i carichi di design alari.

Il **Capitolo 5** è relativo al modulo di risposta dinamica del velivolo, tramite il quale è anche possibile generale il modello del velivolo nello spazio di stato da accoppiare alle leggi di controllo.

Nel **Capitolo 6** è descritta la procedura per la generazione del modello del velivolo nello spazio di stato tramite il modulo NeoRESP-SS e nel **Capitolo 7** vi è una descrizione della struttura.

Nel **Capitolo 8** si riporta una descrizione del controllore a retroazione diretta delle misure, sulle quali si basano le leggi di controllo analizzate.

Nel **Capitolo 9** sono descritte le leggi di controllo studiate con i risultati ottenuti dalle simulazioni.

Nel **Capitolo 10** è descritta la procedura per effettuare l'analisi aeroelastica statica tramite il modulo SMARTCAD. In questo modo sono stati calcolati i carichi stazionari relativi alle condizioni di volo considerate e sono stati sommati ai carichi ottenuti dalle simulazioni precedenti relativi al delta dinamico. Confrontando i carichi così ottenuti, in closed loop e in open loop, è stato possibile valutare l'alleviazione in termini di carichi 'totali', ovvero considerando sia il delta dinamico che il contributo stazionario. Con la stessa procedura si sono determinati anche gli involucri di design sulle stazioni alari, per valutare se i carichi ottenuti in closed loop non superassero i limiti di progetto.

Nel **Capitolo 11** si analizza il velivolo con l'ala base, ovvero senza wing tip o winglet, per valutare l'effetto dell'estensione alare sui carichi alari. In particolare, si effettua un confronto delle tre configurazioni analizzando sia la risposta dinamica alla raffica per una determinata condizione di volo e configurazione di massa che gli involucri di design.

Infine, nel **Capitolo 12** si riassumono le considerazioni più importanti derivanti dall'analisi dei risultati ottenuti durante il progetto di tesi e gli sviluppi futuri.

Capitolo 2

Evoluzione dei sistemi attivi per l'alleviazione dei carichi

Anche se diversi metodi per l'alleviazione dei carichi da raffica furono proposti prima della Seconda Guerra Mondiale [1], il primo progetto risale alla fine degli anni Quaranta: fu studiato un sistema per l'alleviazione dei carichi tramite un controllore *feedforward* per il velivolo Bristol Type 167 Brabazon [2], un aereo di linea ad ala bassa realizzato dall'azienda britannica Bristol Aeroplane Company nei tardi anni quaranta e rimasto allo stadio di prototipo. Per la presenza del controllore, la struttura del velivolo fu progettata con il 20 % del peso in meno, anche se l'efficacia del sistema non è mai stata valutata sperimentalmente.

Negli anni a seguire, sono stati eseguiti una serie di test di volo sui sistemi per l'alleviazione dei carichi da raffica finalizzati al controllo del moto rigido del velivolo in aria turbolenta [3]; per esempio, risultò che l'uso dell'autopilota consente una diminuzione delle oscillazioni rispetto al velivolo privo di sistema di controllo [4].

I primi sistemi di controllo comunemente progettati consideravano solo la dinamica rigida del velivolo e, con l'introduzione di strutture caratterizzate da una maggiore flessibilità, iniziarono a presentarsi alcune problematiche risultando inefficaci. Infatti, tali strutture hanno frequenze proprie più basse rispetto a quelle tradizionali che possono, quindi, interagire con i modi rigidi del velivolo [31]. A fronte di ciò, si iniziò ad analizzare il problema dal punto di vista aeroelastico, introducendo sistemi di controllo per limitare le deflessioni strutturali [1].

Negli anni Settanta, dopo diversi studi sperimentali sui sistemi attivi per l'alleviazione dei carichi, iniziarono ad esserci alcune applicazioni su velivoli operativi. Per esempio, sull'aereo di linea statunitense Lockheed L-1011 fu implementato un sistema di controllo che, in base all'accelerazione misurata all'estremità alare e sulla fusoliera, movimentava gli alettoni per alleviare i carichi [5]. Tale sistema, inizialmente, fu progettato per aumentare il peso massimo al decollo, ma successivamente venne usato per aumentare l'apertura alare, e quindi l'efficienza aerodinamica, del 5.8% senza modificare la struttura dell'ala.

In generale, i sistemi di controllo erano caratterizzati, inizialmente, da un campo di applicazione limitato ed integrati a valle del progetto dell'intero velivolo [6]. Negli anni Ottanta, i sistemi di controllo iniziarono ad essere considerati a partire dalla fase di progettazione del velivolo. Questo approccio è stato adottato, ad esempio, per il progetto del velivolo militare B-2 Spirit: la configurazione tutt'ala rende il velivolo particolarmente sensibile alla raffica, rendendo necessaria la presenza di un sistema di controllo per l'alleviazione dei carichi da raffica. Su questo velivolo, il sistema di controllo per l'alleviazione dei carichi si basa sulla retroazione del fattore di carico, della velocità angolare di beccheggio e dell'angolo di attacco ed in base a queste misurazioni vengono movimentati gli elevoni e delle superfici

addizionali per l'alleviazione dei carichi (*Gust Load Alleviation Surface – GLAS*) collocate all'estremità posteriore della fusoliera [7].

Nello stesso periodo, in America fu avviato il progetto IAAC (*Integrated Application of Active Control*) per studiare i vantaggi dell'uso integrato dei sistemi di controllo attivi durante il progetto del velivolo. Durante il progetto, venne utilizzata una prima versione del Boeing 767 e tra i vari moduli furono sviluppati un sistema per l'alleviazione dei carichi alari *WLA (Wing Load Alleviation controller)* ed un sistema per la soppressione del flutter *FMC (Flutter Mode Control)* [8]. Il sistema *WLA* per l'alleviazione dei carichi alari è composto a sua volta da due sottosistemi, uno per l'alleviazione dei carichi da manovra *MLC (Maneuver Load Control)* ed uno per l'alleviazione dei carichi da raffica *GLA (Gust Load Alleviation)*. Entrambi i sistemi svolgono la propria funzione deflettendo opportunamente gli alettoni esterni, in base ai valori dell'accelerazione verticale misurata in corrispondenza del baricentro del velivolo e lungo l'apertura alare. Su questo velivolo, gli alettoni esterni sono suddivisi in due parti caratterizzate da aree diverse; il sistema di controllo per la soppressione del flutter comanda gli alettoni esterni avente area minore sempre in funzione dell'accelerazione verticale misurata. Nonostante il progetto del sistema di controllo per l'alleviazione dei carichi da raffica *GLA* e per la soppressione del flutter *FMC* fu portato a termine, alla fine non furono inseriti sul velivolo in quanto erano richieste delle velocità di deflessione delle superfici di controllo troppo elevate.

In Europa vennero condotti alcuni studi finalizzati alla progettazione di un sistema di controllo per l'alleviazione dei carichi per la famiglia di aeroplani dell'Airbus A320 [9]. Il sistema è composto da due moduli: un controllore dedicato alla riduzione dei carichi da manovra e da raffica a bassa frequenza, retroazionando l'accelerazione verticale del baricentro del velivolo; un controllore per la soppressione dei modi di vibrare della struttura, basato sulla retroazione dell'accelerazione verticale misurata all'estremità alare ed in grado di ridurre i carichi nel range delle frequenze dei primi modi elastici. Il sistema fu inizialmente testato in galleria del vento usando un modello aeroelastico del Tornado ed in seguito tramite prove di volo con l'Airbus A310 [9].

I primi sistemi progettati per alleviare i carichi da raffica erano caratterizzati da uno schema controllo ad anello aperto *OLGA (Open Loop Gust Alleviation)*; in Germania furono intrapresi degli studi in merito a tale configurazione effettuando prove in galleria del vento ed in volo [10]. Il sistema riceve in ingresso il valore dell'angolo di attacco rilevato da un sensore posto sulla parte anteriore della fusoliera ed effettua un controllo ad anello aperto movimentando gli alettoni per ridurre i carichi alari, mentre l'equilibratore è usato per compensare l'effetto della rotazione degli alettoni sul moto del velivolo [11].

In seguito, fu studiata la possibilità di combinare l'azione del controllore ad anello aperto con un sistema di controllo ad anello chiuso, in cui tipicamente le grandezze retroazionate sono le accelerazioni in determinati punti della struttura e gli stati rigidi del velivolo, dedicato alla soppressione dei modi di vibrare [12]. Facendo riferimento a questa architettura 'combinata', in Germania furono portati a termine una serie di test utilizzando il velivolo di ricerca *ATTAS (Advanced Technology Testing Aircraft System)*, una versione modificata del VFW-Fokker 614. I test di volo erano finalizzati a validare il sistema di controllo per l'alleviazione dei carichi e la

soppressione dei modi di vibrare LARS (*Load Alleviation and Ride Smoothing system*), costituito da un controllore ad anello aperto, basato sulla misurazione dell'angolo di attacco, per l'alleviazione dei carichi da raffica ed un controllore ad anello chiuso, basato sulla retroazione dell'accelerazione, per incrementare lo smorzamento dei modi flessionali dell'ala [13].

I sistemi per l'alleviazione dei carichi da raffica sono attualmente usati su diversi velivoli civili, tra cui l'Airbus A330/A340, il Boeing 777 [14]. Su alcuni velivoli della famiglia dell'Airbus A320 è presente un sistema di alleviazione dei carichi LAF (*Load Alleviation Function*) che permette un incremento del peso massimo al decollo pari all'1.3% [15] ed anche sul Boeing 787 e sull'Airbus A380 è presente un sistema di controllo per la riduzione dei carichi [15].

2.1. Superfici di controllo dedicate

La maggior parte dei sistemi attivi per l'alleviazione dei carichi da raffica e da manovra si basano sull'uso di superfici di controllo primarie del velivolo, tipicamente alettoni ed equilibratore. Tra le possibili alternative, è possibile installare delle superfici di controllo aggiuntive dedicate unicamente all'alleviazione dei carichi, un esempio è dato dal *B-2 Spirit* su cui sono presenti delle superfici aggiuntive collocate nella parte posteriore della fusoliera GLAS (*Gust Load Alleviation Surface*) [7].

Una particolare configurazione consiste nell'installare all'estremità alare dei dispositivi dotati di superfici mobili al bordo di fuga che vengono movimentate tramite un sistema di controllo in modo tale da modificare la distribuzione di portanza sull'ala e ridurre i carichi strutturali.

L'utilizzo di dispositivi di estremità nasce dalla necessità, maggiormente sentita negli ultimi anni, di ridurre i consumi dei velivoli da trasporto commerciale. Infatti, tali dispositivi consentono una riduzione della resistenza indotta e, quindi, una migliore efficienza aerodinamica del velivolo. Tra le soluzioni comunemente adottate si ritrovano: la winglet, ovvero una superficie verticale posta all'estremità alare, e la wing tip, un'estensione orizzontale dell'apertura. Il miglioramento dell'efficienza aerodinamica non è, però, l'unico indice per valutare l'utilità di tali dispositivi. Infatti, bisogna tenere anche in conto che l'aggiunta di dispositivi di estremità genera un carico aerodinamico aggiuntivo all'estremità dell'ala ed un aumento delle azioni interne lungo l'intera apertura. Sono, quindi, solitamente necessari rinforzi strutturali, che aggiungono peso, oltre al peso del dispositivo stesso, e si contrappongono ai benefici aerodinamici. Ad esempio, nel caso del Boeing 737-800, l'installazione delle *blended winglets* come retrofit richiede rinforzi sul 35% del tratto esterno di ala, ottenuti aumentando gli spessori dei longheroni, dei correnti e dei pannelli [28]. Tuttavia, questi dispositivi vengono spesso applicati come retrofit su velivoli già in servizio e, in tal caso, non è possibile riprogettare l'intera struttura dell'ala per limitare l'incremento dei carichi. L'incremento dei carichi dovuto all'aggiunta di tali superfici potrebbe essere limitato introducendo una certa capacità di alleviazione dei carichi attiva o passiva. Per esempio, sull'Airbus A300, le wing tip sono state progettate con una funzione integrata di alleviazione dei carichi da manovra del tutto passiva, basata sullo sfruttamento degli effetti aeroelastici [29]. La capacità di alleviazione passiva dei carichi può essere accoppiata ad un sistema di

controllo attivo, disponendo su tali dispositivi delle superfici mobili dedicate unicamente a tale funzionalità.

In questo lavoro di tesi, saranno considerati due tipologie diverse di dispositivi d'estremità installati su un velivolo di riferimento già esistente: la winglet, ovvero una superficie verticale posta all'estremità alare, e la wing tip, un'estensione orizzontale dell'apertura (*Figura 2.1*). Entrambi i dispositivi sono dotati di superfici mobili al bordo di fuga collegate ad un sistema di controllo in retroazione progettato per alleviare i carichi da raffica e da manovra. In questo modo è possibile combinare la capacità di alleviazione dei carichi con un incremento dell'efficienza aerodinamica dovuto all'estensione dell'apertura alare [26].

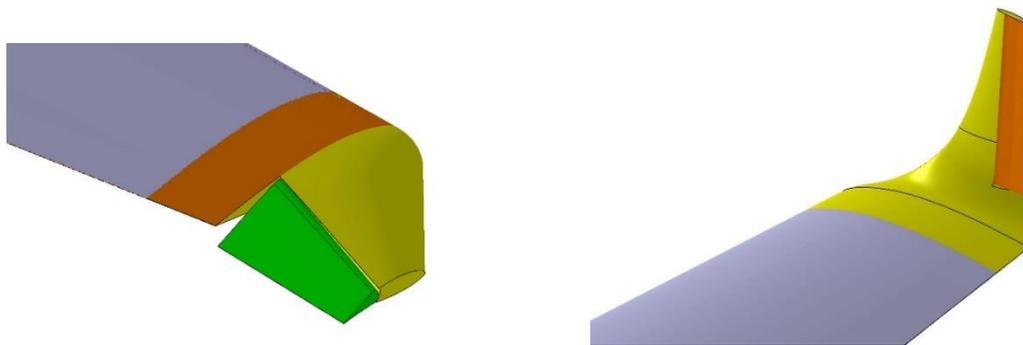


Figura 2.1: Wing tip e winglet con superfici di controllo.

Bisogna tenere presente che l'uso di tali dispositivi di estremità presenta alcuni svantaggi dal punto di vista dell'alleviazione dei carichi:

- un limite risiede nel fatto che tali dispositivi hanno un'estensione della superficie ridotta;
- un secondo limite è legato alla distanza tra la superficie di controllo aggiuntiva e l'asse elastico dell'ala; tale distanza potrebbe essere incrementata per migliorare l'efficacia del controllore;

Dunque, bisogna effettuare un'analisi approfondita per valutare se, oltre ad ottenere l'alleviazione dei carichi dinamici dovuti alla raffica o alla manovra, è possibile compensare anche l'incremento dei carichi associato alla presenza stessa di tali dispositivi di estremità.

I potenziali benefici dei dispositivi di estremità sono:

- riduzione dei consumi di combustibile, che si traduce direttamente nella diminuzione dei costi diretti operativi per le compagnie aeree e delle emissioni inquinanti;
- aumento dell'autonomia chilometrica o del carico pagante;
- aumento del rateo di salita;
- riduzione della lunghezza di decollo e dell'inquinamento acustico in tale fase.

I due dispositivi considerati in questo lavoro di tesi sono molto simili sotto questi punti di vista.

Capitolo 3

NeoCASS: Next Generation Conceptual Aero Structural Design

I velivoli di nuova generazione sono caratterizzati da una struttura leggera e da ali di elevato allungamento in modo da migliorarne le prestazioni, ridurre i costi operativi ed avere un impatto ambientale minore. A fronte di tali benefici, tuttavia, bisogna considerare che tali strutture sono caratterizzate da un'elevata flessibilità che può portare alla manifestazione di alcuni effetti aeroelastici indesiderati.

Dunque, negli anni, è emersa la necessità di sviluppare nuove metodologie di progettazione che tengano in conto dell'accoppiamento fluido-struttura a partire dalle prime fasi del processo di progettazione. In tal modo è possibile migliorare la progettazione del prodotto già nella fase preliminare di sviluppo, evitando che il progetto venga eccessivamente modificato durante la fase di progettazione dettagliata.

Per considerare gli effetti aeroelastici durante la fase di progetto preliminare di un nuovo velivolo, quando ancora molti parametri non sono stati stabiliti, è stato sviluppato dal Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali del Politecnico di Milano il tool NeoCASS (*Next generation Conceptual aero-Structural Sizing Suite*).

Questo è un tool di analisi numerica, programmato interamente in *Matlab*, tramite il quale è possibile ottenere dati preliminari relativi alla struttura di una qualsiasi configurazione di velivolo, svolgere analisi aeroelastiche statiche e dinamiche del modello generato e accoppiarlo a leggi di controllo. Dunque, il suo principale obiettivo è offrire ai progettisti uno strumento per il dimensionamento e l'analisi durante il progetto concettuale del velivolo, non solo in grado di correggere velocemente le prime stime semi-empiriche delle masse strutturali, ma anche in grado di migliorare il primo dimensionamento utilizzando analisi aeroelastiche, considerando da subito la deformabilità del velivolo.

3.1. Introduzione a NeoCASS

NeoCASS è nato all'interno di un più ampio software, chiamato CEASIOM (*Computerized Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimization Methods*), sviluppato durante il progetto europeo SimSAC (*Simulating Aircraft Stability And Control Characteristics for Use in Conceptual Design*).

CEASIOM integra in un'unica applicazione le principali discipline che influiscono sul progetto del velivolo: aerodinamica, strutture, meccanica del volo. Dunque, effettua un'analisi multidisciplinare che ha come scopo il dimensionamento del velivolo tenendo già in conto degli effetti aeroelastici. Finito il progetto, il Politecnico di Milano ha continuato a sviluppare il tool, isolandolo dall'ambiente CEASIOM e portando alla luce la versione stand-alone di

NeoCASS, usato per il dimensionamento preliminare ed il calcolo di analisi aeroelastiche per una qualsiasi configurazione di velivolo.

NeoCASS è composto da cinque differenti tools:

- Acbuilder per definire i parametri geometrici del velivolo;
- W&B (*Weight and Balance*) per avere una previsione delle masse e della loro posizione utilizzando relazioni empiriche;
- GUESS (*Generic Unknowns Estimator in Structural Sizing*) per avere un dimensionamento iniziale del velivolo, basato sulla stima dei carichi ultimi, su semplici principi strutturali, su approssimazioni aerodinamiche e sulla distribuzione di inerzia predetta da W&B;
- SMARTCAD (*Simplified Models for Aeroelasticity in Conceptual Aircraft Design*) è il modulo che, data la mesh strutturale e aerodinamica generata da GUESS, permette di effettuare analisi aeroelastiche e di ottimizzazione multidisciplinare (*Multidisciplinary Design Optimization - MDO*);
- NeoRESP è il modulo numerico che permette di risolvere analisi di risposta dinamica del sistema aeroelastico (analisi di risposta alla raffica, carichi esterni e deflessioni delle superfici mobili).

3.1.1. Acbuilder

Il modulo Acbuilder permette di definire i dati geometrici del velivolo ed interagisce con altri due moduli: W&B e GUESS. I parametri geometrici sono abbastanza generali per descrivere un vasto numero di tipologie di velivoli (*Figura 3.1*). Tutti i parametri geometrici sono esportati in un file *aircraft.xml*, insieme a informazioni sulla soluzione strutturale (posizione dei longheroni, ecc.), sui materiali e proprietà adottate per modellare la fusoliera e le superfici aerodinamiche durante il dimensionamento. Questo file sarà il punto di partenza per [19]:

- W&B, che estrae le informazioni geometriche necessarie nelle relazioni statistiche;
- GUESS, che utilizza le informazioni per effettuare il dimensionamento del modello aeroelastico.

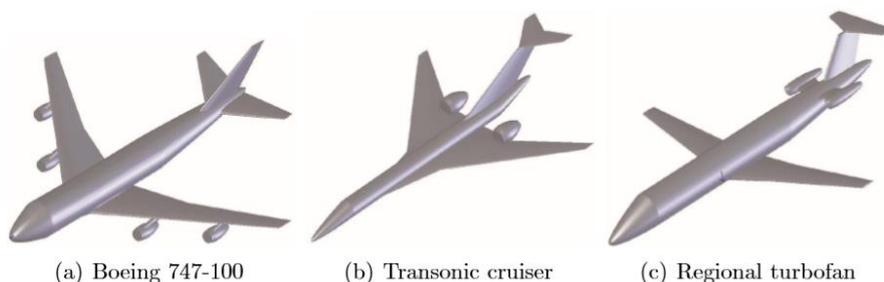


Figura 3.2: Esempio di diverse geometrie.

3.1.2. W&B: Weight and Balance

Una volta definita la geometria, il passo successivo è avere una prima stima dei pesi e dei baricentri.

Nella fase concettuale del progetto non è affatto semplice ottenere delle stime di peso, in quanto non si possiedono tutti i dati necessari. La maggior parte degli approcci aeronautici si basano su relazioni semi-empiriche e necessitano di fattori di correzione e dati tabulati in base alla categoria del velivolo.

Tale modulo permette di calcolare la maggior parte dei pesi dei diversi componenti e la posizione del loro baricentro, sempre utilizzando formule statistiche ma minimizzando l'intervento dell'utente.

I pesi delle diverse parti di un velivolo possono essere classificati in tre gruppi principali:

- masse direttamente dipendenti dal massimo peso al decollo (MTOW), come massa di ala, coda e fusoliera;
- equipaggiamenti fissi, funzione solo del numero di passeggeri trasportati;
- carburante e carico pagante.

Gli ingressi di questo modulo sono grandezze geometriche come apertura o lunghezza della fusoliera e alcune informazioni sulla configurazione come lunghezza della cabina, carburante e carico pagante, che include passeggeri, equipaggio e bagagli. Le masse concentrate sono considerate separatamente, se disponibili informazioni come il peso dell'APU (*Auxiliary Power Unit*) o del serbatoio ausiliario di carburante e la relativa posizione, possono essere definite direttamente, migliorando l'accuratezza e il realismo della predizione dei pesi. Un fattore chiave è il peso massimo del combustibile (e la sua distribuzione nei diversi serbatoi) che è richiesta all'utente, mentre le restanti informazioni sono calcolate automaticamente da W&B con relazioni semi-empiriche.

È importante ricordare che le relazioni statistiche hanno un campo di validità e non sono universali, quindi la loro accuratezza varia per le diverse configurazioni analizzate. Ciononostante, il compito principale di W&B è ottenere una prima ragionevole stima delle masse strutturali e non, che verranno più avanti ridefinite dal dimensionamento strutturale tramite GUESS ed eventualmente modificate da un processo di ottimizzazione (*Multidisciplinary Design Optimization – MDO*) [19].

3.1.3. GUESS: Generic Unknowns Estimator in Structural Sizing

Il modulo GUESS ha il compito di stimare i carichi sull'intero velivolo e quindi effettuare un dimensionamento dello stesso. I dati di input per il dimensionamento del modello aeroelastico sono:

- file in cui sono salvate tutte le informazioni inserite in Acbuilder;
- manovre selezionate per il dimensionamento;
- configurazione di massa (percentuale di payload e carburante sul velivolo).

Il metodo adottato in GUESS è particolarmente funzionale nella stima preliminare dei pesi del velivolo, in quanto rappresenta un buon compromesso tra una rapida assegnazione dei pesi dei diversi componenti utilizzando relazioni empiriche, basate su dati di velivoli esistenti, ed una dettagliata, ma computazionalmente costosa, analisi agli elementi finiti.

Tale metodo è basato sulla teoria della trave e stima le masse strutturali considerando le proprietà dei materiali, condizioni di carico, dimensioni e forma del velivolo, utilizzando i

classici indicatori di sforzo su ogni componente strutturale, non rimanendo vincolati ai dati statistici. Questo approccio è stato esteso anche alle superfici di controllo per avere un completo dimensionamento dell'intero velivolo.

La distribuzione di carico e la geometria del velivolo sono fondamentali, considerando che l'analisi è fatta stazione per stazione lungo l'asse longitudinale, ottenendo un peso strutturale che dipende dalla condizione di carico locale [19].

Dunque, da questa fase si ricava un primo dimensionamento del velivolo ottenendo per ogni componente una distribuzione di masse e rigidzze lungo il proprio asse. Il modello stick viene esportato in un file ASCII (*stick.inc*), con gli elementi di connessione, proprietà dei materiali, masse non strutturali concentrate e mesh aerodinamica, che verrà utilizzato come file di ingresso di SMARTCAD. Ulteriori parametri vengono specificati utilizzando delle schede apposite per scegliere le analisi da effettuare. Queste informazioni, combinate con il file *stick.inc*, definiscono il file *smartcad.dat*, che può essere usato e modificato dall'utente per effettuare le simulazioni richieste usando SMARTCAD come applicazione indipendente. Il file di ingresso di SMARTCAD è compatibile con quello di NASTRAN, che è lo standard nell'industria aeronautica. Questo file è caratterizzato da una serie di schede, ognuna delle quali richiede un numero variabile, ma preciso, di ingressi.

3.1.4. SMARTCAD: Simplified Models for Aeroelasticity in Conceptual Aircraft Design

Questo modulo permette di effettuare analisi aeroelastiche del velivolo, basandosi su modelli semplificati come i modelli trave per la struttura e i modelli a pannelli per l'aerodinamica. Per il calcolo aerodinamico sono implementati il *Vortex Lattice Method* (VLM) ed il *Doublet Lattice Method* (DLM), a seconda che il problema sia rispettivamente stazionario o instazionario.

Le analisi aeroelastiche disponibili sono: analisi aeroelastica statica, analisi modale e di flutter. Alla fine delle analisi sono disponibili diversi risultati, come sforzi, spostamenti, derivate di stabilità e controllo, modi di vibrare, diagrammi di flutter.

SMARTCAD può essere utilizzato come solutore autonomo o può essere considerato come il secondo strumento della catena da utilizzare dopo il dimensionamento analitico del velivolo da parte di GUESS [20].

3.1.5. NeoRESP

Grazie a questo modulo è possibile sottoporre il modello ottenuto da GUESS ad analisi di risposta dinamica. I tipi di risposta che è possibile andare ad analizzare sono: risposta alla raffica, deflessione delle superfici di controllo, carichi esterni.

Questo modulo è a sua volta diviso in altri due: NeoRESP e NeoRESP-SS. Il primo è il solutore dinamico che ottiene la soluzione riducendo l'intero modello su base modale. Il secondo invece risolve il sistema dinamico generando il modello dell'aeromobile nello spazio di stato.

Capitolo 4

SMARTCAD-modulo di analisi aeroelastica

SMARTCAD è il modulo con il quale è possibile eseguire le analisi aeroelastiche: analisi aeroelastica statica, analisi modale e di flutter. Per tutte queste analisi gli input necessari sono il modello stick del velivolo, basato su elementi trave, e le variabili utili per la risoluzione del problema.

In questo lavoro, tale modulo è stato utilizzato per calcolare i carichi stazionari lungo l'ala e gli involucri di carico di design.

4.1. Modello aeroelastico

Il modello utilizzato è un modello semplificato a travi. Questo tipo di modellazione, rispetto ai più dettagliati modelli ad elementi finiti, è caratterizzato da una maggiore semplicità permettendo un gran numero di analisi ad un costo computazionale ridotto [19].

Generalmente la modellazione a travi, pur essendo molto più semplice di altre, presenta delle insidie ed è abbastanza laboriosa da ottenere manualmente. Uno dei principali vantaggi di NeoCASS è sicuramente la generazione automatica del modello sia strutturale, basato su elementi trave con masse concentrate, che aerodinamico, con superfici aerodinamiche modellate a pannelli.

Il modello strutturale implementato in NeoCASS è una trave a tre nodi. Nel modello ottenuto tramite GUESS sono presenti solo i due nodi di estremità, mentre il terzo viene aggiunto a metà della trave durante le analisi richieste nel modulo SMARTCAD. Inoltre, durante le analisi, vengono inseriti altri due nodi nella beam, chiamati punti di collocamento, sui quali vengono recuperati i carichi derivanti dall'analisi eseguita. Uno schema della trave è presentato in *Figura 4.1*.

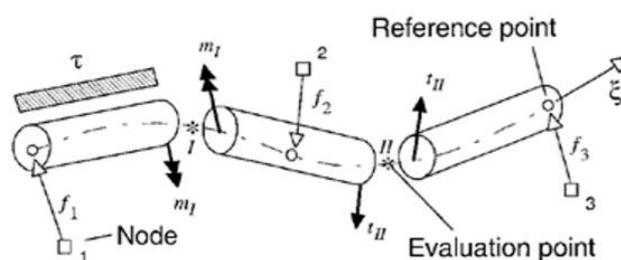


Figura 4.1: Modello strutturale - beam stick model

Una volta definito il modello a travi, tutte le masse non strutturali sono introdotte nella mesh strutturale come:

- masse concentrate sui nodi della mesh (motori, carrelli, serbatoio ausiliare, sistemi, ecc.);

- masse distribuite per unità di lunghezza sulle travi (passeggeri, carburante, vernici, arredamenti).

Le masse concentrate sono semplicemente introdotte nel modello utilizzando degli off-set rigidi rispetto ai nodi. Per quanto riguarda le masse distribuite, come ad esempio il combustibile, è nota la distribuzione di volume interno del box-alare destinata al combustibile, quindi è possibile stimare la massa alloggiata in ogni elemento e quindi ottenere la massa per unità di lunghezza. Lo stesso approccio è utilizzato per tutte le altre masse distribuite come passeggeri, vernici, ecc. [19]

La mesh aerodinamica è rappresentata con una serie di box piani a loro volta discretizzati con pannelli quadrilateri. Ogni box è definito con una apertura, corda e taper-ratio, svergolamento, diedro e freccia. I metodi aerodinamici disponibili in NeoCASS, a seconda che l'analisi sia stazionaria o instazionaria sono rispettivamente il *Vortex Lattice Method* (VLM) ed il *Doublet Lattice Method* (DLM). Entrambi i solutori utilizzano la stessa schematizzazione.

Le superfici di controllo sono rappresentate solo dal contributo aerodinamico, trascurando il loro contributo inerziale, dinamico e di attuazione dei sistemi. Durante le analisi di aeroelasticità statica l'utente può arbitrariamente specificare dei vincoli tra le diverse superfici di controllo, con guadagni differenti, per esempio imponendo la deflessione anti-simmetrica dei due alettoni, o simmetrica per i due equilibratori [19].

In *Figura 4.2* sono mostrati alcuni dettagli del modello aeroelastico.

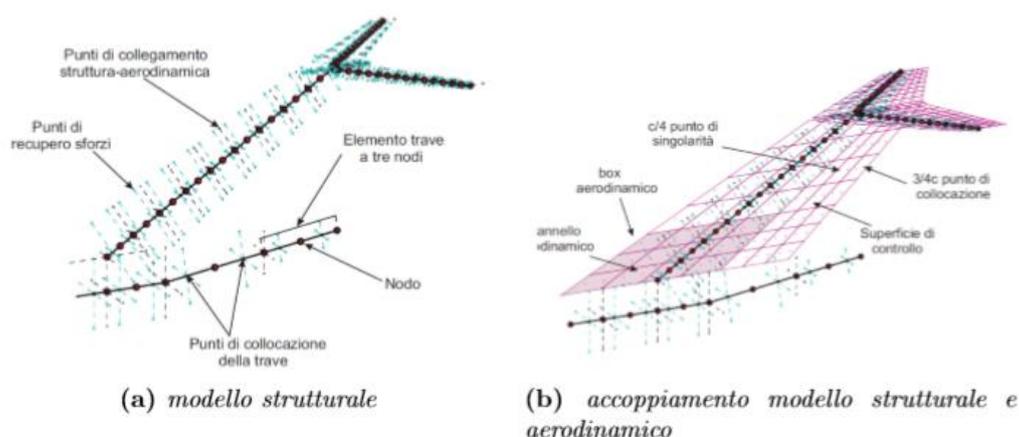


Figura 4.2: Definizione dei diversi elementi del modello aeroelastico.

Oltre ad esportare proprietà meccaniche e stick model, altre informazioni necessarie alle successive analisi vengono salvate:

- punti di recupero sforzi lungo i lati dei box delle superfici aerodinamiche e di fusoliera e travi di coda, dove verranno calcolati tutti gli indici di sforzo;
- nodi aggiuntivi perpendicolari all'asse della trave e collegati ai nodi dell'asse elastico utilizzando degli elementi rigidi (l'ipotesi di modello a travi implica quella di sezioni rigide) che consentono di visualizzare istantaneamente la torsione e sono principalmente utilizzati per accoppiare il modello aerodinamico con quello

strutturale, per trasferire i carichi sulla struttura e gli spostamenti sull'aerodinamica [19].

4.2. Modelli aerodinamici low-fidelity

Due metodi aerodinamici sono disponibili in SMARTCAD:

- il *Vortex Lattice Method* (VLM) nel caso di flusso stazionario;
- il *Doublet Lattice Method* (DLM) nel caso di flusso instazionario.

Entrambi i metodi sono basati sulla teoria del flusso potenziale che conduce, sotto le ipotesi di irrotazionalità e di flusso isoentropico e inviscido, alla risoluzione dell'equazione di *Laplace* rispettivamente per le velocità linearizzate o per il potenziale di accelerazione. Sono sicuramente i due metodi più utilizzati per calcolare i carichi aerodinamici nella fase concettuale e preliminare del progetto.

La soluzione approssimata è ottenuta idealizzando le superfici aerodinamiche come un insieme di singolarità elementari interferenti, come vortici e doppiette, entrambe soddisfacenti l'equazione di *Laplace*. Poiché il carico è approssimato da forze portanti discrete, il metodo permette analisi dirette di configurazioni non planari e con interferenze tra le diverse superfici. La stessa discretizzazione geometrica delle superfici aerodinamiche come lastre piane viene utilizzata dal VLM e dal DLM, con la differenza che il VLM considera anche il contributo legato alla distribuzione di spessore dei profili e richiede vortici finali per la modellazione della scia [19].

4.2.1. Vortex Lattice Method (VLM)

Il *Vortex Lattice Method* è un'estensione della linea portante di *Prandtl* e modella le superfici aerodinamiche come fogli infinitamente sottili realizzati con vortici a ferro di cavallo. Il numero di vortici usati varia in base alla richiesta di risoluzione sulla distribuzione di pressione e con la richiesta di accuratezza nel calcolo dei coefficienti aerodinamici [19]. Il VLM può calcolare il flusso attorno a superfici multiple con una definizione rudimentale della geometria e considerando la resistenza indotta.

Un vortice a ferro di cavallo è applicato su ogni pannello e il vettore velocità, generato dai vortici sul punto di collocazione di ogni pannello, è calcolato imponendo la condizione di non penetrazione. La velocità indotta \mathbf{v}_{ij} di un vortice su un punto generico P è determinata utilizzando la legge di *Biot-Savart*. Quindi, per un problema con N pannelli, la velocità normale indotta v_{ij}^n di ogni vortice (di intensità unitaria) i su ogni pannello j avente il vettore normale \mathbf{n}_i , $v_{ij}^n = \mathbf{v}_{ij} \cdot \mathbf{n}_i$, è riunita all'interno della matrice di influenza \mathbf{V} :

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} v_{11}^n & \cdots & v_{1N}^n \\ \vdots & \ddots & \vdots \\ v_{2N}^n & \cdots & v_{NN}^n \end{bmatrix} \quad (3.1)$$

Il problema algebrico da risolvere sarà:

$$\mathbf{V}\boldsymbol{\Gamma} - \mathbf{b} = 0 \quad (3.2)$$

dove $\mathbf{\Gamma}$ è il vettore delle incognite contenente le intensità dei vortici Γ_i e \mathbf{b} è il vettore termine noto formato dalla velocità del flusso esterno \mathbf{v}_∞ scalata sulla normale di ogni pannello: $b_i = \mathbf{v}_\infty \cdot \mathbf{n}_i$.

Ottenute le intensità dei vortici, la forza su ogni pannello è:

$$\mathbf{F}_i = \rho \left(\mathbf{v}_\infty + \sum_{j=1}^N \mathbf{v}_{ij} \Gamma_j \right) \times (\mathbf{l}_i \Gamma_i) \quad (3.3)$$

dove \mathbf{l}_i è il vettore che individua il quarto di corda del pannello, mentre la sommatoria rappresenta il contributo di velocità indotta in corrispondenza dell' i -esimo punto di singolarità dovuto alla presenza dei vortici sui restanti pannelli. Il VLM utilizzato in NeoCASS è derivato dal codice del TORNADO, modificato dal *The Royal Institute of Technology* (KTH), che lo ha potenziato aggiungendo nuove funzionalità per supportare analisi aeroelastiche. Per tenere conto della deformabilità strutturale si potrebbero modificare le condizioni al contorno considerando solo la variazione delle normali sotto le ipotesi di piccole deflessioni, lasciando la posizione dei punti di controllo e dei vortici invariati. Quindi, la deformata modificherebbe solo la normale:

$$\mathbf{n}_i = \mathbf{n}_i^u + \Delta \mathbf{n}_i \quad (3.4)$$

dove \mathbf{n}_i^u è la normale sul pannello i nella condizione indeformata e $\Delta \mathbf{n}_i$ è la variazione legata al movimento strutturale.

D'altra parte, un approccio più generale e meno restrittivo aggiorna la mesh aerodinamica che segue la deformata strutturale, aggiornando la posizione dei punti di controllo, la geometria dei pannelli e la posizione dei vortici di scia. Lo stesso accade per la deflessione delle superfici di controllo. Questo approccio è reso possibile da un'interfaccia tra mesh strutturale e aerodinamica appositamente implementata. In *Figura 4.3* è riportato un esempio di mesh deformata [19].

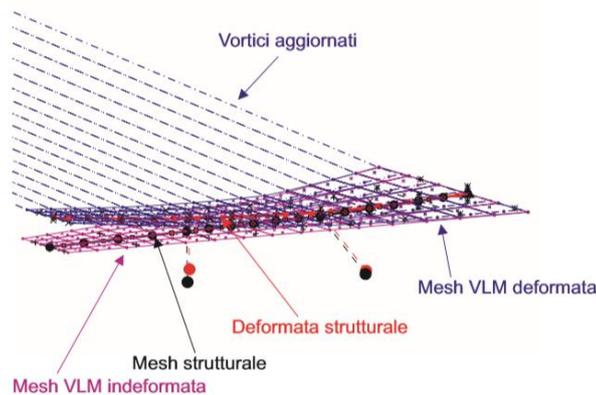


Figura 4.3: Mesh VLM deformata.

4.2.2. Doublet Lattice Method (DLM)

Il *Doublet Lattice Method* è un metodo di collocazione per ottenere la soluzione approssimata dell'equazione integrale che lega incidenza e carico aerodinamico di una superficie portante oscillante in un flusso in regime subsonico. L'elemento portante consiste in una linea di doppiette oscillatorie unite ad un vortice a ferro di cavallo. Il vortice rappresenta il contributo statico e la doppietta l'incremento dovuto al moto oscillatorio della struttura.

Per rappresentare l'incremento oscillatorio, viene sovrapposta alla distribuzione di vortici una distribuzione di potenziale di accelerazione discretizzata con doppiette (definite a meno della parte stazionaria). La condizione al contorno sulla superficie è un *normalwash* prescritto applicato in un generico punto di coordinate \mathbf{x} che si muove di moto armonico z normale alla superficie di riferimento e con pulsazione ω :

$$\omega(\mathbf{x}_i) = \left(\frac{\partial z(\mathbf{x}_i)}{\partial x} - \frac{j\omega}{V_\infty} x(\mathbf{x}_i) \right) e^{j\omega t} \quad (3.5)$$

dove V_∞ è la velocità del flusso indisturbato.

Non è richiesta una modellazione della scia, in quanto il metodo ha come incognite il potenziale di pressione e non il potenziale di velocità e calcola direttamente la variazione dei coefficienti di pressione ΔC_p sui pannelli. Sulla scia, per definizione, $\Delta C_{p_{scia}} = 0$.

Il problema richiede la soluzione di una equazione integrale con la funzione kernel K che scalata sulla distribuzione di ΔC_p (incognite) ottiene la distribuzione di *normalwash* adimensionale data dalla relazione in Eq. 3.5:

$$\omega(\mathbf{x}_i) = \frac{e^{j\omega t}}{8\pi} \oint_S K \left(\mathbf{x}_i, \sigma, \frac{\omega}{V_\infty}, M_\infty \right) \Delta C_p(\sigma) d\sigma \quad (3.6)$$

Il kernel dipende direttamente dal numero di Mach e dalla frequenza ridotta dell'oscillazione. La soluzione dell'equazione Eq. 3.6 non è semplice e generalmente è ottenuta considerando una distribuzione di ΔC_p realizzata con semplici elementi di discontinuità su un numero finito di pannelli quadrilateri. Collocando l'equazione Eq. 3.6 in un numero finito di punti si ottiene un problema chiuso. Inoltre, l'espressione precedente viene semplificata in un integrale di linea introducendo un numero finito di singolarità (linee di doppiette). Quindi, considerando N singolarità, e calcolando il *downwash* sul punto di controllo \mathbf{x}_i dovuto ad ogni singolarità j , il problema diventa:

$$\omega(\mathbf{x}_i) = \frac{e^{j\omega t}}{8\pi} \sum_{j=1}^N c_j \left(\oint_{l_j} K \left(\mathbf{x}_i, l, \frac{\omega}{V_\infty}, M_\infty \right) dl \right) \Delta C_{p_j} \quad (3.7)$$

dove ogni integrale è valutato lungo la linea di singolarità l_j e c_j è la corda valutata al centro della linea.

La precedente espressione applicata ad ogni singolarità e valutata su ogni pannello conduce alla soluzione di un sistema algebrico con incognita la distribuzione di pressione. Infine, la forza aerodinamica risultante su ogni pannello al centro della linea ad un quarto di corda è:

$$F_i^n = \Delta C_{p_i} S_i \quad (3.8)$$

dove S_i è la superficie del pannello.

Le forze generalizzate possono essere recuperate proiettando ogni distribuzione di pressione su tutte le forme modali usate, ottenendo la classica matrice di trasferimento aerodinamica \mathbf{H}_{am} , calcolata a valori discreti di frequenza ridotta e Mach.

Date due funzioni di forma Φ_m e Φ_n , il termine $\mathbf{H}_{am_{mn}}$ è:

$$\mathbf{H}_{am_{mn}} \left(\frac{\omega_k}{V_\infty}, M_\infty \right) = \sum_{j=1}^N S_j \Phi_m(x_j) \cdot \Delta C_{p_j}^n \left(\frac{\omega_k}{V_\infty}, M_\infty \right) \quad (3.9)$$

dove $\Phi_m(x_j)$ è il valore dello spostamento normale al centro della linea ad un quarto di corda (dove è concentrata la forza) e $\Delta C_{p_j}^n$ è la distribuzione di pressione dovuta al moto armonico con forma Φ_n e frequenza ω_k/V_∞ . Ottenuta la matrice di trasferimento aerodinamica è possibile eseguire analisi di flutter per cercare punti di instabilità all'interno l'involuppo di volo. È inoltre possibile calcolare le derivate di stabilità e controllo.

Nello sviluppo iniziale del programma gli integrali erano ottenuti approssimando il numeratore del kernel con una approssimazione parabolica in apertura (l) per avere una forma chiusa $K \simeq P(l)$ con P polinomio quadratico. Una seconda generazione estende la discretizzazione spaziale ad una approssimazione quartica, che aumenta l'accuratezza della soluzione riducendo il numero di pannelli necessari per ottenere la stessa precisione ottenuta con una approssimazione quadratica.

SMARTCAD può usare sia l'approssimazione quartica che quella quadratica per il kernel.

4.2.3. Correzione DLM con la soluzione stazionaria

Il DLM (*Doublet Lattice Method*) è uno strumento molto efficiente per ottenere un modello aerodinamico instazionario (principalmente utilizzato per risolvere analisi di flutter, quindi per calcolare la matrice di trasferimento aerodinamica \mathbf{H}_{am}), ma alcune delle ipotesi che ne sono alla base decadono per determinate configurazioni.

Le problematiche sono principalmente legate alle tre ipotesi:

- le forze aerodinamiche instazionarie non dipendono dalla soluzione stazionaria (incidenza, sideslip e deflessione dei comandi);
- la componente di moto *in-plane* delle superfici aerodinamiche è trascurata in quanto non modifica l'incidenza locale dei pannelli;
- le forze aerodinamiche sono ricavate sulla mesh aerodinamica indeformata.

All'interno di NeoCASS tutte le grandezze necessarie per ottenere i giusti carichi aerodinamici sono note e quindi è stato possibile definire un nuovo solutore e implementare una correzione

della matrice \mathbf{H}_{am} del tutto generica che tenesse conto degli effetti legati alla soluzione statica (sia in termini di incidenze che di deformata) e al moto *in-plane* delle diverse superfici aerodinamiche.

Lo strumento utilizzato per implementare la correzione è il VLM (*Vortex Lattice Method*) già implementato per le analisi stazionarie in NeoCASS.

4.3. Solutori disponibili

All'interno di SMARTCAD sono disponibili diverse analisi:

- analisi aeroelastiche statiche lineari e non lineari, calcolo della condizione di trim per velivoli liberi nello spazio considerati rigidi o deformabili;
- analisi di flutter linearizzate;
- analisi aerodinamiche stazionarie e non stazionarie per estrarre le derivate di stabilità e controllo;
- ottimizzazione multi disciplinare.

Di seguito verranno presentate le principali analisi aeroelastiche.

4.3.1. Analisi aeroelastica statica

Questa analisi ha l'obiettivo di valutare l'interazione tra i carichi aerodinamici e strutturali a cui è soggetto l'aeromobile flessibile dal momento che, deformandosi, subirà una redistribuzione del carico aerodinamico in funzione della velocità di volo. La soluzione è ottenuta in assi medi, il che permette una separazione tra i modi rigidi ed i modi di vibrare della struttura, e le forze aerodinamiche sono calcolate tramite il metodo a pannelli stazionario (VLM) [21]. Si ricorda che il VLM implementato in NeoCASS, grazie alle informazioni sui profili inserite in Acbuilder, tiene conto anche della curvatura del pannello.

L'equazione che governa la dinamica, scritta in forma matriciale, ha la seguente forma:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}}(t) + \mathbf{K}\mathbf{u}(t) = \mathbf{f}(t) \quad (3.10)$$

dove \mathbf{M} e \mathbf{K} sono rispettivamente le matrici di massa e rigidità del sistema, ed \mathbf{f} è il vettore dei carichi applicati dato dal contributo dei carichi esterni \mathbf{f}_{ext} e dei carichi aerodinamici \mathbf{f}_a .

Lo scopo di queste analisi è ricavare la condizione di trim e la condizione di carico, quindi la deformazione che ne consegue. Di conseguenza nelle equazioni di moto, oltre alle incognite di natura meccanica, è necessario evidenziare anche quelle di natura aerodinamica, come angoli di assetto e deflessione delle superfici di controllo. Per questi ultimi termini, come per il movimento strutturale, viene ipotizzata una aerodinamica stazionaria, quindi le forze aerodinamiche totali possono essere approssimate con:

$$\mathbf{f}_a = \mathbf{f}_0 + q_\infty \mathbf{Q}_{SS} \mathbf{u} + q_\infty \mathbf{Q}_{SX} \mathbf{u}_x \quad (3.11)$$

dove:

- \mathbf{f}_0 è il vettore dei carichi aerodinamici dovuti alla configurazione iniziale.

- \mathbf{Q}_{ss} è la matrice delle forze aerodinamiche nodali dovute agli spostamenti nodali ed \mathbf{u} è il vettore in cui sono contenuti tutti i gradi di libertà della struttura;
- \mathbf{Q}_{sx} è la matrice delle forze aerodinamiche nodali dovute alle variabili aerodinamiche ed \mathbf{u}_x è il vettore in cui sono contenuti i gradi di libertà della meccanica del volo, cioè le variabili che identificano lo stato del velivolo (angolo di incidenza α , angolo di derapata β , velocità angolare di rollio p , velocità angolare di imbardata q e velocità angolare di beccheggio r) e le rotazioni delle superfici di controllo.

L'equazione del moto che governa il problema è quindi:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} + (\mathbf{K} - q_\infty \mathbf{Q}_{ss})\mathbf{u} = \mathbf{f}_{ext} + \mathbf{f}_0 + q_\infty \mathbf{Q}_{sx}\mathbf{u}_x \quad (3.12)$$

Definendo:

- $\bar{\mathbf{K}} = \mathbf{K} - q_\infty \mathbf{Q}_{ss}$ la matrice di rigidezza dove sono già considerati i termini della rigidezza aerodinamica;
- $\mathbf{K}_x^a = q_\infty \mathbf{Q}_{sx}$ la matrice delle forze aerodinamiche che dipendono dallo stato del velivolo e dalla deflessione delle superfici di controllo.

e partizionando il sistema evidenziando i gradi di libertà del moto rigido r ed i gradi di libertà del moto deformabile d , l'equazione Eq. 3.12 diventa:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_{rr} & \mathbf{M}_{rd} \\ \mathbf{M}_{dr} & \mathbf{M}_{dd} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{\mathbf{u}}_r \\ \ddot{\mathbf{u}}_d \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{K}}_{rr} & \bar{\mathbf{K}}_{rd} \\ \bar{\mathbf{K}}_{dr} & \bar{\mathbf{K}}_{dd} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \mathbf{u}_r \\ \mathbf{u}_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{f}}_r \\ \bar{\mathbf{f}}_d \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{rx}^a \\ \mathbf{K}_{dx}^a \end{bmatrix} \mathbf{u}_x \quad (3.13)$$

dove in $\bar{\mathbf{f}}$ sono contenute sia le forze esterne \mathbf{f}_{ext} che i carichi aerodinamici dovuti alla configurazione iniziale \mathbf{f}_0 .

L'informazione su quali gradi di libertà che caratterizzano il moto rigido del velivolo viene inserita tramite la scheda SUPORT [21]. Infatti, gli spostamenti rigidi sono proprio quelli del nodo a cui è associata la scheda SUPORT.

Una volta trasportate le equazioni in assi medi, per la risoluzione del problema si pongono le classiche assunzioni dell'aeroelasticità statica:

- si trascurano le forze inerziali dovute al moto deformabile;
- si considera nullo lo spostamento associato al moto rigido.

In questo modo il sistema 3.13 si riduce al seguente:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_{rr} \\ \mathbf{M}_{dr} \end{bmatrix} \ddot{\mathbf{u}}_r + \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{K}}_{rd} \\ \bar{\mathbf{K}}_{dd} \end{bmatrix} \mathbf{u}_d = \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{f}}_r \\ \bar{\mathbf{f}}_d \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{rx}^a \\ \mathbf{K}_{dx}^a \end{bmatrix} \mathbf{u}_x \quad (3.14)$$

In questo modo si nota come le equazioni risultino disaccoppiate ed è possibile scrivere l'equazione che ha come incognita l'accelerazione del velivolo rigido $\ddot{\mathbf{u}}_r$:

$$\mathbf{M}_{rr}\ddot{\mathbf{u}}_r = \mathbf{f}_r^{ext} + \mathbf{f}_r^0 + \mathbf{K}_{rx}^a \mathbf{u}_x \quad (3.15)$$

Quest'ultima equazione è quella che viene risolta da NeoCASS nel modulo SMARTCAD.

4.3.2. Analisi modale e di flutter

L'analisi modale permette di valutare il comportamento dinamico dell'aeromobile, descrivendo i modi propri di vibrare della struttura ed il relativo valore della frequenza. Per la valutazione delle deformate modali e delle frequenze naturali si deve considerare l'equazione omogenea associata all'equazione del sistema dinamico con smorzamento nullo, dunque il sistema da risolvere è il seguente:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}}(t) + \mathbf{K}\mathbf{u}(t) = 0 \quad (3.16)$$

dove le matrici di massa e rigidità sono definite allo stesso modo dell'analisi aeroelastica statica. Le matrici di massa e rigidità vengono ridotte su base modale ed il problema viene risolto come un problema agli autovalori.

Una volta eseguita l'analisi modale è possibile risolvere il problema di flutter, schematizzato come segue nel dominio delle frequenze:

$$[s^2\mathbf{M} + s\mathbf{C} + \mathbf{K} - q_\infty(v)\mathbf{H}_{am}(p(s), M_\infty(v))]\mathbf{q}(s) = 0 \quad (3.17)$$

dove:

- \mathbf{M} , \mathbf{C} , \mathbf{K} sono rispettivamente le matrici di massa, smorzamento e rigidità del sistema ridotto in coordinate modali;
- \mathbf{q} è il vettore degli spostamenti modali;
- \mathbf{H}_{am} è la matrice di trasferimento aerodinamica nel dominio di *Laplace*, calcolata tramite il DLM;
- q_∞ è la pressione dinamica;
- s è la variabile di *Laplace* e p è la frequenza ridotta $p = \frac{sl_a}{V_\infty}$.

Il fenomeno fisico è rappresentato dall'insorgere di oscillazioni divergenti su una struttura elastica immersa in una corrente d'aria. Lo studio del flutter è uno studio di stabilità del sistema aeroelastico: al variare delle condizioni di volo si valutano gli autovalori del sistema, per determinare la zona di stabilità. Il sistema aeroelastico è costituito dalla parte strutturale:

$$[s^2\mathbf{M} + s\mathbf{C} + \mathbf{K}]\mathbf{q}(s)$$

e dalla parte aerodinamica:

$$q_\infty(v)\mathbf{H}_{am}(p(s), M_\infty(v))\mathbf{q}(s)$$

introdotta come forzante alla parte strutturale.

L'obiettivo, dunque, è studiare l'influenza della parte aerodinamica sugli autovalori della parte strutturale.

Il sistema di equazioni Eq. 3.17 può essere scritto in forma compatta come:

$$\mathbf{F}(s, v)\mathbf{q}(s) = 0 \quad (3.18)$$

ponendo cioè:

$$\mathbf{F}(s, v) = s^2\mathbf{M} + s\mathbf{C} + \mathbf{K} - q_\infty(v)\mathbf{H}_{am}(p(s), M_\infty(v)) \quad (3.19)$$

Il sistema 3.18 è un sistema non lineare in s , caratterizzato da n equazioni in $n + 1$ incognite rappresentate dalle n componenti del vettore \mathbf{q} e dall'autovalore s . Per questo motivo si introduce una equazione in più nel sistema: una equazione di normalizzazione per il vettore \mathbf{q} , ovvero una relazione supplementare tra le sue componenti. Tale equazione di normalizzazione è espressa nel seguente modo:

$$\frac{1}{2}\mathbf{q}^T\mathbf{q} - 1 = 0 \quad (3.20)$$

ed in forma compatta:

$$\mathbf{N}(\mathbf{q}) = 0 \quad (3.21)$$

In questo modo ci si riconduce ad un sistema non lineare di $n + 1$ equazioni in $n + 1$ incognite, cioè s e le n componenti di \mathbf{q} :

$$\begin{aligned} \mathbf{F}(s, v)\mathbf{q}(s) &= 0 \\ \mathbf{N}(\mathbf{q}) &= 0 \end{aligned} \quad (3.22)$$

Il sistema 3.22 è risolto applicando il metodo di continuazione. Il metodo consiste nell'introdurre una parametrizzazione nel sistema di equazioni e poi differenziare le equazioni stesse rispetto a tale parametro, così da ottenere un sistema di equazioni differenziali (ODE). Nel caso delle equazioni del flutter si usa la velocità v come parametro. Differenziando il sistema 3.22 rispetto alla velocità v si ottiene simbolicamente:

$$\begin{cases} \frac{d}{dv}(\mathbf{F}(s, v)\mathbf{q}) = 0 \\ \frac{d}{dv}(\mathbf{N}(\mathbf{q})) = 0 \end{cases} \quad (3.23)$$

La forma simbolica del sistema 3.23 può essere esplicitata considerando la dipendenza del vettore \mathbf{q} e dell'autovalore s dalla velocità. Il sistema finale, scritto in forma matriciale, risulta essere:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{F}(s, v) & \frac{\partial \mathbf{F}(s, v)}{\partial s} \mathbf{q} \\ \mathbf{q}^T & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{d\mathbf{q}}{dv} \\ \frac{ds}{dv} \\ \frac{d\mathbf{q}}{dv} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\partial \mathbf{F}(s, v)}{\partial v} \mathbf{q} \\ 0 \end{bmatrix} \quad (3.24)$$

ovvero un sistema di equazioni differenziali nelle incognite \mathbf{q} ed s .

Tale sistema si presta benissimo alla tecnica di “inseguimento” delle soluzioni al variare della velocità v da zero fino alla massima velocità considerata. Infatti, nota la condizione iniziale, si integra in velocità e per ognuna si ricavano l'autovalore e l'autovettore. Si considera come soluzione iniziale q_0 ed s_0 , a velocità nulla, quella ottenuta dal modello strutturale, ovvero i modi propri strutturali e le frequenze associate.

È chiaro che tale problema può essere risolto con una tecnica numerica a piacere, purché si affronti la questione di formulare una opportuna interpolazione per poter valutare la matrice H_{am} e le sue derivate per valori di frequenze ridotte diverse da quelle utilizzate per il calcolo aerodinamico applicato. Un metodo numerico molto efficiente per la soluzione del sistema è il cosiddetto *predictor-corrector*: tale metodo fa uso di una formula di integrazione esplicita (ad esempio *Eulero*, *Heun* o altre) per fare una stima, una “previsione” appunto, della soluzione, che poi viene raffinata con un “correttore” quale *Newton-Raphson* o altre formulazioni molto efficienti nel caso si parta già da una buona approssimazione della soluzione.

Attraverso questo metodo viene calcolata la sensitività dell'autovalore e dell'autovettore al variare della velocità, ottenendo i diagrammi dello smorzamento e della frequenza in funzione della velocità. Il limite di flutter, cioè il limite oltre il quale si ha instabilità dinamica, corrisponde alla condizione in cui lo smorzamento si annulla.

Con questo procedimento il calcolo del flutter viene portato avanti un modo alla volta, a differenza del metodo *p-k* in MSC NASTRAN, dove per ogni velocità vengono calcolati tutti i modi.

Capitolo 5

NeoRESP-modulo di analisi dinamica

Per le analisi aeroelastiche dinamiche, esiste un modulo chiamato NeoRESP.

Una volta ottenuto il modello da GUESS, è possibile sottoporlo ad analisi di risposta dinamica, grazie al modulo NeoRESP [21]. NeoRESP è il solutore che permette di valutare la risposta dinamica dell'aeromobile. Questo modulo è a sua volta diviso in altri due: NeoRESP e NeoRESP-SS. Il primo è il solutore dinamico che ottiene la soluzione riducendo l'intero modello su base modale; il secondo, invece, risolve il sistema dinamico generando un modello dell'aeromobile nello spazio di stato [21].

Il modulo NeoRESP-SS sarà utilizzato per la generazione dei modelli del velivolo nello spazio di stato.

5.1. NeoRESP

È possibile analizzare tre tipi di risposta:

- risposta alla raffica;
- deflessione delle superfici di controllo;
- carichi esterni.

Da notare che l'effetto delle tre forzanti può essere combinato.

Il sistema è sempre ridotto su base modale ed è caratterizzato dalle stesse equazioni del flutter, ma con la forzante esterna. I calcoli sono eseguiti nel dominio della frequenza, implementando il DLM (*Doublet Lattice Method*) per ricavare le forze aerodinamiche instazionarie, e la soluzione viene successivamente portata nel dominio del tempo.

I parametri di input necessari per il calcolo sono:

- termine forzante;
- condizioni di volo;
- tipologie di output (velocità, spostamenti, accelerazioni, forze).

Per l'analisi di risposta dinamica sono possibili due metodi:

- *metodo diretto*: l'equazione del moto è risolta in coordinate fisiche;
- *metodo di sovrapposizione modale*: l'equazione del moto è risolta in coordinate modali.

La tipica soluzione dinamica si basa sul metodo di riduzione modale, dove il problema non è più rappresentato con tutti i gradi di libertà strutturali, ma solo con la base modale. In questo modo si riduce di molto il costo computazionale, ma si ha una soluzione dipendente dalla bontà della base modale scelta [20]. Infatti, andando a troncature i gradi di libertà del sistema, delle informazioni potrebbero andare perse e quindi i carichi recuperati potrebbero essere inaccurati.

In NeoRESP sono presenti due metodi differenti, per il recupero dei carichi, basati sul troncamento modale: il *Metodo degli spostamenti modali* (MD) e il *Metodo dell'accelerazione modale* (MA). L'ultimo metodo risulta essere più affidabile rispetto al primo per il calcolo dei carichi, dal momento che prevede una correzione degli spostamenti non compresi all'interno della base modale del sistema. Dunque, il metodo MA utilizza una correzione statica degli spostamenti che non sono stati definiti e la risposta è recuperata come somma di un contributo transitorio (calcolato con il metodo di riduzione modale) e uno statico (calcolato tramite un'analisi della deflessione statica di tutto lo stick model, con l'inerzia alleviante automaticamente inclusa) [20].

5.2. NeoRESP-SS

Attraverso questo modulo la soluzione dinamica viene ottenuta tramite la schematizzazione del modello aeroelastico nello spazio di stato. Dunque, è possibile usare NeoRESP per generare il modello aeroelastico nello spazio di stato ed accoppiare il modello dinamico allo sviluppo di leggi di controllo.

Analogamente alla soluzione dinamica in NeoRESP, è richiesta l'analisi modale ed il calcolo delle forze aerodinamiche instazionarie tramite il DLM (*Doublet Lattice Method*), ma andrà a cambiare il tipo di soluzione che in questo caso sarà la generazione del modello agli stati [21].

Il DLM esegue il calcolo dei carichi instazionari nel dominio della frequenza e le risultanti matrici aerodinamiche sono, quindi, tabulate in funzione della frequenza. Le forze aerodinamiche ottenute con il DLM sono espresse nel seguente modo:

$$\mathbf{f}_a = q_\infty \mathbf{H}_{am}(j\omega) \mathbf{q} + q_\infty \mathbf{H}_{ag}(j\omega) v_g + q_\infty \mathbf{H}_{a\delta}(j\omega) \delta_c \quad (5.1)$$

dove:

- \mathbf{f}_a sono le forze aerodinamiche;
- q_∞ è la pressione dinamica;
- \mathbf{q} sono le coordinate modali;
- v_g è la velocità di raffica;
- δ_c è la deflessione delle superfici di controllo.

Nell'equazione Eq. 5.1, il primo termine a destra corrisponde al contributo modale delle forze aerodinamiche, il secondo alla raffica e il terzo alla deflessione delle superfici di controllo.

Ogni contributo dell'equazione Eq. 5.1 può essere rappresentato nello spazio di stato, introducendo una funzione di trasferimento che lega gli ingressi agli output. Ad esempio il contributo modale:

$$\mathbf{f}_{am} = q_\infty \mathbf{H}_{am}(j\omega) \mathbf{q}$$

diviene:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{am} = \mathbf{A}_{am} \mathbf{x}_{am} + \mathbf{B}_{am}^0 \mathbf{q} + \mathbf{B}_{am}^1 \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{B}_{am}^2 \ddot{\mathbf{q}} \\ \frac{\mathbf{f}_{am}}{q_\infty} = \mathbf{C}_{am} \mathbf{x}_{am} + \mathbf{D}_{am}^0 \mathbf{q} + \mathbf{D}_{am}^1 \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{D}_{am}^2 \ddot{\mathbf{q}} \end{cases}$$

Analogamente per i restanti contributi, f_{ag} e $f_{a\delta}$.

Il modello agli stati può essere generato tenendo conto di tutti i contributi delle forze aerodinamiche o solo di alcune, generando un modello agli stati parziale.

Capitolo 6

Generazione del modello agli stati

L'approccio utilizzato è quello della generazione di una serie di modelli nello spazio di stato, relativi ad una determinata configurazione di massa e condizione di volo, che possano rappresentare la dinamica del velivolo ed essere accoppiati alla legge di controllo in esame.

È possibile utilizzare il modulo di analisi dinamica NeoRESP-SS per generare il modello linearizzato del velivolo aeroelastico nello spazio di stato, definita la condizione di volo e la configurazione di massa. A tal fine, è necessario eseguire l'analisi modale ed il calcolo delle forze aerodinamiche instazionarie.

Il file di input richiesto è un file *.dat* contenente il modello del velivolo in esame in formato NeoCASS ed una serie di parametri necessari per l'analisi.

Questi input saranno poi utilizzati da un preprocessore che eseguirà una serie di calcoli preliminari, generando una struttura dati utile per l'analisi. Il solutore per le analisi aeroelastiche dinamiche utilizzerà la banca dati per generare il modello del velivolo nello spazio di stato.

6.1. Forze aerodinamiche instazionarie

Le forze aerodinamiche ottenute tramite il metodo a reticolo di doppiette (*Doublet Lattice Method* - DLM) sono espresse nel dominio della frequenza. Un'approssimazione è necessaria per ottenere una rappresentazione agli stati di queste forze, in modo da agevolare il progetto del controllore.

La generica equazione aeroelastica, nel dominio di *Laplace*, ha la seguente forma:

$$(\mathbf{M}s^2 + \mathbf{C}s + \mathbf{K})\mathbf{q}(s) = \mathbf{f}_a \quad (6.1)$$

dove:

- $\mathbf{q}(s)$ è il vettore delle coordinate modali;
- \mathbf{M} , \mathbf{C} , \mathbf{K} sono rispettivamente le matrici modali di massa, smorzamento e rigidità;
- \mathbf{f}_a rappresenta le forzanti esterne.

Le forzanti esterne, in generale, possono essere distinte in tre termini:

$$\mathbf{f}_a = q_\infty \mathbf{H}_{am}(p(s), M_\infty)\mathbf{q} + q_\infty \mathbf{H}_{ag}(p(s), M_\infty)\mathbf{v}_g + q_\infty \mathbf{H}_{a\delta}(p(s), M_\infty)\delta_c \quad (6.2)$$

Le forze aerodinamiche dipendono dal numero di Mach e dalla frequenza ridotta $p = sl_\alpha/V_\infty$, ovvero la variabile di *Laplace* s resa adimensionale tramite una lunghezza caratteristica l_α e la velocità asintotica V_∞ .

La matrice $\mathbf{H}_{am}(p(s), M_\infty)$ rappresenta la matrice delle forze aerodinamiche generalizzate dovute al movimento della struttura, $\mathbf{H}_{ag}(p(s), M_\infty)$ rappresenta la matrice delle forze aerodinamiche generalizzate dovute alla raffica ed infine $\mathbf{H}_{a\delta}(p(s), M_\infty)$ è la matrice delle forze aerodinamiche generalizzate dovute alla deflessione delle superfici di controllo.

L'espressione delle forze aerodinamiche Eq. 6.2 viene inserita nell'equazione dinamica del sistema Eq. 6.1. Solitamente, il termine legato agli spostamenti modali viene incorporato alle matrici strutturali di massa, rigidità e smorzamento, lasciando a destra dell'equazione solo i termini noti.

Per il progetto del controllore risulta necessario rappresentare le forze aerodinamiche nello spazio di stato. Per ottenere una rappresentazione nello spazio di stato di queste forze è necessario effettuare un'approssimazione.

In NeoRESP sono possibili due metodi per ottenere una rappresentazione agli stati:

- Il primo consiste nell'eseguire una vera e propria identificazione della funzione di trasferimento del sistema (*matrix fraction decomposition*), ovvero la funzione che lega gli spostamenti, le raffiche o le deflessioni delle superfici di controllo alle forze aerodinamiche. L'identificazione della funzione di trasferimento è eseguita seguendo il modello matematico descritto da Ripepi e Mantegazza [22].
- Il secondo consiste nell'utilizzare un'approssimazione quasi stazionaria delle forze aerodinamiche (*quasi steady approximation*). Con tale metodo non è prevista l'identificazione della funzione di trasferimento perché le forzanti aerodinamiche sono approssimate fino al secondo ordine.

In questo lavoro è stato considerato il primo metodo per l'approssimazione delle forze aerodinamiche.

Ogni contributo dell'equazione Eq. 6.2 può essere rappresentato nello spazio di stato, introducendo una funzione di trasferimento che lega gli ingressi agli output. Ad esempio il contributo modale:

$$\mathbf{f}_{am} = q_\infty \mathbf{H}_{am}(p(s), M_\infty) \mathbf{q}$$

diviene:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}}_{am} = \mathbf{A}_{am} \mathbf{x}_{am} + \mathbf{B}_{am}^0 \mathbf{q} + \mathbf{B}_{am}^1 \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{B}_{am}^2 \ddot{\mathbf{q}} \\ \frac{\mathbf{f}_{am}}{q_\infty} = \mathbf{C}_{am} \mathbf{x}_{am} + \mathbf{D}_{am}^0 \mathbf{q} + \mathbf{D}_{am}^1 \dot{\mathbf{q}} + \mathbf{D}_{am}^2 \ddot{\mathbf{q}} \end{cases}$$

Si ottiene, dunque, una funzione di trasferimento avente la seguente forma:

$$\mathbf{H}(p(s), M_\infty) = \mathbf{D}_0 + p\mathbf{D}_1 + p^2\mathbf{D}_2 + \mathbf{C}(p\mathbf{I} - \mathbf{A})^{-1}(\mathbf{B}_0 + p\mathbf{B}_1 + p^2\mathbf{B}_2) \quad (6.3)$$

La formulazione agli stati è del tutto analogo per ogni termine dell'equazione Eq. 6.2. Dunque, si otterranno tre funzioni di trasferimento differenti dove gli output sono sempre le forze aerodinamiche ma gli input sono rispettivamente gli spostamenti modali, l'ingresso di raffica e la deflessione imposta alla superficie di comando.

La formulazione delle forze aerodinamiche nello spazio di stato introduce alcune approssimazioni nel modello, solitamente sono richiesti molti stati aerodinamici per rappresentare accuratamente le forze aerodinamiche, determinando un aumento delle dimensioni del vettore di stato e delle matrici associate.

6.2. File di lancio

Partendo dal modello del velivolo in esame, il solutore crea il modello agli stati in base alle opzioni definite dall'utente. Queste opzioni possono essere impostate da linea di comando o tramite un'interfaccia grafica.

Il file di input per l'analisi dinamica è un file ASCII *.dat* simile al formato Nastran. Esso è caratterizzato da una serie di schede dedicate, le quale introducono le seguenti informazioni:

- modello aeroelastico del velivolo, descritto nel Capitolo 4;
- definizione delle condizioni di volo di riferimento (velocità di volo, Mach e densità);
- definizione degli output d'interesse (spostamenti, velocità, accelerazioni, forze interne, momenti di cerniera);
- parametri per l'analisi modale e per il calcolo delle matrici aerodinamiche attraverso il *Doublet Lattice Method (DLM)*;
- collegamenti tra le varie superfici di controllo.

Una volta che il file è pronto, è possibile lanciare il preprocessore che organizza in una struttura dati tutti gli input forniti.

Di seguito si riporta un esempio del file di input, preso dal tutorial di NeoCASS [21], facente riferimento ad un velivolo diverso da quello in esame. Per il TP90, è stato creato un file di input avente la medesima struttura ed inserendo i dati relativi a tale velivolo.

```

$-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8-----9-----10
$ SET SOLVER
SOL 146
$
PARAM MODACC 0 ← Parametro per attivare il recupero dei carichi tramite il metodo dell'accelerazione modale
PARAM VREF 170.000
PARAM RHOREF 1.22500 ← Parametri per definire le condizioni di volo da utilizzare per l'analisi
PARAM MACH 0.50000
$-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8-----9-----10
$ Output set (node list)
$-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8-----9-----10
SET 3 = 1004 2018 ← Set di nodi per il recupero delle forze, spostamenti, velocità, accelerazioni
SET 4 = 1004 2018
$-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8-----9-----10
$ Choose output (displacements, velocities, accelerations and internal forces)
$-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8-----9-----10
IFORCE= ALL
DISP= ALL
VELOCITY= 3
ACCELERATION= 4
HINGEFORCE= ALL
$
$
$ Eigenvalue solver parameters
$-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8-----9-----10
EIGR 1 0 300 20 ← Parametri per definire la base modale: calcolo dei primi 20 modi nel range di frequenza tra 0 e 300 Hz
MASS
$
$ Doublet lattice solver parameters
$-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8-----9-----10
AERO 551 300 10.483 1.225 0 0 2 100 59.64 ← Dati aerodinamici necessari per il DLM, tra cui superficie di riferimento (551 m^2) e apertura alare (59.64 m)
$ Doublet lattice aerodynamic transfer matrix points
$-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8-----9-----10
MKAERO1 0.50
0.0005 0.001 0.002 0.005 0.01 0.05 0.1 0.2 ← Numero di Mach e frequenze ridotte per il calcolo delle matrici aerodinamiche
MKAERO1 0.50
0.5 1 1.5 2
$ Selected modes defining the modal basis
$-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8-----9-----10
MSELECT 1 2 3 4 5 6 7 8
9 10 11 12 13 14 15 16
17 18 19 20 ← Selezione dei modi da utilizzare per la riduzione del modello in base modale
$
$-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8-----9-----10
GUST= 1
SURFDEF= 1 2 3 ← ID delle forzanti (raffica e deflessione delle superfici di controllo)
$-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8-----9-----10
$ Gust and control surface input
$-----2-----3-----4-----5-----6-----7-----8-----9-----10
GUST 1 17.07 0.40 0.0 3 ← Definizione della raffica: ampiezza, durata, ritardo, direzione (x=1, y=2, z=3), evoluzione temporale
1
(1-cos(2*pi/0.4000*t))*0.5
SURFDEF 1 aileronr1.0 0.5 0.0
sin(2*pi/0.5*t)
SURFDEF 2 elev1r 1.0 0.5 0.0
sin(2*pi/0.5*t)
SURFDEF 3 rudder1 1.0 0.5 0.0
sin(2*pi/0.5*t)
$
$ INCLUDE MODEL
INCLUDE B747-100_v00.inc ← Modello del velivolo
$

```

Figura 6.1: File di input per la generazione del modello agli stati.

Come si può vedere, oltre ad includere il modello del velivolo, vengono definiti una serie di parametri necessari per la generazione del modello agli stati. Sono previste delle opportune schede in base ai parametri da definire:

- tramite la scheda PARAM è possibile definire le condizioni di volo (velocità di riferimento, densità e Mach) per le quali si desidera effettuare l'analisi aeroelastica; inoltre è possibile impostare il metodo da utilizzare per il recupero dei carichi;
- tramite la scheda SET si definiscono i nodi in corrispondenza dei quali avverrà il recupero degli spostamenti, delle velocità, delle accelerazioni, delle forze interne e dei momenti di cerniera delle superfici di controllo; in questo modo tali grandezze saranno calcolate solo nei nodi definiti invece che sull'intera struttura del velivolo;

- tramite la scheda EIGR si impostano i parametri per definire la base modale, ovvero il range di frequenza ed il numero di modi da considerare nel range stabilito;
- tramite la scheda MSELECT è possibile selezionare solo alcuni modi tra quelli calcolati per effettuare la riduzione del modello in base modale;
- tramite la scheda AERO si impostano i parametri necessari per calcolo aerodinamico tramite il Doublet Lattice Method (DLM);
- tramite la scheda MKAERO1 si definiscono il numero di Mach e le frequenze ridotte per le quali calcolare le matrici aerodinamiche instazionarie; da notare che, se l'analisi è impostata per una condizione di volo caratterizzata da Mach diverso da quello definito nella scheda MKAERO1, le matrici aerodinamiche vengono calcolate per interpolazione;
- infine, sono previste delle schede per definire le forzanti del sistema dinamico, ovvero la scheda GUST per definire i parametri legati all'input di raffica e la scheda SURFDEF per definire i parametri legati al movimento delle superfici di controllo; ognuna di queste schede è caratterizzata da un ID univoco.

Nel caso in cui si definiscano delle connessioni di movimento tra le varie superfici, tramite scheda AELINK, il momento di cerniera è dato dalla somma dei momenti di cerniera delle due superfici collegate.

Da notare che nel file di input vengono inseriti i dati necessari per costruire il modello dinamico agli stati su cui, in secondo luogo, si faranno tutte le analisi desiderate. Dunque, nel file *.dat* la definizione della raffica e del movimento delle superfici di controllo serve per identificare la funzione di trasferimento lineare associata, dopodichè, tramite lo script Matlab, sarà possibile definire il tipo di risposta dinamica che si desidera analizzare (raffica, manovra di alettone, manovra di timone, manovra di elevatore) con i relativi parametri che potranno anche essere differenti da quelli definiti nel file di input.

Per il recupero dei carichi è stato scelto il metodo dell'accelerazione modale. In alternativa, come anticipato nel Capitolo 5, è possibile utilizzare anche il metodo diretto. Di seguito si riportano i risultati relativi alla risposta dinamica alla raffica con frequenza 2.25 Hz, sia per la wing tip (*Figura 6.2*) che per la winglet (*Figura 6.3*), considerando entrambi i metodi. Per effettuare tale confronto è stata considerata la configurazione di peso massimo al decollo e la condizione di volo relativa al punto di design aerodinamico.

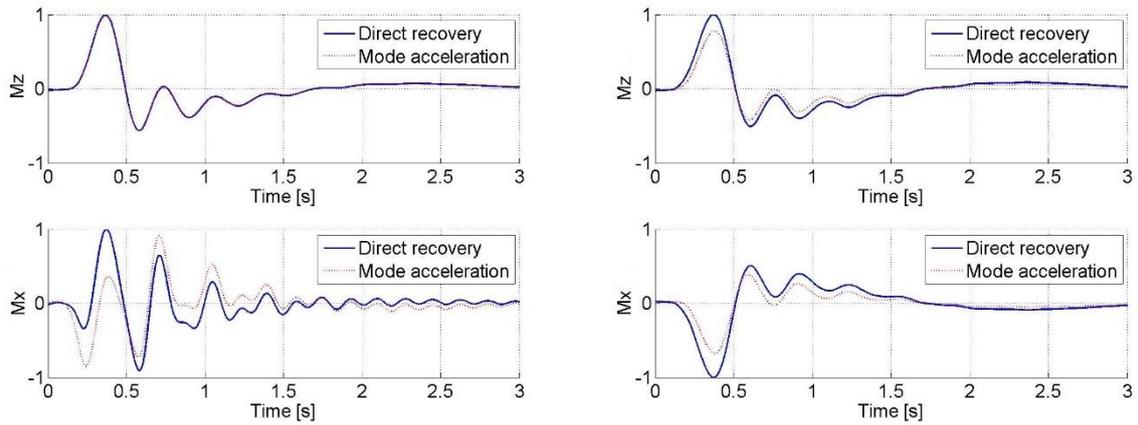


Figura 6.2: Momento flettente e momento torcente alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra) calcolato con i due metodi – wing tip.

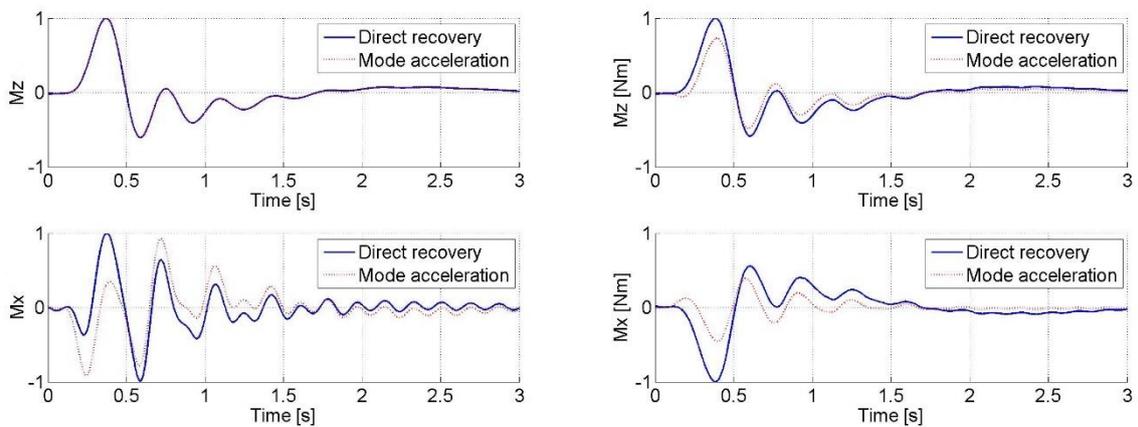


Figura 6.3: Momento flettente e momento torcente alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra) calcolato con i due metodi – winglet.

Dunque, in base al metodo considerato, si ottengono dei risultati che, in determinati casi, possono risultare abbastanza diversi per via delle approssimazioni che stanno alla base dei due metodi.

6.3. Correzione aerodinamica

Nella generazione del modello del velivolo nello spazio di stato è possibile introdurre una correzione aerodinamica considerando i coefficienti e le derivate aerodinamiche del Data Set, lineare o non lineare, per il calcolo aerodinamico.

In NeoCASS, le forze aerodinamiche sono calcolate di default mediante il *Vortex Lattice Method* (VLM) che tiene conto di:

- mutua interferenza;
- curvatura del profilo alare di tutte le superfici portanti;
- effetti della compressibilità attraverso la correzione di *Prandtl-Glauert*, ovvero $\beta = \sqrt{1 - M_\infty}$.

Tuttavia, l'aerodinamica del velivolo può essere governata da fenomeni non lineari di cui il VLM non tiene conto, come:

- effetti viscosi, che possono causare la separazione dello strato limite;
- campi supersonici sulle superfici portanti caratterizzati da onde d'urto e fasci di espansione.

Con lo scopo di migliorare il calcolo dei carichi aerodinamici, il Politecnico di Milano ha implementato nel tool una procedura ad hoc che permette di generare il modello agli stati introducendo dati aerodinamici esterni. Infatti, il modello aerodinamico interno può essere modificato mediante l'introduzione di derivate e coefficienti aerodinamici che vanno a sostituire i corrispondenti valori calcolati mediante VLM.

Da notare che tale modifica influisce solo sul contributo rigido del carico aerodinamico. Difatti, questi metodi di correzione si basano sull'idea di sostituire i risultati aerodinamici ottenuti col metodo a pannelli interno, caso rigido, con quelli ottenuti tramite tecniche di analisi più evolute. Infine, introdurre il contributo aeroelastico sfruttando il VLM interno implementato in NeoCASS.

6.3.1. Correzione mediante Data Set lineare

Il Data Set aerodinamico lineare è costituito da una serie di coefficienti adimensionali e derivate aerodinamiche per specifiche condizioni di volo, che nell'insieme rappresentano il modello aerodinamico dell'intero velivolo.

I dati tabulati contribuiscono alla definizione di tutte le forze aerodinamiche che dipendono dalla configurazione rigida del velivolo (α , β , p , q , r e δ_c) e dalle forze relative alla configurazione di riferimento. Qualsiasi valore definito nel Data Set sostituirà il valore corrispondente ottenuto utilizzando il metodo VLM. Dal momento che questi dati non hanno alcuna informazione riguardo la deformazione strutturale, tale correzione interessa solo le matrici relative al movimento rigido del velivolo.

Tutti i dati aerodinamici presenti nel Data Set sono stati ottenuti mediante metodi numerici (equazioni di *Navier Stokes*) e opportunamente corretti con analoghe banche dati provenienti da altri progetti di velivoli civili di proprietà di Leonardo Velivoli. Tali dati sono riferiti a una terna di assi di stabilità e sono determinati linearizzando un tratto delle curve aerodinamiche non lineari per specifiche condizioni di volo. I coefficienti e le derivate aerodinamiche presenti nel Data Set fanno riferimento a determinati numeri di Mach: per ogni altra condizione di volo compresa nell'intervallo tra i due Mach, il parametro in oggetto può essere ricavato tramite interpolazione lineare. Qualora fosse necessario dover utilizzare i dati aerodinamici al di fuori del range per cui essi sono definiti, è possibile estrapolare linearmente i termini del Data Set oppure mantenere i valori dei parametri costanti all'ultimo dato disponibile.

Per la generazione del modello agli stati è possibile, quindi, introdurre un set di coefficienti e derivate aerodinamiche per correggere la parte stazionaria delle forze aerodinamiche tramite l'opzione '*aeroCoef*' (Figura 6.4).

```
[ssAEmodel_corr, aero, ssmodel, descrForm] = getAEmodelCorrected(dyn_model, ssmodel, ...  
    'aeroCoef', aeroCoef, ...  
    'axesUsed', axesUsed, ...  
    'seljUsed', seljUsed);
```

Figura 6.4: Generazione del modello agli stati con correzione aerodinamica.

I coefficienti e le derivate aerodinamiche sono salvati in una apposita struttura denominata *aeroCoef* per ogni numero di Mach per i quali sono definiti.

La generazione del modello agli stati con la correzione aerodinamica mediante Data Set potrebbe essere interessante per valutare l'impatto della correzione aerodinamica sui carichi dinamici e sulla loro alleviazione ottenuta con la legge di controllo rispetto a quanto ottenuto tramite il *Vortex Lattice Method* (VLM).

Capitolo 7

Descrizione modello di riferimento

Il velivolo di riferimento per il progetto del controllore è un velivolo regionale turbo elica da 90 posti con coda a T, ala alta e motori in ala, di proprietà di Leonardo Divisione Velivoli S.p.A.

Il modello numerico del velivolo è stato sviluppato grazie all'utilizzo del software di progettazione e analisi strutturale preliminare NeoCASS. Nonostante tutti i risultati presentati saranno adimensionalizzati, le caratteristiche strutturali e dinamiche, nonché i profili aerodinamici del modello, sono state modificate rispetto all'originale per poter essere utilizzate nella tesi. Partendo dal modello NeoCASS del velivolo, è possibile generare, sempre all'interno del tool, il modello agli stati del sistema aeroelastico. Quest'ultimo sarà collegato alla legge di controllo per l'alleviazione dei carichi in modo da valutarne l'efficacia tramite una serie di simulazioni.

Il modello agli stati della dinamica completa del velivolo flessibile è stato generato per diverse condizioni di volo e configurazioni di massa. In questo modo, sarà possibile valutare le prestazioni del controllore nell'alleviare i carichi anche in condizioni diverse da quelle nominali.

7.1 Modello aeroelastico nello spazio di stato

I modelli nello spazio di stato sono stati generati partendo dal modello NeoCASS del TP90 per diverse configurazioni di massa e posizione del baricentro e considerando diverse condizioni di volo. La procedura è stata eseguita sia per la configurazione del velivolo con wing tip che per quella con winglet.

I modelli descrivono il comportamento dinamico del velivolo sia sul piano longitudinale che su quello latero-direzionale. Da notare che il velivolo è considerato flessibile, dunque, per la sua modellazione, si considera l'interazione tra l'aerodinamica e la dinamica strutturale. In tal modo, non si considera più il velivolo semplicemente come un corpo rigido ma si tiene conto anche della flessibilità strutturale e conseguentemente delle deformazioni dovute ai carichi aerodinamici agenti sulla struttura. Ciascun modello si riferisce ad una determinata condizione di volo e configurazione di massa. In particolare, sono prese in considerazione sei configurazioni di massa (*Tabella 7.1*) e per ognuna di queste vengono analizzate sette condizioni di volo differenti in termini di quota e Mach (*Tabella 7.2*). Durante la simulazione verrà selezionato in modo automatico il modello corrispondente al caso che si desidera esaminare.

ID	Configurazione
M10	Maximum Take of Weight (MTOW) – nominal centre of gravity
M10F	Maximum Take of Weight (MTOW) – forward centre of gravity

M10R	Maximum Take of Weight (MTOW) – rearward centre of gravity
M12	Maximum Zero Fuel Weight (MZFW) - nominal centre of gravity
M12F	Maximum Zero Fuel Weight (MZFW) – forward centre of gravity
M12R	Maximum Zero Fuel Weight (MZFW) – rearward centre of gravity

Tabella 7.1: Configurazioni di massa e posizione del baricentro.

POINT ID	Flight Condition
1	<i>Cruise - aerodynamic design point</i>
2	<i>Max operating speed - sea level</i>
3	<i>Max operating speed - corner point</i>
4	<i>Max operating speed - max altitude</i>
5	<i>Dive speed - sea level</i>
6	<i>Dive speed - corner point</i>
7	<i>Dive speed - max altitude</i>

Tabella 7.2: Condizioni di volo.

L'involuppo di volo del TP90 è riportato in *Figura 7.1*.

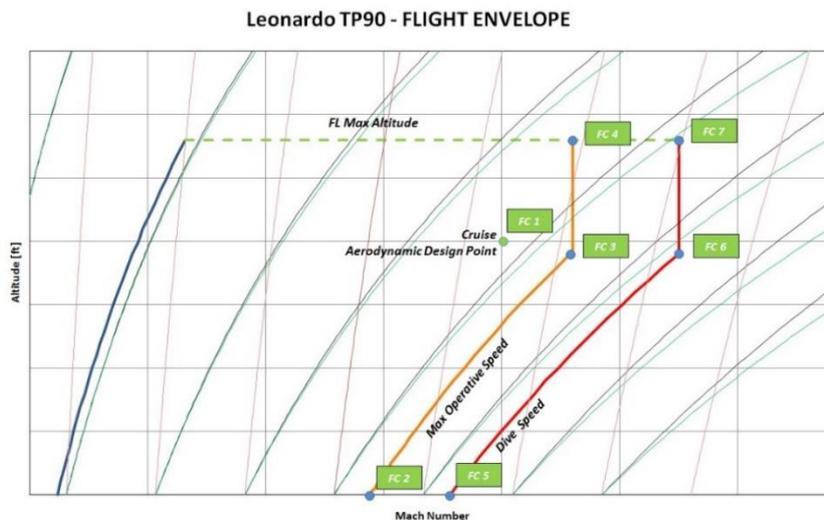


Figura 7.1: Involuppo di volo TP90.

Nell'involuppo di volo, sono indicate i punti di volo considerati per valutare le prestazioni del sistema di controllo.

7.1.1. Variabili di stato

Il vettore di stato del modello completo è costituito dalle seguenti variabili:

- stati rigidi del velivolo: velocità lineari e angolari lungo i tre assi (u, v, w, p, q, r);
- deformazioni modali;
- derivate dei precedenti stati;

- stati aerodinamici.

7.1.2. Variabili di ingresso

Il vettore degli ingressi di controllo è costituito dalle seguenti grandezze:

- angolo di attacco indotto dalla raffica, definito dal rapporto tra la velocità verticale della raffica e la velocità asintotica del velivolo $v_g = U_g/V_\infty$;
- deflessione delle superfici di controllo;
- derivata prima e seconda degli input sopra elencati.

7.1.3. Variabili di uscita

Le grandezze misurate sono suddivise nel seguente modo:

- spostamenti e rotazioni;
- velocità lineari e angolari (u, v, w, p, q, r);
- accelerazioni lineari e angolari;
- forze e momenti interni;
- carichi calcolati tramite il metodo dell'accelerazione modale;
- angoli caratteristici $\alpha, \beta, \phi, \theta, \Psi$;
- momenti di cerniera delle superfici di controllo.

Spostamenti/rotazioni

Gli spostamenti e le rotazioni in un dato punto sono indicati nel seguente modo:

$$DISP-[node ID]-[DOF]$$

dove:

- *node ID* identifica il punto dove lo spostamento o la rotazione sono misurate;
- *DOF* è un numero tra 1 e 3 per identificare la componente dello spostamento e tra 4 e 6 per identificare la componente della rotazione.

Velocità/accelerazioni

In modo analogo, per le velocità:

$$VEL-[node ID]-[DOF]$$

e per le accelerazioni:

$$ACC-[node ID]-[DOF]$$

Carichi interni

I carichi sono indicati nel seguente modo:

$$FORCE-BAR-[bar ID]-[DOF]-C[point ID]$$

dove:

- *bar ID* è l'identificativo della barra;
- *DOF* è compreso tra 1 e 6 per indicare le forze e i momenti lungo gli assi x, y, z;
- *point ID* si riferisce al punto di collocamento della barretta (1 o 2).

Momenti di cerniera

Per una data superficie di controllo il momento di cerniera è indicato come:

$$hmom-[surfaceName]$$

7.1.4. Struttura del database

I dati relativi al modello nello spazio di stato sono salvati in un singolo file *.mat*. Il file viene caricato in Matlab per il lancio delle simulazioni ed è strutturato nel seguente modo:

- *flightConditionList* in cui sono salvate tutte le condizioni di volo (Mach e quota);
- *mConfList* in cui sono salvate tutte le configurazioni di massa;
- *ssAEmodel*: per ogni condizione di volo e configurazione di massa, il modello agli stati del velivolo è salvato in una struttura. Dunque, il modello (i, j) corrisponde al caso di massa j e condizione di volo i ;
- *aero*: ogni struttura è accessibile nello stesso modo del modello agli stati e contiene la definizione delle proprietà aerodinamiche del singolo modello come la corda aerodinamica, la velocità di volo, la densità dell'aria ed il numero di Mach.

7.1.5. Superfici di controllo

Il modello base del velivolo dispone delle seguenti superfici di controllo:

- 2 equilibratori;
- 2 alettoni;
- 4 flap (2 interni e 2 esterni);
- 1 timone;

In aggiunta, in base alla configurazione in esame, all'estremità alare sarà presenta la wing tip o la winglet. Quest'ultimo dispositivo, a differenza della wing tip, è dotato di due superfici mobili.

Le superfici di controllo su cui il pilota può impartire il comando sono equilibratore, alettoni, timone. Le wing tip o le winglet sono, invece, movimentate dal sistema di controllo per l'alleviazione dei carichi.

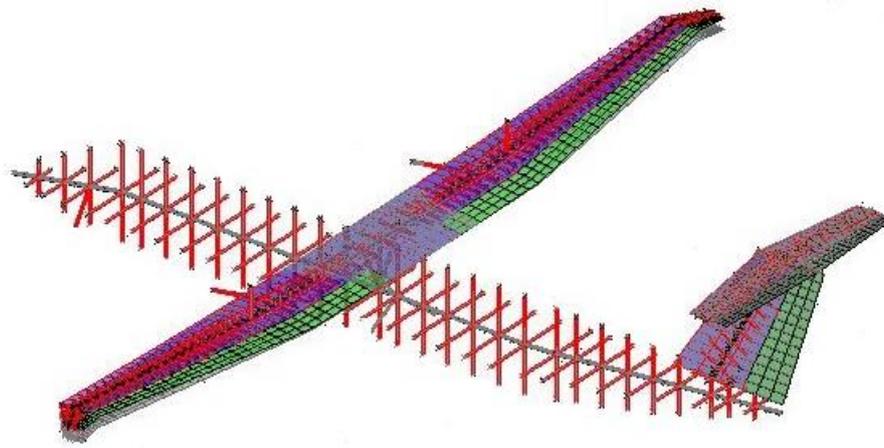


Figura 7.3: Modello aeroelastico con superfici di controllo - configurazione wing tip.

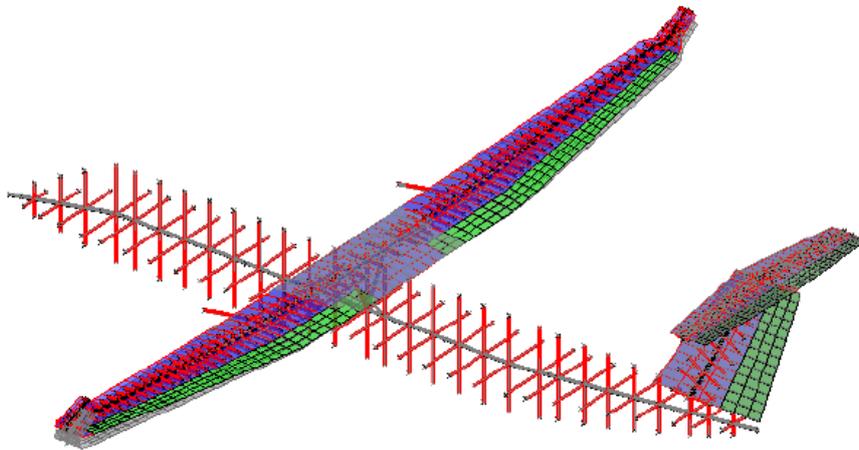


Figura 7.4: Modello aeroelastico con superfici di controllo - configurazione winglet.

In *Tabella 7.4* si riporta la convenzione dei segni delle superfici di controllo.

	Convenzione segni
Elevatore	Deflessione positiva verso il basso
Alettone destro	Deflessione positiva verso il basso
Alettone sinistro	Deflessione positiva verso l'alto
Flaps interni (sinistro e destro)	Deflessione positiva verso il basso
Flaps esterni (sinistro e destro)	Deflessione positiva verso il basso
Wing tip destra	Deflessione positiva verso il basso
Wing tip sinistra	Deflessione positiva verso l'alto
Winglet destra	Deflessione positiva verso il basso
Winglet sinistra	Deflessione positiva verso il basso

Tabella 7.4: Convenzione segni delle superfici di controllo.

Capitolo 8

Controllore a retroazione diretta delle misure

In questo capitolo vengono presentate le caratteristiche ed il progetto del controllore a retroazione diretta delle misure (*Static Output Feedback - SOF*) per l'alleviazione dei carichi dinamici.

I controllori a retroazione diretta delle misure sono caratterizzati da una maggiore semplicità implementativa rispetto ai controllori dinamici. In questa configurazione l'ingresso di controllo è dato direttamente da una combinazione lineare delle misure provenienti dal sistema stesso, descritta tramite la matrice dei guadagni G (Figura 8.1). In un controllore dinamico, invece, sono presenti ulteriori stati che richiedono un'integrazione numerica da parte di un calcolatore.

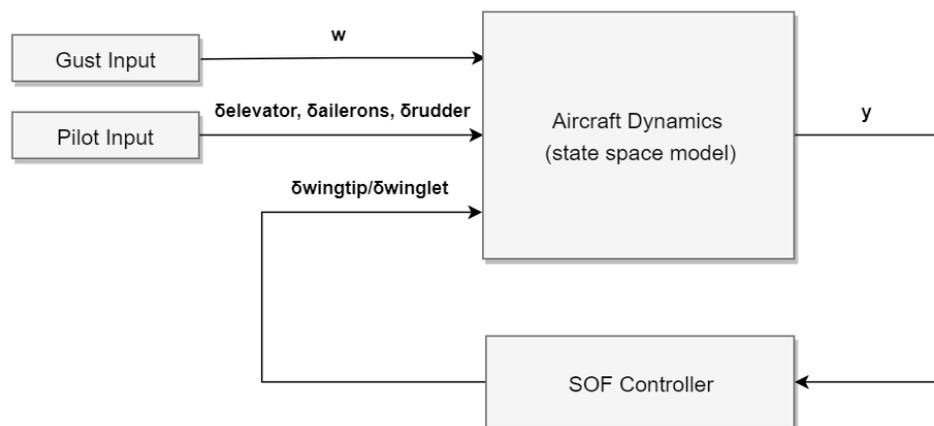


Figura 8.1: Schema concettuale del sistema di controllo.

Nonostante la semplicità implementativa, i controllori statici sono difficili da progettare in quanto non esistono formule analitiche per il calcolo della matrice dei guadagni ed è quindi necessario ricorrere a metodi numerici.

In tal caso, la matrice dei guadagni è stata calcolata utilizzando un metodo numerico basato sulla formulazione quadratica del problema del controllo [23]. Il problema del progetto del controllore viene espresso come un problema di minimizzazione di una funzione obiettivo. Di questa funzione vengono calcolati il gradiente e l'hessiano rispetto alla matrice dei guadagni, permettendo così l'utilizzo di algoritmi di ottimizzazione del secondo ordine. In questo modo la convergenza verso una soluzione ottima è molto più rapida rispetto a quella ottenuta con algoritmi che richiedono la sola conoscenza del gradiente.

8.1. Descrizione controllore a retroazione diretta delle misure

Un approccio classico al problema del progetto di un controllore consiste nel formulare una funzione obiettivo che esprime le prestazioni del controllore, quindi viene cercato il controllore in grado di minimizzare questa funzione. L'algoritmo per il calcolo della matrice dei guadagni del controllore a retroazione diretta delle misure si basa su questa formulazione.

Nella formulazione del problema di controllo si farà riferimento al generico sistema:

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A}\mathbf{x} + \mathbf{B}_u\mathbf{u} + \mathbf{B}_d\mathbf{d} \\ \mathbf{y} = \mathbf{C}_y\mathbf{x} + \mathbf{D}_{yu}\mathbf{u} + \mathbf{D}_{yd}\mathbf{d} + \mathbf{D}_{yn}\mathbf{n} \\ \mathbf{z} = \mathbf{C}_z\mathbf{x} + \mathbf{D}_{zu}\mathbf{u} + \mathbf{D}_{zd}\mathbf{d} \end{cases} \quad (8.1)$$

dove $\mathbf{x} \in R^n$ è lo stato del sistema, $\mathbf{u} \in R^{m_u}$ è il vettore degli ingressi di controllo (deflessione superfici di controllo), $\mathbf{d} \in R^{m_d}$ è il vettore dei disturbi di processo (raffica), $\mathbf{y} \in R^{l_y}$ sono le misure, $\mathbf{n} \in R^{m_n}$ è il rumore di misura, e $\mathbf{z} \in R^{l_z}$ è il vettore contenente le prestazioni di interesse. L'introduzione di un sistema di controllo a retroazione diretta delle misure implica che l'azione di controllo è legata alle misure tramite la relazione:

$$\mathbf{u} = -\widehat{\mathbf{G}}\mathbf{y} \quad (8.2)$$

Inserendo l'espressione di \mathbf{y} nell'equazione Eq. 7.2, si ottiene:

$$\mathbf{u} = -(I + \widehat{\mathbf{G}}\mathbf{D}_{yu})^{-1}\widehat{\mathbf{G}}(\mathbf{C}_y\mathbf{x} + \mathbf{D}_{yd}\mathbf{d} + \mathbf{D}_{yn}\mathbf{n}) \quad (8.3)$$

Effettuando un cambiamento di variabile, ponendo $\mathbf{G} = (I + \widehat{\mathbf{G}}\mathbf{D}_{yu})^{-1}\widehat{\mathbf{G}}$, si ottiene un'espressione lineare in \mathbf{G} . Una volta ricavata la matrice \mathbf{G} , si può risalire a $\widehat{\mathbf{G}}$.

A questo punto, inserendo l'espressione di \mathbf{u} nel sistema iniziale 7.1, ne risulta un nuovo sistema ad anello chiuso, le cui uscite sono \mathbf{u} e \mathbf{z} e gli ingressi sono \mathbf{d} e \mathbf{n} .

$$\begin{cases} \dot{\mathbf{x}} = (\mathbf{A} - \mathbf{B}_u\mathbf{G}\mathbf{C}_y)\mathbf{x} + [\mathbf{B}_d - \mathbf{B}_u\mathbf{G}\mathbf{D}_{yd} - \mathbf{B}_u\mathbf{G}\mathbf{D}_{yn}] \begin{bmatrix} \mathbf{d} \\ \mathbf{n} \end{bmatrix} \\ \mathbf{z} = (\mathbf{C}_z - \mathbf{D}_{zu}\mathbf{G}\mathbf{C}_y)\mathbf{x} + [\mathbf{D}_{zd} - \mathbf{D}_{zu}\mathbf{G}\mathbf{D}_{yd} - \mathbf{D}_{zu}\mathbf{G}\mathbf{D}_{yn}] \begin{bmatrix} \mathbf{d} \\ \mathbf{n} \end{bmatrix} \\ \mathbf{u} = (-\mathbf{G}\mathbf{C}_y)\mathbf{x} + [-\mathbf{G}\mathbf{D}_{yd} - \mathbf{G}\mathbf{D}_{yn}] \begin{bmatrix} \mathbf{d} \\ \mathbf{n} \end{bmatrix} \end{cases} \quad (8.4)$$

Indicando le matrici in anello chiuso sopra segnate, il sistema in anello chiuso può essere riscritto in forma compatta:

$$\begin{cases} \dot{x} = \bar{A}x + [\bar{B}_d \ \bar{B}_n] \begin{bmatrix} d \\ n \end{bmatrix} \\ z = \bar{C}_z x + [\bar{D}_{zd} \ \bar{D}_{zn}] \begin{bmatrix} d \\ n \end{bmatrix} \\ u = (-GC_y)x + [\bar{D}_{ud} \ \bar{D}_{un}] \begin{bmatrix} d \\ n \end{bmatrix} \end{cases} \quad (8.5)$$

Su questo sistema in anello chiuso viene definita la cifra di merito del controllore. Il problema del progetto del controllore viene, quindi, trasformato nel seguente problema di ottimizzazione:

$$G = \arg \min J(G) \quad (8.6)$$

dove J è la funzione da minimizzare.

Dal momento che non esiste una soluzione analitica per il calcolo della matrice G in grado di minimizzare la cifra di merito, il progetto del controllore richiede una procedura numerica. Gli algoritmi maggiormente utilizzati per la minimizzazione della cifra di merito sono algoritmi del primo ordine, come quello presentato da Moerder e Calise [24].

In questo caso, è stato utilizzato un algoritmo del secondo ordine, algoritmo di *Levenberg-Marquardt*, che mantiene come unica incognita la matrice dei guadagni G . Le derivate prima e seconda della cifra di merito sono calcolate rispetto a G e permettono l'utilizzo di efficienti algoritmi del secondo ordine per l'ottimizzazione.

8.2. Schema di controllo

Prima di impostare il progetto del controllore, è necessario decidere il tipo e la posizione dei sensori. Sul modello del velivolo sono stati posti una serie di accelerometri. Oltre alle misure di accelerazione in corrispondenza del baricentro del velivolo ed in determinate sezioni lungo l'apertura alare, anche le velocità derivanti dall'integrazione di queste misure sono state considerate per la retroazione del sistema di controllo. Le velocità si ricavano tramite integrazione numerica delle accelerazioni misurate, effettuata tramite pseudo-integratori.

Inoltre, tra le grandezze retroazionate è presente anche la velocità angolare di beccheggio del velivolo. Si è supposto di avere a disposizione la completa conoscenza dei movimenti rigidi dell'aereo, si assume quindi che il velivolo sia dotato di un sistema di navigazione inerziale che si suppone essere abbastanza preciso da poterne trascurare la dinamica.

In ambiente *Simulink* è stato sviluppato dal Politecnico di Milano il sistema di controllo non lineare che include:

- la rappresentazione nello spazio di stato del modello aeroelastico del TP90;
- la retroazione delle misure;
- il controllore *Static Output Feedback* - SOF, che andrà a comandare le superfici di controllo dedicate all'alleviazione dei carichi (wing tip/winglet);

- gli input del modello: comando impartito dal pilota (deflessione elevatore, alettoni, timone) o disturbo di raffica;
- filtri e pseudo-integratori;
- modello del sistema di attuazione elettromeccanico per wing tip e winglet.

L'ingresso di controllo è dato da una combinazione lineare delle misure provenienti dal sistema stesso, ovvero:

- la velocità angolare di beccheggio del velivolo ($\Omega_y CG$);
- l'accelerazione lungo l'asse z del baricentro ($a_z CG$);
- la velocità lungo l'asse z del baricentro ($v_z CG$);

In aggiunta, nel caso in cui all'estremità alare siano presenti le wing tip, vengono retroazione anche:

- l'accelerazione lungo l'asse z della wing tip sulla semiala destra e sulla semiala sinistra ($a_z IWT_R, a_z IWT_L$);
- la velocità lungo l'asse z della wing tip sulla semiala destra e sulla semiala sinistra ($v_z IWT_R, v_z IWT_L$).

Mentre, nel caso in cui all'estremità alare siano presenti le winglet, vengono retroazione anche:

- l'accelerazione lungo l'asse z della winglet sulla semiala destra e sulla semiala sinistra ($a_z WLET_R, a_z WLET_L$);
- la velocità lungo l'asse z della winglet sulla semiala destra e sulla semiala sinistra ($v_z WLET_R, v_z WLET_L$).

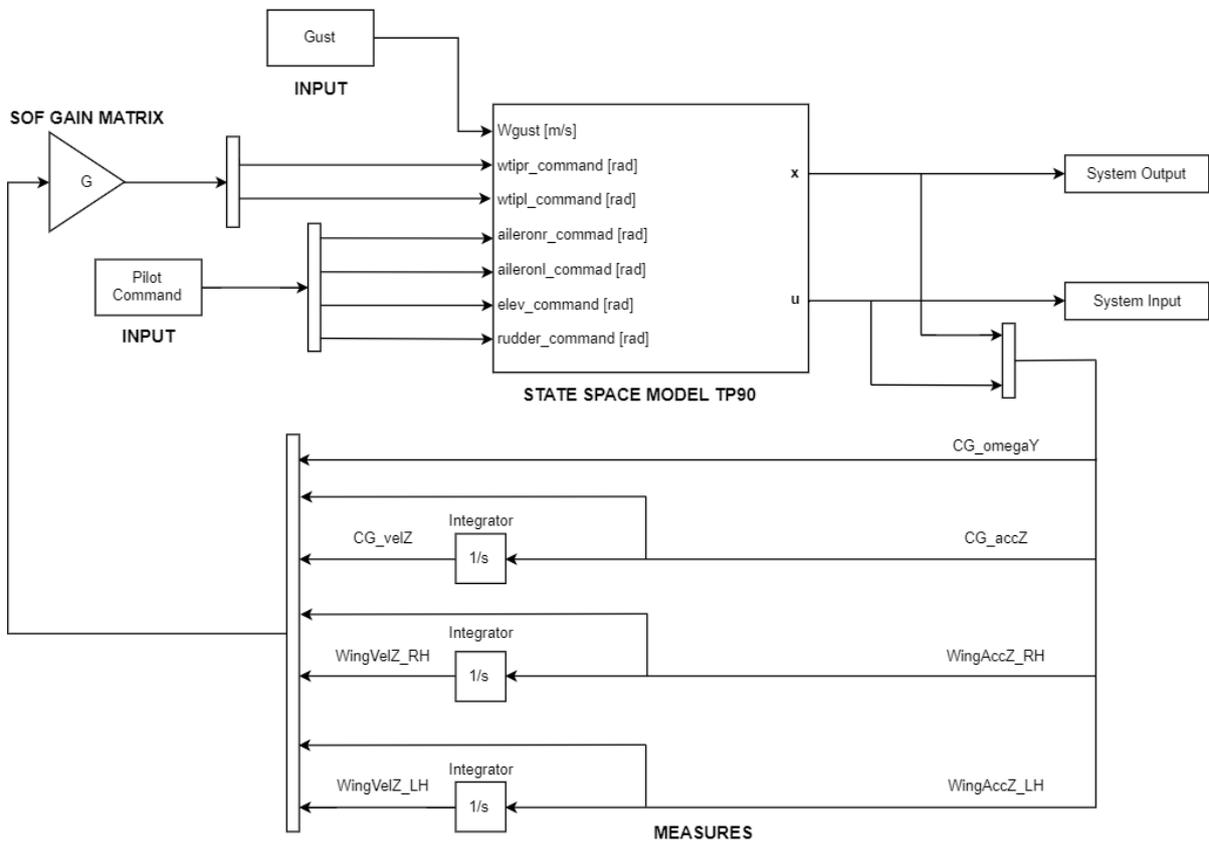


Figura 8.2: Schema Simulink SOF – Wing tip.

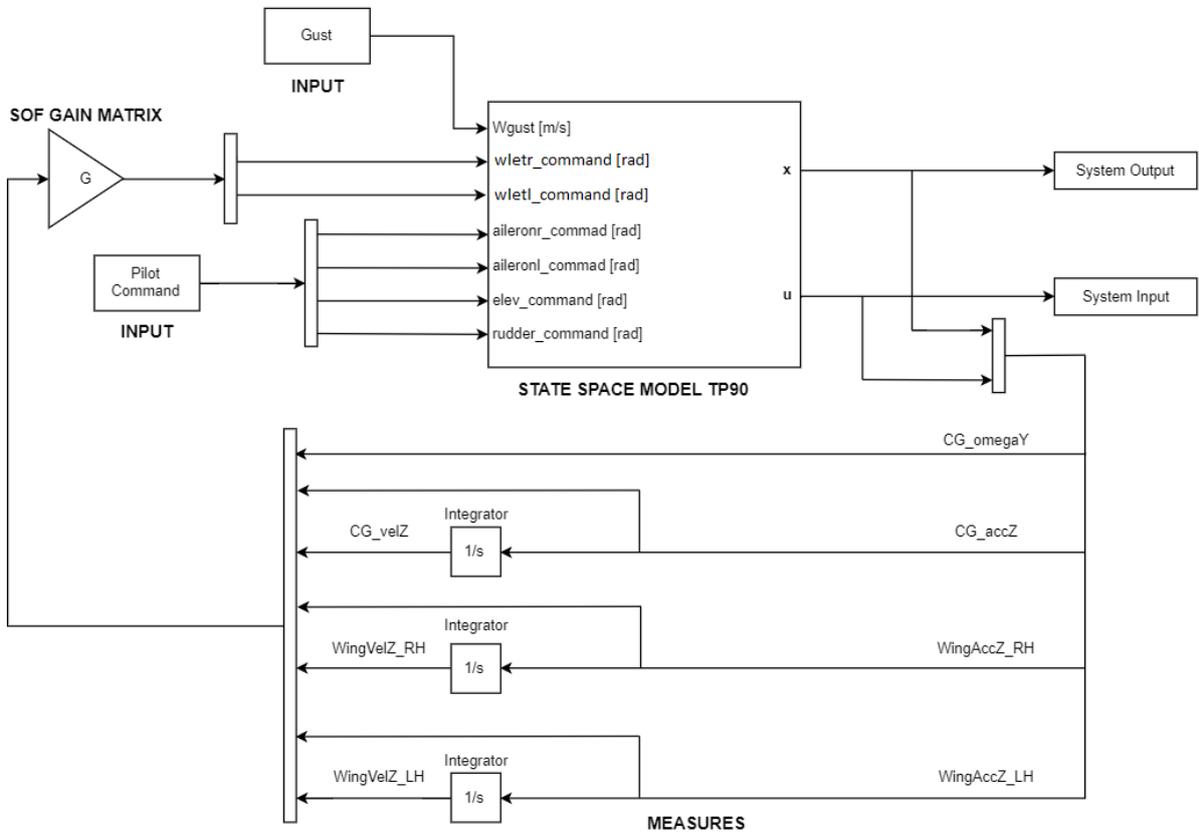


Figura 8.3: Schema Simulink SOF – Winglet.

8.3. Ingressi

8.3.1. Raffica verticale discreta 1 - COS

La risposta alla raffica ed alla turbolenza genera carichi che spesso sono dimensionanti per velivoli a medio-alto allungamento come i moderni aerei da trasporto ed è la sorgente primaria delle sollecitazioni a fatica.

In questo paragrafo viene presentato il processo di modellazione della raffica.

La normativa stabilita dall'*European Aviation Safety Agency* (EASA) CS 25.341 [25] prevede che il velivolo sia in grado di sopportare raffiche verticali discrete di profilo spaziale 1 - COS:

$$U_G = \frac{1}{2} U_{ds} \left(1 - \cos \frac{\pi s}{H} \right) \quad 0 \leq s \leq 2H \quad 8.7$$
$$U_G = 0 \quad s > 2H$$

dove:

- H è il gradiente di raffica e rappresenta la distanza, parallela alla traiettoria di volo del velivolo, tra l'inizio della raffica ed il suo picco di velocità. Dunque, la lunghezza totale della raffica è pari a $2H$;
- U_{ds} è la velocità di progetto della raffica espressa in termini di velocità equivalente (*Equivalent Airspeed* - EAS); varia al variare della quota e del gradiente della raffica;
- s è la distanza di penetrazione nella raffica.

La velocità di progetto della raffica U_{ds} è definita come segue:

$$U_{ds} = U_{ref} F_G \left(\frac{H}{107} \right)^{1/6} \quad (8.8)$$

dove:

- F_G è il fattore di alleviazione che aumenta linearmente all'aumentare della quota, arrivano al valore massimo pari a 1 alla quota massima operativa;
- U_{ref} è la velocità di riferimento della raffica espressa in termini di velocità equivalente (*Equivalent Airspeed* - EAS) e dipende dalla velocità di volo e dalla quota.

Al livello del mare e per una velocità di volo compresa tra V_B e V_C , la velocità di riferimento U_{ref} che bisogna considerare è pari a 17.07 m/s. Aumentando la quota, tale velocità può essere ridotta linearmente fino ad assumere il valore di 13.41 m/s a 4572 m. Analogamente, passando da 4572 m a 18288 m, la velocità si riduce ulteriormente in modo lineare fino a divenire pari a 6.36 m.

Al livello del mare, il fattore di alleviazione F_G può essere calcolato nel seguente modo:

$$F_g = 0.5(F_{gz} + F_{gm})$$

dove:

- $F_{gz} = 1 - \frac{Z_{mo}}{76200}$, indicando con Z_{mo} la massima quota operativa in metri;
- $F_{gm} = \sqrt{R_2 \tan\left(\frac{\pi R_1}{4}\right)}$, con $R_1 = \frac{MLW}{MTOW}$ e con $R_2 = \frac{MZFW}{MTOW}$.

In *Figura 8.4* si riporta il profilo di velocità della raffica per diversi valori di frequenza, e quindi di gradiente di raffica H , assumendo la velocità di riferimento U_{ref} al livello del mare.

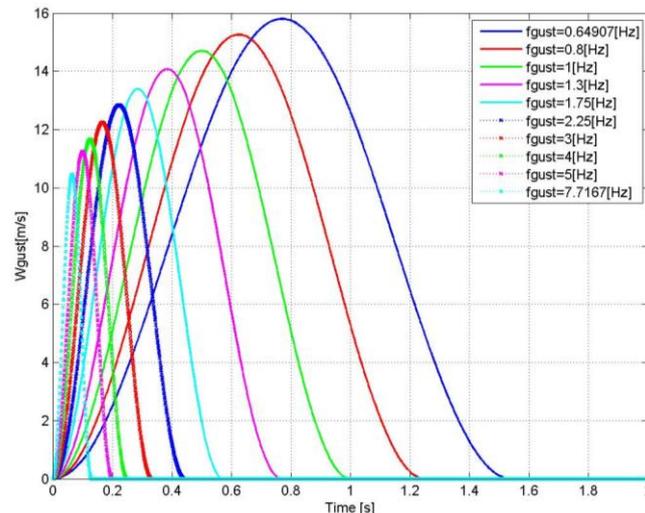


Figura 8.4: Profilo di velocità della raffica al variare della frequenza.

A diversi gradienti di raffica corrisponde sia una diversa intensità di velocità sia una diversa frequenza spaziale del profilo $1-COS$ perciò cambia la risposta dinamica.

8.3.2. Comando pilota

È possibile imporre un comando di elevatore, alettoni o timone. Il segnale è modellato come un'onda quadra ed è caratterizzato da una certa ampiezza, durata e frequenza. Definendo la durata del comando T , la frequenza viene calcolata come $f = 1/T$.

Inoltre, tramite un opportuno parametro, è possibile anche simulare il caso in cui il pilota dia un contro comando.

La prima modificata che è stata fatta nello schema di controllo, riguarda l'introduzione di blocchi di saturazione per la deflessione e la velocità di rotazione delle superfici di controllo. Infatti, il comando del pilota era inizialmente modellato come un comando a gradino. Questo induceva delle elevate velocità di rotazione della superficie comandata ed inoltre l'andamento dei carichi e dell'accelerazione era caratterizzato da molte oscillazioni. Introducendo, dunque, le limitazioni di deflessione e velocità (*Figura 8.5*), tali problematiche sono state risolte.

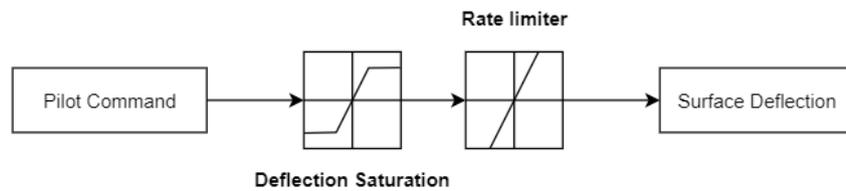


Figura 8.5: Saturazione dei comandi.

8.4. Matrici dei guadagni

Solitamente, durante il progetto di un controllore, l'interesse è legato alla riduzione dei carichi alla radice alare, ovvero la sezione maggiormente sollecitata. Per tal motivo, inizialmente, è stato considerato come requisito principale la riduzione del momento flettente alla radice alare. In questo caso si è considerata la sola configurazione del velivolo con le wing tip.

In seguito, si è considerata la legge di controllo progettata imponendo come requisito l'alleviazione massima dei carichi all'estremità alare. In questo caso si è considerata sia la configurazione del velivolo con installate le wing tip che quella con installate le winglet.

La matrice dei guadagni del controllore a retroazione diretta delle misure è stata calcolata *off-line* tramite un algoritmo di ottimizzazione del 2° ordine ed in base alla funzione costo che si desidera minimizzare si otterranno determinati valori dei guadagni.

La matrice dei guadagni è analoga per entrambe le configurazioni del velivolo considerate, wing tip e winglet.

Capitolo 9

Valutazione delle leggi di controllo

In questo capitolo verranno riportate le simulazioni effettuate per verificare l'efficacia delle leggi di controllo, sviluppate dal Politecnico di Milano, finalizzate all'alleviazione dei carichi da raffica e da manovra. Per ridurre i carichi, sul velivolo sono state installate dei dispositivi all'estremità alare dotati di superfici mobili: le wing tip e le winglet. Dunque, il controllore andrà a comandare tali superfici in base alle misure provenienti dal sistema.

La prima legge analizzata si basa sulla presenza di un'azione di controllo proporzionale alla deflessione delle superfici di controllo primarie per alleviare i carichi da manovra e di un controllore a retroazione diretta delle misure per alleviare i carichi da raffica. L'obiettivo nell'implementare tale schema di controllo è quello di ottenere un'alleviazione del momento flettente alla radice alare.

La presenza di un controllo proporzionale, a seguito delle varie analisi, è risultata controproducente nell'alleviare i carichi da manovra, portando addirittura ad un peggioramento dei carichi.

A fronte di ciò, è stata considerata la legge di controllo basata sul solo controllore a retroazione diretta delle misure per alleviare entrambe le tipologie di carico. Quest'ultima legge è stata sviluppata, inizialmente, imponendo il requisito di ottenere la massima alleviazione del momento flettente alla radice alare. Questo tipo di legge è risultata efficace nell'alleviare i carichi da raffica e da manovra alla radice alare ma all'estremità si verifica un importante aggravio dei carichi. Per questo motivo, è stato riprogettato il controllore in modo da ottenere la massima alleviazione all'estremità alare. In quest'ultimo caso, i carichi risultano alleviati lungo tutta l'apertura alare, in percentuale maggiore all'estremità.

Per le prime due leggi è stata analizzata la sola configurazione del velivolo con wing tip, mentre per l'ultima legge sviluppata si considera anche la configurazione con winglet.

L'alleviazione dei carichi è stata valutata confrontando i carichi dinamici in open loop e in closed loop a seguito di una manovra o di una raffica e valutando:

- il picco massimo in valore assoluto del momento flettente;
- l'involuppo dei carichi in termini di momento flettente e momento torcente; in questo modo è possibile valutare l'efficacia del controllore considerando tutte le configurazioni di massa e le condizioni di volo.

Per quanto riguarda le simulazioni di manovra, sono state considerate la manovra di elevatore, alettone e timone. Mentre, le simulazioni di risposta alla raffica sono state eseguite per differenti valori di frequenza, in quanto la normativa europea *EASA CS 25.341* prevede la valutazione della risposta dinamica del velivolo per gradienti di raffica compresi tra 9 m e 107 m.

Le analisi sono state eseguite per tutte le configurazioni di massa in *Tabella 7.1* e per tutte le condizioni di volo riportate in *Tabella 7.2*.

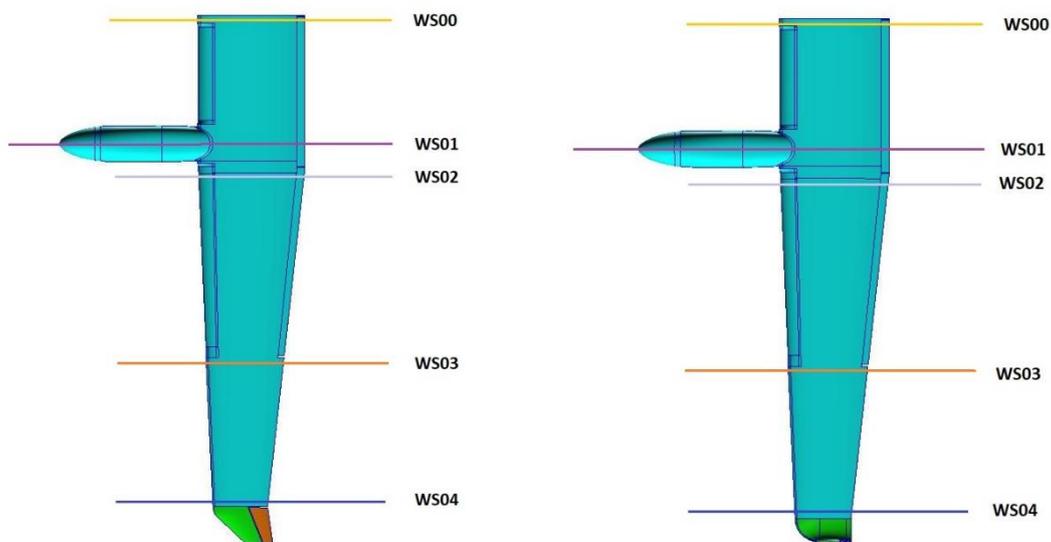
Di seguito, si riportano nel dettaglio i risultati ottenuti per ogni legge considerando la configurazione di massa denominata *M10*, ovvero peso massimo al decollo e baricentro in posizione nominale, e la condizione di volo identificata dall'*ID 1* relativa al punto di design aerodinamico. Inoltre, per valutare il comportamento del controllore per diverse configurazioni di massa e per diversi punti dell'involucro di volo, si riportano gli involucri di carico in termini di momento flettente e momento torcente. Tutti i grafici relativi ai carichi, riportati nel seguente Capitolo, sono stati opportunamente adimensionalizzati: sia il momento flettente che il momento torcente sono stati adimensionalizzati rispetto ai rispettivi valori massimi che si verificano in closed loop o in open loop.

Per la valutazione dei carichi, sono state scelte cinque stazioni specifiche collocate lungo l'apertura dell'ala destra (*Tabella 9.1*). Il recupero delle azioni interne viene eseguito sui punti di collocazione della beam, ovvero punti non strutturali situati all'interno della beam ma in una posizione differente dai nodi.

	BAR ID	BAR POINT
Radice alare: WS00	2001	2
Stazione in corrispondenza del motore: WS01	2009	2
Stazione in corrispondenza del kink dell'ala: WS02	2011	2
Stazione in cui inizia l'alettone: WS03	2025	1
Attacco wing tip/winglet: WS04	2034	2

Tabella 9.1: Stazioni alari di riferimento.

In *Figura 9.1* è riportata la posizione delle cinque stazioni lungo l'apertura alare, sia per la configurazione del velivolo con le wing tip che per la configurazione con le winglet.



9.1. Controllore proporzionale e a retroazione diretta delle misure: alleviazione dei carichi alla radice alare utilizzando le wing tip

Lo schema di controllo *Simulink* è analogo a quello del solo controllore a retroazione diretta delle misure (*Figura 8.2*), ma vi è anche la presenza di un ramo di retroazione sulle deflessioni delle superfici di controllo primarie (*Figura 9.2*).

Tale tipo di legge è stata sviluppata dal Politecnico di Milano per ottenere una riduzione del momento flettente alla radice alare. In base alle misure retroazionate, l'azione combinata dei due controllori andrà a movimentare le superfici presenti all'estremità alare, ovvero le wing tip.

Il controllore a retroazione diretta delle misure è caratterizzato dalla seguente matrice dei guadagni:

	$\Omega_y CG$	$a_z CG$	$v_z CG$	$a_z IWT_R$	$v_z IWT_R$	$a_z IWT_L$	$v_z IWT_L$
IWT_R command	0.9445	0.0013	-0.0184	$3.6446 \cdot 10^{-4}$	0.0169	$3.6446 \cdot 10^{-4}$	0.0169
IWT_L command	-0.9445	-0.0013	0.0184	$-3.6446 \cdot 10^{-4}$	-0.0169	$-3.6446 \cdot 10^{-4}$	-0.0169

Tabella 9.2: SOF Gain Matrix – Root alleviation (wing tip).

Il controllore proporzionale, analogamente, è caratterizzato da appositi guadagni per l'elevatore, gli alettoni ed il timone.

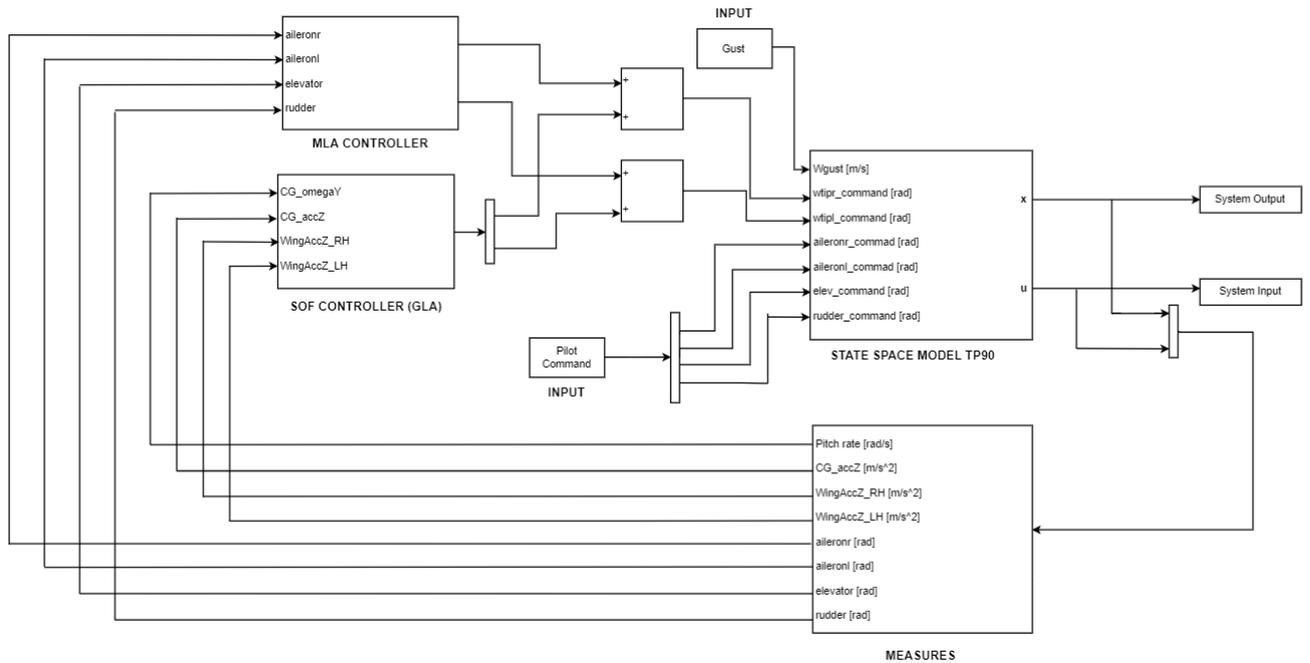


Figura 9.2: Schema Simulink – Wing tip (MLA/SOF).

Di seguito, verranno analizzate la manovra di elevatore e la risposta alla raffica verticale.

9.1.1. Manovra di elevatore

Il comando di elevatore imposto è caratterizzato dall'ampiezza che determina il massimo fattore di carico lungo z ed una durata di 5 secondi.

In *Figura 9.3* sono riportati l'evoluzione del comando (curva verde), l'accelerazione lungo z del velivolo (curva blu) e la deflessione della wing tip dovuta all'azione di controllo (curva rossa).

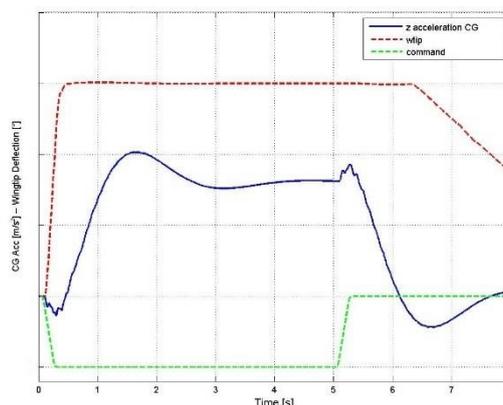


Figura 9.3: Controllore proporzionale e a retroazione diretta delle misure – comando elevatore.

Si può notare che per l'intera durata del comando, la deflessione della wing tip raggiunge il limite di saturazione e rimane costante.

Analizzando i carichi risultanti alla radice alare e all'estremità alare, risulta che:

- Alla radice alare si ottiene, come da requisito, una riduzione del momento flettente.
- All'estremità alare, invece, quando la deflessione dell'elevatore rimane costante, il momento flettente risulta estremamente ridotto; tuttavia, all'inizio ed alla fine del comando, il momento flettente all'estremità alare risulta aggravato. Osservando i grafici, si può notare che l'aggravio dei carichi si verifica proprio in corrispondenza degli istanti in cui la deflessione della wing tip non è allineata all'accelerazione lungo z. Difatti, nei primi istanti in cui viene impartito il comando, la wing tip raggiunge il valore massimo di deflessione in maniera molto più veloce e ripida rispetto alla variazione dell'accelerazione; mentre, alla fine del comando, la wing tip presenta un certo ritardo, rispetto all'accelerazione, prima di iniziare a ridurre la propria deflessione in maniera graduale.

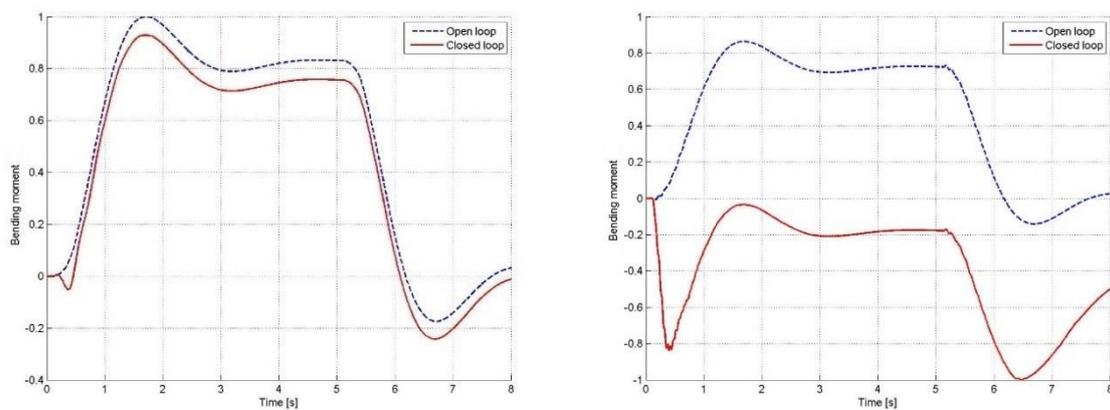


Figura 9.4: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).

Analizzando separatamente l'azione dei due controllori, è possibile trarre alcuni aspetti:

- Nell'istante in cui viene impartito il comando, prevale l'azione del controllore proporzionale, infatti, la deflessione della wing tip aumenta molto rapidamente in quanto varia proporzionalmente al comando impartito (Figura 9.5).

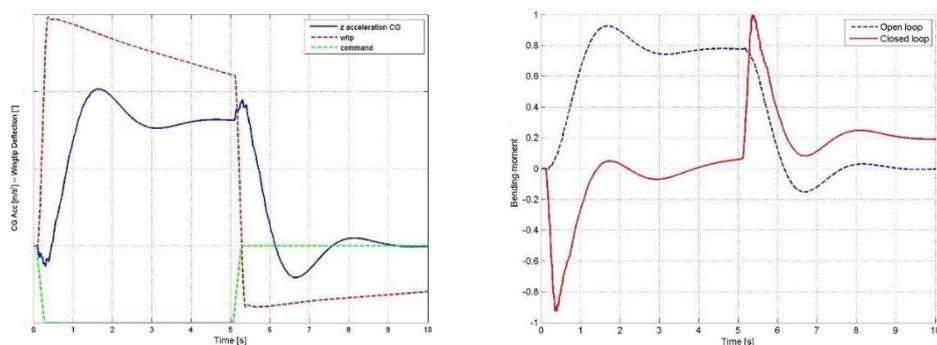


Figura 9.5: Controllore proporzionale: deflessione wing tip (sinistra) e momento flettente all'estremità alare (destra).

Considerando solo il controllore proporzionale, il momento flettente all'estremità alare risulta aggravato proprio in corrispondenza dell'inizio e della fine del comando.

Questo è dovuto al fatto che la deflessione della wing tip aumenta e diminuisce in troppo velocemente rispetto a quanto richiesto dall'accelerazione lungo z .

- Al termine del comando, invece, prevale l'azione del controllore a retroazione diretta delle misure, infatti, la deflessione della wing tip inizia a diminuire, con un certo ritardo, in modo più graduale (Figura 9.6).

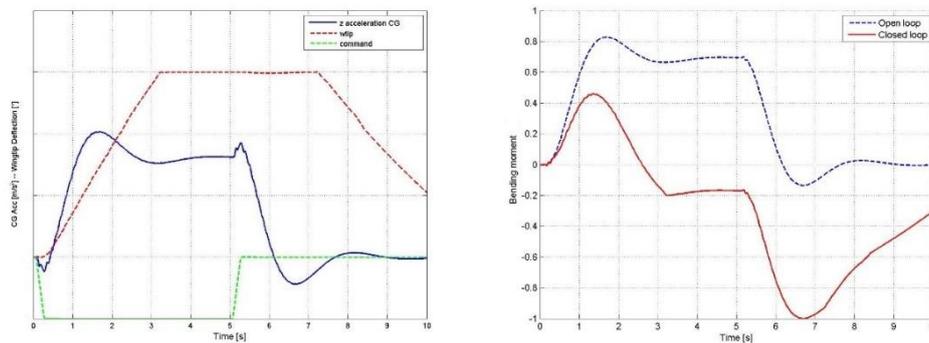


Figura 9.6: Controllore a retroazione diretta delle misure: deflessione wing tip (sinistra) e momento flettente all'estremità alare (destra).

Considerando il solo controllore a retroazione diretta delle misure, la deflessione della wing tip, a differenza di prima, dipende dall'accelerazione lungo z . In tal caso, infatti, la deflessione della wing tip è più graduale e risulta maggiormente allineata all'accelerazione. Ne risulta che, all'inizio del comando, il momento flettente all'estremità alare è ridotto. Tuttavia, al termine del comando, per via della presenza di un certo sfasamento tra l'istante in cui l'accelerazione e la deflessione della wing tip iniziano a ridursi, è presente un intervallo temporale in cui il momento flettente risulta ancora aggravato.

9.1.2. Raffica verticale 1 - COS

Di seguito si analizza il caso in cui il velivolo sia soggetto ad una raffica verticale caratterizzata da una frequenza pari a 2.25 Hz. È stata scelta questa frequenza in quanto, analizzando la risposta in open loop nel range di frequenze prescritto da normativa CS 25.341, è risultata la frequenza per la quale si verifica il massimo valore del momento flettente. La procedura è descritta in modo più dettagliato nel *paragrafo 9.3.4*.

In *Figura 9.7* è riportato il profilo della raffica (curva verde), l'accelerazione lungo z del velivolo (curva blu) e la deflessione della wing tip dovuta all'azione di controllo (curva rossa).

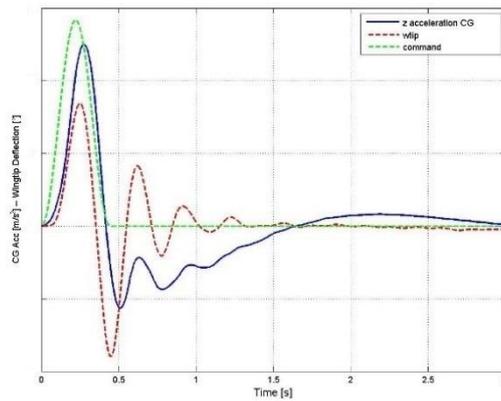


Figura 9.7: Controllore proporzionale e a retroazione diretta delle misure – input di raffica.

Analizzando i carichi risultanti, si ottiene un'alleviazione del momento flettente sia alla radice che all'estremità alare, per l'intera evoluzione temporale (Figura 9.8).

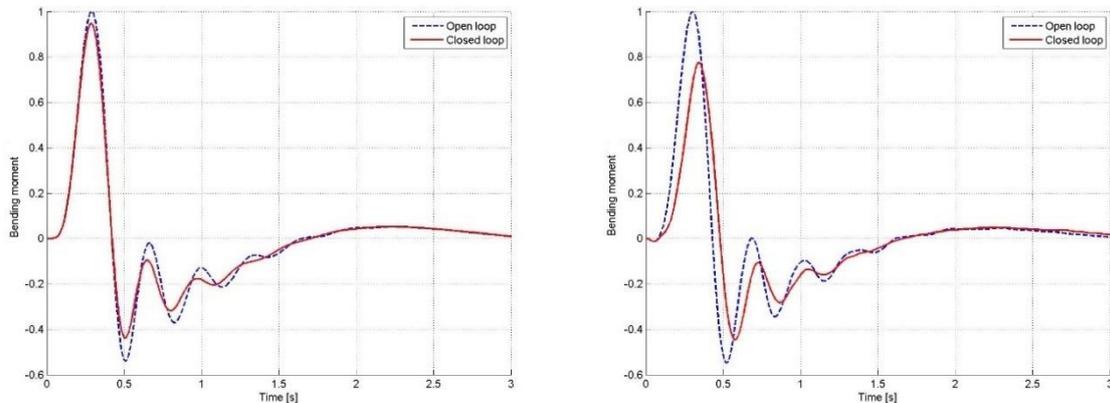


Figura 9.8: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).

9.1.3. Commenti finali

Analizzando la risposta al comando di elevatore e all'input di raffica, si può concludere che:

- Nel caso di input di raffica prevale l'azione del controllore a retroazione diretta delle misure che risulta efficace nell'alleviare il momento flettente sia alla radice che all'estremità alare.
- Nel caso di una manovra, l'azione combinata del controllore proporzionale e del controllore a retroazione diretta delle misure risulta inefficace nell'alleviare i carichi. In particolare, analizzando l'effetto del solo controllore proporzionale, questo risulta completamente inadatto in quanto l'azione di controllo è legata unicamente al comando impartito.

Per queste ragioni, la parte proporzionale è stata eliminata dallo schema di controllo, sviluppando una legge basata su un unico controllore a retroazione diretta delle misure per alleviare sia i carichi da raffica che da manovra. Il requisito imposto per il progetto del controllore è sempre la riduzione del momento flettente alla radice alare, tuttavia sarà caratterizzato, ovviamente, da una matrice dei guadagni differente.

9.2. Controllore a retroazione diretta delle misure: alleviazione dei carichi alla radice alare utilizzando le wing tip

Questo tipo di legge è stata sviluppata solo per la configurazione del velivolo con le wing tip.

Considerando la legge di controllo basata sul solo controllore a retroazione diretta delle misure e progettata per alleviare principalmente il momento flettente alla radice alare, la matrice dei guadagni risultante è riportata in *Tabella 9.3*.

	$\Omega_y CG$	$a_z CG$	$v_z CG$	$a_z IWT_R$	$v_z IWT_R$	$a_z IWT_L$	$v_z IWT_L$
IWT_R command	1.2833	- 0.0012	0.0458	$2.2372 \cdot 10^{-4}$	0.0135	$-1.226 \cdot 10^{-4}$	-0.0061
IWT_L command	- 1.2833	0.0012	- 0.0458	$1.2262 \cdot 10^{-4}$	0.0061	$-2.237 \cdot 10^{-4}$	-0.0135

Tabella 9.3: SOF Gain Matrix – Root alleviation (wing tip).

9.2.1. Manovra di elevatore

Il comando di elevatore imposto è caratterizzato dall'ampiezza che determina il massimo fattore di carico lungo z ed una durata di 5 secondi.

In *Figura 9.9* sono riportati l'evoluzione del comando (curva verde), l'accelerazione lungo z del velivolo (curva blu) e la deflessione della wing tip dovuta all'azione di controllo (curva rossa).

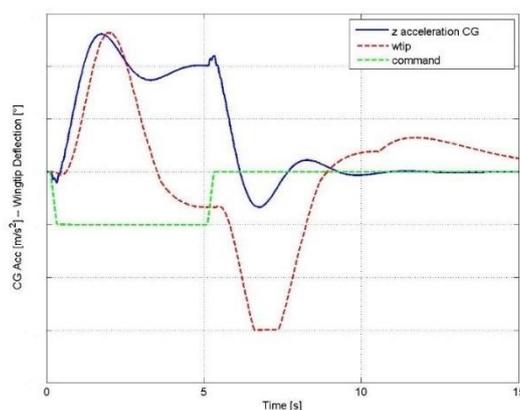


Figura 9.9: Controllore a retroazione diretta delle misure – comando elevatore.

Analizzando i carichi risultanti alla radice e all'estremità alare (*Figura 9.10*), risulta che:

- il momento flettente alla radice alare è alleviato;
- all'estremità alare, invece, il picco massimo in valore assoluto è comparabile in closed loop ed in open loop.

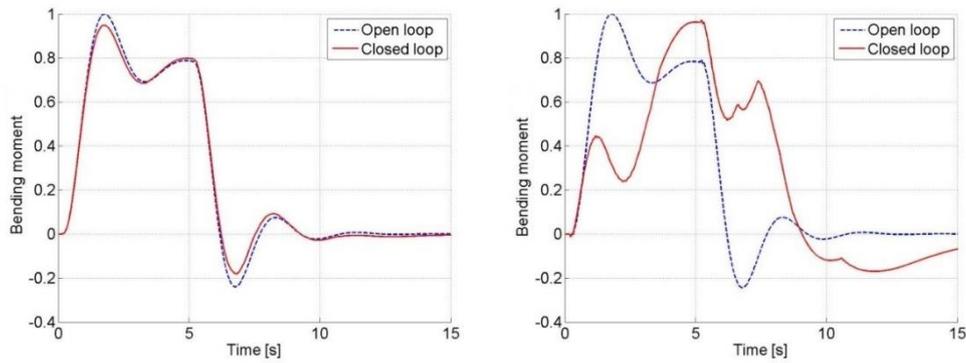


Figura 9.10: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).

Tale risultato, può essere spiegato dal fatto che, con i guadagni impostati, la deflessione della wing tip risponde alla variazione dell'accelerazione lungo l'asse z . Ovvero:

- Appena viene applicato il comando di elevatore, la wing tip inizia a deflettersi, con un certo tempo di ritardo, seguendo l'andamento dell'accelerazione lungo l'asse z . Il primo picco, dunque, risulta alleviato in entrambe le stazioni.
- Quando il comando rimane costante, e quindi l'accelerazione si stabilizza, la deflessione della wing tip inizia a ridursi anticipatamente ed in questo intervallo di tempo si ha un evidente peggioramento del momento flettente all'estremità alare. Dunque, siccome la deflessione della wing tip inizia a diminuire quando ancora l'accelerazione ha dei valori alti, il momento flettente in closed loop risulta peggiorato. Tale comportamento, in realtà si verifica anche alla radice, ma in maniera trascurabile.

Effettuando le simulazioni per tutti i casi considerati, si ottengono i seguenti involuipi, in termini di momento flettente e momento torcente, per la radice e l'estremità alare (Figura 9.11).

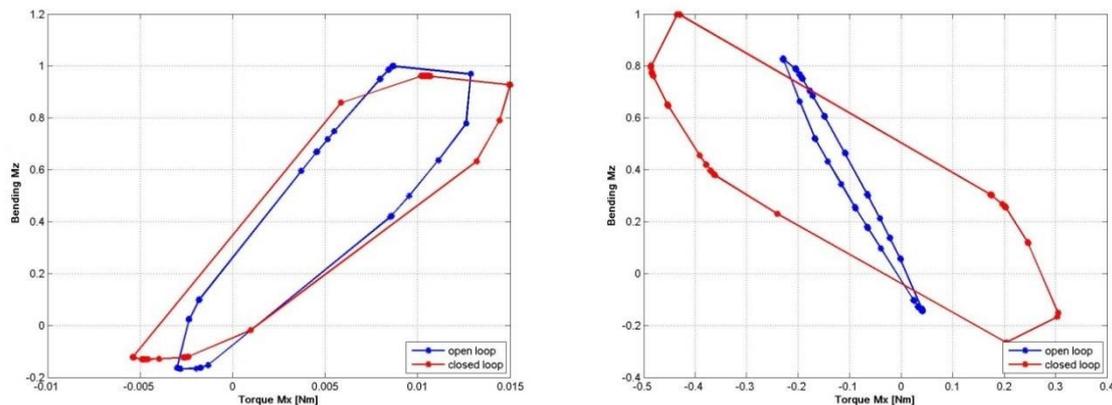


Figura 9.11: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).

Dunque, considerando tutti i casi analizzati, alla radice alare si ottiene una riduzione del momento flettente, a discapito di un aumento importante dei carichi all'estremità alare.

Per quanto riguarda il momento torcente, in entrambe le stazioni si ha un aumento dovuto alla rotazione della wing tip per alleviare il momento flettente. All'estremità alare l'incremento percentuale del momento torcente è più accentuato.

9.2.2. Raffica verticale 1 – COS

Di seguito si analizza il caso in cui il velivolo sia soggetto ad una raffica verticale caratterizzata da una frequenza pari a 2.25 Hz. È stata scelta questa frequenza in quanto, analizzando la risposta in open loop nel range di frequenze prescritto da normativa CS 25.341, è risultata la frequenza per la quale si verifica il massimo valore del momento flettente. La procedura è descritta in modo più dettagliato nel *paragrafo 9.3.4*.

In *Figura 9.12* è riportato il profilo della raffica (curva verde), l'accelerazione lungo z del velivolo (curva blu) e la deflessione della wing tip dovuta all'azione di controllo (curva rossa).

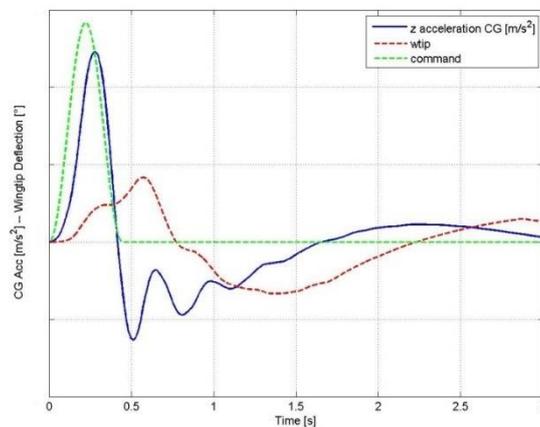


Figura 9.12: Controllore a retroazione diretta delle misure – input di raffica.

In *Figura 9.13* è riportato l'andamento del momento flettente alla radice e all'estremità alare.

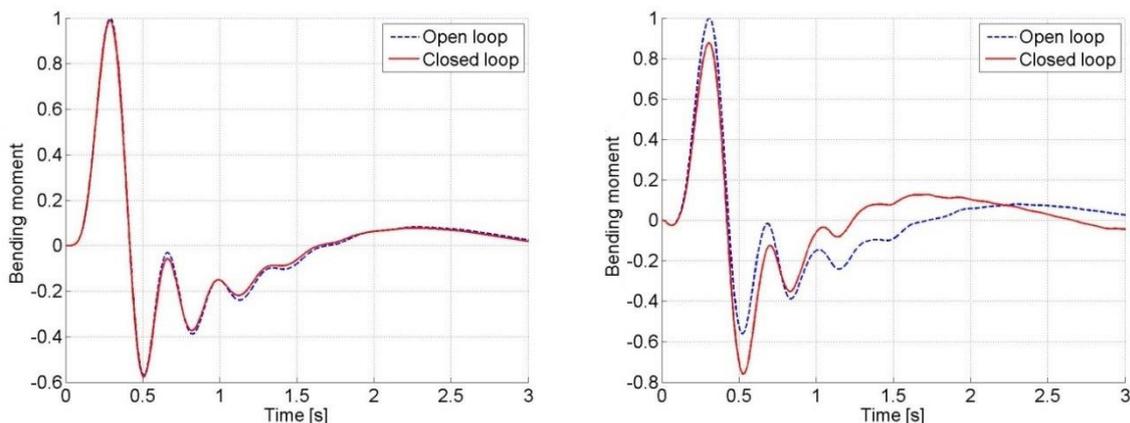


Figura 9.13: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).

Come si può vedere, l'alleviazione ottenuta del momento flettente alla radice alare è minima, mentre all'estremità alare il picco massimo in valore assoluto risulta ridotto.

Analizzando l'intera evoluzione temporale del momento flettente all'estremità alare, si nota un peggioramento in corrispondenza dei punti in cui la deflessione della wing tip ha un andamento discorde a quello dell'accelerazione lungo l'asse z.

Effettuando le simulazioni per tutti i casi considerati, si ottengono i seguenti involuppi, in termini di momento flettente e momento torcente, per la radice e l'estremità alare (Figura 9.14).

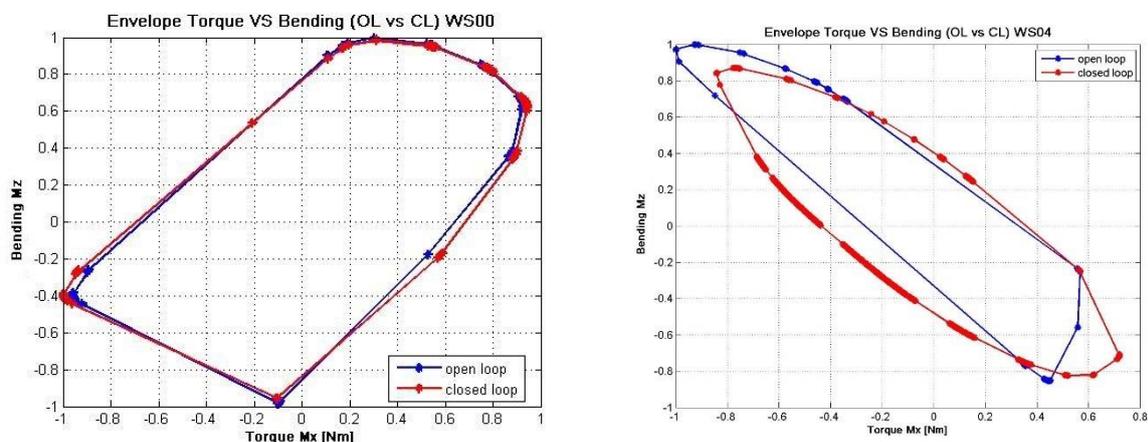


Figura 9.14: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).

Dunque, la riduzione del momento flettente, nel caso della raffica, si verifica sostanzialmente all'estremità alare.

9.2.3. Commenti finali

Con tale tipo di legge, si ottiene una riduzione del momento flettente nel caso di risposta alla raffica, anche se alla radice l'effetto è poco visibile.

Purtroppo, nel caso della manovra, si verifica una riduzione del momento flettente alla radice alare a discapito di un aggravio dei carichi elevato all'estremità alare.

Dunque, se l'obiettivo è quello di ottenere una riduzione del momento flettente alla radice alare, ovvero la sezione maggiormente critica dal punto di vista dei carichi, con questo tipo di legge è possibile. Bisogna tenere in conto, però, che sarà necessario un irrigidimento della struttura all'estremità alare in quanto i carichi risulteranno maggiori rispetto a quelli che si verificano sul velivolo senza sistema di controllo.

A seguito di tali risultati, si è provato ad analizzare lo stesso schema di controllo ma imponendo come requisito la massima riduzione del momento flettente all'estremità alare. Nei due paragrafi a seguire si presentano i risultati considerando quest'ultimo requisito sia per la configurazione con le wing tip (paragrafo 9.3) che per la configurazione con le winglet (paragrafo 9.4).

9.3. Controllore a retroazione diretta delle misure: alleviazione dei carichi all'estremità alare utilizzando le wing tip

Considerando la legge di controllo basata sul solo controllore a retroazione diretta delle misure e progettata per alleviare principalmente il momento flettente all'estremità alare, la matrice dei guadagni risultante è riportata in *Tabella 9.4*.

	$\Omega_y CG$	$a_z CG$	$v_z CG$	$a_z IWT_R$	$v_z IWT_R$	$a_z IWT_L$	$v_z IWT_L$
IWT_R command	0.575439	$9.3 \cdot 10^{-5}$	0	0	0.024339	0	-0.01536
IWT_L command	-0.575439	$-9.3 \cdot 10^{-5}$	0	0	0.015357	0	-0.02434

Tabella 9.4: SOF Gain Matrix – Wing Tip (tip alleviation).

Si può notare subito che, rispetto alla legge di controllo analizzata nel *paragrafo 9.2*, non è più presente la retroazione dell'accelerazione lungo l'asse z delle wing tip e la velocità lungo l'asse z del baricentro. Dunque, l'ingresso di controllo è dato da una combinazione lineare delle seguenti misure:

- la velocità angolare di beccheggio del velivolo ($\Omega_y CG$);
- l'accelerazione lungo l'asse z del baricentro ($a_z CG$);
- la velocità lungo l'asse z della wing tip sulla semiala destra e sulla semiala sinistra ($v_z IWT_R, v_z IWT_L$).

Sono state eseguite le seguenti simulazioni relative alla manovra:

- manovra di elevatore (single step): considerando la deflessione che determina il massimo fattore di carico lungo z ;
- manovra di alettone e timone (single step) considerando una deflessione maggiore rispetto a quanto sarebbe previsto per le velocità considerate dalla normativa EASA CS-25 (questa scelta è stata effettuata per evidenziare le differenze tra i carichi in closed loop e in open loop).

La durata del comando è stata imposta a 5 secondi per tutte e tre le manovre.

Da notare che le deflessioni delle superfici di controllo sono state scelte per evidenziare le differenze tra i carichi dinamici in open loop e in closed loop. Difatti, per le velocità di volo considerate, tali deflessioni sarebbero proibitive. Questo aspetto è stato tenuto in conto nel *Capitolo 11*, in cui sono stati calcolati gli inviluppi di design.

Per quanto riguarda la raffica, invece, sono state considerate diversi valori di frequenza compresi tra la frequenza minima e la frequenza massima definite da normativa CS 25.341.

9.3.1. Manovra di elevatore

In *Figura 9.15* sono riportati l'evoluzione del comando (curva verde), l'accelerazione lungo z del velivolo (curva blu) e la deflessione della wing tip dovuta all'azione di controllo (curva rossa).

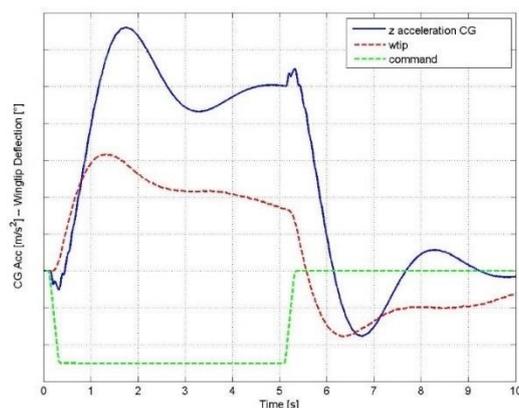


Figura 9.15: Controllore a retroazione diretta delle misure – comando elevatore.

Nel grafico sopra riportato si può vedere l'evoluzione del comando (curva verde), l'accelerazione lungo z (curva blu) e la deflessione della wing tip dovuta all'azione di controllo (curva rossa).

A differenza della legge di controllo analizzata nel *paragrafo 9.2*, si nota che questo tipo di legge realizza un movimento della wing tip in linea con l'accelerazione lungo z per l'intera evoluzione temporale. Di conseguenza, il momento flettente risulta alleviato ad ogni istante sia alla radice alare che all'estremità alare, anche se in percentuale maggiore all'estremità dato il requisito imposto. Tali risultati sono riportati in *Figura 9.16*.

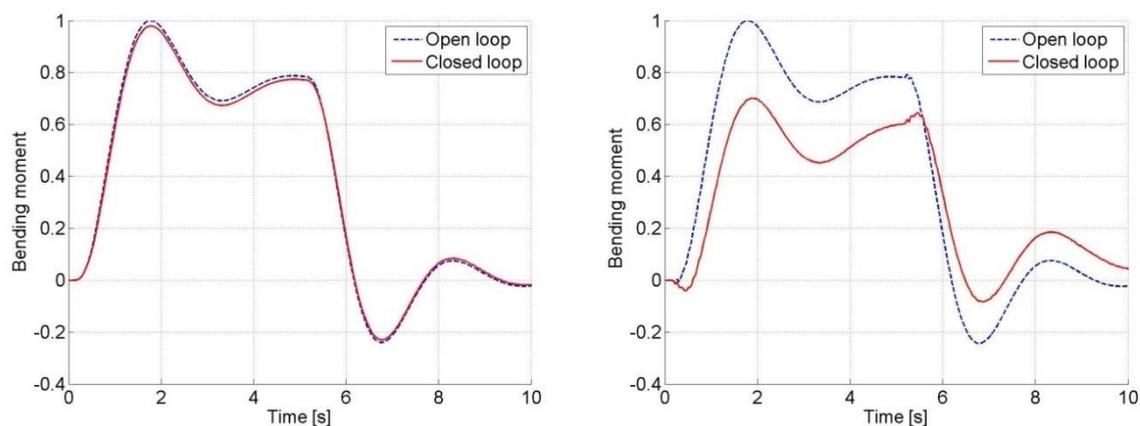


Figura 9.16: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).

Dunque, in tal caso, il momento flettente risulta alleviato lungo tutta l'apertura alare; mentre con la legge di controllo analizzata nel *paragrafo 9.2* (dove il requisito imposto riguardava la massima alleviazione alla radice alare) si verifica un oneroso aggravio dei carichi all'estremità alare.

Bisogna sottolineare che, con quest'ultima legge, l'alleviazione percentuale del momento flettente alla radice alare è minore rispetto a quella ottenuta con la legge precedente. Questo è dovuto al fatto che il requisito imposto è quello di alleviare principalmente i carichi all'estremità alare. Purtroppo, quindi, non è possibile ottenere lo stesso beneficio ovunque.

Effettuando le simulazioni per tutti i casi considerati, si ottengono i seguenti involuppi, in termini di momento flettente e momento torcente, per la radice e l'estremità alare (*Figura 9.17*).

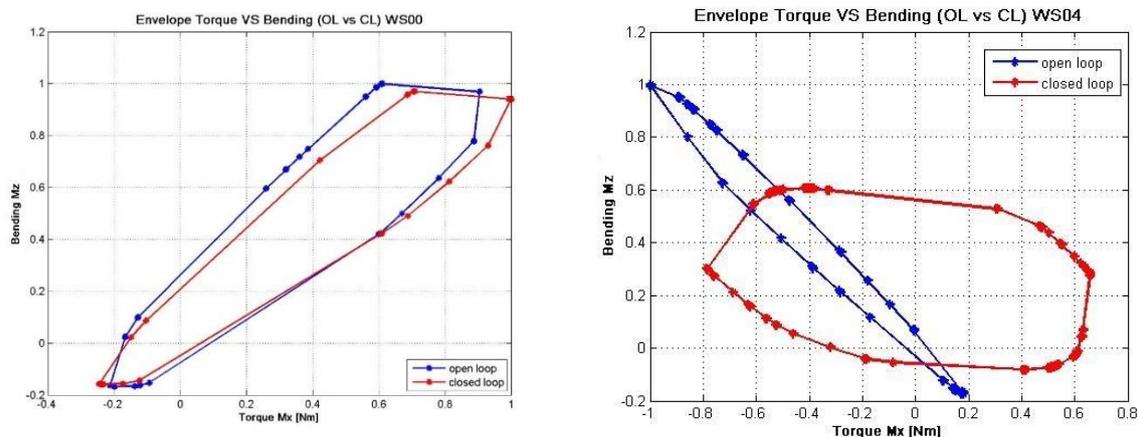


Figura 9.17: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).

Dalla *Figura 9.17* si vede che, per entrambe le stazioni, il momento flettente risulta alleviato per tutte le configurazioni di massa e condizioni di volo analizzate, in maggior percentuale all'estremità alare.

Il momento torcente, anche in tal caso, risulta maggiore per via della movimentazione della wing tip. Tuttavia, si può notare che, all'estremità alare, dove si verifica la maggiore variazione percentuale, il massimo momento torcente in valore assoluto è minore in closed loop.

9.3.1.1. Saturazione dei comandi

Nello schema di controllo originale, non era previsto alcun tipo di saturazione delle superfici di controllo. Dunque, il comando impartito aveva la forma di un' onda quadra (*Figura 9.18 – curva rossa*).

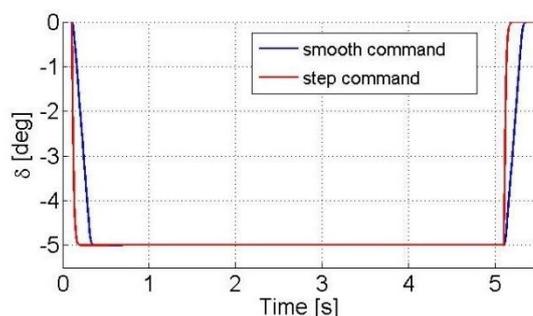


Figura 9.18: Comando a gradino (curva rossa) e comando con saturazioni (curva blu).

Si è osservato che, con questo tipo di comando, la velocità di deflessione della superficie comandata assume dei valori molto elevati, ben oltre il limite possibile. In *Figura 9.19*, è riportato un confronto tra la velocità di deflessione dell'elevatore nel caso di comando a gradino (curva rossa) e nel caso di comando modellato considerando i limiti di saturazione (curva blu). Il grafico è stato adimensionalizzato rispetto al limite massimo consentito per la velocità di rotazione della superficie di controllo.

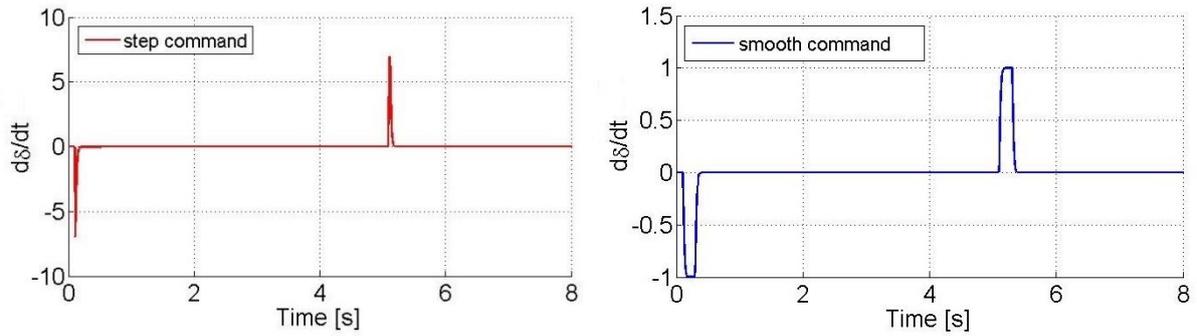


Figura 9.19: Velocità di deflessione elevatore con comando a gradino (curva rossa) e con comando con saturazioni (curva blu).

Introducendo i limiti di saturazione, si ottengono dei risultati realistici per la velocità di rotazione della superficie di controllo (*Figura 9.19 - curva blu*).

Inoltre, col comando a gradino, l'accelerazione lungo z , sia del baricentro che della wing tip, presentava numerose oscillazioni (*Figura 9.20*).

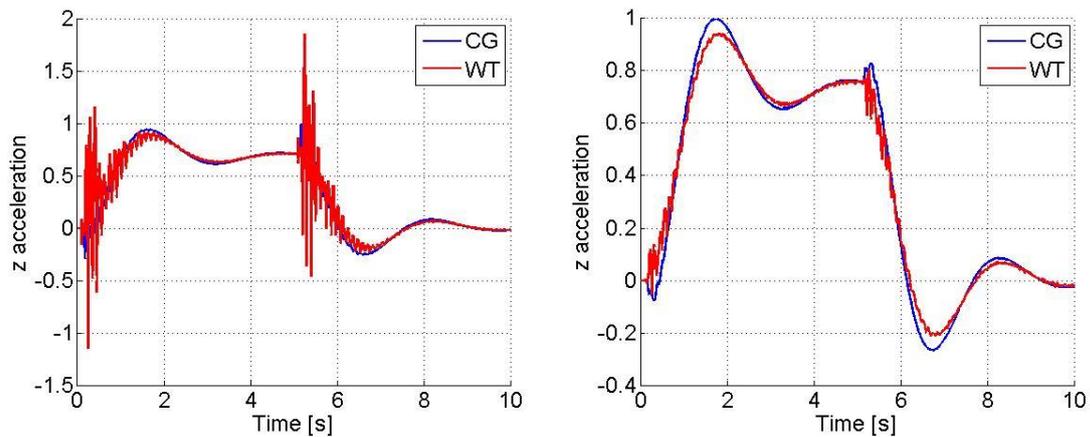


Figura 9.20: Accelerazione lungo z del baricentro (curva blu) e della wing tip (curva rossa) nel caso di comando a gradino (sinistra) e comando con saturazioni (destra).

9.3.2. Manovra di alettone

In *Figura 9.21* sono riportati l'evoluzione del comando (curva verde), l'accelerazione lungo z del velivolo (curva blu) e la deflessione della wing tip dovuta all'azione di controllo (curva rossa).

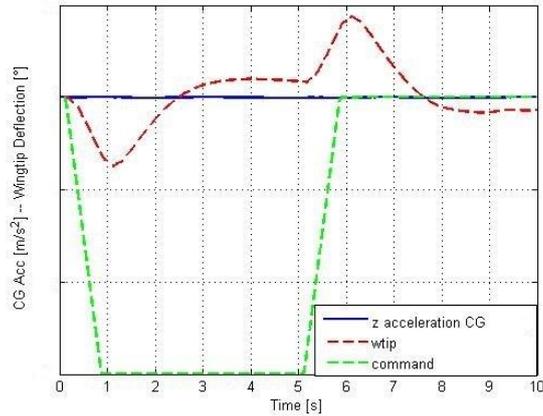


Figura 9.21: Controllore a retroazione diretta delle misure – comando alettone.

Effettuando tale tipo di manovra, l'accelerazione lungo l'asse z del baricentro non subisce variazioni (curva blu). Dunque, l'ingresso di controllo sarà dato da una combinazione lineare della velocità angolare di beccheggio del velivolo ($\dot{\theta}_y$ CG) e della velocità lungo l'asse z della wing tip sulla semiala destra (v_z IWT_R) e sulla semiala sinistra (v_z IWT_L).

Da notare che la wing tip si deflette in accordo all'accelerazione lungo z che agisce su di essa (Figura 9.22).

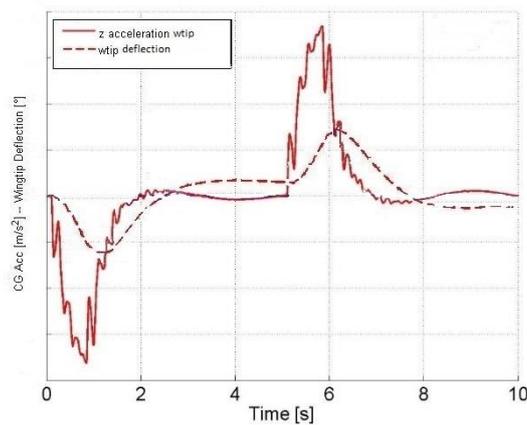


Figura 9.22: Accelerazione lungo z della wing tip.

Analizzando il momento flettente alla radice alare e all'estremità alare si ottengono i risultati riportati in Figura 9.23.

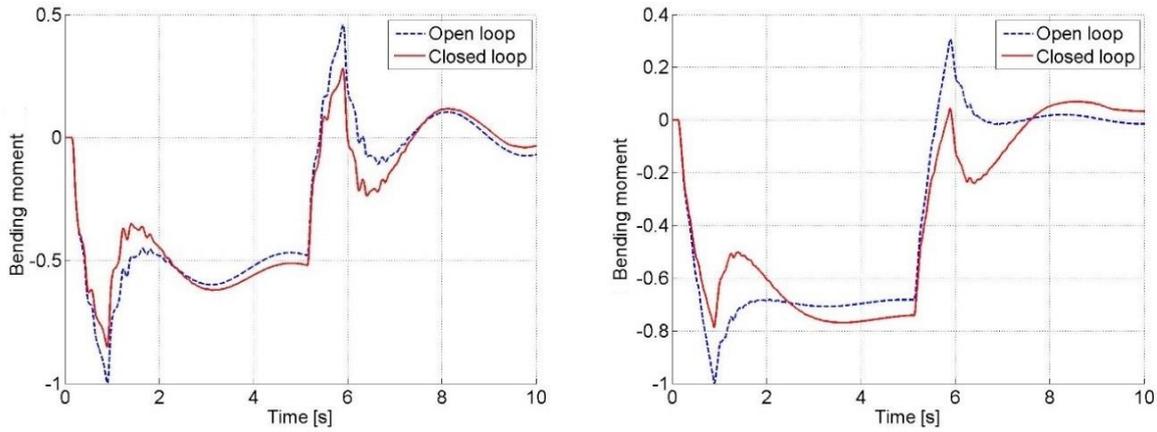


Figura 9.23: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).

Dunque, dal confronto dei carichi in open loop e in closed loop, emerge una riduzione del massimo valore in modulo del momento flettente per entrambe le stazioni. Tale risultato è stato confermato anche per le restanti configurazioni di massa e condizioni di volo, effettuando gli involucri di carico in termini di momento flettente e momento torcente (Figura 9.24).

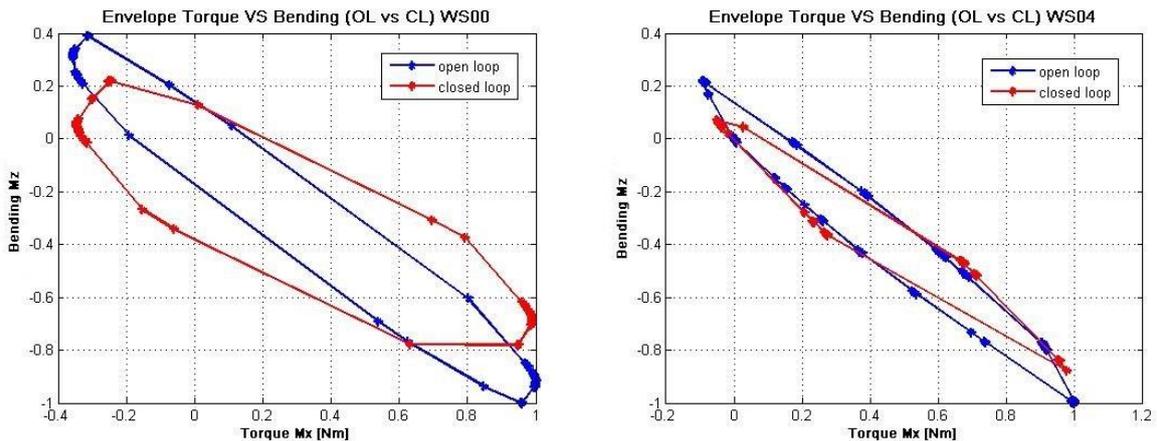


Figura 9.24: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).

9.3.3. Manovra di timone

Analogamente alla manovra di alettone, effettuando tale tipo di manovra l'accelerazione lungo l'asse z del baricentro non subisce variazioni. Tuttavia, per via delle grandezze in gioco, in tal caso la legge risulta inefficace, portando ad un incremento dei carichi sia alla radice che all'estremità alare. Per questo motivo, lo schema di controllo è stato modificato retroazionando l'accelerazione lungo l'asse y del baricentro ($a_z CG$) e le velocità lungo l'asse y delle wing tip ($v_z IWT_R$, $v_z IWT_L$), invece che i rispettivi valori lungo l'asse z (Figura 9.25).

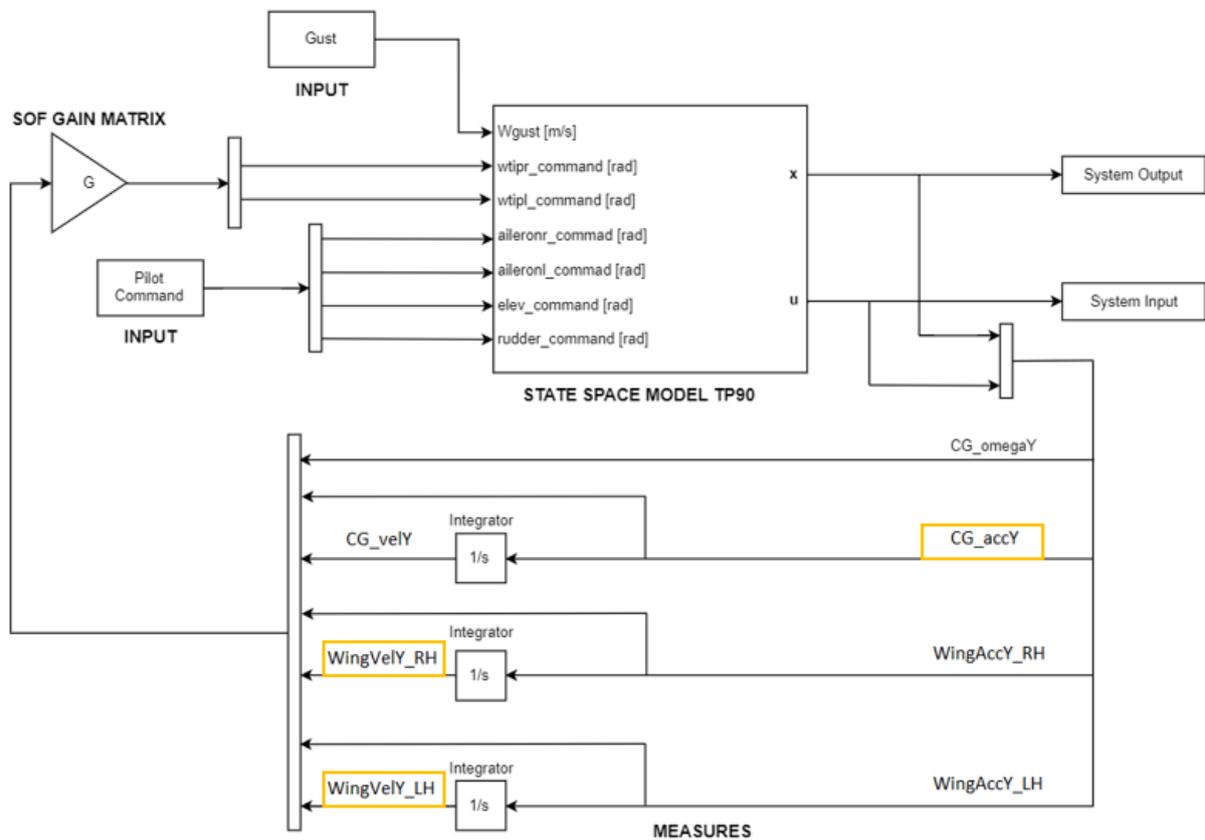


Figura 9.25: Schema Simulink SOF con retroazione delle misure lungo l'asse y – Wing tip.

Anche se sono state variate le misure retroazionate, la matrice dei guadagni del controllore è rimasta la stessa definita in *Tabella 9.4*.

Di seguito sono riportati i risultati ottenuti tenendo conto della modifica apportata allo schema *Simulink* per la retroazione delle variabili.

In *Figura 9.26* sono riportati l'evoluzione del comando (curva verde), l'accelerazione lungo y del velivolo (curva blu) e la deflessione della wing tip dovuta all'azione di controllo (curva rossa).

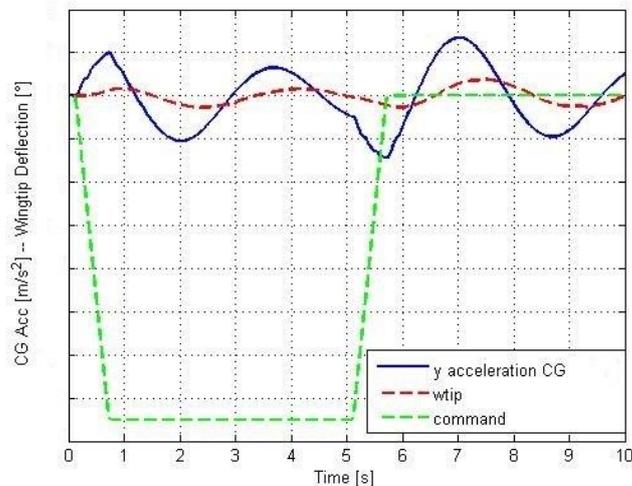


Figura 9.26: Controllore a retroazione diretta delle misure – comando timone.

Analizzando l'andamento del momento flettente alla radice e all'estremità alare, si ottengono risultati analoghi alle precedenti manovre (Figura 9.27).

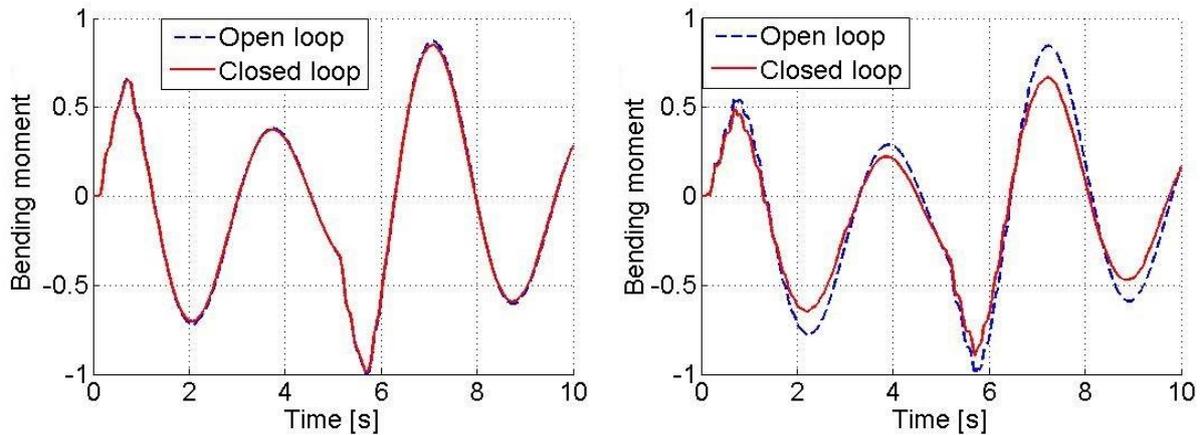


Figura 9.27: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).

Alla radice alare l'effetto è trascurabile, mentre all'estremità l'alleviazione è più evidente.

Ciò si verifica anche per le restanti configurazioni di massa e condizioni di volo, come si può vedere dagli involuipi di carico in termini di momento flettente e momento torcente (Figura 9.28).

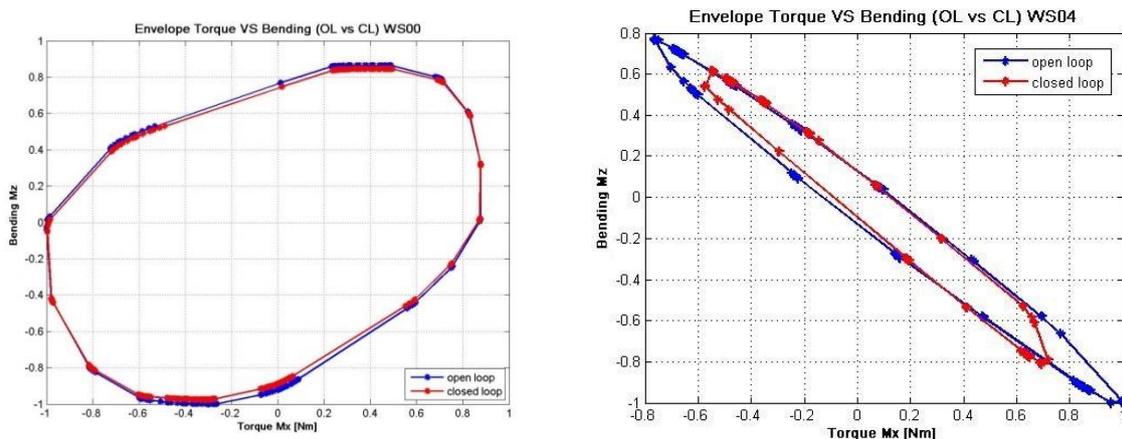


Figura 9.28: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).

Considerando lo schema di controllo originale, ovvero con la retroazione delle variabili legate all'asse z , si ottengono, invece, gli involuipi riportati in Figura 9.29. Confrontando gli involuipi in Figura 9.28 e Figura 9.29, è evidente che lo schema di controllo con la retroazione delle grandezze lungo l'asse y , invece che lungo l'asse z , risulta efficace per questo tipo di manovra, permettendo una riduzione sia del momento flettente che del momento torcente in entrambe le stazioni.

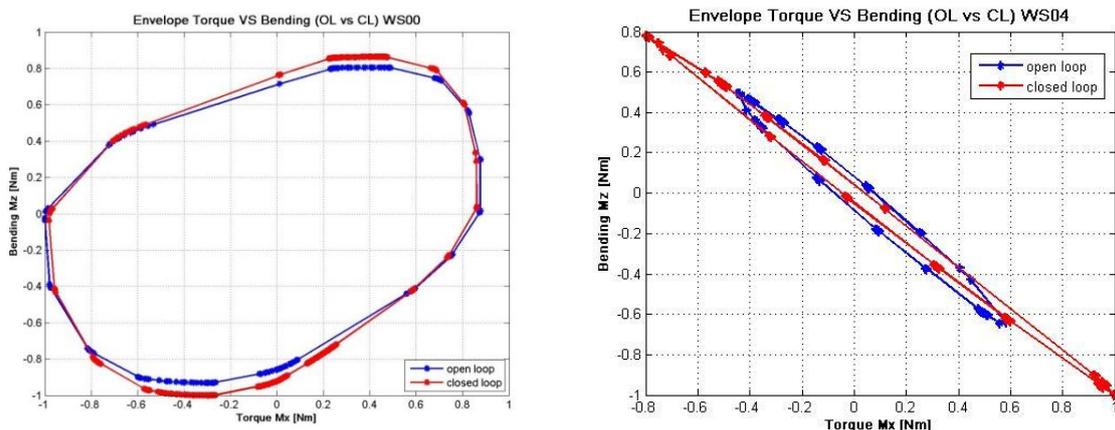


Figura 9.29: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).

9.3.4. Raffica verticale 1 - COS

La normativa prevede che per le analisi vengano presi in considerazione diversi valori del gradiente di raffica H , tra 9 m (30 ft) e 107 m (350 ft), allo scopo di individuare la risposta dinamica maggiormente critica in termini di massimo momento flettente. Questo processo è chiamato *gust tuning*.

Dunque, per una data configurazione di massa e condizione di volo, si è analizzata la risposta dinamica in open loop ad una raffica verticale discreta per diversi valori del gradiente di raffica compresi nel range stabilito. In tal modo è stato possibile identificare la condizione di carico peggiore ed il relativo gradiente, tipicamente definito come gradiente critico.

In *Figura 9.32* si riporta l'andamento del momento flettente in open loop al variare della frequenza, e quindi del gradiente di raffica, considerando la configurazione di massa denominata *M10*, ovvero peso massimo al decollo e baricentro in posizione nominale, e la condizione di volo identificata dall'*ID 0* relativa al punto di design aerodinamico.

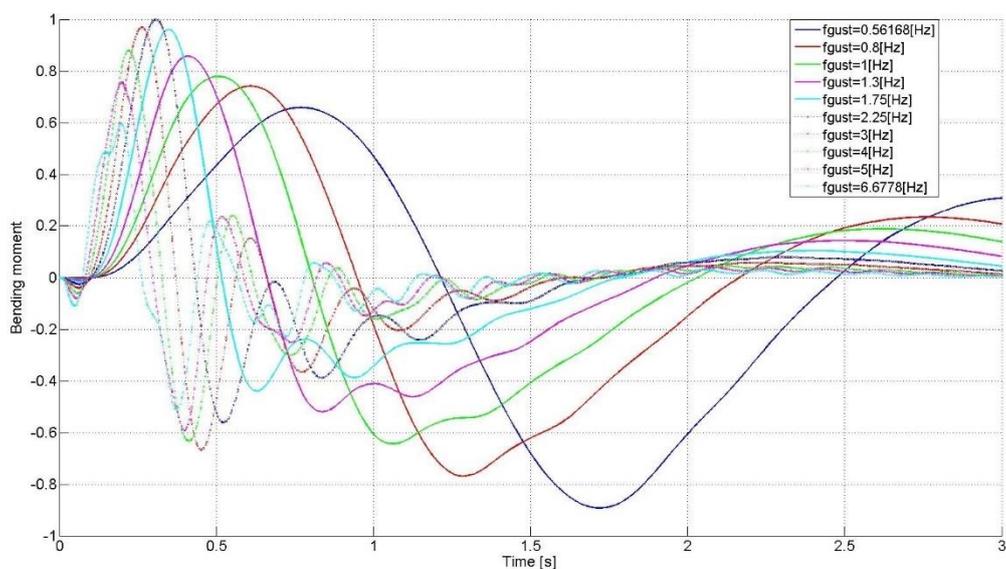


Figura 9.30: Momento flettente in open loop all'estremità alare.

Dalla *Figura 9.30* emerge che il massimo momento flettente positivo si verifica considerando una raffica con frequenza 2.25 Hz, mentre il massimo momento flettente negativo si verifica considerando una raffica caratterizzata dalla frequenza minima, in tal caso pari a 0.56168 Hz. La frequenza minima è quella calcolata considerando il gradiente di raffica massimo definito dalla normativa $H = 107 \text{ m}$. Difatti, la relazione tra frequenza e gradiente ha la seguente forma [25]:

$$H = \frac{V_{EAS}}{2 \cdot f_{gust}}$$

dove:

- H è il gradiente di raffica;
- f_{gust} è la frequenza della raffica;
- V_{EAS} è la velocità equivalente (*Equivalent Airspeed – EAS*).

Tra le due frequenze, la condizione per la quale si verifica il massimo momento flettente in valore assoluto è il caso di raffica con frequenza di 2.25 Hz. Per tale frequenza sono stati valutati i carichi dinamici in open loop e in closed loop.

In *Figura 9.31* è riportato il profilo della raffica (curva verde), l'accelerazione lungo z del velivolo (curva blu) e la deflessione della wing tip dovuta all'azione di controllo (curva rossa).

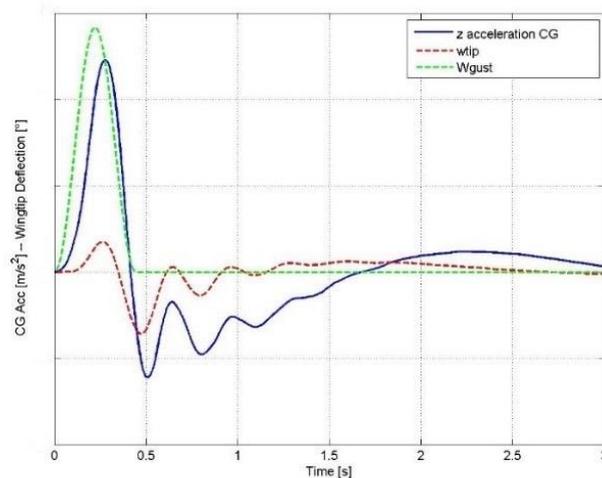


Figura 9.31: Controllore a retroazione diretta delle misure – input di raffica.

Considerando la raffica con gradiente critico, il momento flettente risulta alleviato lungo tutta l'apertura alare, anche se in percentuale maggiore all'estremità (*Figura 9.32*).

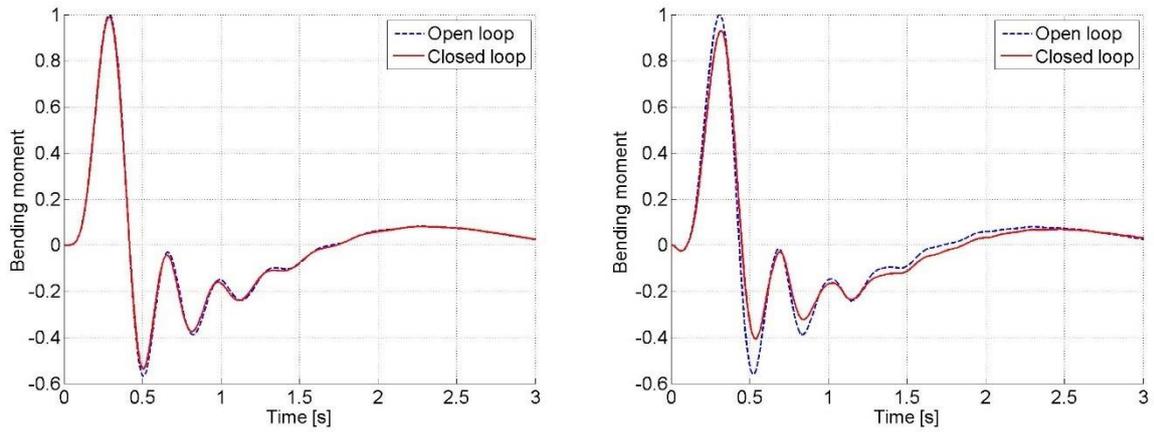


Figura 9.32: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).

Confrontando i risultati con quelli ottenuti con lo stesso schema di controllo ma imponendo come requisito la massima alleviazione dei carichi alla radice alare (*paragrafo 9.2.2*) si può dire che nel caso di input di raffica:

- alla radice alare, con entrambe le leggi di ottiene una riduzione del momento flettente minima;
- all'estremità alare, quest'ultima legge risulta più efficace in quanto consente una riduzione del momento flettente per tutta la storia temporale; mentre, considerando la legge precedente, risultava alleviato solo il primo picco (*Figura 9.33*).

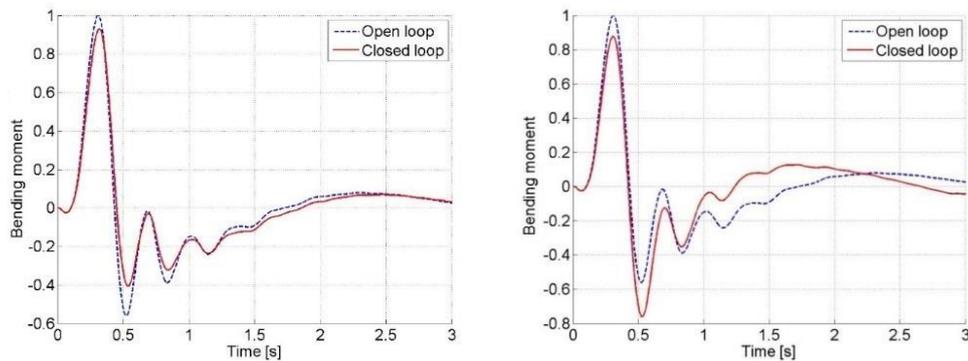


Figura 9.33: Momento flettente all'estremità alare implementando la legge per alleviare i carichi all'estremità alare (sinistra) e la legge per alleviare i carichi alla radice (destra).

Al variare della frequenza di raffica, le prestazioni del controllore nell'alleviare i carichi possono essere differenti, dunque è stato valutato il massimo momento flettente in valore assoluto al variare del gradiente di raffica (*Figura 9.34*).

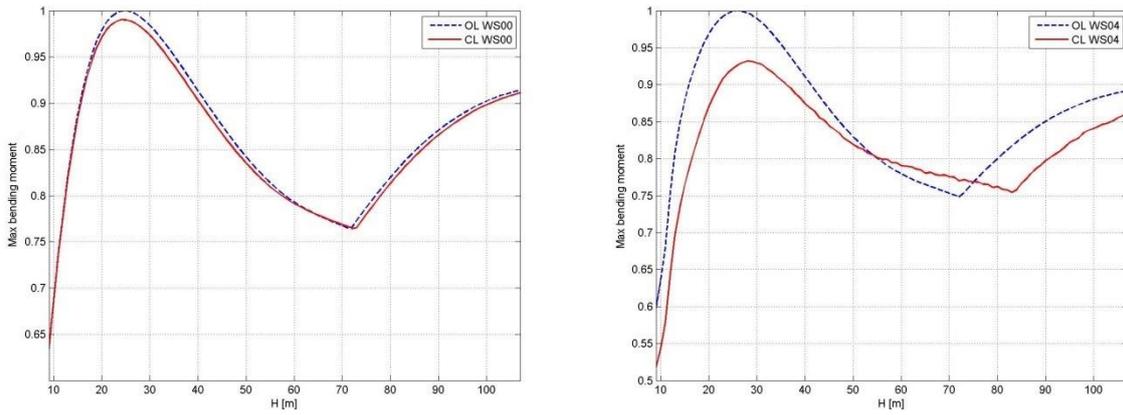


Figura 9.34: Massimo momento flettente in valore assoluto in open loop e in closed loop al variare del gradiente di raffica alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra).

Da questa analisi, risulta che:

- alla radice alare, il massimo momento flettente in valore assoluto è minore in closed loop per ogni valore di H ;
- all'estremità alare il comportamento dei carichi è analogo per quasi tutti i valori di H ; infatti, il massimo momento flettente in valore assoluto risulta ridotto in maniera più accentuata di quanto accade alla radice ma vi è un range limitato di gradienti di raffica (tra 54 m e 75 m) per il quale risulta leggermente aggravato.

Il peggioramento del momento flettente all'estremità alare per gradienti di raffica compresi tra 54m e 75 m, tuttavia, non è significativo in quanto l'aumento percentuale è inferiore al 5% (Figura 9.35) ed, inoltre, il massimo momento flettente in tale range è inferiore a quello che si verifica nelle condizioni critiche $H_{critico} = 26.7 m$ (Figura 9.34).

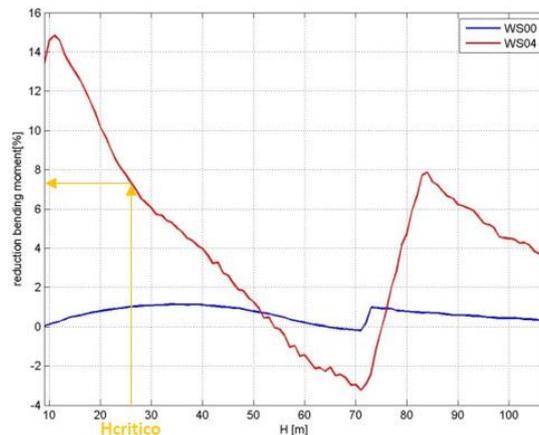


Figura 9.35: Alleviazione percentuale del momento flettente alla radice (curva blu) e all'estremità alare (curva rossa) al variare del gradiente di raffica.

In Figura 9.35 è stata evidenziata la riduzione percentuale del momento flettente, pari a 7.2%, che si ottiene nel caso di raffica con gradiente critico $H_{critico} = 26.7 m$, ovvero la raffica che determina la condizione peggiore di carico.

Analizzando gli involucri di carico, in cui sono comprese tutte le configurazioni di massa e condizioni di volo, si nota che la legge di controllo è efficace per l'alleviazione dei carichi all'estremità alare, mentre alla radice l'effetto è trascurabile (Figura 9.36).

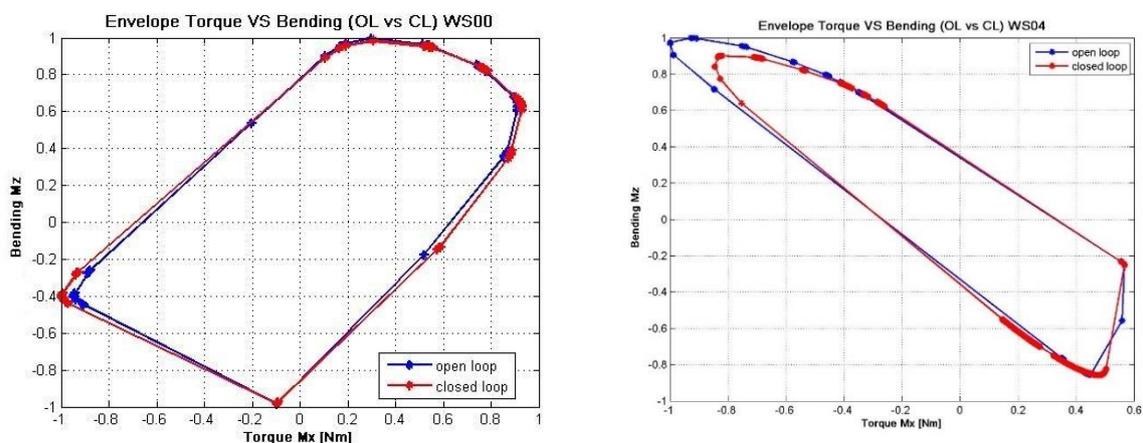


Figura 9.36: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).

Rispetto alla legge analizzata in cui si imponeva la massima riduzione dei carichi alla radice alare (paragrafo 9.2.2), si notano delle differenze all'estremità alare, infatti, con quest'ultima legge, sia il momento flettente che il momento torcente risultano ridotti all'estremità (Figura 9.37).

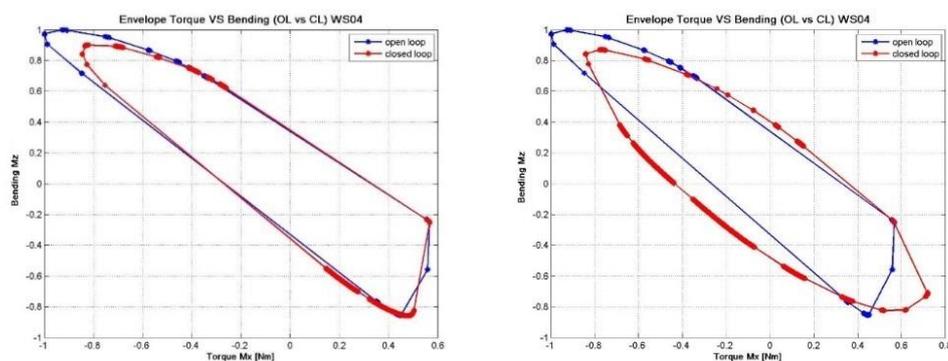


Figura 9.37: Momento flettente all'estremità alare implementando la legge per alleviare i carichi all'estremità alare (sinistra) e la legge per alleviare i carichi alla radice (destra).

9.3.5. Commenti finali

Dalle analisi è emerso che alla radice alare l'alleviazione del momento flettente è ridotta, in compenso, a differenza della legge precedente progettata per alleviare i carichi principalmente alla radice alare, non si verifica un aggravio dei carichi all'estremità, bensì in questa stazione l'alleviazione percentuale del momento flettente risulta massima. Per quest'ultima legge, è stata considerata sia la configurazione del TP90 con le wing tip che la configurazione con le winglet. Nel paragrafo a seguire si riporta il caso della winglet.

9.4. Controllore a retroazione diretta delle misure: alleviazione dei carichi all'estremità alare utilizzando le winglet

La matrice dei guadagni nel caso della winglet è riportata in *Tabella 9.6*.

	$\Omega_y CG$	$a_z CG$	$v_z CG$	$a_z WLET_R$	$v_z WLET_R$	$a_z WLET_L$	$v_z WLET_L$
$WLET_R$ command	0.992804	0.026384	0	0	-0.00748	0	0.00068
$WLET_L$ command	-0.9928	0.02638	0	0	-0.00068	0	0.00748

Tabella 9.6: SOF Gain Matrix – Tip alleviation (winglet).

Considerando la configurazione del velivolo con le winglet, i benefici che si riescono ad ottenere implementando il sistema di controllo riguardano la sola manovra di elevatore.

9.4.1. Manovra di elevatore

Il comando di elevatore imposto è caratterizzato dall'ampiezza che determina il massimo fattore di carico lungo z ed una durata di 5 secondi (*Figura 9.38*).

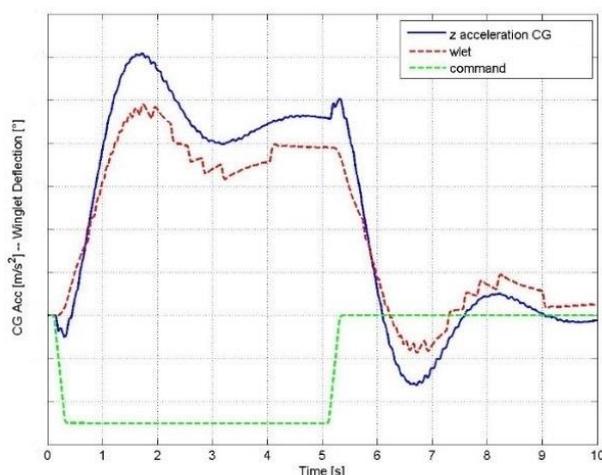


Figura 9.38: Controllore a retroazione diretta delle misure – comando elevatore.

In particolare, si nota una forte riduzione del momento flettente all'estremità alare (*Figura 9.39*).

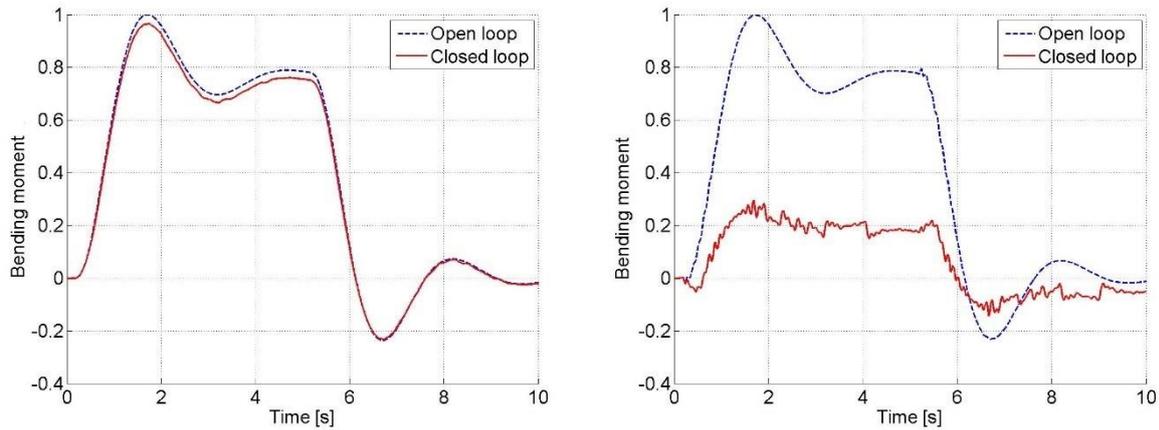


Figura 9.39: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).

Con tale configurazione, si ottiene una riduzione del momento flettente alla radice e all'estremità alare maggiore rispetto a quanto ottenuto installando sull'ala le wing tip (Tabella 9.7).

	Bending moment reduction IWT [%]	Bending moment reduction WLET [%]
WS00	-2%	-3%
WS04	-30%	-70%

Tabella 9.7: Confronto riduzione momento flettente configurazione wing tip e configurazione winglet.

A fronte di ciò, la winglet sembrerebbe molto più efficiente nell'alleviare i carichi a seguito di una manovra di elevatore, ma analizzando anche il momento torcente all'estremità alare si ha che:

- nel caso della wing tip, risulta alleviato anche il momento torcente all'estremità alare;
- nel caso della winglet, il momento torcente all'estremità alare risulta aumentato.

In Tabella 9.8 è riportato il confronto tra wing tip e winglet in termini di riduzione percentuale del momento torcente.

	Torsional moment reduction IWT [%]	Torsional moment reduction WLET [%]
WS00	8%	9%
WS04	-31%	31%

Tabella 9.8: Confronto riduzione momento torcente configurazione wing tip e configurazione winglet.

I valori percentuali riportati nelle tabelle (Tabella 9.7 - 9.8) fanno riferimento alla configurazione di massa denominata *M10* e alla condizione di volo *ID 0* relativa al punto di design aerodinamico. Per le restanti configurazioni di massa e condizioni di volo si ottengono risultati simili.

Le simulazioni sono state eseguite anche per le restanti configurazioni di massa e condizioni di volo, ottenendo i seguenti involucri in termini di momento flettente e momento torcente (Figura 9.40).

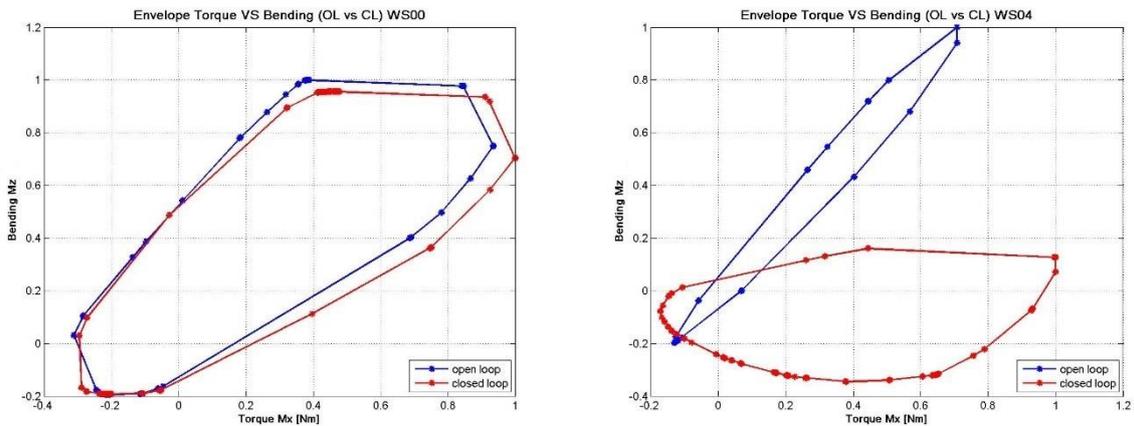


Figura 9.40: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).

In tal caso, all'estremità alare si ottiene un'elevata riduzione percentuale del momento flettente. Tale vantaggio si paga, tuttavia, in termini di un maggiore aumento percentuale del momento torcente all'estremità alare. Infatti, a differenza della configurazione con le wing tip, il massimo valore in modulo del momento torcente è maggiore in closed loop (Figura 9.40).

9.4.2. Raffica verticale 1 – COS

Analogamente a quanto fatto per la configurazione con le wing tip, si analizza la risposta alla raffica caratterizzata da una frequenza di 2.25 Hz.

In Figura 9.41 è riportato il profilo della raffica (curva verde), l'accelerazione lungo z del velivolo (curva blu) e la deflessione della winglet dovuta all'azione di controllo (curva rossa).

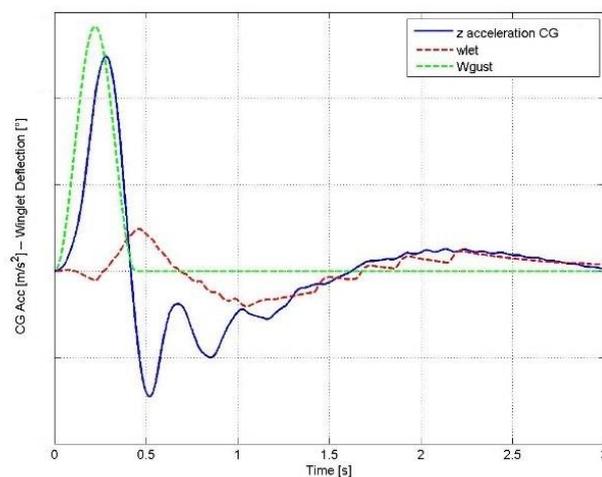


Figura 9.41: Controllore a retroazione diretta delle misure – input di raffica.

Analizzando l'andamento del momento flettente alla radice e all'estremità alare, la winglet non risulta essere in grado di alleviare i carichi da raffica (Figura 9.42).

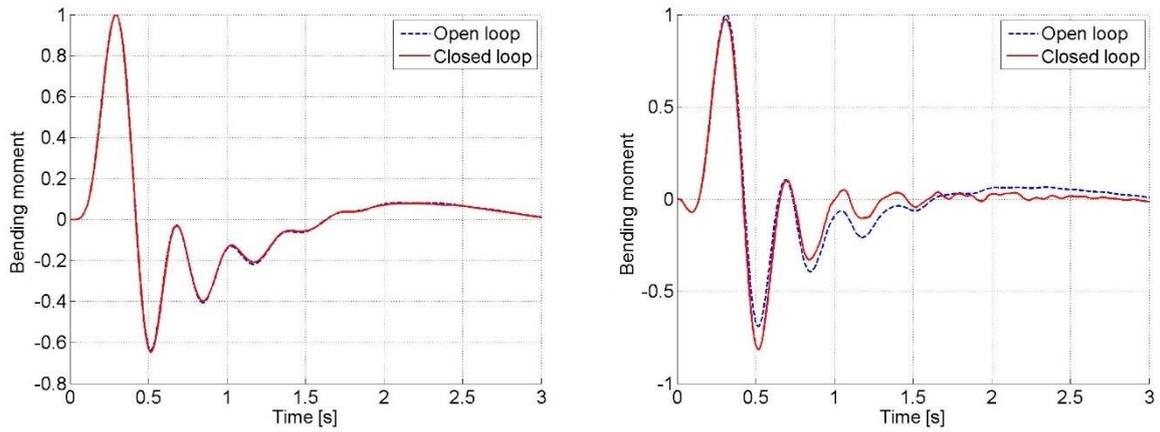


Figura 9.42: Confronto momento flettente in open loop e in closed loop alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra).

Dagli involucri, infatti, adottando tale configurazione non risulta alcun tipo di beneficio nell'alleviare i carichi da raffica (Figura 9.43).

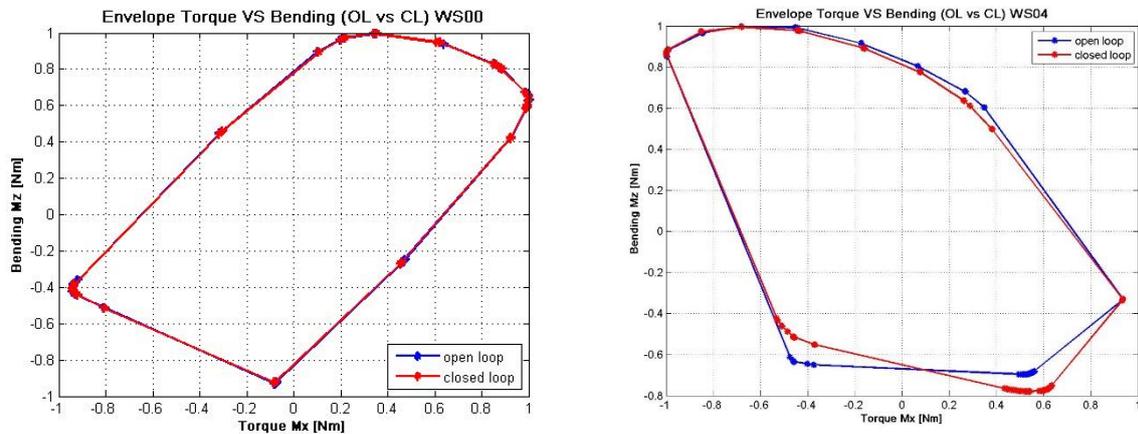


Figura 9.43: Momento flettente e momento torcente in open loop ed in closed loop in corrispondenza della radice alare (sinistra) e dell'estremità alare (destra).

9.4.3. Commenti finali

Nel caso della configurazione del velivolo con le winglet, si ottiene una certa efficienza nel ridurre all'estremità alare i carichi da manovra, tipicamente il momento flettente. La capacità di riduzione nel caso della raffica è limitata, in alcuni casi si verifica anche un peggioramento della situazione, ma questo era prevedibile data la banda passante limitata degli attuatori. Inoltre, è stata considerata una raffica longitudinale, dunque, con delle superfici quasi verticali non si può attendere un'alleviazione.

Capitolo 10

Analisi aeroelastica statica

Tramite questa analisi si vanno a considerare gli spostamenti che il modello subisce in seguito ai carichi derivanti dalla condizione di equilibrio assunta durante una particolare manovra.

In questo capitolo viene descritta l'analisi aeroelastica statica per la determinazione della soluzione di trim. In particolare, sono state considerate diverse manovre simmetriche di crociera (fattore di carico $n_z = 1$) caratterizzate da un determinato valore di quota e Mach. Tale calcolo è stato eseguito al fine di valutare l'efficacia della legge di controllo considerando i carichi totali ovvero la somma dei carichi dinamici, ottenuti dalle analisi precedenti, e dei carichi stazionari.

Successivamente, sono stati determinati i carichi di design, estendendo l'analisi aeroelastica a tutte le manovre dell'involucro di volo.

L'analisi è totalmente lineare, sia dal punto di vista strutturale che aerodinamico, ed è stata eseguita usando il VLM interno implementato in NeoCASS.

10.1. Modello NeoCASS del velivolo

Lo stick model utilizzato per le analisi aeroelastiche è una rappresentazione a elementi finiti, basata su elementi trave, dell'aeromobile in esame. Esso possiede tutte le caratteristiche già ampiamente discusse nel *paragrafo 4.1* del *Capitolo 4*. Il modello in esame è salvato in un file ASCII *.dat* la cui sintassi è quasi equivalente a quella di Nastran.

Di seguito sono elencate le informazioni contenute all'interno del file:

- definizione dei materiali;
- definizione dei nodi;
- definizione degli aeronodi;
- definizione degli elementi beam;
- definizione della mesh aerodinamica e posizione delle superfici di controllo per il *Vortex Lattice Method*;
- definizione delle masse non strutturali (motori, carrelli, ...);
- definizione dei set di nodi per l'interpolazione;
- definizione delle spline, usate per connettere la mesh aerodinamica alla mesh strutturale.

Tale modello è stato generato sia per la configurazione con wing tip che per la configurazione con winglet ed è disponibile per differenti configurazioni di massa.

Nelle figure sottostanti è possibile visualizzare il modello aeroelastico del velivolo, ovvero il modello strutturale accoppiato al modello aerodinamico.

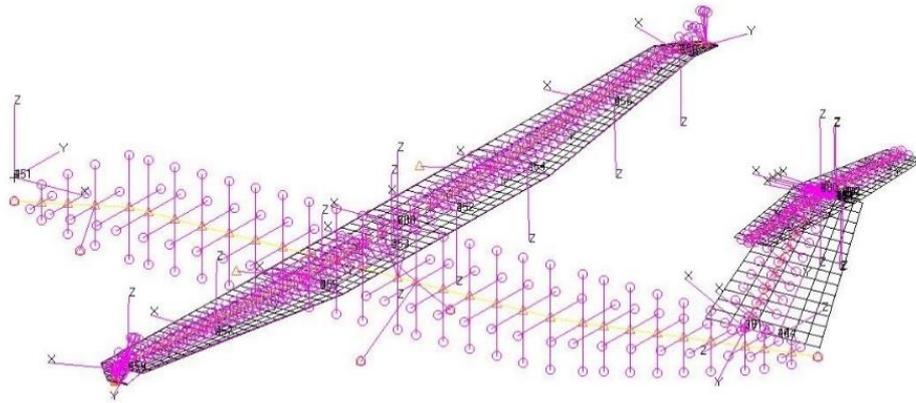


Figura 10.1: Modello strutturale e aerodinamico con wing tip.

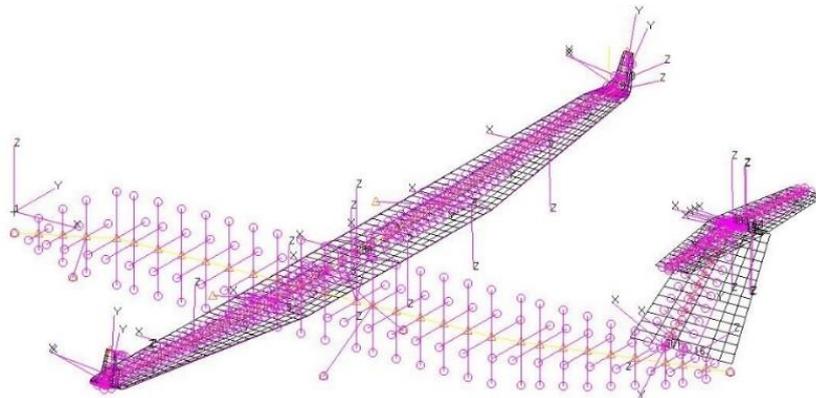


Figura 10.2: Modello strutturale e aerodinamico con winglet.

10.2. Struttura del codice utilizzato per l'analisi

Il codice *Matlab* utilizzato per l'analisi aeroelastica statica fa parte dell'estensione di SMARTCAD, sviluppato dal Politecnico di Milano, ed è strutturato come in *Figura 9.3*. Il file di input richiesto è un file *.dat* contenente il modello NeoCASS del velivolo in esame, se disponibili la definizione dei dati aerodinamici esterni (CFD e/o Data Set), una serie di parametri riguardanti la geometria di riferimento del velivolo, le condizioni di volo e di trim. Questi input saranno poi utilizzati da un preprocessore che eseguirà una serie di calcoli preliminari, generando una struttura dati utile per l'analisi. I dati memorizzati nel database consentiranno un risparmio di tempo computazionale nel caso in cui dovessero essere eseguiti più lanci sullo stesso modello, come richiesto per il calcolo dei carichi di design.

L'aerodinamica stazionaria del velivolo è stimata mediante un semplice metodo a pannelli, il *Vortex Lattice Method* (VLM), implementato all'interno del tool. Tale metodo può essere corretto mediante l'introduzione di dati aerodinamici esterni, provenienti da simulazioni CFD o Data Set lineare.

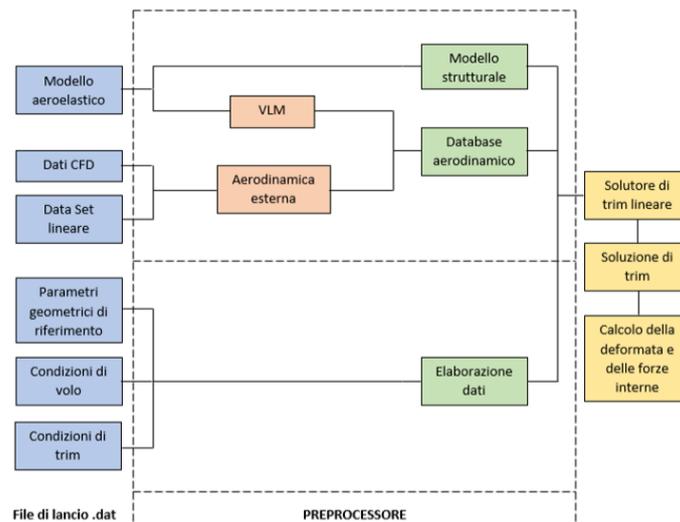


Figura 10.3: Struttura del codice SMARTCAD per l'analisi di trim lineare.

Il solutore per le analisi aeroelastiche statiche utilizzerà la banca dati per risolvere tutte le equazioni di trim e fornirà come output il trim di volo, gli spostamenti nodali e le forze strutturali interne.

In NeoCASS è possibile recuperare le forze interne sui punti di collocazione o sui nodi strutturali. I punti di collocazione sono dei punti non strutturali, posizionati sempre sulle beam ma in una posizione differente dai nodi. Inoltre, è necessaria un'ulteriore operazione affinché le forze interne vengano trasposte dal sistema di riferimento dell'elemento al basico.

10.2.1. File di lancio

Il file di input per l'analisi aeroelastica è un file ASCII *.dat* simile al formato Nastran. Esso è caratterizzato da una serie di schede dedicate, le quale introducono le seguenti informazioni:

- modello aeroelastico del velivolo, descritto nel Capitolo 4;
- definizione delle condizioni di volo e delle condizioni di trim;
- se disponibili, si potrebbero inserire anche dati per la correzione aerodinamica mediante Data Set o CFD.

Una volta che il file è pronto, è possibile lanciare il preprocessore che organizza in una struttura dati tutti gli input forniti.

10.2.2. Preprocessore

Il preprocessore è utilizzato per eseguire tutti i calcoli preliminari necessari per l'impostazione dell'analisi. Esso è suddiviso in due grandi blocchi:

- Il primo blocco è dedicato alla generazione del modello strutturale (matrici di rigidità e di massa) e del database aerodinamico. In particolare, il database aerodinamico è introdotto per organizzare tutti i dati aerodinamici all'interno di una struttura dati, in modo che essi possano essere recuperati facilmente. All'interno del database sono contenute le matrici di interpolazione (spline) e le matrici aerodinamiche del VLM (forze sui pannelli e derivate aerodinamiche) ed eventualmente le correzioni aerodinamiche.

- Il secondo blocco, invece, riceve tutti i parametri richiesti per l'impostazione dell'analisi e li memorizza senza eseguire ulteriori operazioni.

Il database generato dal preprocessore, contenente tutti i dati necessari per l'analisi, verrà poi utilizzato dal solutore di trim lineare.

10.2.3. Solutore di trim lineare

Il solutore di trim lineare ha lo scopo di risolvere le equazioni di equilibrio che governano il problema. Le forze aerodinamiche che compaiono all'interno del sistema di equazioni sono determinate, di default, dal VLM interno. Per migliorare la soluzione aerodinamica, è possibile introdurre una correzione aerodinamica (CFD e/o Data Set). Grazie al database aerodinamico generato dal preprocessore è possibile selezionare in maniera semplice, mediante un'opzione, il metodo aerodinamico che si vuole utilizzare per la soluzione del problema di trim.

Una volta determinate le forze aerodinamiche stazionarie, queste ultime verranno introdotte all'interno del sistema di equazioni di equilibrio, associato alla condizione di trim che si vuole analizzare, in maniera tale da ottenere la soluzione di trim e i carichi a cui è soggetto il velivolo nella condizione di equilibrio considerata.

In questo lavoro, il calcolo aerodinamico è stato eseguito implementando unicamente il VLM interno. Dunque, è stato eseguito il calcolo delle forze aerodinamiche su ogni pannello tramite VLM; mediante la matrice d'interpolazione esse vengono trasferite alla struttura e, successivamente, vengono calcolati i coefficienti per la determinazione delle forze aerodinamiche stazionarie.

NeoCASS è in grado di calcolare le azioni interne fornendo le sei componenti ($F_x, F_y, F_z, M_x, M_y, M_z$) che, per un dato fattore di carico, rappresentano la somma del contributo aerodinamico e di quello inerziale. Il recupero delle azioni interne viene eseguito sui punti di collocazione della beam, ovvero punti non strutturali, situati all'interno della beam ma in una posizione differente dai nodi. Tramite una procedura interna al tool, queste forze possono essere trasferite ai nodi strutturali. Inoltre, è necessaria un'ulteriore operazione affinché le forze interne vengano trasferite dal sistema di riferimento locale dell'elemento a quello basico del modello. A ciascuna beam, infatti, è associato un sistema di riferimento locale la cui orientazione è definita nel file di input del modello.

10.3. Carichi totali

Dall'analisi aeroelastica, considerando il VLM interno, si è ottenuto l'andamento del taglio, del momento flettente e del momento torcente lungo l'apertura alare, nel sistema di riferimento locale.

Avendo calcolato sia i carichi dinamici che i carichi stazionari, è possibile confrontare i carichi totali in open loop e in closed loop nelle cinque stazioni alari di riferimento.

Questa operazione è stata effettuata considerando i carichi dinamici, indotti dalle manovre considerate e dalla raffica, ottenuti implementando la legge di controllo basata sul controllore a retroazione diretta delle misure sia per la configurazione wing tip (*paragrafo 9.3*) che per la configurazione winglet (*paragrafo 9.4*).

Una volta ottenuti gli involuppi dei carichi totali, in termini di momento flettente e momento torcente, sono stati confrontati con gli involuppi di design.

10.4. Inviluppi di design sulle stazioni alari

In questo paragrafo viene illustrato come determinare i carichi di design, ovvero i carichi più gravosi che il velivolo deve essere in grado di sostenere. I carichi di design sono stati determinati estendendo l'analisi aeroelastica a tutte le manovre dell'involuppo di volo.

In base alle particolari condizioni richieste dalla normativa *EASA CS25*, sono state definite le manovre dimensionanti per la tipologia di velivolo in esame. In particolare, sono state considerate numerose condizioni di volo (>50) che coprono l'intero spettro di manovre estreme di interesse, tra cui manovre con massimo fattore di carico positivo $n_{zmax} = 2.5 g$ e negativo $n_z = -1 g$, manovre con massima deflessione di timone, manovre con massima deflessione di alettone, ecc. Tali manovre sono state eseguite alle velocità V_A, V_C, V_D, V_S tipiche dell'involuppo di volo. Lanciando la campagna di manovre, attraverso un'analisi aeroelastica statica, è possibile costruire gli involuppi dei carichi su determinate stazioni dell'ala. Tale analisi viene eseguita per tutte le sei configurazioni di massa (*Tabella 7.1*).

Dopo aver lanciato l'analisi aeroelastica statica per tutte le condizioni di trim, si determinano le configurazioni di carico sulle stazioni maggiormente sollecitate dell'ala, seguendo la modalità descritta nel *paragrafo 10.2*. Le forze aerodinamiche che compaiono all'interno del calcolo dei carichi sono determinate, di default, con il metodo a pannelli internamente implementato nel solutore (VLM). Inoltre, per la determinazione degli involuppi dimensionanti, sono state considerate anche le manovre e le raffiche dinamiche. Nel caso delle manovre sono state considerate:

- la manovra di elevatore che determina il massimo fattore di carico n_{zmax} ;
- la manovra di rollio che determina la massima velocità di rollio raggiungibile;
- la manovra di timone che determina il massimo angolo di imbardata raggiungibile.

Per quanto riguarda i carichi da raffica, sono state eseguite le analisi per il range di frequenze previsto dalla normativa *EASA CS-25*.

Una volta determinati i carichi di design, si tracciano, per ogni stazione scelta, i diagrammi che mettono in relazione il momento flettente con il momento torcente. Ognuno di questi involuppi è caratterizzato dalle sole manovre che inducono i carichi maggiori sulla stazione considerata. Per la determinazione degli involuppi di carico dell'ala sono state scelte le seguenti stazioni:

Gli involuppi di carico dell'ala sono stati determinati in corrispondenza delle stesse stazioni considerate per la valutazione delle leggi di controllo nel *Capitolo 9*, ovvero:

- Wing Station 00 (WS00): radice alare;
- Wing Station 01 (WS01): stazione in corrispondenza del motore;
- Wing Station 02 (WS02): stazione in corrispondenza del kink dell'ala;
- Wing Station 03 (WS03): stazione in cui inizia l'alettone;
- Wing Station 04 (WS04): stazione in cui inizia la wing tip/winglet.

Di seguito si riportano gli involuppi di design ottenuti e si confrontano con gli involuppi relativi alle manovre e alla raffica sia per la configurazione con le wing tip che per la configurazione con le winglet.

10.4.1. Configurazione wing tip

Per la manovra di elevatore, alettone e timone, i risultati sono riportati in *Figura 10.4*, *Figura 10.5*, *Figura 10.6*.

Dagli involuppi riportati di seguito, come già riscontrato dalle analisi dei carichi dinamici riportate nel *paragrafo 9.3 del Capitolo 9*, il momento flettente in closed loop (curva blu continua) risulta alleviato per tutte le manovre, in percentuale maggiore all'estremità alare.

Siccome si è visto che l'alleviazione del momento flettente, tramite la movimentazione della wing tip, potrebbe portare ad un aumento del momento torcente, i carichi risultanti sono stati confrontati con gli involuppi di design (curva rossa). Difatti, effettuando la manovra di elevatore, il momento torcente in closed loop all'estremità alare risulta aggravato. Tuttavia, dalla *Figura 10.4* si può osservare che non porta ad un superamento dei carichi di design.

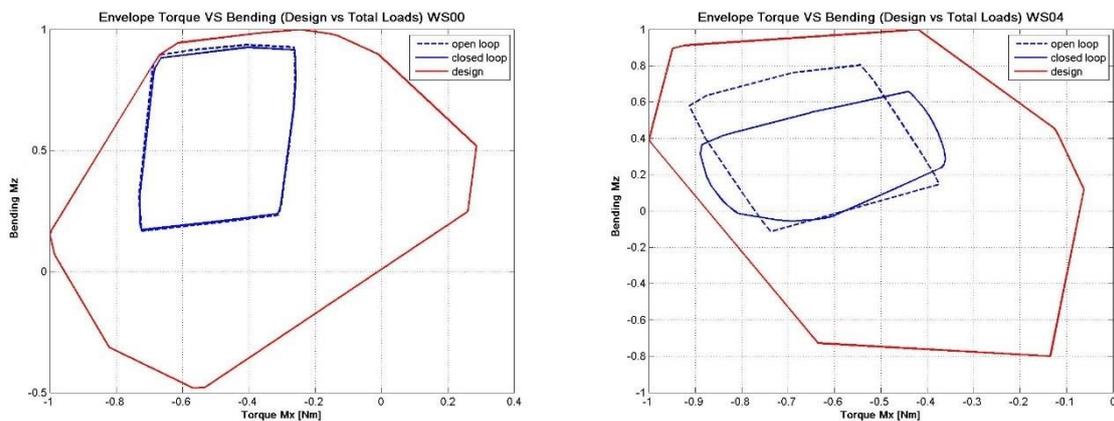


Figura 10.4: Confronto carichi di design e carichi totali indotti dalla manovra di elevatore alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra).

Per le manovre di alettone e timone, invece, all'estremità alare si ottiene una riduzione di entrambi i momenti, dunque la problematica sopra evidenziata non sussiste (*Figura 10.5* e *Figura 10.6*).

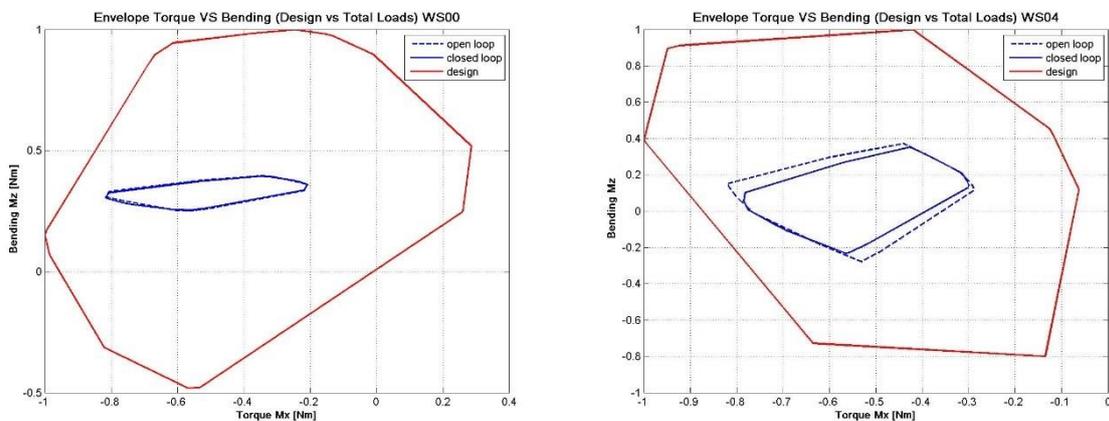


Figura 10.5: Confronto carichi di design e carichi totali indotti dalla manovra di alettone alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra).

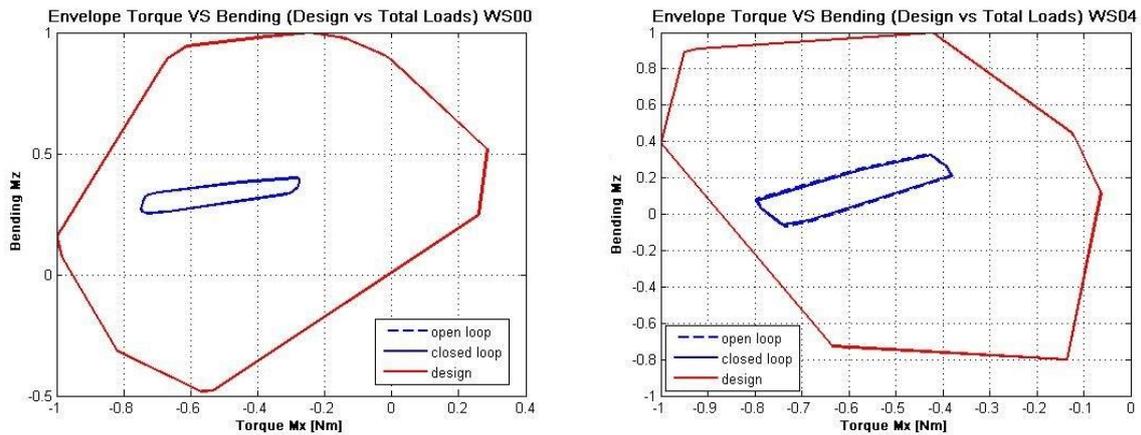


Figura 10.6: Confronto carichi di design e carichi totali indotti dalla manovra di timone alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra).

Per quanto riguarda la risposta alla raffica, dalla *Figura 10.7* si può notare che i carichi da raffica in open loop in molti punti risultano dimensionanti. La presenza del sistema di controllo permette una riduzione dei carichi in closed loop all'estremità alare. Alla radice alare, invece, l'effetto della legge di controllo sui carichi è trascurabile, non portando ad alcuna alleviazione.

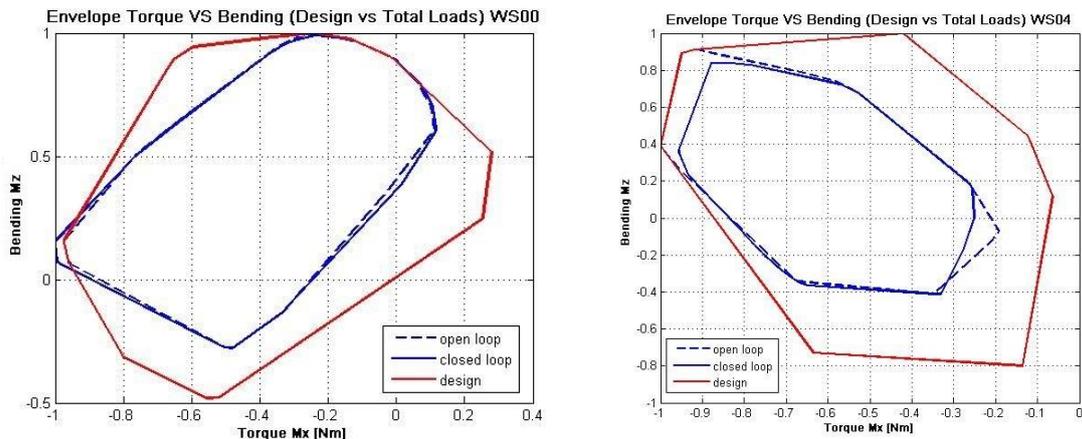


Figura 10.7: Confronto carichi di design e carichi totali indotti dalla raffica alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra).

10.4.2. Configurazione winglet

Considerando la configurazione con le winglet, come già anticipato, si ottiene un'alleviazione dei carichi solo nel caso in cui si effettui una manovra di elevatore. Per i restanti casi (manovra di alettone, manovra di timone, raffica) la differenza dei carichi in open loop ed in closed loop è trascurabile.

Nel *paragrafo 9.4*, relativo alla manovra di elevatore, è emerso che il momento flettente in closed loop risulta notevolmente ridotto all'estremità alare ma a discapito di un aumento significativo del momento torcente. Dalla *Figura 10.8*, tuttavia, si nota che, nonostante si verifichi un aumento del momento torcente, l'involuppo dei carichi in closed loop rientra in quello dei carichi di design.

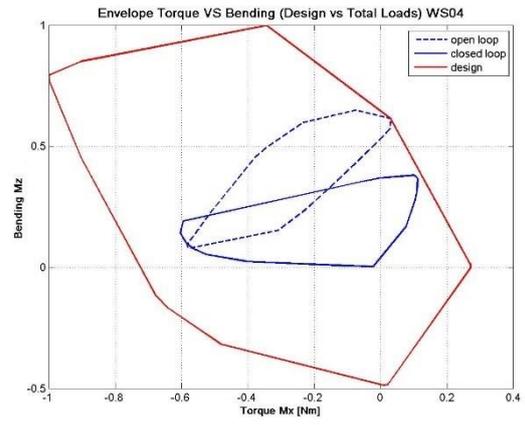


Figura 10.8: Confronto carichi di design e carichi totali indotti dalla manovra di elevatore alla radice (sinistra) e all'estremità alare (destra).

Capitolo 11

Modello del velivolo con l'ala base

In questo capitolo si valuta l'effetto dell'estensione alare, dovuto alla presenza dei dispositivi di estremità, sui carichi alari. Tramite l'utilizzo del solutore di risposta dinamica NeoRESP, verrà analizzata la risposta dinamica ad una raffica longitudinale considerando:

- la configurazione del velivolo con l'ala base, ovvero priva di dispositivi di estremità;
- la configurazione del velivolo con installate le wing tip;
- la configurazione del velivolo con installate le winglet.

Successivamente, sono stati determinati gli involuppi di design per l'ala base, costituito sia da carichi stazionari derivanti dalle manovre maggiormente critiche che dai carichi dinamici indotti dalla raffica, in modo da effettuare un confronto con quelli precedentemente determinanti per la configurazione del velivolo con wing tip e winglet.

I carichi stazionari sono stati determinati analogamente a quanto descritto nel Capitolo 10, mentre per il calcolo dei carichi dinamici indotti dalla raffica è stato utilizzato il solutore di risposta dinamica NeoRESP. Come per le configurazioni precedenti, per la risposta alla raffica sono stati considerati diversi valori di frequenza in base a quanto prescritto dalla normativa EASA CS-25.

Dopo aver lanciato l'analisi aeroelastica dinamica per determinare i carichi indotti dalla raffica, sono state determinate le configurazioni di carico sulle stazioni maggiormente sollecitate dell'ala, seguendo la modalità descritta nel *paragrafo 10.2*. In tal modo, è stato possibile individuare gli involuppi di design per l'ala base da confrontare con le configurazioni del velivolo con wing tip e winglet per valutare l'impatto dell'estensione alare sui carichi di design.

11.1. Risposta alla raffica 1 – COS

L'aggiunta di dispositivi di estremità genera un carico aerodinamico addizionale all'estremità dell'ala ed un aumento delle azioni interne lungo l'intera apertura. Per questo motivo si è analizzata la risposta in open loop ad una raffica longitudinale nel caso di velivolo con ala base e nel caso in cui invece sono installate le wing tip o le winglet. In tal modo, è possibile valutare l'effetto dell'estensione alare sui carichi dinamici indotti dalla raffica.

Dalle simulazioni, si sono ottenuti i seguenti risultati:

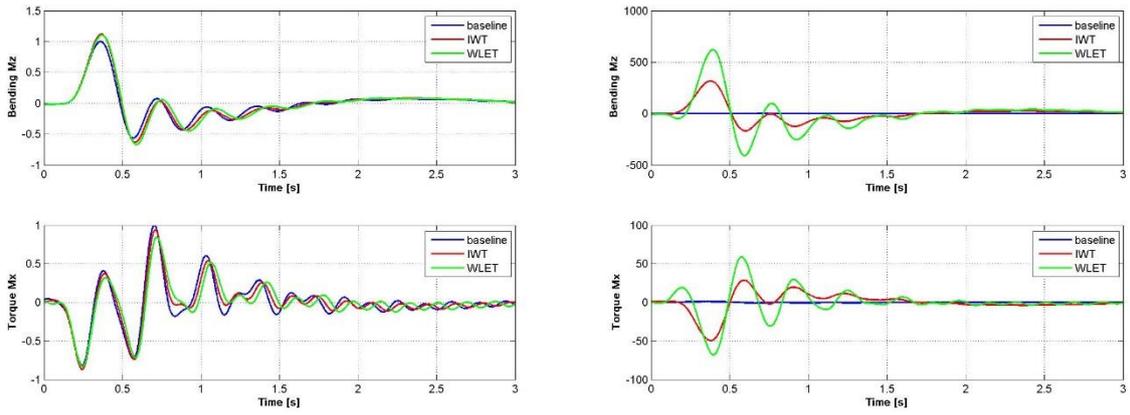


Figura 11.1: Carichi indotti dalla raffica alla radice alare (sinistra) e all'estremità alare (destra) per le tre configurazioni: ala base (curva blu), wing tip (curva rossa), winglet (curva verde).

Dalla *Figura 11.1* risulta confermato il fatto che la presenza della wing tip o della winglet determina un incremento dei carichi alari rispetto all'ala base. Da notare che, nel grafico a destra, i carichi relativi all'ala base risultano prossimi a zero semplicemente perché la stazione *WS04* è collocata in prossimità della fine dell'ala. Aggiungendo la wing tip o la winglet, aumenta l'apertura alare e quindi, a parità di portanza, i carichi misurati sempre in corrispondenza della stazione *WS04* risultano maggiori.

Per la stazione *WS04* risulta efficace effettuare un confronto tra la winglet e la wing tip (*Figura 11.2*).

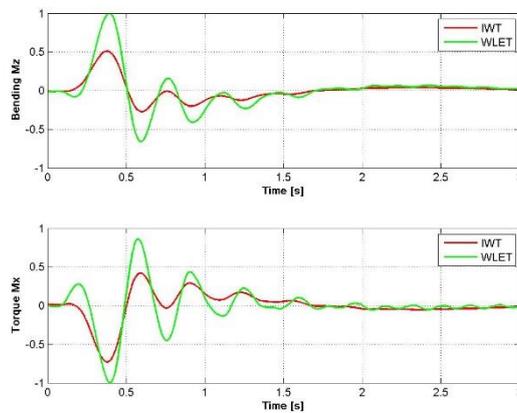


Figura 11.2: Carichi indotti dalla raffica all'estremità alare considerando la wing tip e la winglet.

Da cui si nota che nel caso della winglet si ha una maggiore sensibilità alla raffica.

11.2. Effetto dei dispositivi di estremità sugli involuipi di design

La presenza dei dispositivi di estremità ha un impatto sia sui carichi stazionari che su quelli dinamici, di conseguenza anche gli involuipi di design saranno diversi rispetto a quelli caratteristici dell'ala base.

Per la determinazione degli involuipi di design sono state considerate le manovre stazionarie maggiormente critiche ed i carichi dinamici indotti dalla raffica in base alla normativa EASA CS25.

Di seguito si riportano gli involuipi, in termini di momento flettente e torcente, sulle cinque stazioni di riferimento e per le tre configurazioni analizzate. L'asse delle y è stato adimensionalizzato rispetto al massimo valore in modulo del momento flettente relativo all'ala base, mentre l'asse delle x rispetto al massimo valore in modulo del momento torcente riferito sempre all'ala base.

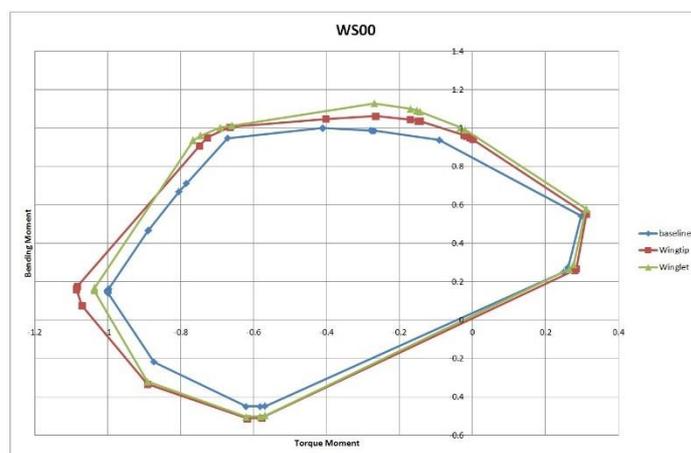


Figura 11.3: Involuppi di design – stazione WS00.

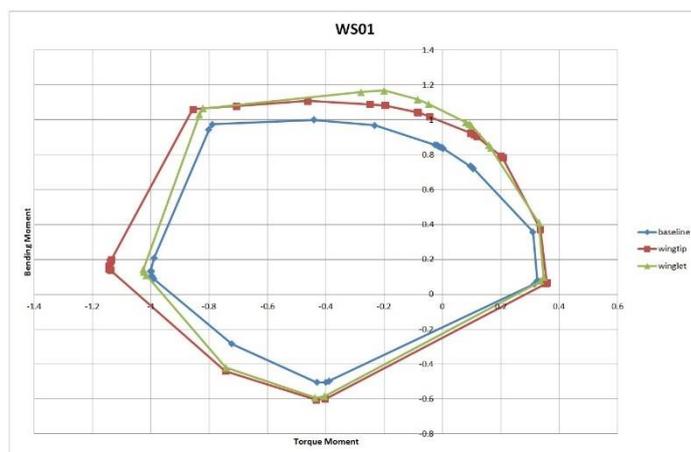


Figura 11.4: Involuppi di design – stazione WS01.

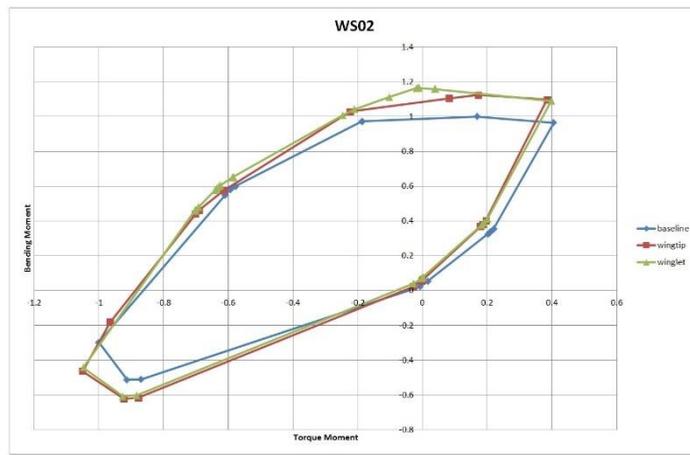


Figura 11.5: Involuppi di design – stazione WS02.

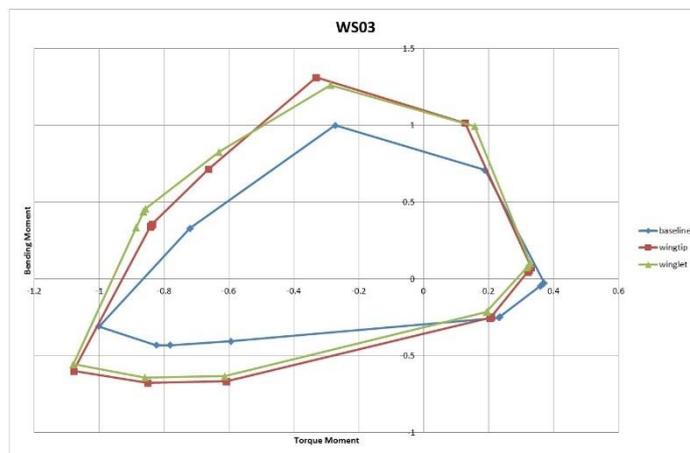


Figura 11.6: Involuppi di design – stazione WS03.

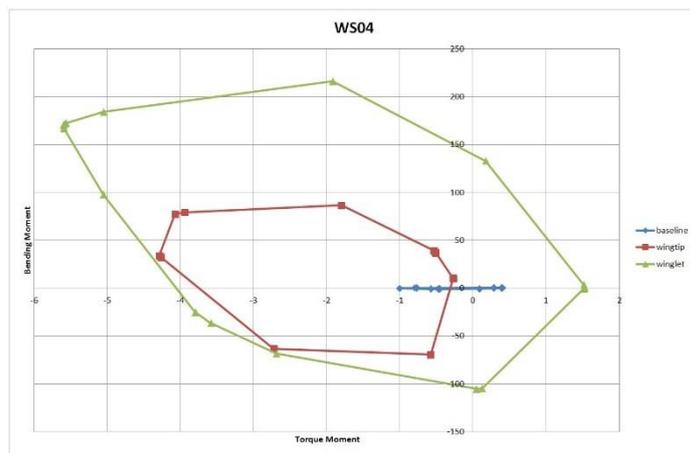


Figura 11.3: Involuppi di design – stazione WS04.

Il comportamento all'estremità alare è giustificato sempre dal motivo che la stazione *WS04* è collocata in prossimità della fine dell'ala base dunque, adottando tale configurazione, i carichi in questa stazione sono prossimi a zero.

Per la stazione *WS04*, confrontando gli involuppi di design adottando le due diverse tipologie di dispositivi di estremità (*Figura 11.8*), la winglet porta ad un maggiore dimensionamento dei carichi strutturali sull'ala.

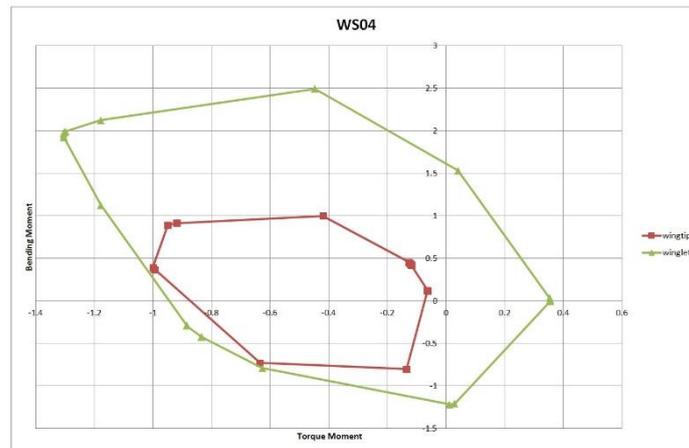


Figura 11.8: Confronto involuppi di design wing tip e winglet.

Capitolo 12

Conclusioni e sviluppi futuri

L'attività presentata in questo lavoro è finalizzata alla caratterizzazione delle leggi di controllo, sviluppate dal Politecnico di Milano, su un'area estesa dell'involucro di volo, valutando le prestazioni del controllore nell'alleviare i carichi da raffica e da manovra al variare delle condizioni operative (quota, velocità, peso, posizione del baricentro).

Le leggi di controllo si basano su un controllore a retroazione diretta delle misure (*Static Output Feedback Controller - SOF*), caratterizzato da una maggiore semplicità implementativa rispetto ai controllori dinamici, e dall'uso di dispositivi di estremità, quali wing tip e winglet, dotati di superfici mobili per alleviare i carichi.

La matrice dei guadagni che caratterizza il controllore è stata determinata considerando due requisiti differenti:

- massima alleviazione del momento flettente alla radice alare;
- massima alleviazione del momento flettente all'estremità alare.

La prima legge analizzata aveva l'obiettivo di alleviare il momento flettente alla radice alare tramite l'utilizzo della wing tip. Questo è stato ottenuto a discapito di un aggravio dei carichi all'estremità alare.

Per questo motivo si è riprogettato il controllore per ottenere la massima alleviazione all'estremità alare. Per questa legge si è analizzata sia la configurazione del velivolo in cui sono presenti le wing tip che la configurazione in cui sono presenti le winglet. In questo caso, si ottiene un'alleviazione dei carichi lungo tutta l'apertura alare, in percentuale maggiore all'estremità per via del requisito imposto. Tuttavia, l'alleviazione percentuale del momento flettente alla radice alare risulta minore rispetto a quella ottenuta con la legge precedente. Risulta, dunque, difficile ottenere la massima alleviazione del momento flettente sia alla radice che all'estremità alare utilizzando la stessa legge di controllo.

Le simulazioni sono state eseguite considerando sia le manovre di elevatore, alettone e timone che la risposta alla raffica per diverse condizioni di volo e configurazioni di massa, ottenendo sempre un'alleviazione del momento flettente.

Confrontando le due configurazioni adottate, a parità di efficienza aerodinamica, la wing tip permette un'alleviazione dei carichi per tutte le manovre e per la raffica. Mentre, la winglet risulta particolarmente efficiente nell'alleviare i carichi durante la manovra di elevatore ma per le restanti manovre e per la raffica l'effetto della winglet sull'alleviazione dei carichi è assente. Per la winglet, tuttavia, il fatto che non si ottenga nessuna riduzione dei carichi da raffica è dovuto al fatto che si è considerato solo la raffica longitudinale e per via delle superfici quasi verticali non ci si può attendere un'alleviazione.

L'implementazione di dispositivi di estremità dotati di superfici di controllo è una soluzione particolarmente adatta da applicare come retrofit su velivoli già in servizio per migliorare

l'efficienza aerodinamica senza indurre un incremento dei carichi alari. Nel Capitolo 11, infatti, si è dimostrato che tali dispositivi inducono un aumento delle azioni interne lungo l'intera apertura.

Dalle analisi è emerso che, sebbene la legge di controllo risulti in grado di alleviare i carichi da raffica e da manovra, l'alleviazione percentuale ottenuta non è tale da compensare completamente l'incremento dei carichi lungo l'apertura alare dovuto alla presenza stessa dei dispositivi di estremità. Per questo motivo, si potrebbe pensare di migliorare le prestazioni del controllore utilizzando, oltre che le wing tip, anche gli alettoni per l'alleviazione dei carichi. L'uso combinato di alettoni e wing tip per l'alleviazione dei carichi è stato già analizzato in diversi studi, dimostrando una maggiore capacità di alleviazione rispetto al caso in cui è utilizzata solo la wing tip. Inoltre, la movimentazione delle wing tip o delle winglet per alleviare il momento flettente induce allo stesso tempo un incremento del momento torcente. Tenendo conto di questo, si potrebbe valutare di implementare una legge di controllo che utilizzi più superfici mobili per alleviare i carichi, ad esempio usando simultaneamente sia le wing tip che gli alettoni, per ottenere una riduzione del momento flettente senza aumentare il momento torcente.

Le analisi effettuate riguardano in particolare la velocità massima operativa e la velocità di progetto in affondata. Sarebbe interessante, investigare il comportamento della legge di controllo a velocità di volo inferiori, ad esempio alla velocità di manovra in cui è possibile imporre la massima deflessione delle superfici di controllo.

Inoltre, in tutte le analisi sono stati utilizzati i classici metodi a pannelli per il calcolo aerodinamico. Per la generazione del modello agli stati è possibile introdurre dati aerodinamici provenienti da analisi più evolute (metodi *high-fidelity*). Al fine di valutare come tali correzioni possano influenzare l'alleviazione dei carichi, si potrebbe pensare di generare il modello del velivolo nello spazio di stato considerando i dati del Data Set lineare per il calcolo aerodinamico.

Inizialmente, questi ultimi due aspetti dovevano essere affrontati durante il lavoro di tesi, per questo motivo è stata sviluppata una procedura per generare in maniera autonoma il modello del velivolo nello spazio di stato e validata confrontando i risultati con il modello fornito da PoliMI.

Bibliografia

- [1] W. H. Phillips, "Gust alleviation", in Performance, dynamics, and design of aeronautical and space vehicles, pp. 505–553, NASA-SP-258, L-6892, 1971.
- [2] N. F. Harpur, "The effect of active control systems on structural design criteria", in Active Control Systems for Load Alleviation, Flutter Suppression and Ride Control, vol. AGARD-AG-175, pp. 13–22, 1974.
- [3] D. McLean, "Gust-alleviation control systems for aircraft", Proceedings of the Institution of Electrical Engineers, vol. 125, no. 7, pp. 675–685, 1978.
- [4] C. B. Payne, "A flight investigation of some effects of automatic control on gust loads", tech. rep., NACARM-L53E14a, 1953.
- [5] J. F. Johnston, "Accelerated development and flight evaluation of active controls concepts for subsonic transport aircraft. volume 1: Load alleviation/extended span development and flight tests", tech. rep., NASA-CR159097, September 1979.
- [6] Boeing Commercial Airplane Company, "Integrated application of active control (IAAC) technology to an advanced subsonic transport project — initial act configuration design study, summary report", tech. rep., NASA, CR–3304, 1980.
- [7] R.T.Britt,J.A.Volk,D.R.Dreim,andK.A.Applewhite,"Aeroservoelastic characteristics of the b-2 bomber and implications for future large aircraft", tech. rep., DTIC Document, 2000.
- [8] Boeing Commercial Airplane Company, "Integrated application of active control (IAAC) technology to an advanced subsonic transport project — program review", tech. rep., NASA, CR–3880, 1986.
- [9] K. Wilhelm and B. Gmelin, "Dynamic wind tunnel testing for active controls research", in AGARDograph No.262 GROUND AND FLIGHT TESTING FOR AIRCRAFT GUIDANCE AND CONTROL, 1985.
- [10] H. Böhret, B. Krag, and J. Skudridakis, "OLGA: An open loop gust alleviation system", AGARD Active Control Systems: Rev, Evaluation and Projections 16 p(SEE N 85-27883 17-08), 1985.
- [11] B. Krag, D. Rohlf, and H. Wünnenberg, "Olga, a gust alleviation system for improvement of passenger comfort of general aviation aircraft", in Proceedings of the 12th Congress of the International Council of the Aeronautical Sciences (ICAS), Munich, Germany, 1980.
- [12] E. Rynaski, D. Andrisani, and B. Eulrich, "Gust alleviation using direct turbulence measurements", in 5th Atmospheric Flight Mechanics Conf. for Future Space Systems, pp. 379–386, 1979.
- [13] K. U. Hahn and R. König, "Attas flight test and simulation results of the advanced gust management system lars", in AIAA Conf. on Atmosph. Flight Mech., Hilton Head, South Carolina, 1992.

- [14] A. Wildschek, An Adaptive Feed-Forward Controller for Active Wing Bending Vibration Alleviation on Large Transport Aircraft. PhD thesis, Technischen Universität München, 2008.
- [15] C. D. Regan and C. V. Jutte, "Survey of Applications of Active Control Technology for Gust Alleviation and New Challenges for Lighter-weight Aircraft", tech. rep., NASA, Dryden, California, 2012.
- [16] B. Friedland, Control System Design: An Introduction to State-Space Methods. Dover Publications, INC. Mineola, New York, 2005.
- [17] K. Zhou, J. Doyle, and K. Glover, Robust and optimal control. Prentice Hall, Upper Saddle River, NJ, 1996.
- [18] E. F. Camacho and C. B. Alba, Model predictive control. Springer Science & Business Media, 2013.
- [19] L. Travaglini, NeoCASS, Sviluppi e Applicazioni, Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali, Politecnico di Milano, 2010.
- [20] L. Cavagna, S. Ricci, NeoCASS Next generation Conceptual Aero Structural Sizing Milano, Italia, Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali Politecnico di Milano, 2013.
- [21] [Online]: <https://www.neocass.org/downloads/Docs/NeoCASS> and NeoRESP Tutorial for Advanced Aeroelastic Analysis July 2018.
- [22] M. Ripepi, P. Mantegazza, Improved Matrix Fraction Approximation of Aerodynamic Transfer Matrices, *AIAA journal*, 2013.
- [23] F. Fonte, Active Gust Alleviation for a regional aircraft through Static Output Feedback, Italia, Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali Politecnico di Milano, 2012.
- [24] D. Moerder, A. Calise, Convergence of a numerical algorithm for calculating optimal output feedback gains, *IEEE Transactions on Automatic Control*, 1985.
- [25] "Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25", Amendment 3 ed., European Aviation Safety Agency, September 2007, Annex to ED Decision 2007/010/R.
- [26] F. Fonte, F. Toffol, S. Ricci, Design of a wing tip device for active maneuver and gust load alleviation, AIAA/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2018.
- [27] M. Castellani, Studio di una wing tip aeroelastica passiva, Politecnico di Milano, 2010.
- [28] "Boeing Aero Magazine N°17", 2002.
- [29] O. Sensburg, J. Becker, H. Lusebrink, and F. Weiss, "Gust load alleviation on airbus a300", in ICAS-82-2.1.1, 1982.
- [30] J. Murua, R. Palacios, J. M. R. Graham. Open-Loop Stability and Closed-Loop Gust

Alleviation on Flexible Aircraft Including Wake Modeling. 53rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, 2012.

- [31] C. Chang, D. H. Hodges, M. J. Patil. Flight Dynamics of Highly Flexible Aircraft. *Journal of Aircraft*, 45(2):538–545, 2008.