

POLITECNICO DI TORINO

Facoltà di Ingegneria  
Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Tesi di Laurea Magistrale

**Correzione del database VLM  
mediante dati aerodinamici high  
fidelity finalizzata al calcolo dei  
carichi in NeoCASS**



Relatori accademici:  
Prof. Erasmo Carrera  
Prof. Enrico Zappino

Tutore aziendale:  
Ing. Ettore Baldassin

Candidato:  
Martina Battaglia

Luglio 2019

# Ringraziamenti

Prima di lasciar spazio alla trattazione, vorrei dedicare un pensiero a chi mi ha sostenuta durante questo percorso.

Anzitutto, desidero ringraziare i miei relatori accademici, Prof. Erasmo Carrera e Prof. Enrico Zappino, 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 pazienza e l'impegno nel seguirmi durante il mio lavoro. Il suo sostegno professionale ed umano sono stati di fondamentale importanza per lo sviluppo di questo progetto.

Ringrazio Federico Fonte per l'enorme disponibilità e l'aiuto fornitomi riguardo il tool utilizzato durante la tesi.

Inoltre vorrei ringraziare il mio compagno di tirocinio, Giuseppe Molino, senza il quale il periodo trascorso in azienda non sarebbe stato lo stesso.

Un pensiero speciale devo riservarlo a Roberto, che mi è stato vicino durante questi lunghi mesi e senza il quale mi sarei sentita persa. Grazie a tutti gli amici "lontati", in particolare Clarissa, Gabriele e Veronica, che mi hanno sostenuto in questi mesi, magari anche solo con una parola gentile. E grazie agli amici "vicini", soprattutto Antonio e Federica, che hanno alleviato le mie giornate con la loro compagnia.

Non posso non ringraziare i miei compagni di corso, Francesca, Baso, Boni e Barra, con i quali ho condiviso le gioie e i dolori tipici degli anni universitari. Se riuscirò a laurearmi, sarà in parte anche grazie a loro.

Inoltre, vorrei ringraziare le mie coinquiline, Laura e Federica, che hanno reso meno "amare" le giornate trascorse a scrivere la tesi.

Il ringraziamento più importante lo dedico ai miei genitori e alla mia sorellina, che mi hanno fatto il regalo più grande che potessi mai desiderare: quello di aver creduto in me.

# Indice

<b>Ringraziamenti</b>	I
<b>Elenco delle figure</b>	v
<b>Elenco delle tabelle</b>	vii
<b>1 Introduzione</b>	1
1.1 Cenni di aeroelasticità e motivi di sviluppo del progetto . . . . .	1
1.2 Contenuto dell'elaborato . . . . .	4
<b>2 NeoCASS: Next generation Conceptual Aero Structural Sizing</b>	5
2.1 Motivi e obiettivi di sviluppo di NeoCASS . . . . .	5
2.2 Cos'è NeoCASS . . . . .	6
2.2.1 Achbuilder . . . . .	7
2.2.2 W&B: Weight and Balance . . . . .	8
2.2.3 GUESS: Generic Unknowns Estimator in Structural Sizing . . . . .	8
2.2.4 SMARTCAD: Simplified Models for Aeroelasticity in Conceptual Aircraft Design . . . . .	10
<b>3 SMARTCAD - modulo di analisi aeroelastica</b>	11
3.1 Formato del file di input . . . . .	11
3.2 Modello aeroelastico . . . . .	12
3.3 Interfaccia aerodinamica-struttura . . . . .	14
3.4 Solutori disponibili . . . . .	16
3.4.1 Aeroelasticità statica . . . . .	17
3.5 Metodi aerodinamici disponibili . . . . .	18
3.5.1 <i>Vortex Lattice Method</i> . . . . .	19
<b>4 Correzione della soluzione aerodinamica</b>	21
4.1 Limitazioni del VLM . . . . .	21
4.2 Metodi di correzione . . . . .	23
4.3 Correzione mediante Data Set lineare . . . . .	24

4.4	Correzione mediante dati CFD	25
4.4.1	Metodo 1: modifica dei carichi di riferimento $F_0^a$	26
4.4.2	Metodo 2: modifica delle derivate aerodinamiche	29
<b>5</b>	<b>Definizione del modello e dei dati aerodinamici esterni</b>	<b>31</b>
5.1	Modello NeoCASS del velivolo in esame	31
5.2	Dati CFD del velivolo in esame	34
5.3	Data Set lineare del velivolo in esame	36
<b>6</b>	<b>Analisi aeroelastica statica</b>	<b>37</b>
6.1	Struttura del codice utilizzato per l'analisi	37
6.1.1	File di lancio	38
6.1.2	Preprocessore	39
6.1.3	Solutore di trim lineare	40
6.1.4	Post-processing	42
6.2	Risultati ottenuti con Data Set lineare	43
6.3	Risultati ottenuti con dati CFD esterni	48
6.3.1	Controllo spline CFD	48
6.3.2	Confronto tra metodo 1 e metodo 2	50
6.3.3	Passaggio dalla mesh fitta alla mesh ridotta	59
6.4	Confronto delle correzioni aerodinamiche	63
6.5	Commenti finali	69
<b>7</b>	<b>Inviluppi di carico</b>	<b>70</b>
7.1	Inviluppi sulle stazioni alari	70
7.1.1	Effetto dei dati CFD della winglet sugli inviluppi	79
7.1.2	Effetto del tipo di spline sugli inviluppi di carico	86
7.2	Inviluppi sulle stazioni dei piani di coda	92
<b>8</b>	<b>Conclusioni e Sviluppi Futuri</b>	<b>96</b>
<b>A</b>	<b>Input modello aeroelastico</b>	<b>100</b>
A.1	Modello strutturale	100
A.1.1	Sistema di riferimento	100
A.1.2	Nodi	101
A.1.3	Proprietà del materiale	101
A.1.4	Elemento trave	102
A.1.5	Masse concentrate	104
A.2	Modello aerodinamico	104
A.3	Accoppiamento spaziale tra modello strutturale e aerodinamico	105
A.3.1	Set di nodi per l'interpolazione	106

A.3.2 Parametri di input per il metodo MLS . . . . .	106
--	-----

<b>Bibliografia</b>	<b>108</b>
---------------------	------------

# Elenco delle figure

2.1	Architettura di NeoCASS <a href="#">4</a>	7
3.1	Tipico modello strutturale: beam stick model <a href="#">4</a>	12
3.2	Definizione dei diversi elementi del modello aeroelastico <a href="#">5</a>	13
3.3	Aeronodi per l'interpolazione di mesh strutturale e aerodinamica <a href="#">3</a>	15
3.4	Mesh aerodinamica completamente deformata grazie alla definizione della spline a 6 DOFs.	16
3.5	Aggiornamento della mesh aerodinamica <a href="#">5</a>	20
4.1	Diagramma di flusso per la soluzione di problemi di trim.	22
5.1	Modello strutturale	32
5.2	Modello aerodinamico con superfici mobili	33
5.3	Modello aeroelastico	34
5.4	Mesh CFD	35
5.5	Campo di pressione a $M_\infty = 0.52$ e $\alpha = 0^\circ$	35
5.6	Campo di pressione a $M_\infty = 0.52$ e $\alpha = 4^\circ$	35
6.1	Struttura del codice SMARTCAD per l'analisi di trim lineare.	38
6.2	Valutazione delle forze aerodinamiche stazionarie.	40
6.3	Calcolo della forza aerodinamica agente sul pannello, a partire dal coefficiente di pressione.	41
6.4	Definizione del sistema di riferimento locale dell'elemento.	43
6.5	Distribuzione di Taglio e Momento Flettente sull'ala nel sistema di riferimento locale dell'elemento.	46
6.6	Distribuzione di Taglio e Momento Flettente sull'ala nel sistema di riferimento basico del modello aeroelastico.	46
6.7	Distribuzione di Momento Torcente sull'ala nel sistema di riferimento basico del modello aeroelastico.	47
6.8	Deformazione alare.	47
6.9	Mesh CFD e mesh strutturale indeformate.	49
6.10	Mesh CFD e mesh strutturale deformate nella condizione di equilibrio.	49

6.11 Vista frontale delle mesh deformate nella condizione di equilibrio.	49
6.12 Deformazione alare.	52
6.13 Taglio e Momento Flettente nel sistema di riferimento locale dell'elemento.	53
6.14 Taglio e Momento Flettente nel sistema di riferimento basico del modello aeroelastico.	53
6.15 Momento Torcente nel sistema di riferimento basico del modello aeroelastico.	54
6.16 Suddivisione dell'ala in stazioni per il calcolo degli integrali.	55
6.17 Taglio e Momento Flettente sull'ala per $\alpha_{TRIM}$ ottenuti mediante interpolazione lineare dei corrispondenti andamenti ad $\alpha = 0^\circ$ e $\alpha = 4^\circ$ .	56
6.18 Momento Torcente sull'ala per $\alpha_{TRIM}$ ottenuto mediante interpolazione lineare del corrispondente andamento ad $\alpha = 0^\circ$ e $\alpha = 4^\circ$ .	57
6.19 Taglio e Momento Flettente nel sistema di riferimento basico del modello aeroelastico.	58
6.20 Momento Torcente nel sistema di riferimento basico del modello aeroelastico.	58
6.21 Confronto delle due mesh CFD.	59
6.22 Confronto distribuzione di pressioni a $M = 0.52$ e $\alpha = 0^\circ$ .	60
6.23 Confronto distribuzione di pressioni a $M = 0.52$ e $\alpha = 4^\circ$ .	60
6.24 Mesh Fitta vs Mesh Ridotta - Deformazione alare.	62
6.25 Mesh Fitta vs Mesh Ridotta - Taglio e Momento Flettente.	62
6.26 Confronto dei tre modelli aerodinamici sul Taglio e Momento Flettente lungo l'apertura alare.	65
6.27 Confronto dei tre modelli aerodinamici sul Momento Torcente lungo l'apertura alare.	65
6.28 Confronto dei tre modelli aerodinamici sulla deformazione alare lungo l'apertura alare.	66
6.29 Confronto dei tre modelli aerodinamici sul Taglio e Momento Flettente lungo l'apertura della coda.	67
6.30 Confronto dei tre modelli aerodinamici sul Momento Torcente lungo l'apertura della coda.	68
6.31 Confronto dei tre modelli aerodinamici sulla deformazione alare lungo l'apertura della coda.	68
7.1 Taglio vs Flettente in corrispondenza della radice alare.	72
7.2 Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 01.	72
7.3 Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 02.	73
7.4 Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 03.	74
7.5 Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 04.	75
7.6 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 00.	76

7.7 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 01.	76
7.8 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 02.	77
7.9 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 03.	78
7.10 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 04.	79
7.11 Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 00.	80
7.12 Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 01.	81
7.13 Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 02.	81
7.14 Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 03.	82
7.15 Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 04.	82
7.16 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 00.	83
7.17 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 01.	84
7.18 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 02.	84
7.19 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 03.	85
7.20 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 04.	85
7.21 Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 00.	87
7.22 Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 01.	87
7.23 Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 02.	88
7.24 Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 03.	88
7.25 Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 04.	89
7.26 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 00.	90
7.27 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 01.	90
7.28 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 02.	91
7.29 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 03.	91
7.30 Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 04.	92
7.31 Taglio vs Flettente in corrispondenza della radice del vertical tail.	93
7.32 Flettente vs Torcente in corrispondenza della radice del vertical tail.	94
7.33 Taglio vs Flettente in corrispondenza della radice dell'horizontal tail.	95
7.34 Flettente vs Torcente in corrispondenza della radice dell'horizontal tail.	95
A.1 Costruzione di un sistema di coordinate relativo	100
A.2 Tipico modello strutturale: beam stick model 	103

# Elenco delle tabelle

4.1 Scheda AERODBL per la definizione dei parametri di riferimento del Data Set lineare. . . . .	24
4.2 Scheda AECOEF per la definizione dei dati aerodinamici del Data Set. . . . .	25
4.3 Scheda AEROEXT per la definizione dei dati aerodinamici CFD. . . . .	28
4.4 Scheda DEREXT per la definizione di dati CFD esterni relativi ad una configurazione modificata rispetto a quella di riferimento. . . . .	29
6.1 Risultati di trim con correzione aerodinamica mediante Data Set lineare. . . . .	44
6.2 Risultati di trim con correzione aerodinamica mediante dati CFD esterni. . . . .	51
6.3 Mesh Fitta vs Mesh Ridotta - Risultati di trim. . . . .	61
6.4 Confronto dei tre modelli aerodinamici sui risultati di trim. . . . .	63
A.1 Scheda sistema di coordinate CORDIR . . . . .	101
A.2 Scheda sistema di coordinate CORD2R . . . . .	101
A.3 Scheda GRID per la definizione delle coordinate dei nodi . . . . .	102
A.4 Scheda MAT1 per la definizione del materiale isotropo lineare . . . . .	102
A.5 Scheda CBAR per la definizione dell'elemento beam . . . . .	103
A.6 Scheda PBAR per la definizione delle proprietà della beam . . . . .	104
A.7 Scheda CONM1 per la definizione della matrice di massa concentrata . . . . .	104
A.8 Scheda CAERO1 per la definizione dei box aerodinamici . . . . .	105
A.9 Scheda SET1 per la definizione del set di nodi per l'interpolazione . . . . .	106
A.10 Funzioni peso disponibili per il metodo MLS . . . . .	106
A.11 Scheda SPLINE1 per la definizione dei parametri d'interpolazione per il metodo MLS . . . . .	107

# Capitolo 1

## Introduzione

L'obiettivo di questo progetto di tesi, svolto presso Leonardo - Divisione Velivoli S.p.A., consiste nel correggere la soluzione aerodinamica del *Vortex Lattice Method*, metodo low fidelity, mediante l'introduzione di dati aerodinamici provenienti da analisi più evolute (metodi high fidelity) e valutare come tali correzioni influenzano il calcolo dei carichi sul modello aeroelastico rappresentativo di un aeromobile regionale turboprop.

### 1.1 Cenni di aeroelasticità e motivi di sviluppo del progetto

Il termine aeroelasticità è utilizzato per identificare lo studio della mutua interazione tra una struttura flessibile e un flusso d'aria che investe la struttura stessa e l'influenza di tale interazione sul progetto della struttura (*Collar [1]*).

Per capire come tali fenomeni si generino e spiegare il legame che hanno con l'elasticità strutturale basta pensare che il carico aerodinamico agente sulla struttura comporta una deformazione della struttura stessa, la quale, in risposta, altera il carico applicato. Tale processo continua fino al raggiungimento di un punto di equilibrio diverso rispetto al caso di struttura infinitamente rigida. Pertanto, soprattutto per i velivoli di nuova generazione caratterizzati da ali sempre più allungate e leggere, anche in fase di progetto preliminare lo studio aeroelastico non può essere trascurato: esso è fortemente legato allo sviluppo dell'aeromobile in ogni suo aspetto (aerodinamico, strutturale, del controllo).

Tra le varie analisi aeroelastiche esistenti, il presente lavoro si concentra su quelle di tipo statico (SOL 144) finalizzate al calcolo della soluzione di trim e dei carichi, ed effettuate 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.

Come già introdotto, nel caso in cui la struttura sia flessibile, esisterà una condizione di equilibrio in termini di deformazione strutturale e carichi aerodinamici diversa dal caso rigido, chiamata risposta aeroelastica statica, e dunque ne risulterà una distribuzione aerodinamica diversa. Tale distribuzione influenzerà diversi aspetti del velivolo stesso come la portanza totale, la resistenza totale, l'efficienza aerodinamica, il carico strutturale, la manovrabilità, ecc. La flessibilità, dunque, introduce un ulteriore grado di libertà nell'ottimizzazione del velivolo stesso. L'equilibrio risultante deriva dalla condizione di trim in cui il velivolo sta operando, e di conseguenza la risposta aeroelastica statica andrà studiata per ogni punto dell'involucro di volo. Per poter effettuare un'analisi aeroelastica con NeoCASS, ed in genere con codici agli elementi finiti, sono necessari:

- il *modello strutturale* per risolvere il problema strutturale elastico. In questo caso si utilizza il modello trave, tipico delle applicazioni aerospaziali;
- il *modello aerodinamico* per risolvere il problema aerodinamico stazionario. Il Vortex Lattice Method (VLM) è il metodo internamente implementato in NeoCASS;
- le *spline* per il trasferimento del campo di dati da un modello all'altro.

Lo stick model utilizzato per le analisi aeroelastiche è una rappresentazione a elementi finiti, basata su elementi trave, del velivolo di riferimento: quest'ultimo è un regionale turboprop con coda a T, ala alta e motori in ala, di proprietà di Leonardo - Divisione Velivoli S.p.A. I modelli trave rappresentano uno strumento fondamentale per l'analisi strutturale; il loro utilizzo nelle applicazioni aerospaziali trova giustificazione nella geometria allungata di molti componenti strutturali presenti in questo campo, come ali, fusoliere, pale d'elicottero e vettori spaziali. L'interesse nelle teorie unidimensionali è principalmente dovuto alla loro semplicità e al loro basso costo computazionale rispetto a modelli 2D (piastre/gusci) e 3D (solidi) [2]. Il modello strutturale contiene informazioni riguardo la definizione dei materiali, nodi, elementi e loro proprietà, masse non strutturali.

Per poter effettuare le analisi aeroelastiche, il solo modello FE non è sufficiente: risulta necessario, infatti, utilizzare un metodo concettualmente simile al FEM ma adattato al calcolo delle grandezze aerodinamiche. In tal senso uno strumento sicuramente molto utile è rappresentato dal Vortex Lattice Method, nel quale le superfici aerodinamiche vengono modellate come lamine infinitamente sottili realizzate con vortici a ferro di cavallo. Il VLM utilizzato in NeoCASS deriva dal codice del TORNADO ([1]) modificato dal *The Royal Institute of Technology* (KTH), che lo ha potenziato aggiungendo nuove funzionalità per supportare analisi aeroelastiche. In

particolare, l'approccio utilizzato aggiorna la mesh aerodinamica che segue la deformata strutturale, modificando 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.

NeoCASS suddivide il calcolo aeroelastico statico in due step:

1. calcolo rigido: effettua il calcolo considerando la struttura infinitamente rigida;
2. calcolo degli incrementi aeroelastici: vengono introdotti gli effetti della flessibilità strutturale.

Entrambi, di default, sono eseguiti applicando il metodo a pannelli implementato all'interno del tool. Nonostante quest'ultimo consideri anche il contributo legato alla curvatura dei profili di tutte le superfici portanti, la modellazione tramite lamine piane introduce ovviamente degli errori di approssimazione caratteristici dei metodi low fidelity. Poichè eventuali modifiche al progetto sono dal punto di vista fisico molto più costose in una fase successiva del processo di progettazione, è possibile pensare di correggere il modello aerodinamico predetto dal VLM interno attraverso l'introduzione di metodi aerodinamici high fidelity, i quali consentono di ottenere, già nelle fasi preliminari del progetto, una buona definizione dei carichi dimensionanti, evitando "sorprese" nelle fasi successive. I metodi di correzione proposti si basano sull'idea di sostituire la soluzione aerodinamica *rigida* trovata mediante il VLM interno con i risultati ottenuti tramite tecniche di analisi più evolute. Infine, introdurre gli *incrementi aeroelastici* sfruttando il classico metodo implementato in NeoCASS.

Questo progetto di tesi, svolto presso Leonardo - Divisione Velivoli S.p.A, si pone l'obiettivo di valutare come tali correzioni influenzano il calcolo dei carichi sul modello aeroelastico. E' importante sottolineare che a tale fine 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., i quali sono stati validati e messi a punto durante il periodo di tesi in collaborazione col PoliMI. La correzione della soluzione aerodinamica, oggetto di questo lavoro, può avvenire mediante la definizione di un Data Set lineare oppure mediante l'introduzione di dati CFD. Per quanto riguarda il primo metodo, si tratta di definire una serie di derivate e coefficienti aerodinamici lineari che andranno a sostituire i corrispondenti valori calcolati mediante VLM interno. Tutti i dati aerodinamici presenti nel Data Set derivano da metodi teorici (equazioni di Navier-Stokes) opportunamente corretti tramite correlazioni empiriche basate su velivoli esistenti di proprietà di Leonardo Velivoli. La correzione mediante i dati CFD, invece, consiste nel sostituire il calcolo rigido del VLM con le distribuzioni di pressione ottenute da simulazioni CFD. Tutti i dati aerodinamici CFD derivano da analisi numeriche basate sulle equazioni di Navier-Stokes: tali analisi richiedono un processo iterativo e costi computazionali

elevati, ma forniscono risultati molto precisi se paragonati a quelli ottenuti col metodo a pannelli.

Le due tipologie di correzione intervengono in differenti fasi del calcolo aeroelastico delle forze aerodinamiche stazionarie per dare livelli di approssimazione e di affidabilità man mano più elevate. La correzione mediante Data Set lineare si inserisce alla fine del processo, intervenendo direttamente sui coefficienti aerodinamici: il solutore sostituisce il valore calcolato mediante VLM con quello corrispondente fornito in input. La correzione mediante dati CFD, invece, si inserisce all’inizio del processo, dal momento che viene fornita in input la distribuzione di forze sui punti della mesh aerodinamica CFD, le quali vengono trasferite alla struttura e, successivamente, da queste vengono calcolati i coefficienti per la determinazione delle forze aerodinamiche stazionarie (correzione più forte).

Il progetto di tesi è stato organizzato in due fasi: la prima fase consiste nel valutare l’effetto dei vari metodi aerodinamici sulla soluzione di trim di una singola manovra di crociera; la seconda fase, invece, riguarda il confronto dei vari metodi in termini di carichi di design.

## 1.2 Contenuto dell’elaborato

Il Capitolo 2 e il Capitolo 3 sono dedicati alla descrizione del tool utilizzato per questo studio. In particolare, il Capitolo 2 fornisce una breve panoramica di NeoCASS e di tutte le sue funzionalità, mentre il Capitolo 3 è incentrato sul modulo con il quale è possibile svolgere le analisi aeroelastiche statiche.

Il Capitolo 4 si pone l’obiettivo di esplicitare le nozioni fondamentali della teoria alla base delle correzioni aerodinamiche. Si definiscono quali sono le limitazioni del VLM e si descrivono i metodi di correzione della soluzione aerodinamica.

Nel Capitolo 5 vengono presentati il modello NeoCASS utilizzato per le analisi aeroelastiche statiche e i dati aerodinamici esterni per la correzione, provenienti da simulazioni CFD o Data Set lineare, di proprietà di Leonardo - Divisione Velivoli S.p.A.

Il Capitolo 6 e il Capitolo 7 costituiscono l’anima del progetto. In particolare, nel Capitolo 6 si analizza, sulla singola manovra di crociera, l’effetto delle varie correzioni sul calcolo della soluzione di trim, mentre nel Capitolo 7 si vuole analizzare l’effetto di tali correzioni sui design loads. E’ utile ricordare che per queste analisi sono stati utilizzati gli script aggiuntivi di NeoCASS sviluppati dal Politecnico di Milano per Leonardo - Divisione Velivoli S.p.A.

Infine, nel Capitolo 8 si riassumono le considerazioni più importanti derivanti dall’analisi dei risultati ottenuti durante il progetto di tesi.

# Capitolo 2

## NeoCASS: Next generation Conceptual Aero Structural Sizing

### 2.1 Motivi e obiettivi di sviluppo di NeoCASS

I produttori di aeromobili, conseguentemente al continuo aumento del traffico aereo mondiale, hanno spinto i veicoli di nuova generazione sempre più oltre i limiti delle attuali macchine volanti. La competitività ha portato allo sviluppo di velivoli economici ed ecologici con dimensioni e capacità di carico utile migliorate, bassi costi operativi e prestazioni crescenti. Questi requisiti

- rendono estremamente importante l'analisi aeroelastica; effetti aeroelastici negativi come la divergenza, l'inversione delle superfici di controllo, il flutter, l'aumento della resistenza alla velocità di crociera a causa della deformabilità strutturale possono, richiedere modifiche considerevoli alla progettazione strutturale, limitazioni dell'involucro di volo o aumento del costo del progetto;
- rendono impossibile soddisfare con successo le tradizionali metodologie di progettazione in cui il progetto aerodinamico e quello strutturale vengono divisi in due compiti consecutivi; generalmente la forma aerodinamica del velivolo è ottimizzata supponendo una struttura interna rigida in grado di assumere la configurazione ottimale quando deformata. Questo approccio presenta alcuni inconvenienti perché, ad esempio, non vi è alcuna garanzia che la struttura abbia questo comportamento: flutter e divergenza sono fenomeni che devono essere studiati con un approccio che tenga conto dell'accoppiamento fluido-struttura.

La soluzione a tali problemi consiste nel cercare di affrontare l'influenza della deformabilità in volo e come quest'ultima va ad incidere sulle prestazioni del velivolo, sul peso strutturale e sui costi di progettazione, con metodi rapidi e affidabili a partire

dalle prime fasi del processo di progettazione quando ancora molti parametri non sono stati stabiliti. Il potenziamento di questa fase con strumenti numerici orientati alla progettazione multi-livello basati sulla fisica del problema, piuttosto che su statistiche di velivoli esistenti, impedisce che il progetto venga eccessivamente modificato durante la fase di progettazione dettagliata, garantisce lo studio di architetture non convenzionali (ali unite e velivoli ad ala mista) e nuove interessanti tecnologie come i materiali compositi. Questo giustifica lo sviluppo di ambienti di simulazione integrati e di ambienti di progettazione multidisciplinare. Questi strumenti devono:

1. garantire la facilità nell'accoppiamento con altri codici poiché sono necessarie analisi multidisciplinari;
2. essere relativamente precisi per la fase concettuale e fornire dati di tendenza corretti per progredire nella direzione giusta;
3. essere efficienti dal punto di vista computazionale, dal momento che è necessario esaminare diverse configurazioni;
4. dare la possibilità al progettista di decidere il livello di discretizzazione e di governare l'accuratezza della modellazione mediante l'adozione di diversi solutori disponibili all'interno del tool;
5. richiedere un tempo relativamente breve per la preparazione e la modifica del modello. Lo sviluppo di procedure automatiche e lo sfruttamento della parametrizzazione della geometria che possono essere usati come variabili di progettazione, permettono di individuare facilmente i cambiamenti di una variabile di design in tutti i modelli numerici.

Le caratteristiche appena descritte sono state ampiamente introdotte in NeoCASS, all'interno del quale sono presenti strategie chiave per ridurre il tempo di ciclo della progettazione e migliorare la progettazione del prodotto già nella fase preliminare di sviluppo [3].

## 2.2 Cos'è NeoCASS

NeoCASS (Next generation Conceptual aero-Structural Sizing Suite) è un tool di analisi numerica, sviluppato dal Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali del Politecnico di Milano, orientato al dimensionamento preliminare e al calcolo di analisi aeroelastiche di una qualsiasi configurazione di velivolo. Il software è, quindi, utilizzato per ottenere i dettagli preliminari circa la struttura dell'aeromobile (come rigidità e distribuzione di massa, peso globale) e il suo comportamento aeroelastico statico e dinamico.

Il codice é interamente scritto in ambiente MATLAB<sup>®</sup> e può essere lanciato sia in modalità batch sia in modo interattivo mediante la GUI (Graphical User Interface). NeoCASS è composto da quattro differenti tools:

- Acbuilder per la definizione parametrica della geometria;
- W&B (Weight and Balance) per avere una previsione delle masse non strutturali e della loro posizione principalmente ottenute con relazioni statistiche;
- GUESS (Generic Unknowns Estimator in Structural Sizing) per avere un dimensionamento analitico 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) che è il modulo numerico per analisi aero-strutturali e di ottimizzazione, utilizzato per prevedere il comportamento aeroelastico del modello ottenuto da GUESS.

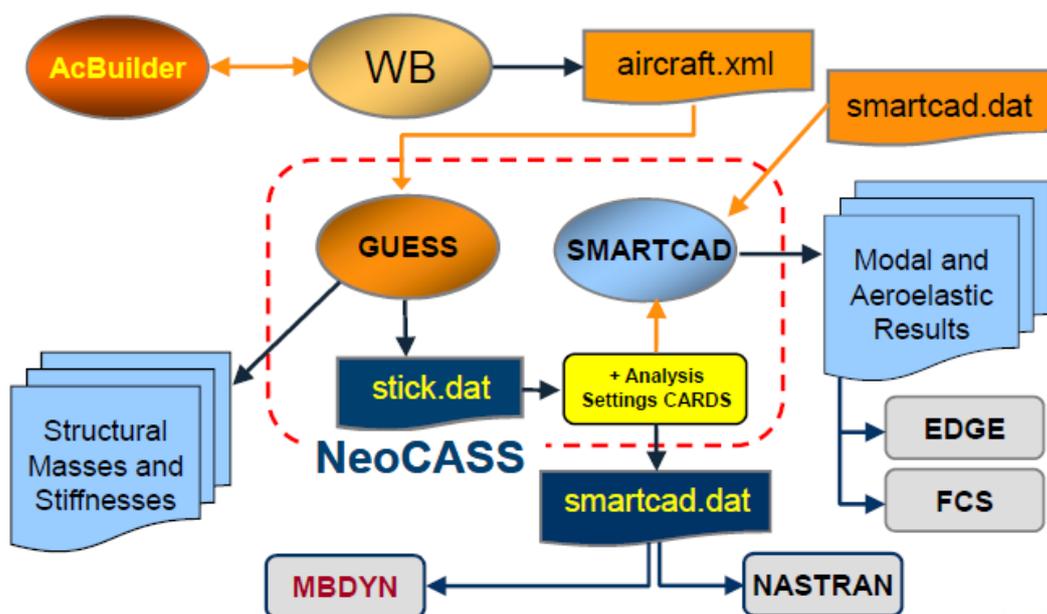


Figura 2.1: Architettura di NeoCASS [4]

### 2.2.1 Acbuilder

Acbuilder è il modulo per la definizione parametrica della geometria, il quale interagisce con molti moduli del progetto, in questo caso specifico con W&B e GUESS.

In tutte le fasi di dimensionamento è di grande importanza una definizione accurata della geometria. Infatti sia le fasi preliminari, come la stima dei pesi, che le analisi delle prestazioni, come nel calcolo delle derivate di stabilità, non possono prescindere da una descrizione fisica e accurata della geometria. Acbuilder adotta un set di parametri geometrici, riguardanti la morfologia delle diverse componenti del velivolo, come fusoliera, superfici aerodinamiche e nacelle, che sono abbastanza generali per descrivere un vasto numero di tipologie di velivoli.

Tutti i parametri geometrici (corde, frecce, ecc.) sono esportate 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 [5]:

- W&B, che estrae le informazioni geometriche necessarie nelle relazioni statistiche;
- GUESS, che utilizza le informazioni per generare la mesh del modello aer elastico.

### 2.2.2 W&B: Weight and Balance

Una volta definita una appropriata descrizione della 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, specialmente per velivoli non convenzionali: mancanza di dati di riferimento e continui cambiamenti nel progetto sono i principali problemi che un progettista deve affrontare. La maggior parte degli approcci aeronautici, come Raymer ([6]) o Torenbeek ([7]), si basano su relazioni semi-empiriche e necessitano di fattori di correzione e dati tabulati in base alla categoria del velivolo, che rendono questo procedimento difficilmente automatizzabile. La procedura adottata da questo tool permette di calcolare i pesi dei diversi componenti e la posizione del loro baricentro, sempre utilizzando formule statistiche, ma minimizzando l'intervento dell'utente.

Chiaramente anche in questo caso i valori ottenuti sono solo delle prime stime che verranno ridefinite dal dimensionamento strutturale ottenuto da GUESS [5].

### 2.2.3 GUESS: Generic Unknowns Estimator in Structural Sizing

Il modulo GUESS è utilizzato per il dimensionamento analitico del velivolo completo. Esso fornisce un metodo particolarmente utile nella stima preliminare dei pesi dell'aeromobile poichè rappresenta un compromesso tra la valutazione rapida

del peso dei componenti mediante metodi empirici, basata sui pesi effettivi degli aeromobili esistenti, e una dettagliata, ma dispendiosa in termini di tempo, analisi agli elementi finiti. Entrambi i metodi hanno vantaggi e limitazioni che li rendono non completamente adatti per il progetto preliminare. L'approccio empirico è il più semplice metodo per avere una stima dei pesi strutturali, che come già detto richiede la conoscenza delle masse di ala e fusoliera di un numero sufficiente di velivoli esistenti simili, per poter ottenere una regressione lineare dalla quale derivare i dati relativi al progetto in esame. E' chiaro che l'accuratezza di questi metodi è strettamente legata alla qualità e alla quantità dei dati statistici noti e a quanto il progetto in analisi si discosti dai velivoli esistenti. Di conseguenza questo approccio non è appropriato per studiare configurazioni non convenzionali.

Il metodo ad elementi finiti, comunemente usato nel progetto di dettagli del velivolo, non è appropriato nel progetto concettuale, poichè il modello è difficilmente ottenibile in modo automatizzato e, inoltre, molti dettagli geometrici non sono noti in questa fase.

Un approccio alternativo è basato sulla teoria della trave. Il metodo stima le masse strutturali considerando le proprietà dei materiali, le condizioni di carico, le dimensioni e la 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 [5].

La pratica comune nell'industria aerospaziale è di iniziare con un modello strutturale semplificato come un modello stick con masse concentrate. Questo tipo di modello garantisce:

- facilità nella modellazione del sistema strutturale in quanto non sono necessari molti dettagli per impostare il modello numerico;
- bassi costi computazionali, soprattutto se sono necessarie grandi quantità di simulazioni per valutare l'aeromobile con diverse configurazioni inerziali e condizioni di volo.

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 [5].

#### 2.2.4 SMARTCAD: Simplified Models for Aeroelasticity in Conceptual Aircraft Design

Questo modulo si basa su modelli strutturali e aerodinamici semplificati, come i modelli trave e i modelli a pannelli (Vortex Lattice o Doublet Lattice a seconda che l'aerodinamica sia stazionaria o instazionaria), per permettere rapide analisi aeroelastiche nella fase di progettazione preliminare. Tale modulo permette di elaborare:

- aeroelasticità statica: analisi di trim lineare, velocità di divergenza;
- aeroelasticità dinamica: diagramma di flutter (V-g plot), inviluppo di flutter;
- MDO, per migliorare la risposta aeroelastica del velivolo modificando le proprietà strutturali del modello inizialmente stimate da GUESS.

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 [3].

Poichè durante il progetto di tesi è stato utilizzato solo il modulo SMARTCAD di NeoCASS, nel prossimo capitolo verranno approfondite le potenzialità e le funzionalità di tale strumento.

## Capitolo 3

# SMARTCAD - modulo di analisi aeroelastica

Come anticipato nel capitolo precedente, SMARTCAD è il modulo in cui sono contenute tutte le analisi aeroelastiche disponibili in NeoCASS: 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.

### 3.1 Formato del file di input

I file NeoCASS per solutori strutturali, aerodinamici e aeroelastici sono file ASCII derivati dal formato NASTRAN<sup>©</sup>, di fatto uno standard nell'industria aerospaziale. Tale scelta è giustificata dal fatto che un file ASCII può essere facilmente letto, manipolato ed è indipendente dalla piattaforma; l'utente che ha familiarità con il codice può facilmente comprendere il file di input di NeoCASS. Inoltre, pre-processor e post-processor strutturali commerciali possono essere utilizzati per visualizzare il modello e i risultati provenienti da NeoCASS.

I file di input per SMARTCAD sono caratterizzati da una serie di schede dedicate, ognuna delle quali richiede un numero variabile ma preciso di input. Rispetto al formato di riferimento, nessuna modifica è stata richiesta per le schede strutturali (definizione della griglia, proprietà del materiale, connettività delle beam e le loro proprietà strutturali). Tuttavia, modifiche minori sono state aggiunte alla definizione delle superfici aerodinamiche, in modo da:

- concordare con le richieste del generatore di mesh aerodinamico derivante dal Tornado;

- fornire tutti i dati necessari per l'analisi aerodinamica che mancano all'interno del solutore di NASTRAN<sup>©</sup> (ad esempio profili alari utilizzati, angolo di torsione dato al piano portante medio).

## 3.2 Modello aeroelastico

Il modello strutturale implementato in NeoCASS è il classico beam stick model (Figura 3.1), tipico delle applicazioni aerospaziali. Esso consiste di tre nodi (il nodo posizionato in corrispondenza della mezzaria della trave viene automaticamente generato durante le analisi richieste nel modulo SMARTCAD) e presenta le seguenti caratteristiche:

- rigidità flessione lungo l'asse neutro e rigidità torsionale attorno all'asse neutro;
- la flessione può essere definita nelle due direzioni perpendicolari alla direzione assiale dell'elemento;
- le proprietà devono essere costanti lungo la lunghezza dell'elemento;
- il centro di taglio e l'asse neutro devono coincidere;
- le estremità dell'elemento possono essere sfalsate rispetto ai nodi.

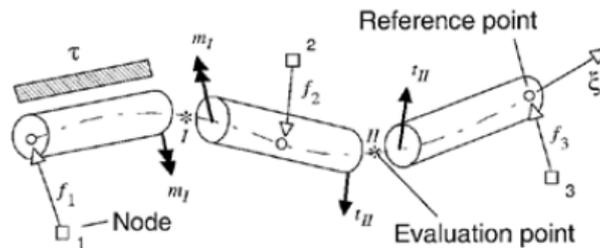


Figura 3.1: Tipico modello strutturale: beam stick model [4]

Questo tipo di modellazione garantisce il miglior compromesso tra semplicità di modellazione e capacità di calcolare caratteristiche globali in modo sufficientemente preciso, garantendo inoltre un costo computazionale ridotto [5].

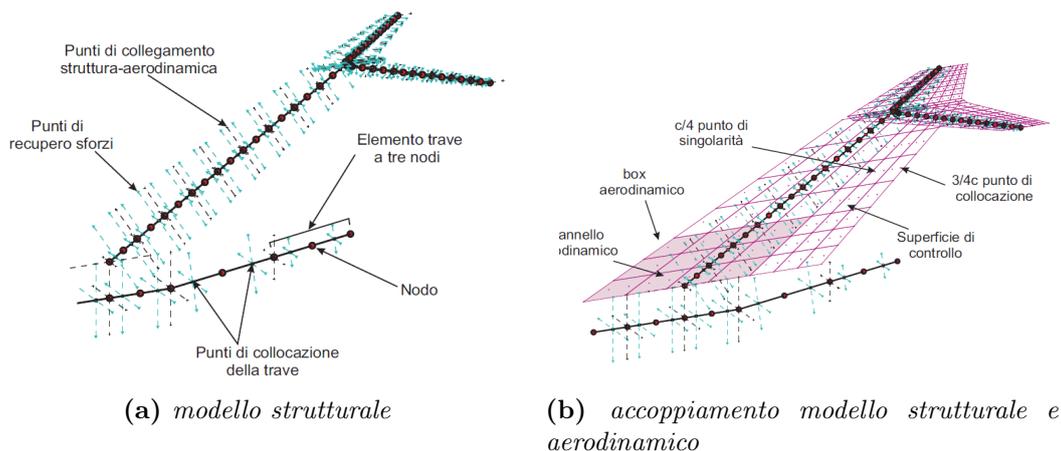
Considerevoli sforzi sono necessari per descrivere la distribuzione inerziale, particolarmente importante quando si vuole calcolare la condizione di trim del velivolo libero, dal momento che una descrizione dettagliata delle masse e della loro posizione

è di primaria importanza per definire correttamente i carichi inerziali e la posizione del baricentro. Tutte le masse non strutturali sono introdotte nella mesh strutturale in due diversi modi: come masse concentrate sui nodi della mesh (motori, carrelli, serbatoio ausiliare, sistemi, ecc.) e come 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.. [5]

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. La stessa schematizzazione è utilizzata sia dal solutore VLM (Vortex Lattice Method), che dal DLM (Doublet Lattice Method). Le dimensioni del box delle superfici aerodinamiche, il volume interno e la distribuzione dello spessore (in percentuale di corda) sono semplicemente determinate una volta che i diversi profili utilizzati sono specificati nelle diverse sezioni di controllo.

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 simmetrica dei due alettoni, o anti-simmetrica per i due equilibratori [5].

In Figura 3.2 sono mostrati alcuni dettagli del modello aeroelastico.



**Figura 3.2:** Definizione dei diversi elementi del modello aeroelastico [5]

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

- 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 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 [5].

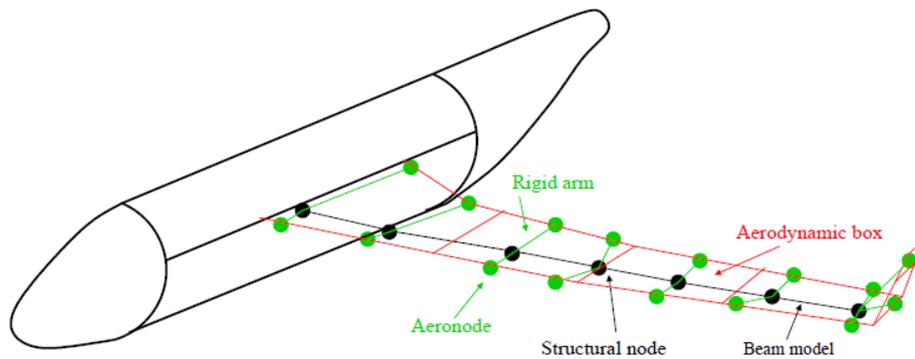
### 3.3 Interfaccia aerodinamica-struttura

In SMARTCAD, la struttura e l'aerodinamica vengono trattati con due approcci differenti, quindi è necessario uno schema di accoppiamento spaziale, ovvero un'interfaccia in grado di trasferire gli spostamenti della struttura sull'aerodinamica e i carichi aerodinamici sulla struttura. I due modelli sono descritti con due discretizzazioni totalmente differenti: da un lato, lo schema a travi rappresenta un dominio mono-dimensionale in cui la geometria strutturale è nascosta; dall'altro, le superfici aerodinamiche sono ridotte ad un dominio bi-dimensionale. Di conseguenza devono essere rese compatibili due parametrizzazioni della stessa geometria per poter trasferire informazioni dall'una all'altra. Due metodi sono disponibili in SMARTCAD: uno schema innovativo basato sul metodo Moving Least Square (MLS) [9], utile quando le due mesh non condividono una superficie comune, e il metodo Radial Basis Function (RBF) [10], che rappresenta lo stato dell'arte nei metodi di accoppiamento spaziale. Entrambi assicurano la conservazione dell'energia tra il fluido e la struttura e sono adatti per analizzare configurazioni complesse. Questi metodi sono abbastanza generali e non dipendono dalle mesh utilizzate: sono richieste infatti solo le coordinate delle due discretizzazioni supponendo che appartengano entrambe allo stesso dominio. In questo caso la principale difficoltà consiste nell'accoppiare un modello a travi mono-dimensionale, con un modello a pannelli bi-dimensionale in grado di trasferire correttamente sia spostamenti che rotazioni [5].

Per evitare di sviluppare dei metodi specifici, alcune particolarità vengono aggiunte al modello strutturale. Punti aggiuntivi vengono definiti lungo il cassone alare (di tutte le superfici aerodinamiche) e collegati ai nodi della mesh strutturale attraverso elementi rigidi, ottenendo in questo modo uno schema bi-dimensionale anche per la struttura, facilmente accoppiabile con l'aerodinamica. I carichi aerodinamici sono distribuiti come forze concentrate equivalenti sia su nodi strutturali che sui punti aggiuntivi.

Si definisce, dunque, un insieme di nodi di interpolazione che viene utilizzato da uno

dei due metodi di accoppiamento spaziale disponibili per trasferire i dati tra la mesh strutturale e quella aerodinamica. L'insieme definito può essere composto da nodi strutturali e aeronodi e può essere utilizzato più volte per i numerosi box aerodinamici. Spetta all'utente definire ragionevolmente un insieme strutturale che possa garantire fedelmente un processo di interpolazione corretto e fisico. Considerando la Figura 3.3, un semplice esempio consiste nel definire un insieme composto da tutti i nodi strutturali e gli aeronodi della semiala, e utilizzarlo per l'interpolazione di tutti i box aerodinamici presenti lungo la semiapertura alare [5].

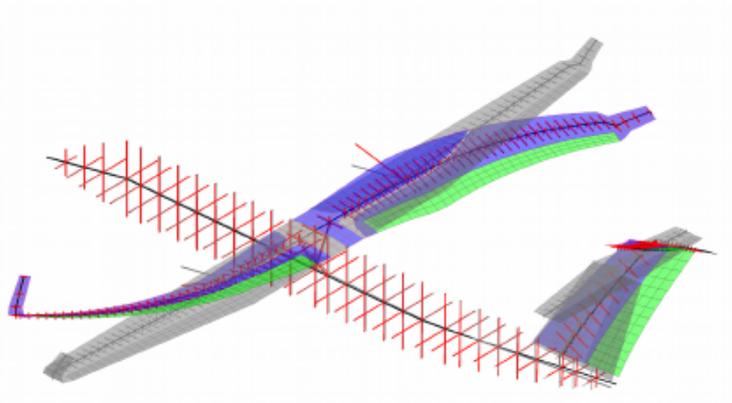


**Figura 3.3:** Aeronodi per l'interpolazione di mesh strutturale e aerodinamica [3]

Entrambi i metodi portano alla costruzione della *matrice di interpolazione* sparsa  $\mathbf{H}$  (spline) che è utilizzata per trasferire il campo di dati  $u_s$  dalla mesh strutturale alla mesh aerodinamica, ottenendo in questo modo il campo interpolato  $u_a$ :

$$u_a = \mathbf{H} u_s$$

Rispetto alla spline di NeoCASS open source, per questo progetto di tesi è stata utilizzata una spline che tiene conto di tutti i gradi di libertà associati ai nodi strutturali (6 DOFs anziché 3 del tool standard): in questo modo si assicura il completo trasferimento delle forze generate dal VLM interno.



**Figura 3.4:** Mesh aerodinamica completamente deformata grazie alla definizione della spline a 6 DOFs.

Il trasferimento inverso è realizzato semplicemente dalla trasposta della matrice di interpolazione:

$$u_s = \mathbf{H}^T u_a$$

Tale processo può essere eseguito più volte per ciascun pannello aerodinamico appartenente al box in esame [3].

### 3.4 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.

Per le analisi aeroelastiche dinamiche, invece, esiste un altro modulo chiamato Neo-RESP.

Di seguito verrà descritta l'analisi aeroelastica statica implementata in SMARTCAD, ampiamente utilizzata durante il progetto di tesi.

### 3.4.1 Aeroelasticità statica

Attraverso questa analisi si vuole indagare 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 e le forze aerodinamiche sono calcolate tramite il metodo a pannelli (VLM) [4].

Il moto di un generico punto del velivolo può essere descritto come la somma di una componente legata ai moti rigidi più una componente legata alla funzioni di forma elastiche:  $\mathbf{u} = \phi_R \mathbf{u}_R + \phi_E \mathbf{u}_E$ . L'equazione che governa la dinamica è:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} + \mathbf{C}\dot{\mathbf{u}} + \mathbf{K}\mathbf{u} = \mathbf{f}(\mathbf{u}, \dot{\mathbf{u}})$$

dove  $\mathbf{M}$ ,  $\mathbf{C}$ ,  $\mathbf{K}$  sono rispettivamente le matrici di massa, smorzamento e rigidezza del sistema, e  $\mathbf{f}$  è il vettore generalizzato dei carichi aerodinamici.

Il sistema aerodinamico, in queste analisi, generalmente viene considerato stazionario o quasi stazionario, assumendo che la sua dinamica sia molto più veloce rispetto a quella degli ingressi che la forzano.

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 deflessioni delle superfici di controllo. Anche per questi ultimi termini, come per il movimento strutturale, viene ipotizzata una aerodinamica stazionaria, quindi le forze aerodinamiche totali possono essere approssimate con:

$$\mathbf{f}_a = \mathbf{f}_0 + q_\infty \mathbf{Q}_{ss} \mathbf{u} + q_\infty \mathbf{Q}_{sx} \mathbf{u}_x$$

dove nel vettore  $\mathbf{u}$  sono contenuti tutti i gradi di libertà della struttura, mentre nel vettore  $\mathbf{u}_x$  i gradi di libertà della meccanica del volo, cioè le variabili che identificano lo stato ( $\alpha$ ,  $\beta$ , velocità di rollio, imbardata e beccheggio) e le rotazioni delle superfici di controllo.  $\mathbf{Q}_{ss}$  è la matrice delle forze aerodinamiche nodali dovute agli spostamenti nodali, mentre  $\mathbf{Q}_{sx}$  è la matrice delle forze aerodinamiche nodali dovute alle variabili aerodinamiche e, infine, in  $\mathbf{f}_0$  sono contenuti i carichi dovuti alla configurazione iniziale (svergolamenti e profili non simmetrici). Le equazioni di moto che governano il problema quindi sono:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} + (\mathbf{K} - q_\infty \mathbf{Q}_{ss})\mathbf{u} = q_\infty \mathbf{Q}_{sx} \mathbf{u}_x + \mathbf{f}_0 \quad (3.1)$$

con  $\mathbf{M}$  e  $\mathbf{K}$  le matrici di massa e rigidezza del sistema globale. Definendo:

$$\bar{\mathbf{K}} = \mathbf{K} - q_\infty \mathbf{Q}_{ss} \quad \mathbf{K}_x^a = q_\infty \mathbf{Q}_{sx}$$

e partizionando il sistema evidenziando i gradi di libertà liberi  $l$  e quelli individuati dalla SUPORT  $r$ , l'equazione (3.1) diventa:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_{rr} & \mathbf{M}_{rl} \\ \mathbf{M}_{lr} & \mathbf{M}_{ll} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{\mathbf{u}}_r \\ \ddot{\mathbf{u}}_l \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{K}}_{rr} & \bar{\mathbf{K}}_{rl} \\ \bar{\mathbf{K}}_{lr} & \bar{\mathbf{K}}_{ll} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \mathbf{u}_r \\ \mathbf{u}_l \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} \mathbf{f}_r \\ \mathbf{f}_l \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{rx}^a \\ \mathbf{K}_{lx}^a \end{bmatrix} \mathbf{u}_x \quad (3.2)$$

L'informazione su quali gradi di libertà caratterizzano il moto rigido del velivolo viene inserita tramite la SUPORT [4]. Infatti gli spostamenti rigidi sono proprio quelli del nodo a cui è associata la scheda di SUPORT. Una volta trasportate le equazioni in assi medi, per la risoluzione del problema si pongono le classiche assunzioni dell'aerolasticità statica:

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

In questo modo il sistema (3.2) si riduce al seguente:

$$\begin{bmatrix} \mathbf{M}_{rr} \\ \mathbf{M}_{lr} \end{bmatrix} \ddot{\mathbf{u}}_r + \begin{bmatrix} \bar{\mathbf{K}}_{rl} \\ \bar{\mathbf{K}}_{ll} \end{bmatrix} \mathbf{u}_l = \begin{Bmatrix} \mathbf{f}_r \\ \mathbf{f}_l \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{K}_{rx}^a \\ \mathbf{K}_{lx}^a \end{bmatrix} \mathbf{u}_x \quad (3.3)$$

In questo modo si nota come le equazioni risultino disaccoppiate.

Il sistema di equazioni (3.3) è quello che viene risolto da NeoCASS nel modulo SMARTCAD.

## 3.5 Metodi aerodinamici disponibili

Due metodi aerodinamici sono disponibili in SMARTCAD, a seconda che l'analisi sia stazionaria o instazionaria:

- *Vortex Lattice Method* (VLM) considerando anche i contributi sul down-wash dei diversi profili utilizzati;
- *Doublet Lattice Method* (DLM) per la stima delle forze generalizzate dovute al moto armonico in regime subsonico.

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 distretizzazione geometrica delle superfici aerodinamiche come le lastre piane viene utilizzata dal VLM e dal DLM, con la differenza che il VLM considera anche il contributo legato alla curvatura dei profili e richiede vortici finali per la modellazione della scia [5].

Durante lo svolgimento della tesi, l'attenzione è stata rivolta principalmente verso anaisi di tipo stazionario, pertanto di seguito verrà presentato nel dettaglio il metodo a pannelli secondo il VLM.

### 3.5.1 Vortex Lattice Method

Il Vortex Lattice Method è un'estensione della linea portante di Prandtl ([8]) 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 del livello di accuratezza nel calcolo dei coefficienti aerodinamici [5].

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 tangenza a parete. 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  $i$  (di intensità unitaria) 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 del matrice di influenza  $\mathbf{V}$ :

$$\mathbf{V} = \begin{bmatrix} v_{11}^n & v_{12}^n & \cdots & v_{1N}^n \\ v_{21}^n & v_{22}^n & \cdots & v_{2N}^n \\ \vdots & \vdots & \ddots & \vdots \\ v_{N1}^n & v_{N2}^n & \cdots & v_{NN}^n \end{bmatrix}$$

Il problema algebrico da risolvere sarà:

$$\mathbf{V} \boldsymbol{\Gamma} - \mathbf{b} = \mathbf{0}$$

dove  $\boldsymbol{\Gamma}$  è il vettore delle incognite contenente le intensità dei vortici  $\Gamma_i$  e  $\mathbf{b}$  è il vettore termine noto formato dalla velocità del flusso esterno  $\mathbf{v}_\infty$  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:

$$\mathbf{F}_i = \rho \left( \mathbf{v}_\infty + \sum_{j=1}^N \mathbf{v}_{ij} \Gamma_j \right) \times (\mathbf{l}_i \Gamma_i) \quad (3.4)$$

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 ([11]) modificato dal *The Royal Institute of Technology* (KTH), che lo ha potenziato aggiungendo nuove funzionalità per supportare analisi aeroelastiche. In particolare, l'approccio utilizzato aggiorna la mesh aerodinamica che segue la deformata strutturale, modificando 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 (3.5) è riportato un esempio di mesh deformata [5].

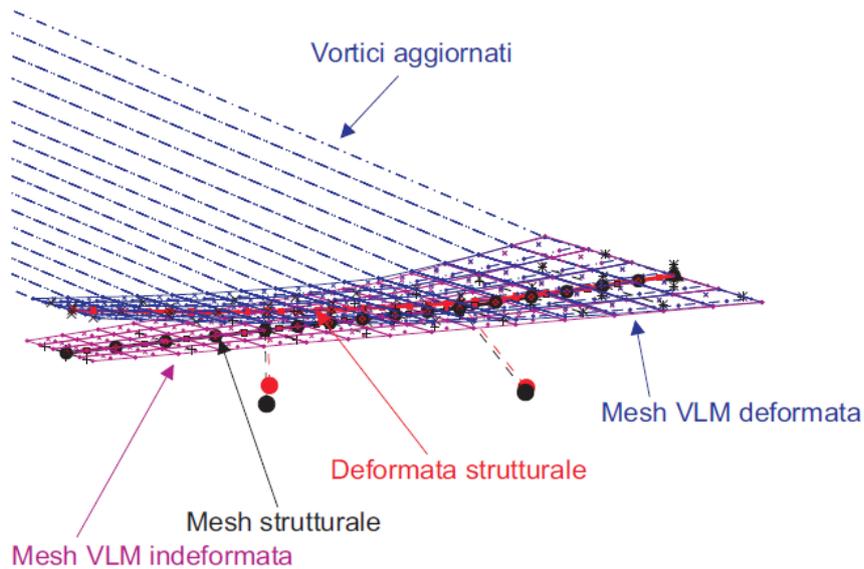


Figura 3.5: Aggiornamento della mesh aerodinamica [5]

# Capitolo 4

## Correzione della soluzione aerodinamica

### 4.1 Limitazioni del VLM

SMARTCAD permette di risolvere problemi di trim lineari per velivoli considerati rigidi o deformabili. Le forze aerodinamiche vengono linearizzate secondo le variabili di stato ( $\alpha$ ,  $\beta$ , velocità di rollio  $p$ , imbardata  $r$  e beccheggio  $q$ ) e la deflessione delle superfici di controllo  $\delta_c$ . Nel caso in cui il velivolo è considerato deformabile, la matrice di rigidità aerodinamica  $\mathbf{K}_e^a$  fornisce una dipendenza lineare tra i carichi nodali e i gradi di libertà della struttura.

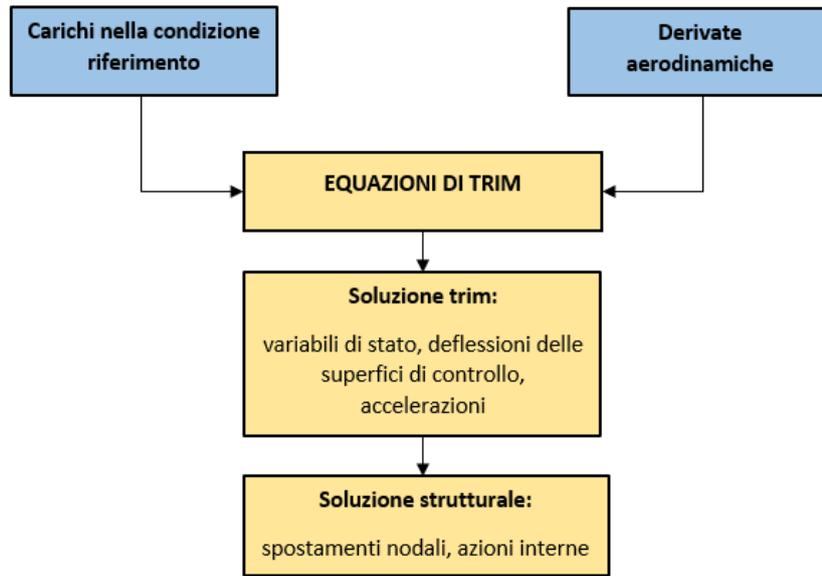
In generale, le forze aerodinamiche lineari vengono espresse secondo la relazione:

$$\mathbf{F}_a = \mathbf{F}_0^a + \mathbf{K}_b^a \mathbf{v}_b + \mathbf{K}_c^a \delta_c + \mathbf{K}_e^a \mathbf{u} \quad (4.1)$$

dove  $\mathbf{F}_0^a$  rappresenta le forze relative alla configurazione iniziale (svergolamenti e profili non simmetrici),  $\mathbf{u}$  è il vettore di tutti i gradi di libertà della struttura,  $\mathbf{v}_b$  rappresenta le variabili che identificano lo stato ( $\alpha$ ,  $\beta$ , velocità di rollio, imbardata e beccheggio) e, infine,  $\delta_c$  rappresenta le rotazioni delle superfici di controllo. La Figura 4.1 mostra il processo di soluzione dei problemi di trim lineari implementato all'interno del modulo SMARTCAD. Di default, le derivate aerodinamiche e i carichi relativi alla configurazione iniziale sono determinati mediante il VLM. Successivamente vengono risolte le equazioni di trim in base alla manovra definita dall'utente e, infine, vengono calcolati gli spostamenti strutturali e le azioni interne.

Come detto nel capitolo precedente, il *Vortex Lattice Method* implementato in SMARTCAD è basato sul codice del TORNADO, il quale tiene conto di:

- mutua interferenza;
- curvatura del profilo alare di tutte le superfici portanti;



**Figura 4.1:** Diagramma di flusso per la soluzione di problemi di trim.

- carichi di fusoliera e interferenza con le superfici portanti dovuta alla distribuzione di singolarità lungo l’asse del corpo;
- effetti della compressibilità attraverso la correzione di Prandtl-Glauert, ovvero  $\beta = \sqrt{1 - M_\infty^2}$ .

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

- effetti viscosi che, nel peggiore dei casi, possono portare a separazione dello strato limite;
- campi supersonici sulle superfici portanti, come onde d’urto sul dorso del profilo e fasci di espansione;
- dettagli geometrici che un semplice pannello piano non riesce a tenere in considerazione.

Con lo scopo di migliorare il calcolo dei carichi aerodinamici, il Politecnico di Milano ha sviluppato un’estensione di SMARTCAD per Leonardo - Divisione Velivoli S.p.A., implementando una procedura ad hoc che permette di combinare differenti modelli aerodinamici per la soluzione di problemi di trim lineari e non lineari. Tale solutore consente di creare un modello ibrido, modificando il modello aerodinamico predetto dal VLM interno mediante l’introduzione di dati aerodinamici esterni (dati CFD e

Data Set). Si parla di ibrido perchè le correzioni possono riguardare l'intero modello VLM o solo una parte di esso, fornendo al solutore di trim i dati aerodinamici relativi ad una o più componenti del velivolo (ad esempio ala, fusoliera, piani di coda). Ciò è utile quando, ad esempio, si possiedono i dati CFD della sola ala: il solutore di trim utilizzerà tali dati al posto dei corrispondenti valori predetti dal VLM, mentre per le restanti parti del velivolo verrà utilizzato il modello aerodinamico interamente determinato dal VLM.

Tuttavia, tale modifica influisce solo sul contributo rigido del carico aerodinamico, ovvero il carico relativo alla configurazione iniziale  $\mathbf{F}_0^a$  e le derivate aerodinamiche relative all'assetto e alle superfici di controllo. Il contributo elastico  $\mathbf{K}_e^a$  (rigidezza aerodinamica) che tiene conto della deformabilità strutturale è ancora interamente predetto dal VLM.

## 4.2 Metodi di correzione

Come detto precedentemente, di default tutti i termini della (4.1) sono ottenuti mediante il VLM interno.

Il modello aerodinamico interno può essere modificato mediante l'introduzione di:

- *Data Set lineare*: lista di derivate e coefficienti aerodinamici lineari che vanno a sostituire i corrispondenti valori calcolati mediante VLM interno.
- *Dati CFD*:
  1. fornendo solo i carichi relativi alla configurazione iniziale  $\mathbf{F}_0^a$ . In questo modo viene modificato solo il primo termine della (4.1);
  2. fornendo, oltre ai carichi relativi alla configurazione iniziale (di riferimento), una serie di carichi relativi ad una configurazione del velivolo con assetto o deflessione delle superfici di controllo modificate rispetto a quella di riferimento (configurazione perturbata). In questo modo è possibile recuperare le derivate spaziali dei carichi e fornire direttamente nuove colonne delle matrici  $\mathbf{K}_c^a$  e  $\mathbf{K}_b^a$  della (4.1).

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.

Nel caso di derivate e coefficienti da Data Set non si hanno informazioni su come le forze aerodinamiche siano effettivamente distribuite sulla struttura, quindi la correzione aerodinamica viene fatta distribuendo gli incrementi di forza in maniera uniforme sulla mesh strutturale o con andamento lineare nel caso di coefficienti di

momento. In altre parole, la distribuzione delle forze aerodinamiche calcolate col VLM interno (a cui corrispondono determinati coefficienti e derivate) è corretta in maniera tale che sia congruente coi dati aerodinamici forniti dall'esterno. Questa operazione è resa possibile grazie all'utilizzo di una formulazione in assi medi per i gradi di libertà strutturali: in questo modo è possibile disaccoppiare i movimenti rigidi del sistema, che sono direttamente associati a carichi uniformi o con variazione lineare sulla mesh strutturale. Nel caso di dati CFD, invece, la distribuzione di forze sulla struttura è nota e può essere direttamente usata nella generazione delle matrici  $\mathbf{K}_c^a$  e  $\mathbf{K}_b^a$  e delle forze  $\mathbf{F}_0^a$  della (4.1).

### 4.3 Correzione mediante Data Set lineare

Il Data Set aerodinamico lineare è un insieme di coefficienti adimensionali e derivate aerodinamiche calcolati per specifiche condizioni di volo, che rappresenta il modello aerodinamico lineare dell'intero velivolo.

I dati tabulati contribuiscono alla definizione di tutte le forze aerodinamiche che dipendono dalla configurazione rigida del velivolo ( $\alpha$ ,  $\beta$ ,  $p$ ,  $q$ ,  $r$  e  $\delta_c$ ) e delle forze relative alla configurazione di riferimento  $\mathbf{F}_0^a$ . 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.

#### Input file

La scheda AERODBL (Tabella 4.1) viene utilizzata per impostare i parametri di riferimento per la definizione del Data Set lineare.

AERODBL	ID	CID	CREF	BREF	SREF		
ID	identificativo della scheda AERODBL						
CID	ID del sistema di riferimento usato per la definizione di - orientamento di forze e momenti aerodinamici - orientamento delle velocità angolari del velivolo - polo di riferimento per i momenti aerodinamici						
CREF	corda di riferimento						
BREF	apertura alare di riferimento						
SREF	superficie alare di riferimento						

**Tabella 4.1:** Scheda AERODBL per la definizione dei parametri di riferimento del Data Set lineare.

La scheda AECOEF (Tabella 4.2), invece, permette la definizione dei dati aerodinamici presenti nel Data Set lineare come funzione tabulare del numero di Mach.

AECOEF	TYPE	SNAME	MACH1	C1	MACH2	C2	MACH3	C3
	MACH4	V4	...					
TYPE	nome del coefficiente aerodinamico							
SNAME	nome della specifica superficie di controllo nel caso di coefficienti relativi a superfici di controllo							
MACHi	condizione di volo i-esima							
Ci	valore del coefficiente associato al numero di Mach i-esimo							

**Tabella 4.2:** Scheda AECOEF per la definizione dei dati aerodinamici del Data Set.

Si creano tante schede AECOEF quanti sono i coefficienti presenti all'interno del Data Set lineare. Se qualche coefficiente non viene definito, allora verrà utilizzato quello corrispondente calcolato col metodo a pannelli interno.

Ai fini della correzione aerodinamica, è stata sviluppata anche la possibilità di fornire un Data Set non lineare, generalmente definito tramite una serie di funzioni a una o più variabili che nell'insieme rappresentano il modello aerodinamico del velivolo. Tale correzione, però, non è stata esplorata durante il lavoro di tesi.

## 4.4 Correzione mediante dati CFD

La correzione mediante dati CFD può avvenire secondo i due metodi descritti nei paragrafi 4.4.1 e 4.4.2. In entrambi i casi, essa influisce solo sulle forze aerodinamiche dovute a movimenti rigidi del velivolo  $\mathbf{v}_b$  e delle superfici di controllo  $\delta_e$  e/o le forze relative alla configurazione iniziale del velivolo  $\mathbf{F}_0^a$ , mentre non è possibile correggere le forze aerodinamiche dovute alla deformata strutturale ( $\mathbf{K}_e^a \cdot \mathbf{u}$ ). Generare delle distribuzioni CFD associate ai gradi di libertà strutturali  $\mathbf{u}$  comporterebbe un processo estremamente lento, soprattutto sul calcolo dei carichi di design. Esso infatti richiederebbe un conto aerodinamico che deformi la struttura in modo puntuale, ovvero considerando tutto il modello indeformato eccetto un nodo per cui una sola componente di spostamento è non nulla, e che deformi la mesh aerodinamica in modo consistente, ripetendo questa operazione per ogni componente di spostamento e rotazione di ogni nodo strutturale.

#### 4.4.1 Metodo 1: modifica dei carichi di riferimento $\mathbf{F}_0^a$

I carichi relativi alla configurazione iniziale  $\mathbf{F}_0^a$  sono di primaria importanza nei problemi di trim perchè influenzano fortemente la soluzione finale. Essi possono essere governati da fenomeni non lineari, già discussi nella sezione precedente, che il semplice VLM non riesce a cogliere. Con lo scopo di migliorare la soluzione dei problemi di trim e la rappresentazione dei carichi nodali dell'intera struttura, è possibile ricorrere a dati più raffinati, provenienti da analisi CFD.

Considerando un semplice caso di volo simmetrico, con condizione di riferimento iniziale  $C_0$ , le forze aerodinamiche esterne possono essere espresse come

$$\mathbf{F}_a = \mathbf{F}_0^a + \left( \frac{\partial \mathbf{F}_a}{\partial \alpha} \right)_{C_0} \Delta\alpha + \left( \frac{\partial \mathbf{F}_a}{\partial q} \right)_{C_0} \Delta q + \left( \frac{\partial \mathbf{F}_a}{\partial \delta_e} \right)_{C_0} \Delta\delta_e + \mathbf{K}_e^a \mathbf{u} \quad (4.2)$$

dove  $\alpha$  è l'angolo di attacco,  $q$  è la velocità di beccheggio,  $\delta_e$  è la deflessione dell'equilibratore. Chiaramente l'accuratezza dell'approssimazione dipende dalla condizione di riferimento  $C_0$ , dall'ordine di approssimazione e dall'entità delle variazioni  $\Delta$ .

Nota l'espressione linearizzata delle forze aerodinamiche, l'equazione di governo relativa ai gradi di libertà nodali del modello a elementi finiti è del tipo:

$$\mathbf{M}\ddot{\mathbf{u}} + (\mathbf{K} - \mathbf{K}_e^a) \mathbf{u} = \mathbf{F}_0^a + \left( \frac{\partial \mathbf{F}_a}{\partial \alpha} \right)_{C_0} \Delta\alpha + \left( \frac{\partial \mathbf{F}_a}{\partial q} \right)_{C_0} \Delta q + \left( \frac{\partial \mathbf{F}_a}{\partial \delta_e} \right)_{C_0} \Delta\delta_e \quad (4.3)$$

In virtù dell'approccio aeroelastico statico, le accelerazioni nodali  $\ddot{\mathbf{u}}$  sono determinate a partire da quelle del movimento rigido  $\mathbf{a}$  nel nodo della SUPPORT, attraverso la matrice di forma dei modi rigidi  $\Phi_R$ :

$$\ddot{\mathbf{u}} = \Phi_R \mathbf{a}$$

Considerando per semplicità il caso di velivolo rigido, quindi  $\mathbf{K}_e^a = 0$ , l'equazione di trim risulta essere:

$$\mathbf{M}_{RR} \mathbf{a} - \left( \frac{\partial \mathbf{F}_a}{\partial \alpha} \right)_{C_0}^R \Delta\alpha - \left( \frac{\partial \mathbf{F}_a}{\partial q} \right)_{C_0}^R \Delta q - \left( \frac{\partial \mathbf{F}_a}{\partial \delta_e} \right)_{C_0}^R \Delta\delta_e = \mathbf{F}_{a0}^R \quad (4.4)$$

dove  $\mathbf{M}_{RR}$  è la matrice di massa del velivolo rigido nel nodo della SUPPORT,  $\left( \frac{\partial \mathbf{F}_a}{\partial \alpha} \right)_{C_0}^R$ ,  $\left( \frac{\partial \mathbf{F}_a}{\partial q} \right)_{C_0}^R$ ,  $\left( \frac{\partial \mathbf{F}_a}{\partial \delta_e} \right)_{C_0}^R$  sono le derivate aerodinamiche globali e  $\mathbf{F}_{a0}^R$  i carichi aerodinamici nella configurazione iniziale. Le incognite della (4.4) sono le accelerazioni del corpo rigido  $\mathbf{a}$ , gli angoli di assetto, le velocità angolari e le deflessioni delle superfici di controllo.

Per un caso semplice di crociera, il problema può essere ridotto ad un sistema di

due equazioni di equilibrio:

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial \mathbf{F}_z^a}{\partial \alpha} & \frac{\partial \mathbf{F}_z^a}{\partial \delta_e} \\ \frac{\partial \mathbf{F}_\theta^a}{\partial \alpha} & \frac{\partial \mathbf{F}_\theta^a}{\partial \delta_e} \end{bmatrix}_{C_0}^R \begin{Bmatrix} \Delta \alpha \\ \Delta q \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} m & S \\ S & J \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} g \\ 0 \end{Bmatrix} - \begin{Bmatrix} \mathbf{F}_{0z}^a \\ \mathbf{F}_{0\theta}^a \end{Bmatrix}^R \quad (4.5)$$

Tali equazioni rappresentano rispettivamente l'equilibrio in direzione verticale e l'equilibrio alla rotazione attorno all'asse di beccheggio. Successivamente vengono determinati gli spostamenti nodali  $\mathbf{u}$  mediante la (4.3) e quindi le forze interne.

### Input file

Nuove schede devono essere create con lo scopo di fornire tutti i dati richiesti per il modello ibrido. Similmente a quanto avveniva con le analisi di trim usuali, una volta che il nuovo file SMARTCAD è pronto, il solutore viene lanciato per risolvere il problema di trim lineare.

Nella Tabella 4.3 viene definita la scheda AEOREXT, nella quale vengono specificati i dati esterni CFD relativi alla configurazione iniziale. In genere si definisce una scheda AEROEXT per ogni componente del velivolo (ala, fusoliera, impennaggi, ...). Il solutore caricherà, all'interno di una struttura dati, il contenuto di tutti i file forniti in FNAME, il cui formato è codificato dal parametro FTYPE. I file, generalmente in formato Nastran, contengono:

- identificativo dei nodi e rispettive coordinate, definiti tramite la scheda GRID;
- elementi superficiali come CQUAD4 e CTRIA3;
- coefficienti di pressione, definiti tramite la scheda PLOAD4.

Le forze  $F^a$  sono determinate nel centroide  $i$  di ciascun elemento come:

$$F_i^a = \frac{1}{2} \rho_\infty V_\infty^2 C_{p_i} A_i^a$$

dove la densità  $\rho_\infty$ , la velocità  $V_\infty$  e la pressione di riferimento sono relative alla condizione di volo fornita nella scheda di TRIM.

AEROEXT	ID	FNAME					
	FTYPE	CID	SYM	DEXT	MACH	STYPE	
	SET1	SET2					
	AER1	AERO2	...	AERN			
ID	identificativo scheda AEROEXT.						
FNAME	nome del file che contiene i dati CFD esterni.						
FTYPE	tipo di file importato (FTYPE=NAS se è formato Nastran).						
CID	ID del sistema di riferimento utilizzato per definire la posizione della mesh CFD.						
SYM	flag di simmetria: - SYM=0: no simmetria - SYM=1: la mesh viene riflessa rispetto al piano x-z (la mesh originale viene scartata) - SYM=2: la mesh viene simmetrizzata con una riflessione rispetto al piano x-z (entrambe le porzioni sono mantenute).						
DEXT	(opzionale) ID della scheda DEREEXT con la definizione dei dati CFD esterni relativi ad una configurazione perturbata (è introdotto con il metodo 2).						
MACH	numero di Mach associato ai dati CFD.						
STYPE	tipo di spline (11 se lineare, 2 se superficiale).						
SET1	ID del set di nodi per la definizione della spline.						
SET2	ID del set di nodi per la definizione della seconda spline, usato solo se SYM=2.						
AERi	lista delle CAERO le cui forze aerodinamiche, predette dal VLM interno, sono sostituite da quelle definite in questa scheda.						

**Tabella 4.3:** Scheda AEROEXT per la definizione dei dati aerodinamici CFD.

I campi AERi vengono utilizzati per definire un elenco di CAERO (box contenenti i pannelli aerodinamici) fra quelli presenti nel modello aeroelastico. Le forze aerodinamiche sulle CAERO che non sono riportate in nessuna scheda AEROEXT saranno valutate dal VLM interno, mentre i dati dei box aerodinamici elencati nella scheda verranno sovrascritti dai dati forniti nel file.

Il campo MACH è utile per eseguire l'interpolazione lineare dei dati CFD in funzione del numero di Mach. In questo caso si definisce una scheda AEROEXT per ogni numero di Mach, che deve essere specificato nell'apposito campo, e tutte le schede usate per l'interpolazione devono avere lo stesso ID.

#### 4.4.2 Metodo 2: modifica delle derivate aerodinamiche

Per modificare le derivate aerodinamiche è possibile definire, oltre i dati CFD esterni relativi alla configurazione iniziale, una serie di dati aerodinamici relativi ad una configurazione perturbata rispetto a quella di riferimento iniziale. Per esempio, considerando una condizione iniziale ad  $\alpha = 0$ , è possibile fornire:

1. un file per i carichi relativi alla configurazione iniziale (metodo 1);
2. due file per i carichi relativi ad una configurazione modificata degli angoli di assetto  $\alpha, \beta$ ;
3. tre file per i carichi relativi ad una configurazione modificata delle velocità angolari  $p, q$  ed  $r$ ;
4.  $N_c$  file per i carichi relativi ad una configurazione modificata delle superfici di controllo  $\delta_i$ .

In questo modo, il solutore recupererà localmente le derivate spaziali dei carichi aerodinamici lungo ciascun nodo del modello agli elementi finiti. Con questo metodo il VLM interno sarà utilizzato solamente per determinare il contributo elastico  $\mathbf{K}_e^a$  della (4.1) che tiene conto della deformabilità strutturale.

##### Input file

La scheda DEREEXT è riferita alla scheda AEROEXT (Tabella 4.3) ed è utilizzata per definire la lista di dati CFD esterni necessari per il calcolo delle derivate spaziali delle forze aerodinamiche dovute ad un cambiamento di incidenza, velocità angolari e deflessioni delle superfici di controllo.

DEREEXT	ID						
	VAR	VALUE	FNAME				
ID	identificativo della scheda DEREEXT (serve per essere richiamato nel campo DEXT della scheda AEROEXT a cui fa riferimento).						
VAR	nome della variabile modificata (ALPHA, BETA, P, Q, R, superfici di controllo).						
VALUE	entità della variazione (in radianti).						
FNAME	Nome del file che contiene i dati CFD esterni relativi ad una configurazione in cui la variabile VAR risulta modificata rispetto alla configurazione di riferimento definita nella scheda AEROEXT.						

**Tabella 4.4:** Scheda DEREEXT per la definizione di dati CFD esterni relativi ad una configurazione modificata rispetto a quella di riferimento.

Si consideri, ad esempio, una variazione di ALPHA di entità  $\Delta\alpha$ . Le derivate spaziali dei carichi aerodinamici lungo la mesh aerodinamica sono ottenute come differenze finite tra i carichi nella configurazione perturbata  $\mathbf{F}^a(\alpha_0 + \Delta\alpha)$  e i corrispondenti carichi nella configurazione di riferimento  $\mathbf{F}^a(\alpha_0)$ :

$$\Delta\mathbf{F}_\alpha^a = \frac{\mathbf{F}^a(\alpha_0 + \Delta\alpha) - \mathbf{F}^a(\alpha_0)}{\Delta\alpha}$$

Successivamente le derivate  $\Delta\mathbf{F}_\alpha^a$  sono trasferite sulla mesh strutturale per determinare  $\Delta\mathbf{F}_\alpha^s$ :

$$\Delta\mathbf{F}_\alpha^s = \mathbf{H} \Delta\mathbf{F}_\alpha^a$$

attraverso la matrice di interpolazione dei carichi  $\mathbf{H}$ . Le risultanti di tali forze forniranno le derivate necessarie per la soluzione di trim, ad esempio  $Cz_\alpha$ ,  $Cm_\alpha$ .

# Capitolo 5

## Definizione del modello e dei dati aerodinamici esterni

Il velivolo di riferimento è un regionale turboprop con coda a T, ala alta e motori in ala, di proprietà di Leonardo - Divisione Velivoli S.p.A.

In questo capitolo verrà presentato il modello NeoCASS di tale velivolo, utilizzato per le analisi aeroelastiche statiche lanciate con l'estensione di SMARTCAD. Come detto precedentemente, l'aerodinamica stazionaria del velivolo è stimata mediante un semplice metodo a pannelli (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, i quali saranno anch'essi presentati in questo capitolo.

### 5.1 Modello NeoCASS del velivolo in esame

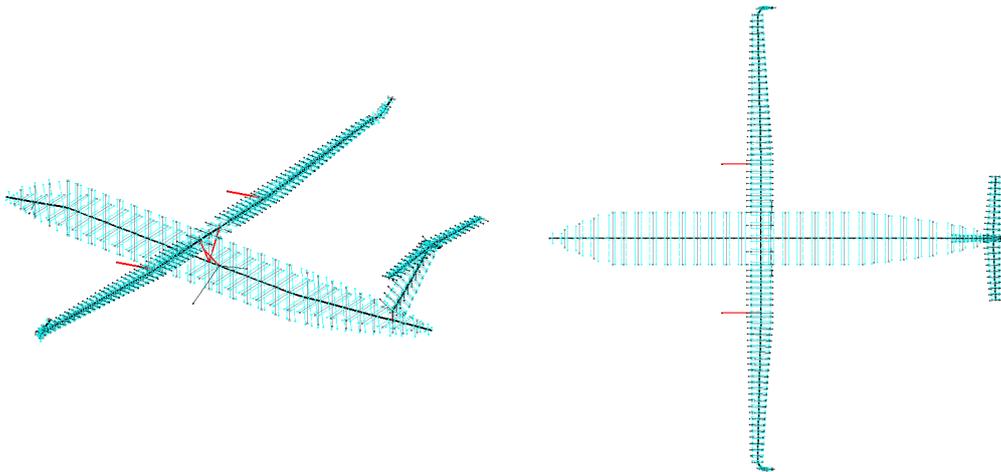
Lo stick model utilizzato per le analisi aeroelastiche è una rappresentazione a elementi finiti, basata su elementi trave, dell'aeromobile in esame. Esso possiede tutte le caratteristiche già ampiamente discusse nel paragrafo 3.2 del Capitolo 3.

Il modello in esame è salvato in un file ASCII .dat la cui sintassi è quasi equivalente a quella di Nastran (Appendice A). Di seguito sono elencate le informazioni contenute all'interno del file:

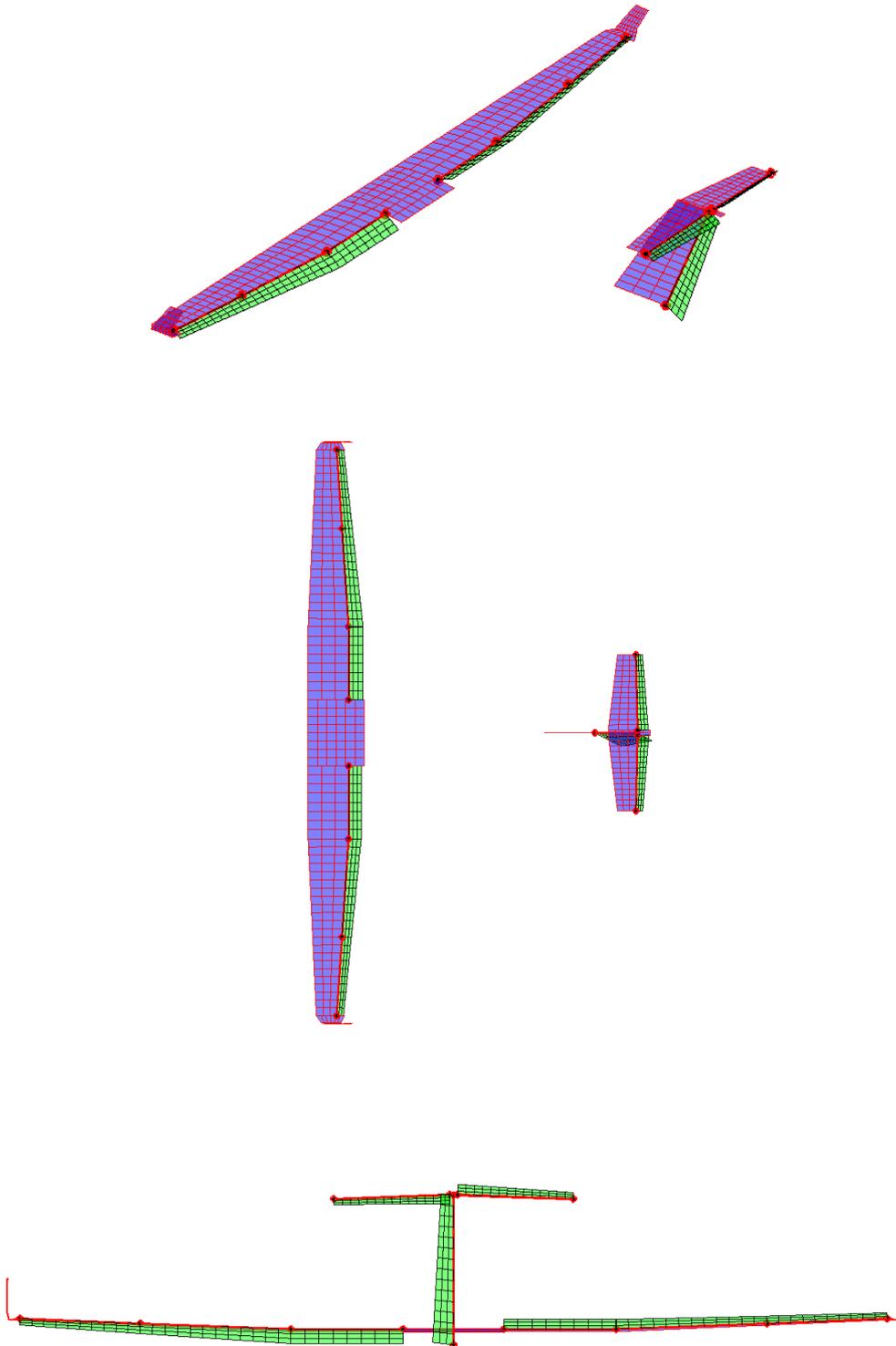
- definizione dei materiali;
- definizione dei nodi;
- definizione degli aeronodi;
- proprietà degli elementi beam;

- 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 disponibile per differenti configurazioni di massa ma, durante questo progetto di tesi, è stato utilizzato quello a peso massimo (MTOW). Nelle figure sottostanti è possibile visualizzare il modello strutturale (Figura 5.1), il modello aerodinamico (Figura 5.2) usato dal solutore VLM e il modello aeroelastico completo (Figura 5.3).



**Figura 5.1:** Modello strutturale



**Figura 5.2:** Modello aerodinamico con superfici mobili

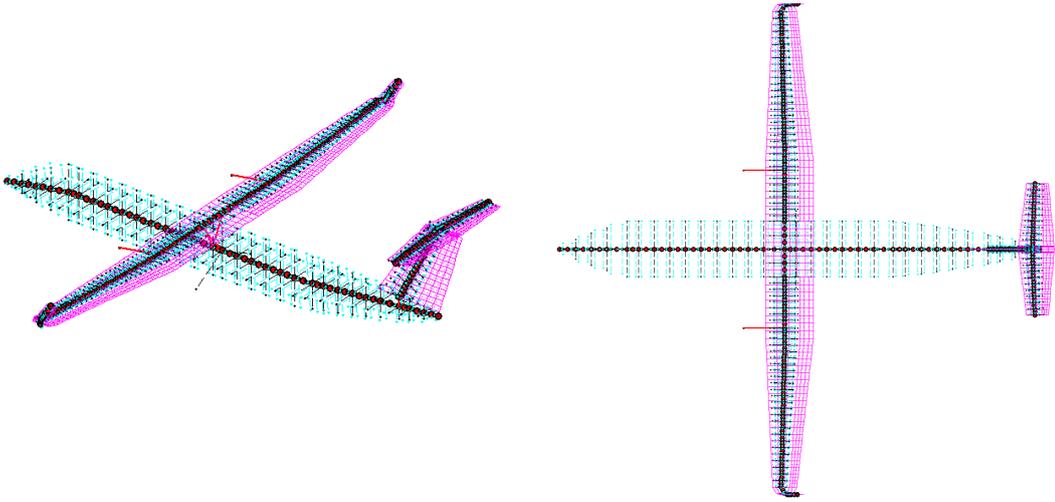


Figura 5.3: Modello aeroelastico

## 5.2 Dati CFD del velivolo in esame

Per il velivolo considerato sono state effettuate molteplici analisi numeriche basate sulle equazioni di Navier-Stokes. In particolare, sono stati utilizzati i campi di pressione dell'intero velivolo relativi alle seguenti condizioni:

- $M_\infty = 0.2$ :
  - $\alpha = 0^\circ$
  - $\alpha = 4^\circ$
- $M_\infty = 0.52$ :
  - $\alpha = 0^\circ$
  - $\alpha = 4^\circ$

La deflessione delle superfici mobili è nulla per tutte le configurazioni citate sopra. Il formato dei file contenenti i dati aerodinamici è di tipo Tecplot. Dunque, per rendere possibile la lettura dei dati CFD al tool di SMARTCAD, è stato creato uno script Matlab che convertisse il formato Tecplot in formato Nastran.

Il file di dati in formato Nastran contiene:

- identificativo dei nodi e rispettive coordinate, definiti tramite la scheda GRID;
- elementi superficiali come CQUAD4 e CTRIA3;
- coefficienti di pressione, definiti tramite la scheda PLOAD4.

Di seguito si riporta la griglia di calcolo (Figura 5.4) e i campi di pressione per  $M_\infty = 0.52$  (Figura 5.5 e 5.6).

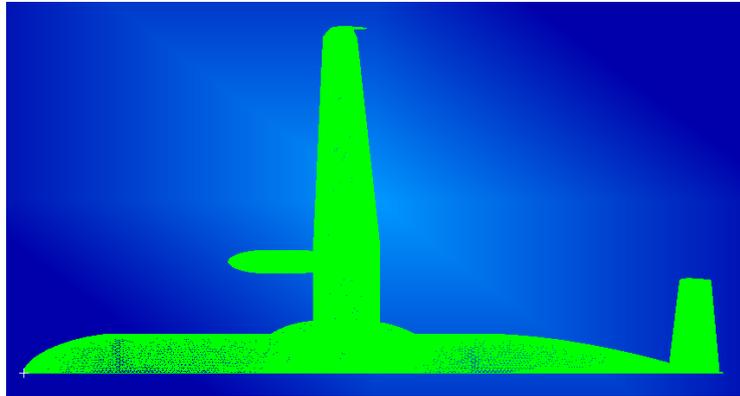


Figura 5.4: Mesh CFD

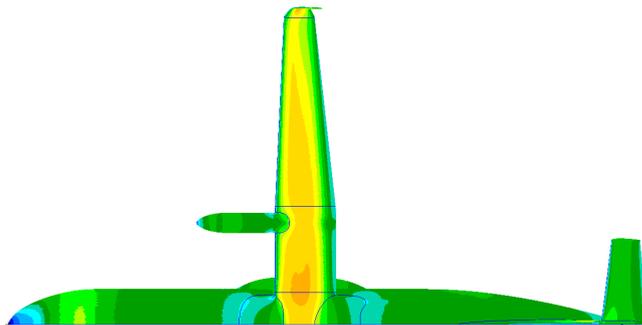


Figura 5.5: Campo di pressione a  $M_\infty = 0.52$  e  $\alpha = 0^\circ$

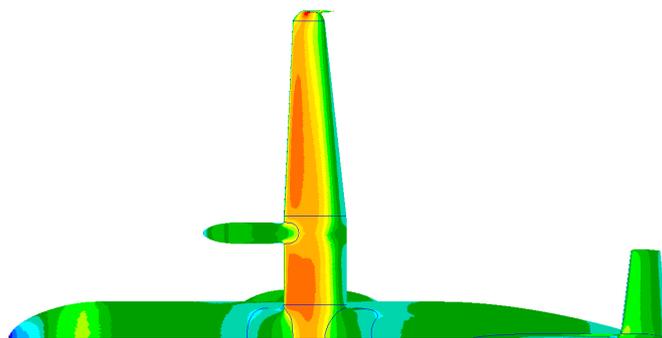


Figura 5.6: Campo di pressione a  $M_\infty = 0.52$  e  $\alpha = 4^\circ$

### 5.3 Data Set lineare del velivolo in esame

Il Data Set aerodinamico lineare per la configurazione di velivolo considerata è definito come una serie di coefficienti adimensionali o come derivate in radianti che nell'insieme rappresentano il modello aerodinamico 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. In particolare, nel caso in esame la maggior parte dei coefficienti e delle derivate aerodinamiche presenti nel Data Set sono calcolati per  $M_\infty = 0.3$  e  $M_\infty = 0.52$ : per ogni altra condizione di volo compresa nell'intervallo tra i due Mach, il parametro in oggetto può essere ricavato tramite interpolazione lineare tra il valore a  $M_\infty = 0.3$  e quello a  $M_\infty = 0.52$ . Quando, invece, un parametro del Data Set è definito con un singolo valore, ciò significa che la caratteristica in oggetto è indipendente dal Mach.

Qualora tuttavia, in caso di necessità, ci si trovi a 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. Durante il progetto di tesi, è stata preferita la seconda opzione.

# Capitolo 6

## Analisi aeroelastica statica

Il lavoro di tesi è stato organizzato in due fasi: la prima consiste nel confrontare, attraverso un'analisi aeroelastica statica, i metodi di correzione della soluzione aerodinamica in termini di soluzione di trim di una singola manovra; nella seconda fase, invece, si vogliono individuare gli effetti di tali correzioni sulla determinazione dei carichi di design, estendendo l'analisi aeroelastica statica a tutte le manovre dell'involucro di volo.

In questo capitolo viene descritta la prima fase del processo, in cui è stata considerata una manovra simmetrica di crociera, con le seguenti condizioni:

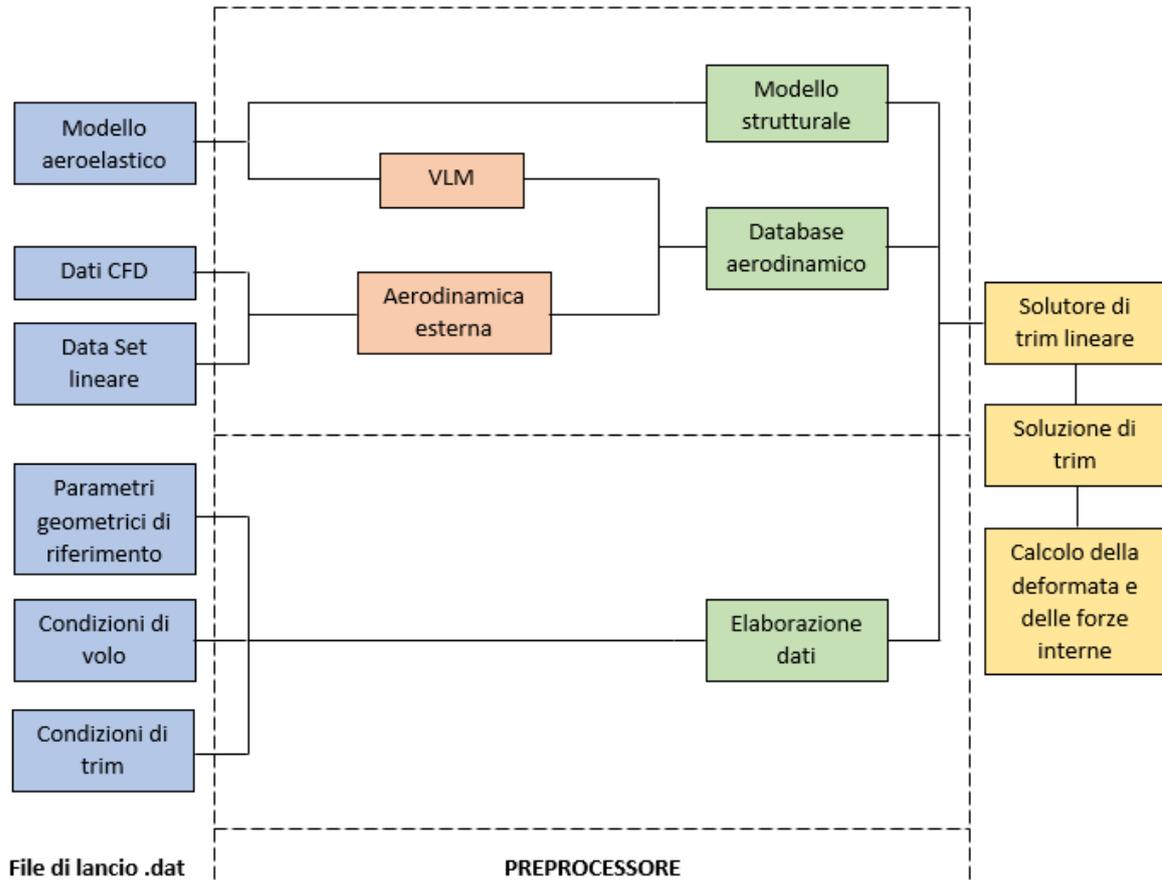
- Mach  $M_\infty = 0.52$
- Quota  $z = 6100$  m
- Fattore di carico  $n_z = 1$

L'analisi è totalmente lineare, sia dal punto di vista strutturale che aerodinamico.

### 6.1 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 [6.1](#). Il file di input richiesto è un file .dat contenente il modello NeoCASS del velivolo in esame, la definizione dei dati aerodinamici esterni (CFD e 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 col design load.

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.



**Figura 6.1:** Struttura del codice SMARTCAD per l'analisi di trim lineare.

### 6.1.1 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 quali introducono le seguenti informazioni:

- Modello aeroelastico del velivolo, descritto nel Capitolo 5;
- Dati CFD necessari per la correzione aerodinamica: coefficienti di pressione calcolati da un solver aerodinamico esterno (basato sulla risoluzione delle

equazioni di Navier-Stokes), nodi della relativa mesh aerodinamica, elementi di connessione dei nodi e condizione di volo associata al campo di pressione fornito. I dati CFD utilizzati sono quelli descritti nel Capitolo 5 e vengono introdotti mediante la scheda AEROEXT (Tabella 4.3) e/o DEREEXT (Tabella 4.4). I dati specificati nella scheda AEROEXT sono assunti come carichi relativi alla configurazione iniziale, mentre quelli della scheda DEREEXT come carichi relativi ad una configurazione perturbata;

- Data Set lineare per la correzione aerodinamica: coefficienti adimensionali e derivate aerodinamiche, sistema di riferimento associato e parametri di riferimento per la definizione del Data Set, introdotti mediante le schede AERODBL e AECOEF (Tabella 4.1 e Tabella 4.2). Il Data Set lineare utilizzato è quello descritto nel Capitolo 5;
- Definizione delle condizioni di volo e parametri utili per l'analisi aeroelastica: densità dell'aria, numero di Mach, gravità;
- Definizione delle condizioni di trim.

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

### 6.1.2 Preprocessore

Il preprocessore è utilizzato per eseguire tutti i calcoli preliminari necessari per l'impostazione dell'analisi. Esso è suddiviso in due grandi blocchi come mostra la linea tratteggiata orizzontale nella Figura 6.1. Il primo blocco è dedicato alla generazione del modello strutturale (matrici di rigidezza 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 di questo database sono contenuti:

- le matrici di interpolazione (spline) e le matrici aerodinamiche del VLM (forze sui pannelli e derivate aerodinamiche);
- forze CFD e spline per il trasferimento sulla struttura;
- Data Set lineare contenente i coefficienti e le derivate aerodinamiche.

Il database aerodinamico permette di combinare i dati provenienti da fonti diverse e permette di ridurre il costo computazionale delle analisi.

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.

### 6.1.3 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, si utilizzano i metodi di correzione disponibili all'interno del solutore di trim lineare:

- correzione mediante i coefficienti del Data Set lineare,
- correzione mediante dati CFD esterni,

già ampiamente discussi nel Capitolo 4.

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.

In Figura 6.2 si riporta il procedimento che viene utilizzato per la determinazione delle 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.

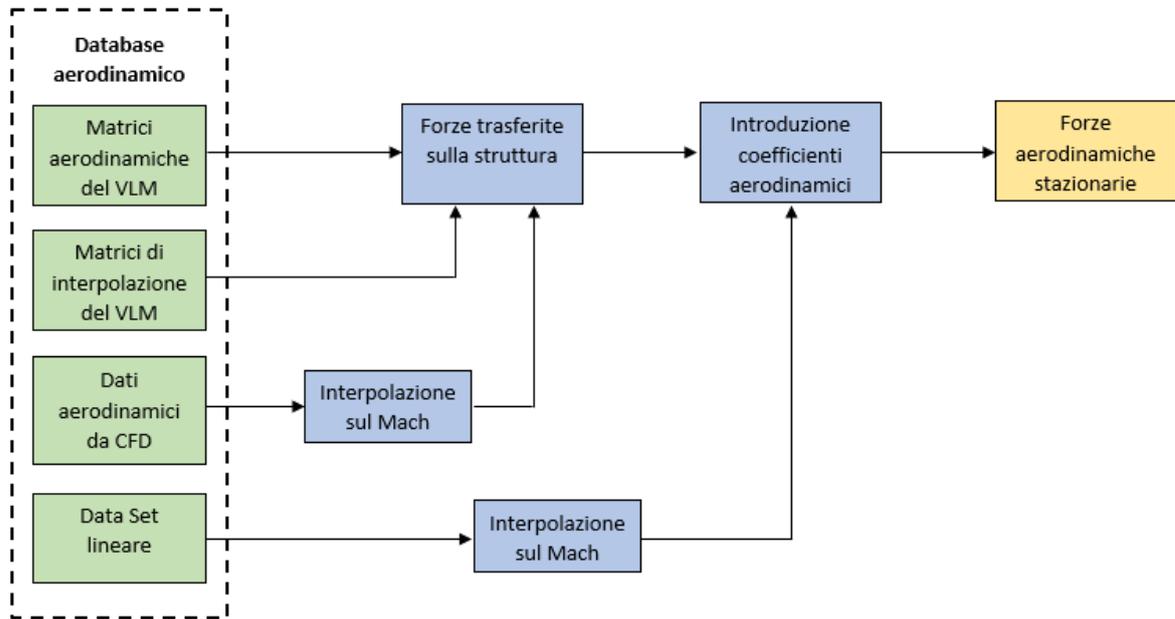
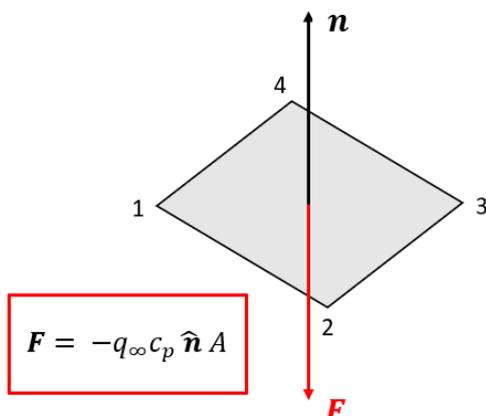


Figura 6.2: Valutazione delle forze aerodinamiche stazionarie.

Il processo standard implementato in NeoCASS prevede il calcolo delle forze aerodinamiche su ogni pannello tramite VLM; mediante la matrice d'interpolazione esse

vengono trasferite alla struttura e, successivamente, a partire da queste vengono determinati i coefficienti aerodinamici. La correzione mediante Data Set lineare si inserisce alla fine del processo, intervenendo direttamente sui coefficienti: il solutore sostituisce il valore calcolato mediante VLM con quello corrispondente fornito in input (scheda AECOEF). La correzione mediante dati CFD, invece, si inserisce all'inizio del processo in quanto viene fornita in input la distribuzione di forze sui punti della mesh aerodinamica CFD, queste vengono trasferite alla struttura e, successivamente, vengono calcolati i coefficienti per la determinazione delle forze aerodinamiche stazionarie  $\mathbf{F}^a$ . Le due correzioni possono essere applicate contemporaneamente. In questo caso, per la correzione dei coefficienti aerodinamici, il Data Set lineare ha la priorità sui dati CFD: i coefficienti aerodinamici lineari sostituiscono i corrispondenti valori derivanti da CFD o calcolati tramite il metodo a pannelli interno (VLM).

Per quanto riguarda la correzione mediante dati CFD, bisogna puntualizzare che i valori forniti nel file di input con la scheda AEROEXT (Tabella 4.3) rappresentano dei coefficienti di pressione. Per recuperare la forza aerodinamica a partire dal coefficiente di pressione, quest'ultimo viene moltiplicato per l'area del pannello a cui è associato e per la pressione dinamica  $q_\infty$  determinabile dalle condizioni di trim. Tale forza viene applicata nella direzione opposta alla normale del pannello, definita in base all'ordine in cui sono scritti i nodi dell'elemento CTRIA3 o CQUAD4.



**Figura 6.3:** Calcolo della forza aerodinamica agente sul pannello, a partire dal coefficiente di pressione.

Il modello dei carichi aerodinamici completo, che include i dati CFD, è determinato attraverso i seguenti passaggi:

1. Le matrici del VLM sono calcolate sull'intera mesh aerodinamica, tenendo così in considerazione l'interferenza aerodinamica tra tutte le superfici;

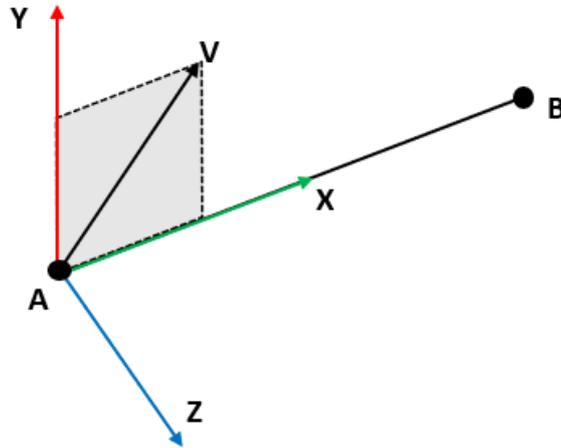
2. le forze aerodinamiche esterne vengono trasferite ai punti strutturali e interpolate sul Mach;
3. sul file di input nella scheda AEROEXT, si definisce una lista di tutti i box aerodinamici (CAERO) che si vogliono escludere dal calcolo della forza mediante VLM interno;
4. le forze VLM vengono trasferite alla struttura, escludendo quelle delle CAERO definite nella lista;
5. le forze aerodinamiche provenienti dai dati CFD vengono aggiunte a quelle del VLM, dando vita a un modello aerodinamico ibrido.

#### 6.1.4 Post-processing

Come detto precedentemente, gli output che ci interessa studiare sono la soluzione di trim, gli spostamenti nodali e carichi sulla struttura.

Per quanto riguarda i carichi, 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 perché 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 (scheda CBAR per la definizione dell'elemento). Si faccia riferimento alla Figura [6.4](#)

- l'asse  $x$  connette i nodi estremi (nella direzione che va da A a B),
- il vettore  $\mathbf{V}$  fornito nella scheda CBAR definisce il piano  $xy$ ,
- l'asse  $z$  è ricavato automaticamente dal prodotto vettoriale tra l'asse  $x$  e l'asse  $y$ .



**Figura 6.4:** Definizione del sistema di riferimento locale dell'elemento.

Per passare da un sistema all'altro è pertanto necessaria una rotazione degli assi. Nelle sezioni successive sono riportati i risultati dell'analisi di trim lineare, ottenuti utilizzando il VLM interno e i metodi di correzione aerodinamica descritti nel Capitolo 4, in termini di soluzione di trim, deformazione strutturale e carichi lungo l'apertura alare.

## 6.2 Risultati ottenuti con Data Set lineare

In questo paragrafo si riporta il confronto tra i risultati ottenuti con la correzione aerodinamica mediante Data Set lineare e quelli ottenuti col VLM interno.

La soluzione di trim insieme alle derivate aerodinamiche maggiormente significative per la manovra considerata sono mostrate in Tabella [6.1](#). L'angolo d'attacco  $\alpha$  e l'angolo dell'equilibratore  $\delta_e$  sono riportati come scostamento percentuale rispetto ai corrispondenti valori ottenuti mediante VLM:

$$\alpha = \frac{\alpha^{\text{DSL}} - \alpha^{\text{VLM}}}{\alpha^{\text{VLM}}} \cdot 100 \quad \delta_e = \frac{\delta_e^{\text{DSL}} - \delta_e^{\text{VLM}}}{\delta_e^{\text{VLM}}} \cdot 100$$

dove la dicitura DSL indica il valore associato al Data Set lineare; i coefficienti e le derivate aerodinamiche, invece, sono espressi come rapporto tra il valore del Data Set e il valore trovato mediante VLM.

**Risultati di trim**

$\alpha_{eq}$	11.7 %
$\delta_{eq}$	12.1 %

**Intercette**

	VLM	DATA SET
$Cz_0$	1	0.93
$Cm_0$	1	0.65

**Derivate aerodinamiche**

	VLM	DATA SET
$Cz_\alpha$	1	1.05
$Cm_\alpha$	1	0.30
$Cz_\delta$	1	1.001
$Cm_\delta$	1	0.80

**Tabella 6.1:** Risultati di trim con correzione aerodinamica mediante Data Set lineare.

Tutti i valori riportati in Tabella [6.1](#) sono riferiti alla soluzione rigida. Come si può osservare, l'angolo d'attacco nella condizione di equilibrio  $\alpha_{eq}$  è maggiore dell'11% rispetto al valore trovato mediante VLM. Per quanto riguarda le derivate aerodinamiche, invece, esse risultano pressochè simili a quelle del VLM, eccetto il  $Cm_0$  e il  $Cm_\alpha$  che sono nettamente più piccoli di quelli trovati mediante il metodo a pannelli interno. In particolare, il  $Cm_\alpha$  nel caso di Data Set è circa un terzo di quello del VLM: questo comporta un angolo di equilibratore  $\delta_{eq}$  maggiore nel caso di correzione mediante Data Set. La discrepanza in termini di  $Cm_\alpha$  può essere dovuta al fatto che il VLM non tiene conto dell'aerodinamica della fusoliera, ovvero il  $Cm_{\alpha_{fus}}$  è stato posto uguale a zero, mentre nel corrispondente valore del Data Set lineare è incluso l'effetto della fusoliera.

Come verifica dei risultati di trim, è possibile ricorrere alle application rules per determinare lo stato del velivolo nelle condizioni di equilibrio. In particolare, nel caso di volo livellato si ha:

$$\begin{cases} C_{Leq} = C_{L\alpha} \alpha_{eq} + C_{L\delta} \delta_{eq} + C_{L0} \\ C_{M\alpha} \alpha_{eq} + C_{M\delta} \delta_{eq} + C_{M0} = 0 \end{cases} \quad (6.1)$$

dove  $C_{L\alpha}$ ,  $C_{L\delta}$ ,  $C_{L0}$ ,  $C_{M\alpha}$ ,  $C_{M\delta}$  e  $C_{M0}$  sono quelli del Data Set lineare per la condizione di volo considerata  $M_\infty = 0.52$ , mentre il coefficiente di portanza all'equilibrio

$C_{Leq}$  può essere determinato partendo dal presupposto che il fattore di carico  $n_z$  in crociera assume valore unitario, quindi:

$$n_z = \frac{L}{W} = 1 \quad \implies \quad L = W$$

dove  $L$  è la portanza e  $W$  il peso del velivolo. Poichè il modello del velivolo che si sta analizzando è quello a peso massimo, il valore di  $W$  da considerare è il Maximum Take-Off Weight MTOW (noto). Nota la portanza, è possibile risalire al coefficiente  $C_{Leq}$  mediante l'espressione:

$$L = q_\infty S C_{Leq} \quad \implies \quad C_{Leq} = \frac{L}{q_\infty S}$$

in cui  $S$  è la superficie alare del velivolo e  $q_\infty$  è la pressione dinamica della condizione di volo considerata, facilmente determinabile in quanto noti la quota e il Mach di volo. Noti tutti i termini della (6.1), si risolve il sistema di due equazioni nelle due incognite  $\alpha_{eq}$  e  $\delta_{eq}$ :

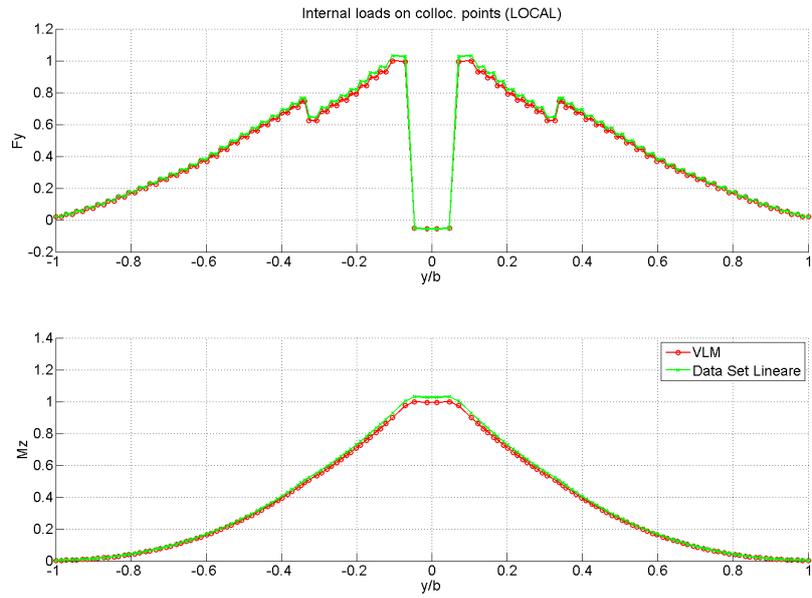
$$\begin{cases} \alpha_{eq} = \frac{C_{M0}C_{L\delta} + C_{M\delta}C_{Leq} - C_{M\delta}C_{L0}}{C_{L\alpha}C_{M\delta} - C_{M\alpha}C_{L\delta}} \\ \delta_{eq} = -\frac{C_{M0}C_{L\alpha} + C_{M\alpha}C_{Leq} - C_{M\alpha}C_{L0}}{C_{L\alpha}C_{M\delta} - C_{M\alpha}C_{L\delta}} \end{cases} \quad (6.2)$$

i risultati ottenuti sono espressi come scostamento percentuale rispetto al corrispondente valore trovato col VLM:

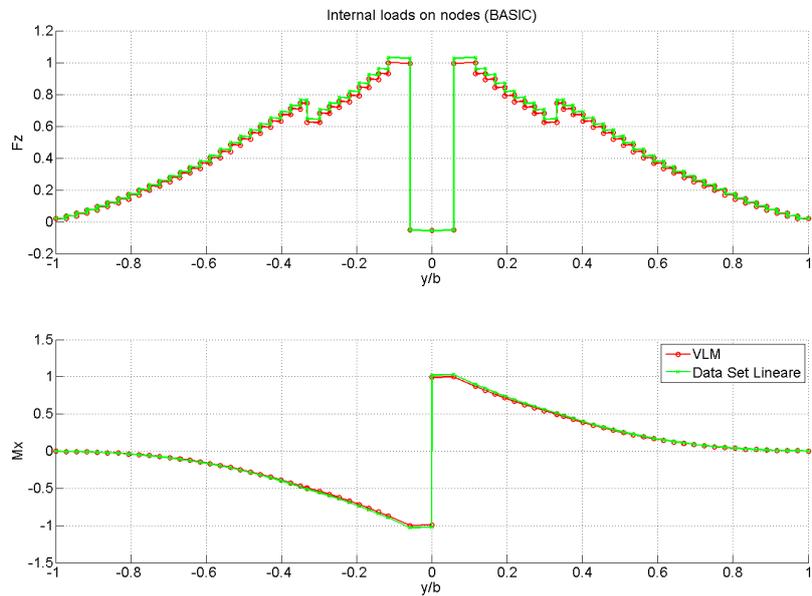
$$\alpha_{eq} = 11.6 \% \quad \delta_{eq} = 11.8 \%$$

Come si può osservare, i valori ottenuti risolvendo le application rules sono coerenti con quelli trovati dal solutore (Tabella 6.1).

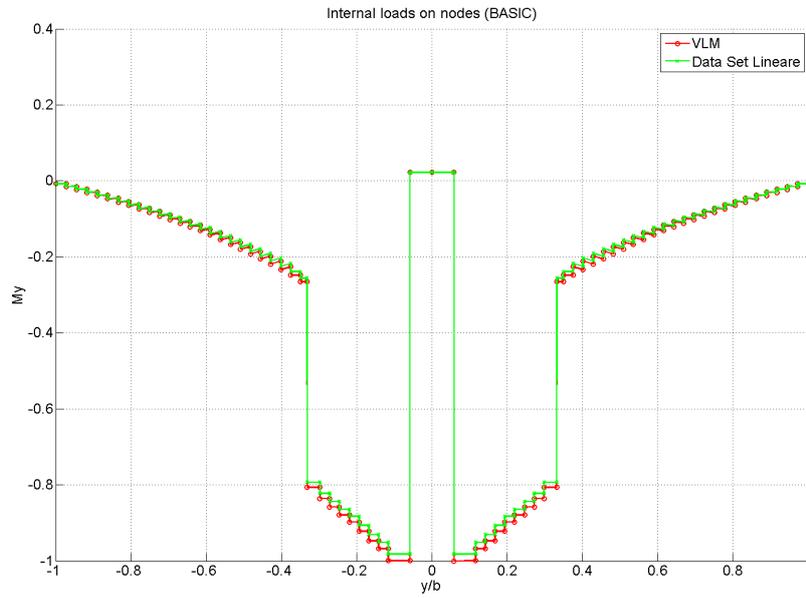
Di seguito si riportano gli andamenti del taglio e del momento flettente nel sistema di riferimento locale (Figura 6.5) e basico (Figura 6.6), quello del momento torcente (Figura 6.7) e, infine, quelli della deformazione alare, sia in termini di spostamento verticale sia in termini di deformazione torsionale (Figura 6.8) lungo l'apertura alare. Tutti i grafici sono scalati rispetto al massimo valore ottenuto mediante VLM.



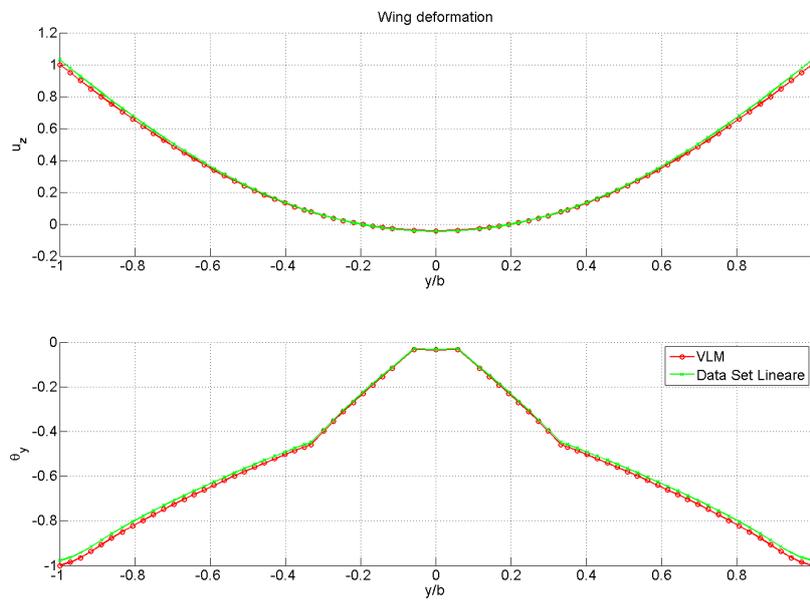
**Figura 6.5:** Distribuzione di Taglio e Momento Flettente sull'ala nel sistema di riferimento locale dell'elemento.



**Figura 6.6:** Distribuzione di Taglio e Momento Flettente sull'ala nel sistema di riferimento basico del modello aeroelastico.



**Figura 6.7:** Distribuzione di Momento Torcente sull'ala nel sistema di riferimento basico del modello aeroelastico.



**Figura 6.8:** Deformazione alare.

Come si può osservare dalle Figure [6.5](#) o [6.6](#), non si evidenzia un grosso effetto della correzione aerodinamica mediante Data Set lineare in termini di taglio e momento flettente sull'ala. Le maggiori differenze si hanno dall'attacco ala-fusoliera fino alla posizione del motore, ma comunque in maniera ridotta: circa il 5% in più rispetto ai carichi ottenuti col VLM. Un taglio leggermente maggiore nel caso di Data Set lineare ( $F_z$ ) produce una maggiore deformazione  $u_z$ , visibile soprattutto all'estremità alare (Figura [6.8](#)). Per quanto riguarda il momento torcente (Figura [6.7](#)), l'andamento negativo è dovuto ad una caratteristica del profilo aerodinamico adottato nel lavoro di tesi. Si può osservare che  $M_y$  trovato con la correzione mediante Data Set risulta leggermente più piccolo in valore assoluto rispetto a quello calcolato tramite il VLM. Anche in questo caso la differenza tra le due distribuzioni non è rilevante (circa il 5% in prossimità della radice). Essendo il momento torcente più piccolo nel caso di Data Set, la deformazione torsionale dell'ala  $\theta_y$  è di conseguenza minore rispetto a quella ottenuta tramite VLM (Figura [6.8](#)).

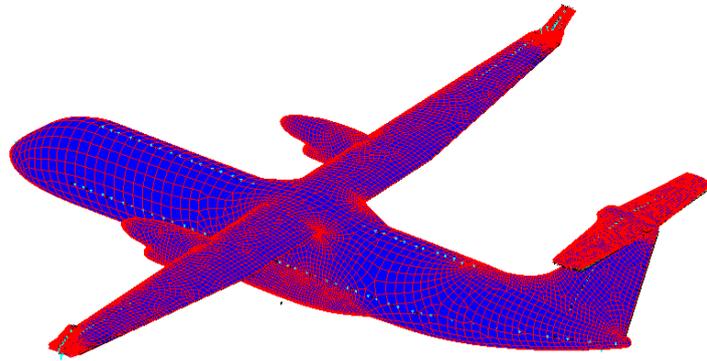
## 6.3 Risultati ottenuti con dati CFD esterni

### 6.3.1 Controllo spline CFD

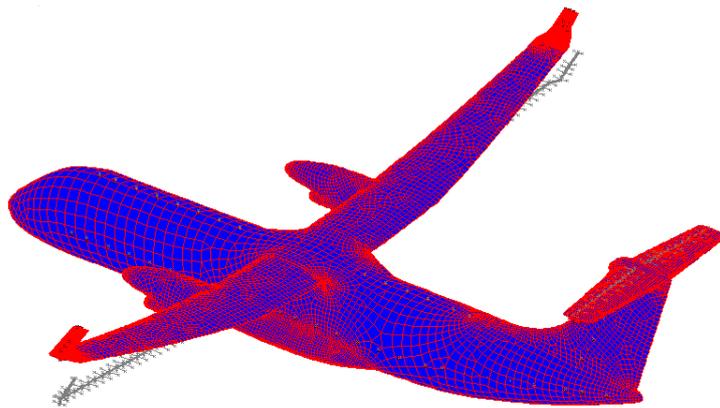
Le forze aerodinamiche CFD sono trasferite alla struttura usando delle spline lineari o superficiali. Le spline utilizzate in NeoCASS tengono conto di tutti i sei gradi di libertà associati ai nodi strutturali: in questo modo, come per il VLM, si assicura il completo trasferimento delle forze CFD esterne (compresa la resistenza). Esse sono definite nella scheda AEROEXT in termini di:

- set di nodi connessi,
- tipo di spline (lineare o superficiale).

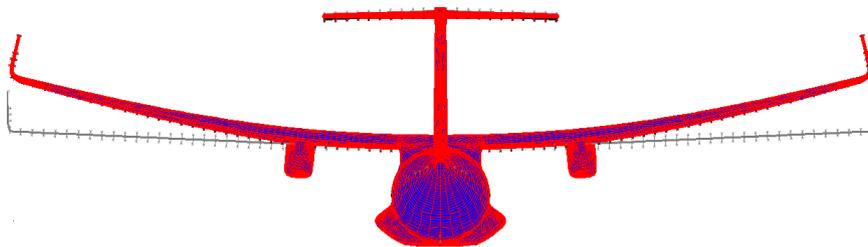
Inizialmente si è scelto di lavorare con delle spline lineari. Prima di analizzare i risultati, però, è utile verificare la corretta definizione dell'interpolazione aerodinamica - struttura. Per fare ciò sono richiesti il modello aeroelastico in cui è definita la struttura, la definizione dell'aerodinamica esterna insieme ai set di nodi per la costruzione delle spline (tramite scheda AEROEXT) e le condizioni di trim. In Figura [6.9](#) è mostrata la mesh indeformata, mentre in Figura [6.10](#) e [6.11](#) la mesh deformata relativa alla condizione di equilibrio richiesta.



**Figura 6.9:** Mesh CFD e mesh strutturale indeformate.



**Figura 6.10:** Mesh CFD e mesh strutturale deformate nella condizione di equilibrio.



**Figura 6.11:** Vista frontale delle mesh deformate nella condizione di equilibrio.

Come si può notare, la mesh CFD segue perfettamente la mesh strutturale, pertanto la definizione delle spline per l'aerodinamica esterna è corretta. Inoltre, questa

operazione ci permette di verificare se ci sono difetti nella mesh CFD dovuti a una sbagliata lettura dei dati aerodinamici forniti nel file di input.

### 6.3.2 Confronto tra metodo 1 e metodo 2

Come spiegato nel Capitolo 4, Sezione 4.3, la correzione mediante dati CFD può avvenire attraverso la sostituzione delle sole forze relative alla configurazione iniziale  $\mathbf{F}_0^a$  (metodo 1), oppure attraverso l'introduzione, oltre ai carichi relativi alla configurazione iniziale, anche quelli relativi ad una configurazione del velivolo con assetto o deflessione delle superfici di controllo modificate rispetto a quelle di riferimento, in maniera tale da recuperare le derivate spaziali delle forze aerodinamiche (metodo 2). Per quanto riguarda il primo metodo, si considera una condizione di riferimento ad  $\alpha = 0^\circ$ . Nel file di input, dunque, si definisce una scheda AEROEXT (Tabella 4.3) per ogni componente del velivolo (ala, fusoliera, winglet, impennaggio orizzontale e verticale) nella quale vengono introdotti la mesh CFD e il campo di pressione per  $M_\infty = 0.52$  e  $\alpha = 0^\circ$ , insieme al set di nodi per l'interpolazione aerodinamica - struttura e le CEARO che si vogliono escludere dal calcolo delle forze aerodinamiche mediante VLM.

Per quanto riguarda il secondo metodo, invece, si considera:

- $\alpha = 0^\circ$  come condizione di riferimento;
- $\alpha = 4^\circ$  come condizione perturbata.

Pertanto, nel file di input, oltre alle schede AEROEXT contenenti i dati CFD relativi alla condizione  $M_\infty = 0.52$  e  $\alpha = 0^\circ$ , si definiscono le schede DEREEXT associate (Tabella 4.4) contenenti i dati aerodinamici per  $M_\infty = 0.52$  e  $\alpha = 4^\circ$ . Dal momento che viene considerata solo  $\alpha$  come variabile perturbata rispetto alla configurazione di riferimento, la correzione delle derivate aerodinamiche riguarderà solo quelle relative all'angolo di attacco  $\alpha$ , mentre le derivate relative alle altre variabili di assetto e alle superfici di controllo verranno predette dal VLM.

In Tabella 6.2 si riportano i risultati in termini di trim e derivate aerodinamiche significative per la manovra. L'angolo d'attacco  $\alpha$  e l'angolo dell'equilibratore  $\delta_e$  nella condizione di equilibrio sono riportati come scostamento percentuale rispetto ai corrispondenti valori trovati mediante VLM, mentre le intercette e le derivate sono espresse come rapporto tra il valore CFD e il valore VLM.

**Risultati Trim**

	Correz $F_0^a$	Correz $F_0^a$ + derivate
$\alpha_{eq}$	9.1 %	2.2 %
$\delta_{eq}$	14.3 %	71.6 %

**Intercette**

	VLM	Correz $F_0^a$	Correz $F_0^a$ + derivate
$Cz_0$	1	0.96	0.96
$Cm_0$	1	1.12	1.12

**Derivate aerodinamiche**

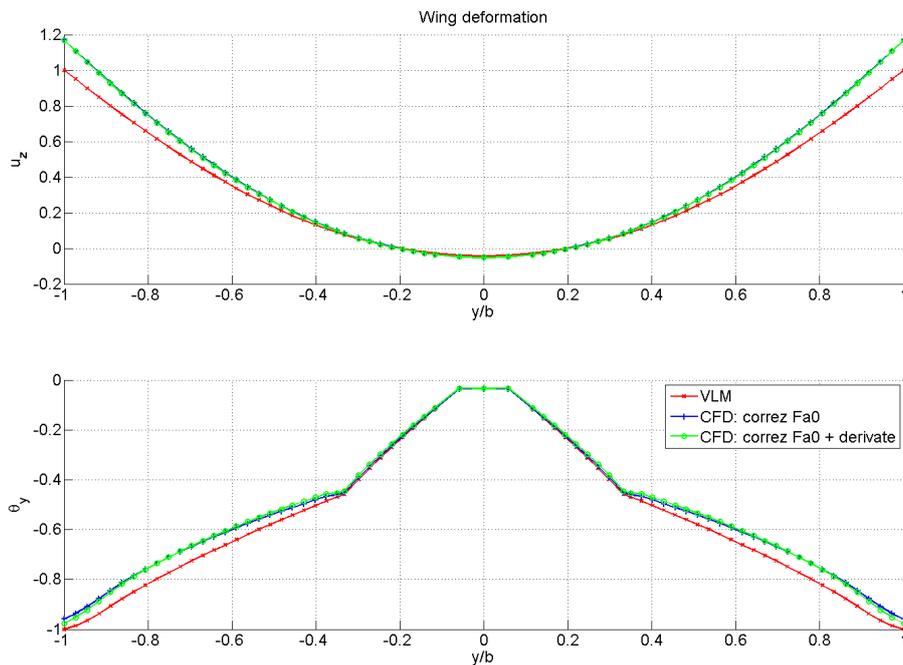
	VLM	Correz $F_0^a$	Correz $F_0^a$ + derivate
$Cz_\alpha$	1	1	1.007
$Cm_\alpha$	1	1	0.33
$Cz_\delta$	1	1	1
$Cm_\delta$	1	1	1

**Tabella 6.2:** Risultati di trim con correzione aerodinamica mediante dati CFD esterni.

Considerando che per questa manovra  $\alpha_{eq}$  è molto piccolo, l'effetto delle due correzioni su questa variabile può essere considerato trascurabile: infatti, con la sola correzione di  $\mathbf{F}_0^a$  l'angolo d'attacco nella condizione di equilibrio è circa il 9% in più rispetto al valore ottenuto con il VLM, mentre con la correzione di  $\mathbf{F}_0^a$  e delle derivate in  $\alpha$  si ottiene solo il 2% in più. L'effetto della correzione risulta rilevante, invece, per  $\delta_{eq}$ : è circa il 14% in più rispetto al valore del VLM nel caso di correzione delle sole  $\mathbf{F}_0^a$  e circa il 72% nel caso di correzione anche delle derivate. Per quanto riguarda le derivate aerodinamiche si osserva che, applicando il metodo 1, esse sono quelle predette dal metodo a pannelli interno, dal momento che la correzione influisce soltanto sulle forze aerodinamiche relative alla configurazione iniziale e non sulle derivate. Ciò che varia in questo caso sono solo le intercette, ovvero i coefficienti aerodinamici della condizione iniziale,  $Cz_0$  e  $Cm_0$ . Diverso è il caso della correzione mediante il metodo 2: poichè vengono forniti in input, oltre alle forze aerodinamiche relative ad  $\alpha = 0^\circ$ , anche quelle relative ad  $\alpha = 4^\circ$ , per differenze finite vengono determinate le derivate aerodinamiche in  $\alpha$ . Infatti, in riferimento alla Tabella [6.1](#), si osserva che le derivate relative ad  $\alpha$  sono cambiate rispetto a quelle calcolate mediante VLM: tale variazione, però, è trascurabile sul  $Cz_\alpha$ , mentre è rilevante sul  $Cm_\alpha$  (un terzo di quello del VLM). Questo giustifica il fatto che la deflessione dell'elevatore sia significativamente maggiore rispetto a quella trovata mediante VLM. Sempre in riferimento alla Tabella [6.1](#), si osserva che le derivate aerodinamiche in  $\delta$ ,

invece, sono quelle determinate tramite VLM interno.

Di seguito, invece, si riportano gli andamenti della deformazione alare (Figura 6.12), del taglio e del momento flettente nel sistema di riferimento locale (Figura 6.13) e basico (Figura 6.14) e, infine, quello del momento torcente (Figura 6.15). Tutti i grafici sono scalati rispetto al massimo valore ottenuto mediante VLM. Inoltre, si ricorda che le forze aerodinamiche CFD sono state trasferite alla struttura mediante delle spline lineari.



**Figura 6.12:** Deformazione alare.

In riferimento alla Figura 6.12, è possibile notare che entrambe le correzioni producono la stessa deformazione sull'ala: la curva verde e la curva blu, relative rispettivamente alla correzione delle sole forze  $\mathbf{F}_0^a$  e a quella delle forze  $\mathbf{F}_0^a$  insieme alle derivate in  $\alpha$ , si sovrappongono quasi completamente, sia per quanto riguarda  $u_z$  che per  $\theta_y$ . Rispetto ai risultati ottenuti con il VLM, però, l'effetto delle correzioni induce una deformazione alare maggiore. Sia per  $u_z$  che per  $\theta_y$  le maggiori differenze si manifestano verso l'estremità alare: al tip lo spostamento verticale  $u_z$ , derivante dalle correzioni, raggiunge il 20% in più di quello calcolato mediante il VLM, mentre la deformazione torsionale  $\theta_y$  è circa il 10% in meno.

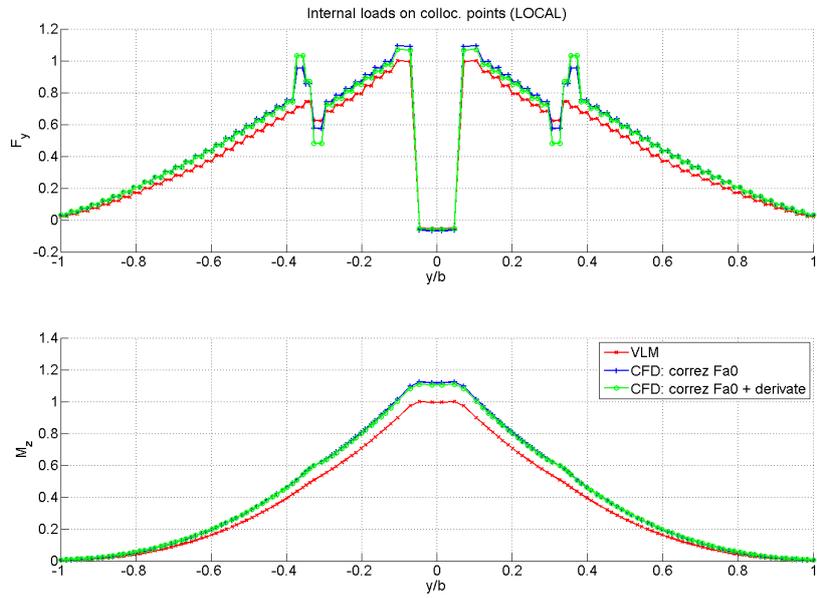


Figura 6.13: Taglio e Momento Flettente nel sistema di riferimento locale dell'elemento.

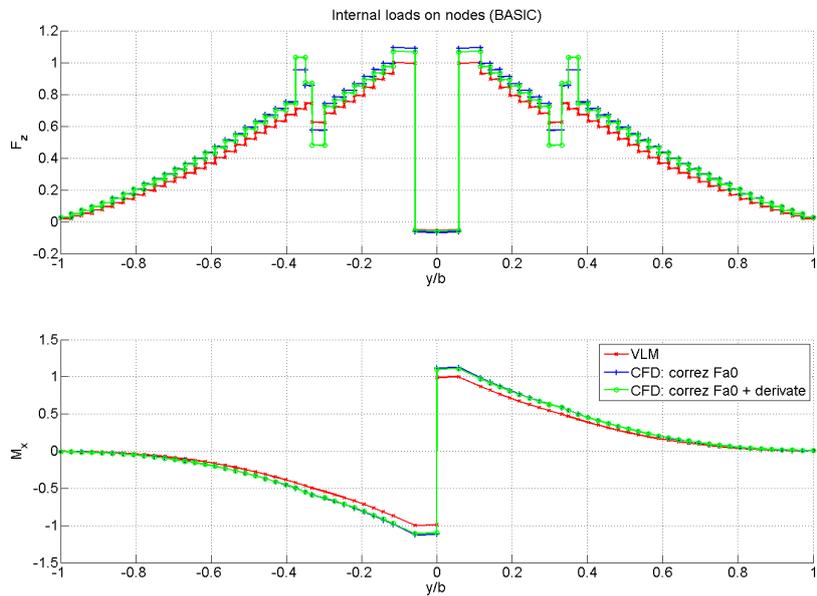
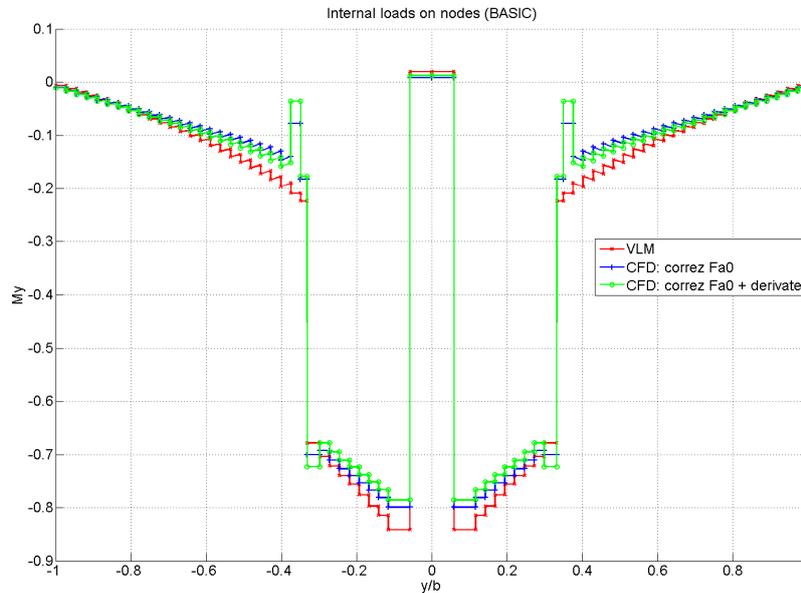


Figura 6.14: Taglio e Momento Flettente nel sistema di riferimento basilco del modello aeroelastico.

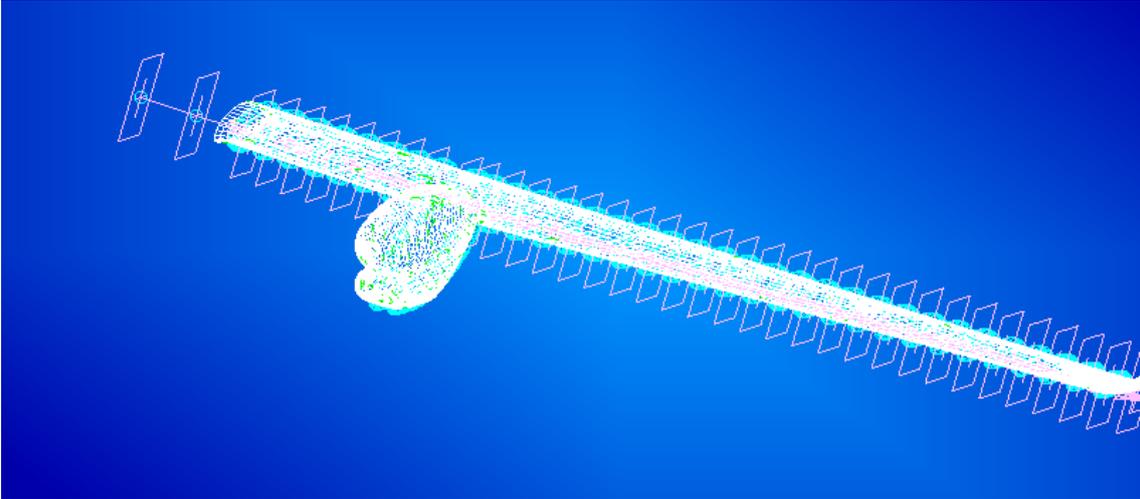


**Figura 6.15:** Momento Torcente nel sistema di riferimento basico del modello aeroelastico.

Facendo riferimento alla Figura [6.14](#), si può notare che sia il taglio sia il momento flettente ottenuti con le correzioni CFD risultano maggiori di quelli calcolati utilizzando il VLM interno. Per quanto riguarda il taglio  $F_z$  (Figura [6.14](#)) si osserva che gli andamenti trovati mediante le correzioni CFD ricalcano l'andamento del taglio ottenuto tramite il VLM, tranne nelle stazioni comprese tra  $y/b = \pm 0.3$  e  $y/b = \pm 0.4$ , ovvero dove è posizionato il motore. L'introduzione dei dati CFD, infatti, provoca un salto del taglio verso l'alto (maggiore nel caso di correzione di  $\mathbf{F}_0^a + \text{derivate}$ ), che nell'andamento ottenuto tramite il metodo a pannelli non è presente. Il salto verso il basso dovuto all'inerzia del motore, invece, è presente in tutti e tre gli andamenti, anche se la correzione delle forze  $\mathbf{F}_0^a$  e delle derivate in  $\alpha$  induce un salto molto più basso rispetto a quello degli altri due metodi. Il picco verso l'alto nei due andamenti di taglio corretti mediante dati CFD potrebbe essere dovuto al fatto che le forze aerodinamiche, di cui c'è un'alta concentrazione attorno alla nacelle, cominciano a manifestarsi un po' prima dell'effettiva stazione del motore, producendo quell'incremento di taglio; successivamente, una volta che entra in gioco l'inerzia del motore, si registra quel picco verso il basso. Per quanto riguarda il momento torcente (Figura [6.15](#)), le due correzioni producono pressochè lo stesso  $M_y$  lungo l'apertura alare, che risulta minore di quello ottenuto tramite il VLM. Inoltre, anche in  $M_y$  si osserva un notevole incremento di momento in prossimità del motore.

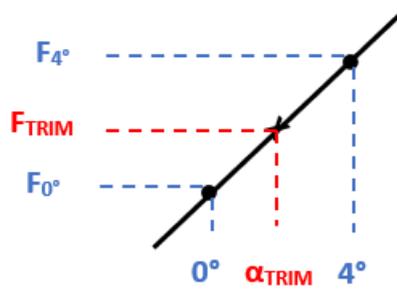
Per verificare la correttezza degli andamenti di taglio, momento flettente e momento torcente ottenuti in NeoCASS mediante l'introduzione dei dati CFD, sono stati

determinati in MSC Patran, stazione per stazione, gli integrali dei coefficienti di pressione per ricostruire l'andamento dei carichi aerodinamici lungo l'apertura alare. Le coordinate delle stazioni sono state scelte in base alla posizione dei nodi strutturali del modello aeroelastico NeoCASS e il calcolo è stato eseguito sia per la condizione a  $M_\infty = 0.52$  e  $\alpha = 0^\circ$  sia per  $M_\infty = 0.52$  e  $\alpha = 4^\circ$ . Per ogni stazione, quindi, è stato possibile ottenere i valori di  $F_z$ ,  $M_x$  ed  $M_y$  dovuti alle sole forze aerodinamiche.



**Figura 6.16:** Suddivisione dell'ala in stazioni per il calcolo degli integrali.

Per ottenere poi gli andamenti di taglio, momento flettente e torcente per  $\alpha_{TRIM}$ , a partire dagli andamenti noti ad  $\alpha = 0^\circ$  e ad  $\alpha = 4^\circ$ , si esegue un'interpolazione lineare per ogni stazione lungo l'apertura alare:

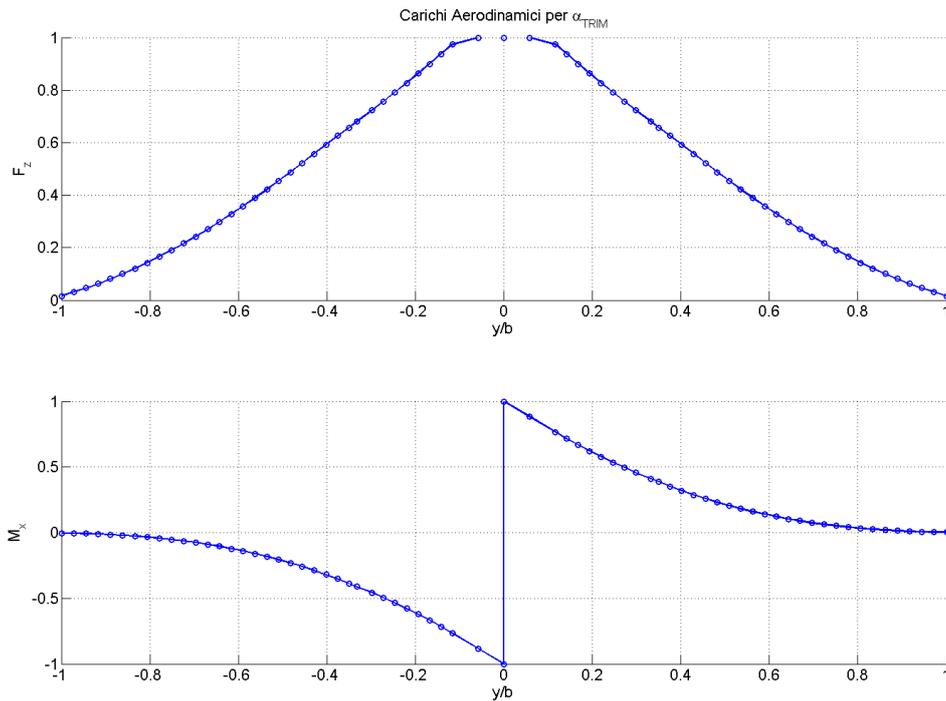


$$\frac{F_{TRIM}(y_i) - F_{4^\circ}(y_i)}{F_{0^\circ}(y_i) - F_{4^\circ}(y_i)} = \frac{\alpha_{TRIM} - 4^\circ}{0^\circ - 4^\circ}$$

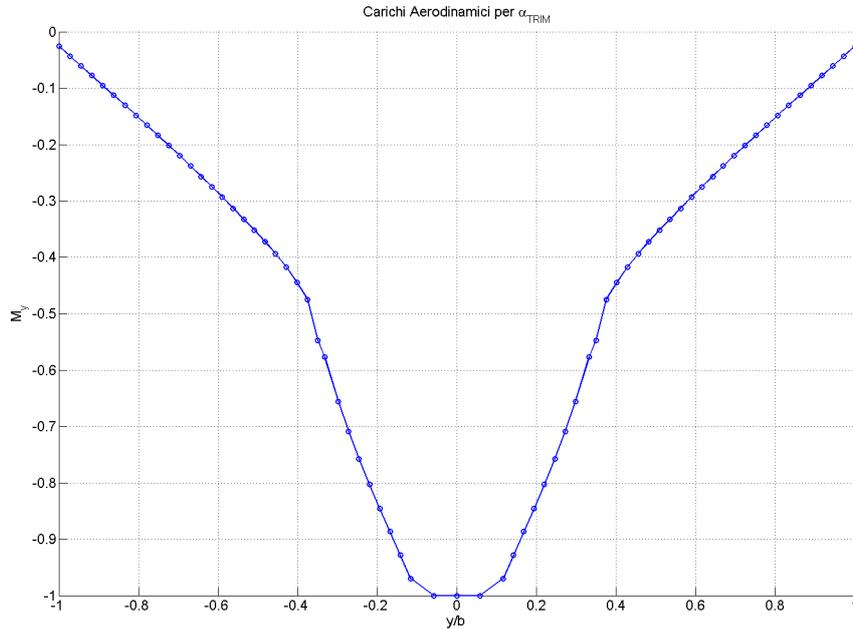
da cui

$$F_{TRIM}(y_i) = F_{4^\circ}(y_i) + [F_{0^\circ}(y_i) - F_{4^\circ}(y_i)] \frac{\alpha_{TRIM} - 4^\circ}{0^\circ - 4^\circ}$$

dove  $F_{0^\circ}$ ,  $F_{4^\circ}$  ed  $F_{TRIM}$  sono gli integrali del campo di pressioni, in termini di  $F_z$ ,  $M_x$  ed  $M_y$ , relativi rispettivamente ad  $\alpha = 0^\circ$ ,  $\alpha = 4^\circ$  e  $\alpha_{TRIM}$  e sono funzioni della stazione *i-esima* dell'ala. In questo modo è possibile ricostruire gli andamenti di taglio, momento flettente e momento torcente per  $\alpha_{TRIM}$ , come mostrato in Figura [6.17](#) e in Figura [6.18](#). Naturalmente tali andamenti sono al netto dell'inertza della struttura e i valori di  $F_z$ ,  $M_x$  ed  $M_y$  per  $\alpha_{TRIM}$  sono stati scalati rispetto al corrispondente valore massimo.



**Figura 6.17:** Taglio e Momento Flettente sull'ala per  $\alpha_{TRIM}$  ottenuti mediante interpolazione lineare dei corrispondenti andamenti ad  $\alpha = 0^\circ$  e  $\alpha = 4^\circ$ .



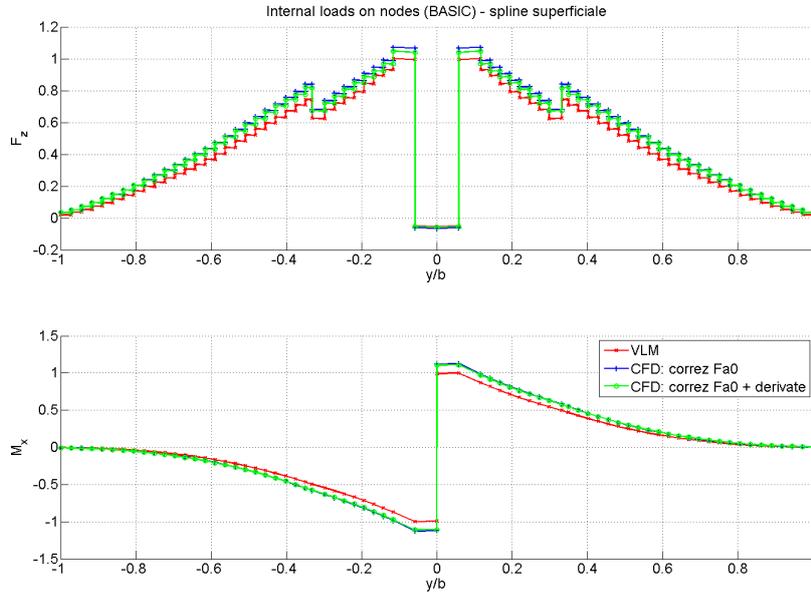
**Figura 6.18:** Momento Torcente sull'ala per  $\alpha_{TRIM}$  ottenuto mediante interpolazione lineare del corrispondente andamento ad  $\alpha = 0^\circ$  e  $\alpha = 4^\circ$ .

Come si può notare, in nessuno dei tre andamenti compare il picco anomalo verso l'alto in prossimità dei motori, a differenza di quanto si osserva negli andamenti di  $F_z$ ,  $M_x$  ed  $M_y$  ottenuti in NeoCASS con la correzione aerodinamica mediante dati CFD (Figura 6.14 e Figura 6.15). Ciò significa che in NeoCASS nascono dei fenomeni locali dovuti al fatto che i carichi aerodinamici esterni non vengono distribuiti in maniera adeguata sui nodi strutturali intorno al motore.

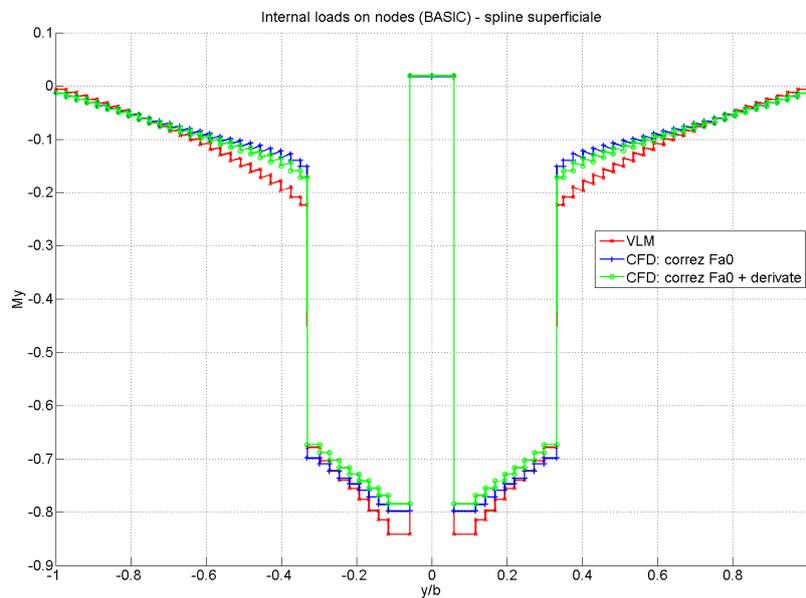
Per migliorare la distribuzione dei carichi sull'ala, dunque, è possibile ricorrere alle spline superficiali. In questo caso, il set di nodi per la definizione della spline superficiale dell'ala sarà costituito da:

- nodi strutturali e aeronodi dell'ala;
- nodo della massa del motore.

Una volta ridefinita la spline dell'ala, viene rilanciata l'analisi aeroelastica ottenendo i nuovi andamenti di taglio e momento flettente (Figura 6.19) e di momento torcente (Figura 6.20). Come di consuetudine, tutti i valori sono adimensionalizzati rispetto al valore massimo ottenuto tramite il VLM.



**Figura 6.19:** Taglio e Momento Flettente nel sistema di riferimento basico del modello aeroelastico.



**Figura 6.20:** Momento Torcente nel sistema di riferimento basico del modello aeroelastico.

Utilizzando una spline superficiale per l'ala, gli andamenti di taglio, momento flettente e momento torcente non sono più caratterizzati dalla presenza del picco verso l'alto in prossimità del motore. In questo caso, tali andamenti sono coerenti con quelli trovati tramite l'integrazione del campo di pressioni in MSC Patran per  $\alpha_{TRIM}$  (Figura 6.17 e Figura 6.18). La spline superficiale, dunque, permette di distribuire su più nodi i carichi della nacelle, evitando la comparsa di fenomeni locali.

### 6.3.3 Passaggio dalla mesh fitta alla mesh ridotta

La mesh CFD utilizzata finora è caratterizzata da un numero elevatissimo di elementi e, di conseguenza, di dati aerodinamici da gestire: questo comporta tempi di esecuzione dell'analisi molto lunghi oltre a richiedere memorie molto grandi. La gestione di questa grande quantità di dati risulta essere problematica soprattutto quando si vuole lanciare una campagna di manovre per cui l'analisi aeroelastica deve essere eseguita numerose volte.

Un modo per ridurre drasticamente i tempi di analisi è quello di utilizzare una mesh costituita da un numero ridotto di elementi. In questo caso i coefficienti di pressione relativi alla mesh fitta possono essere proiettati su quella ridotta mediante una procedura eseguita in MSC Patran. Di seguito è mostrata la mesh CFD ridotta (Figura 6.21b) e il campo di pressione trasferito dalla mesh fitta a quella ridotta, sia per  $\alpha = 0^\circ$  (Figura 6.22b) sia per  $\alpha = 4^\circ$  (Figura 6.23b).

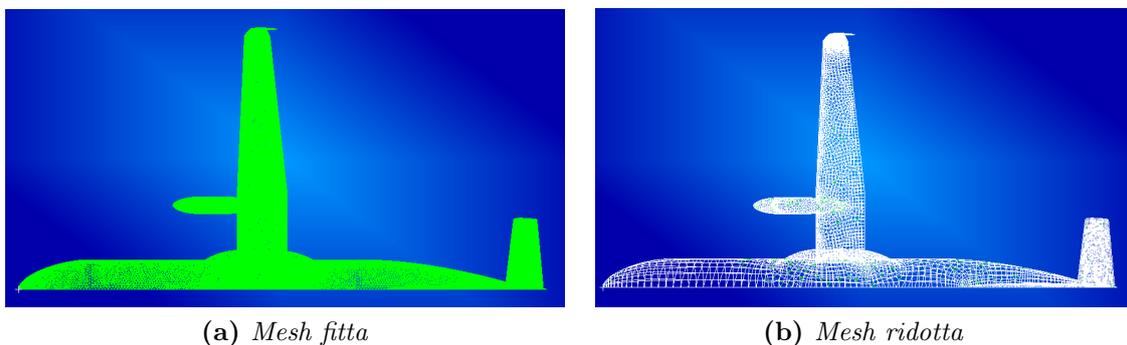
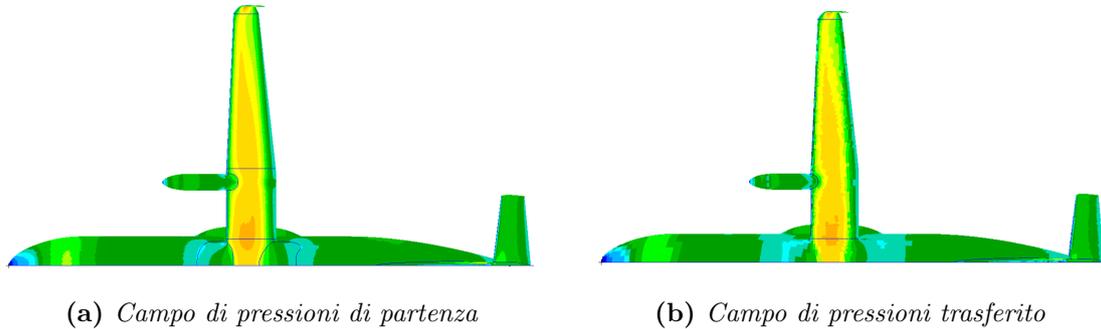
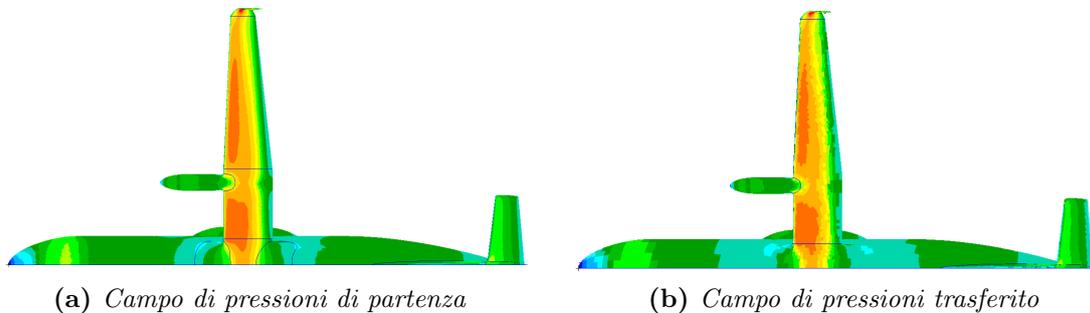


Figura 6.21: Confronto delle due mesh CFD.



**Figura 6.22:** Confronto distribuzione di pressioni a  $M = 0.52$  e  $\alpha = 0^\circ$ .



**Figura 6.23:** Confronto distribuzione di pressioni a  $M = 0.52$  e  $\alpha = 4^\circ$ .

Per valutare la bontà dell'operazione, in MSC Patran è stato integrato il campo di pressioni trasferito alla mesh ridotta per ogni componente del velivolo e per ogni condizione, ed è stato verificato che le risultanti di forze e momenti sono pressoché uguali a quelle del campo di pressioni iniziale associato alla mesh fitta. Un'ulteriore verifica è stata quella di rilanciare in NeoCASS l'analisi aeroelastica statica utilizzando, per la correzione aerodinamica, i dati CFD sulla mesh ridotta e di confrontare tali risultati con quelli ottenuti utilizzando i dati aerodinamici della mesh fitta. In particolare si sono confrontati solo i risultati ottenuti con il metodo 2 della correzione aerodinamica mediante dati CFD esterni. Tale metodo risulta più completo rispetto al primo, in quanto corregge sia le forze relative alla configurazione iniziale sia le derivate spaziali delle forze aerodinamiche: pertanto, d'ora in avanti verrà utilizzato solo il metodo 2 come correzione della soluzione aerodinamica tramite dati CFD esterni.

In Tabella [6.3](#) è riportato il confronto in termini di trim, mentre in Figura [6.24](#) e in Figura [6.25](#) si riporta rispettivamente il confronto della deformazione alare e dei carichi sull'ala. Anche in questo caso, i risultati di trim sono riportati come scostamento percentuale rispetto ai corrispondenti valori trovati mediante VLM, mentre

le intercette e le derivate sono espresse come rapporto tra il valore CFD e il valore VLM. I grafici, invece, sono adimensionati rispetto al corrispondente valore massimo ottenuto con la mesh fitta.

### Risultati Trim

	Mesh Fitta	Mesh Ridotta
$\alpha_{eq}$	2.2 %	7 %
$\delta_{eq}$	71.6 %	63.4 %

### Intercette

	VLM	Mesh Fitta	Mesh Ridotta
$Cz_0$	1	0.96	0.94
$Cm_0$	1	1.12	1.1

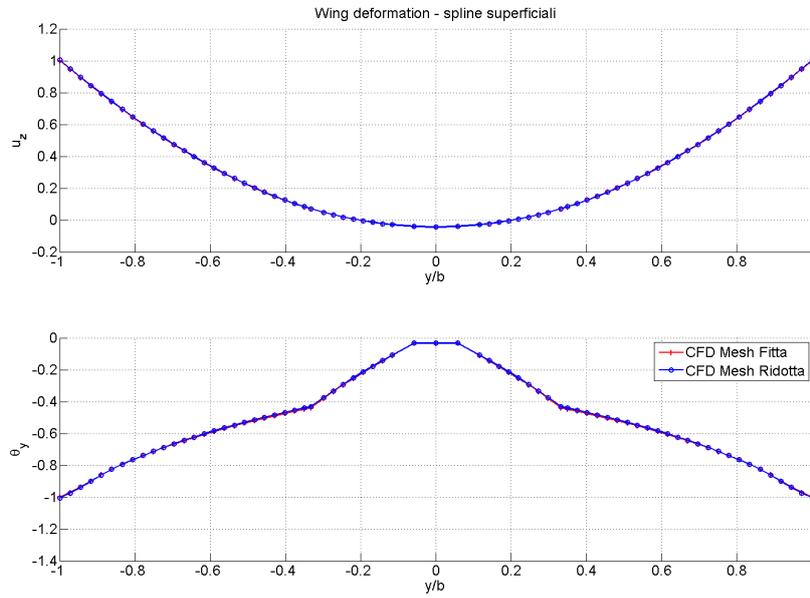
### Derivate aerodinamiche

	VLM	Mesh Fitta	Mesh Ridotta
$Cz_\alpha$	1	1.007	1.014
$Cm_\alpha$	1	0.33	0.37
$Cz_\delta$	1	1	1
$Cm_\delta$	1	1	1

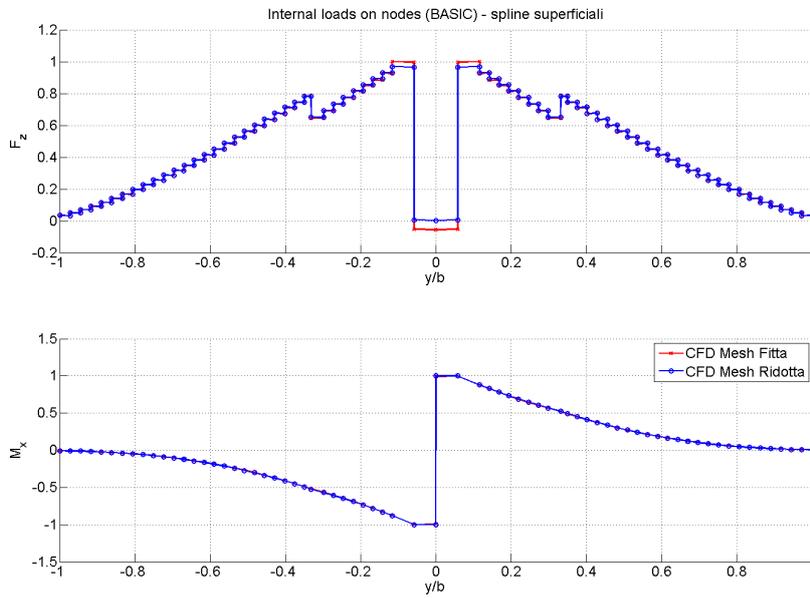
**Tabella 6.3:** Mesh Fitta vs Mesh Ridotta - Risultati di trim.

Come si può osservare dalla Tabella [6.3](#), il valore di  $\alpha_{eq}$  è aumentato leggermente rispetto a quello ottenuto utilizzando i dati CFD della mesh fitta (5 % circa), mentre la deflessione dell'elevatore nella condizione di equilibrio è diminuita di circa l'8%. La diminuzione dell'angolo  $\delta_{eq}$  è giustificata dal fatto che la derivata aerodinamica  $Cm_\alpha$  è aumentata rispetto al valore associato alla mesh fitta, quindi è sufficiente un angolo dell'elevatore più piccolo per portare in equilibrio il velivolo. Le intercette, invece, sono rimaste pressochè invariate.

Per quanto riguarda la deformata e i carichi lungo l'apertura alare (Figura [6.24](#) e Figura [6.25](#)), l'utilizzo dei dati CFD sulla mesh fitta o sulla mesh ridotta per la correzione aerodinamica porta allo stesso risultato. Le curve, infatti, si sovrappongono quasi completamente.



**Figura 6.24:** Mesh Fitta vs Mesh Ridotta - Deformazione alare.



**Figura 6.25:** Mesh Fitta vs Mesh Ridotta - Taglio e Momento Flettente.

Come si può notare, la differenza tra le due soluzioni è minima, sia in termini di trim

sia in termini di carichi. La differenza in termini di tempi d'esecuzione dell'analisi, invece, è enorme: utilizzando la mesh CFD iniziale, il solutore impiega circa 28 min per risolvere l'analisi in una normale postazione di lavoro, mentre utilizzando la mesh ridotta solo pochi minuti. Pertanto d'ora in avanti, per la correzione aerodinamica, saranno utilizzati i dati CFD trasferiti alla mesh ridotta, velocizzando in questo modo i tempi di analisi. Un altro vantaggio della mesh ridotta è che ci permette di utilizzare dati che arrivano da mesh differenti: i campi di pressione per le diverse configurazioni possono essere associati a griglie di calcolo differenti, rendendo difficile la gestione dei dati da parte del solutore. Dunque si utilizza la mesh ridotta come mesh di riferimento per tutti i dati aerodinamici CFD.

## 6.4 Confronto delle correzioni aerodinamiche

In questo paragrafo si mettono a confronto i risultati di trim e i carichi alari che sono stati ottenuti applicando la correzione aerodinamica mediante Data Set lineare e quella mediante dati CFD.

### Risultati Trim

	DATA SET	CFD
$\alpha_{eq}$	11.7 %	7 %
$\delta_{eq}$	12.1 %	63.4 %

### Intercette

	VLM	DATA SET	CFD
$Cz_0$	1	0.93	0.94
$Cm_0$	1	0.65	1.1

### Derivate aerodinamiche

	VLM	DATA SET	CFD
$Cz_\alpha$	1	1.05	1.014
$Cm_\alpha$	1	0.30	0.37
$Cz_\delta$	1	1.001	1
$Cm_\delta$	1	0.80	1

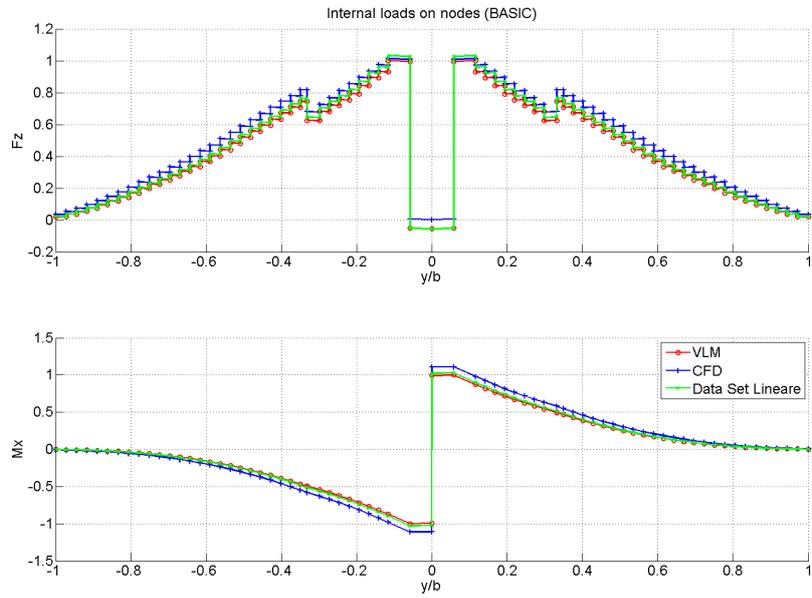
**Tabella 6.4:** Confronto dei tre modelli aerodinamici sui risultati di trim.

In Tabella [6.4](#) sono riportati i risultati della condizione di equilibrio per i diversi modelli aerodinamici applicati, mentre in Figura [6.26](#), [6.27](#) e [6.28](#) si riportano rispettivamente gli andamenti del taglio insieme al momento flettente, del momento

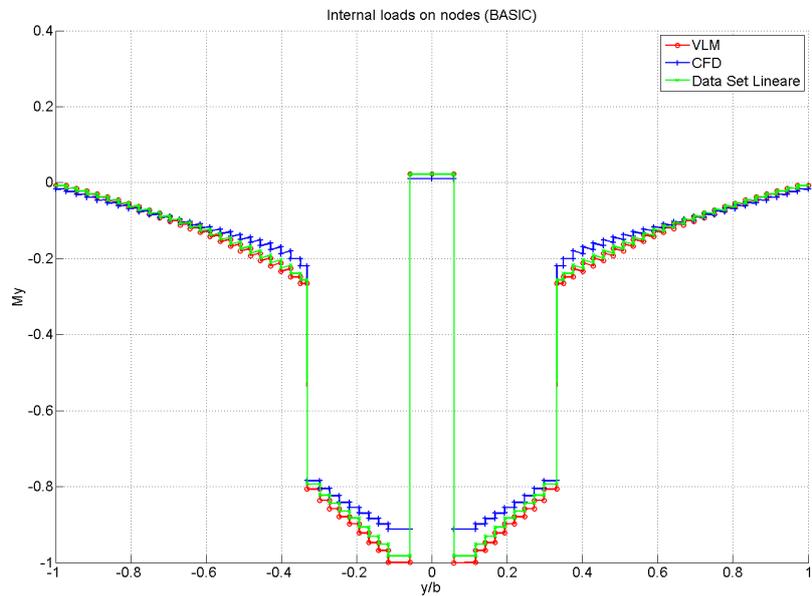
torcente e della deformazione lungo l'apertura alare. Ogni metodo di correzione è stato individualmente discusso nelle sezioni precedenti, mentre qui si vogliono evidenziare le analogie e le differenze fra i vari metodi. Si ricorda che per la correzione aerodinamica mediante i dati CFD sono stati utilizzati i coefficienti di pressione trasferiti alla mesh ridotta relativi sia alla condizione di riferimento  $\alpha = 0^\circ$  sia alla condizione perturbata  $\alpha = 4^\circ$ : in questo modo vengono corrette le forze aerodinamiche relative alla configurazione iniziale e le derivate aerodinamiche in  $\alpha$ . Inoltre, per il trasferimento delle forze dalla mesh CFD alla struttura sono state utilizzate le spline superficiali.

In riferimento alla Tabella 6.4, i valori percentuali riferiti ad  $\alpha_{eq}$  e  $\delta_{eq}$  rappresentano la variazione rispetto al corrispondente valore ottenuto mediante il metodo a pannelli interno, pertanto è possibile subito notare che l'effetto delle correzioni influisce in maniera rilevante sulla soluzione di trim. Come si può osservare, la correzione aerodinamica mediante i coefficienti del Data Set lineare e quella mediante l'introduzione dei dati CFD producono un  $\alpha_{eq}$  simile (11.7% contro 7%), mentre il  $\delta_{eq}$  è totalmente diverso nei due casi (12% contro 63%) nonostante i valori della derivata aerodinamica  $Cm_\alpha$  siano molto vicini tra di loro. La differenza tra i due metodi di correzione in termini di derivate aerodinamiche è trascurabile: i valori di  $Cz_\alpha$  nel caso di Data Set e CFD sono pressochè uguali e risultano coerenti con il valore del VLM; i  $Cm_\alpha$  delle due correzioni assumono valori simili tra di loro ma molto distanti dal valore ottenuto mediante VLM; i valori  $Cz_\delta$  e  $Cm_\delta$  sono simili tra VLM e Data Set, mentre coincidono tra VLM e CFD. In particolare, per quanto riguarda le derivate in  $\delta$  è possibile notare che, nel caso di correzione mediante Data Set, esse sono proprio quelle del Data Set lineare, quindi note, mentre nel caso di correzione mediante dati CFD, le derivate in  $\delta$  sono quelle predette dal VLM, dal momento che non è nota la distribuzione di forze CFD relative a  $\delta \neq 0^\circ$  per cui non è possibile recuperare le derivate aerodinamiche in  $\delta$ .

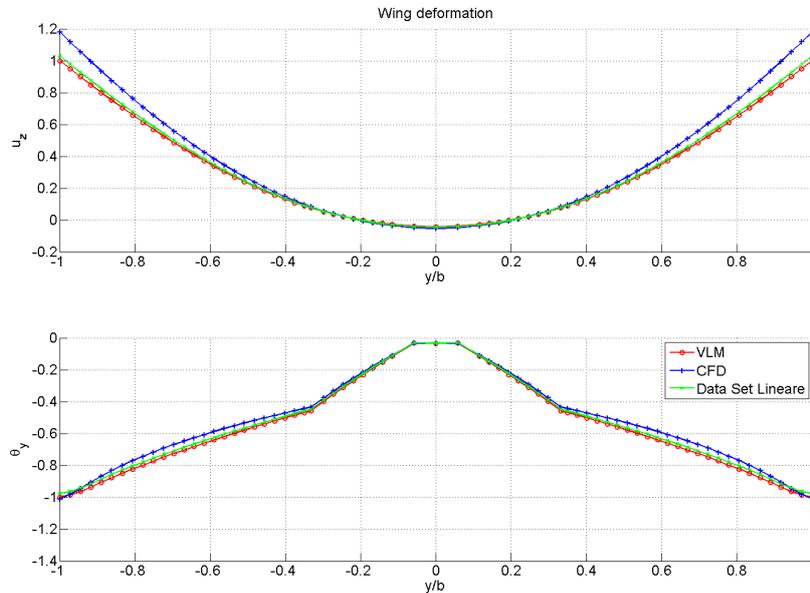
Facendo riferimento alla Figura 6.26, si può notare che, correggendo la soluzione aerodinamica mediante dati CFD, si ottengono delle distribuzioni di taglio e di momento flettente lungo l'ala di intensità maggiori rispetto a quelle che si otterrebbero con la correzione mediante Data Set o col VLM interno. Per quanto riguarda il taglio, le differenze maggiori si hanno dalla stazione del motore fino al tip dell'ala, mentre per quanto riguarda il momento flettente la maggiore variazione si ha alla radice alare (circa il 10% in più rispetto a quello del VLM). Le distribuzioni di taglio e momento flettente ottenuti mediante la correzione con il Data Set, invece, sono simili a quelli ottenuti con il metodo a pannelli interno.



**Figura 6.26:** Confronto dei tre modelli aerodinamici sul Taglio e Momento Flettente lungo l'apertura alare.



**Figura 6.27:** Confronto dei tre modelli aerodinamici sul Momento Torcente lungo l'apertura alare.



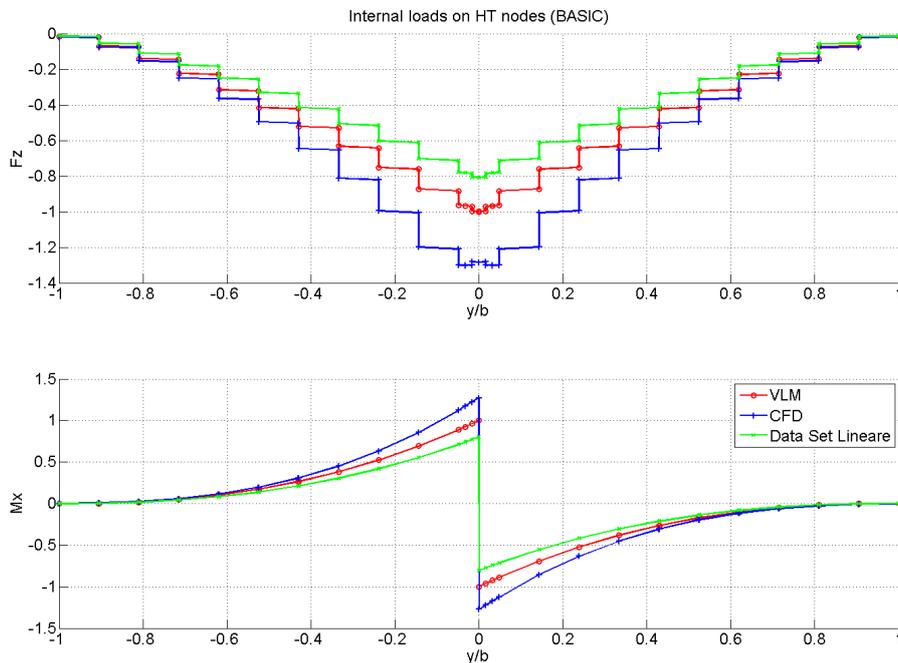
**Figura 6.28:** Confronto dei tre modelli aerodinamici sulla deformazione alare lungo l’apertura alare.

Opposta è la situazione riguardante il momento torcente  $M_y$  (Figura 6.27): esso è negativo in tutti e tre casi ma assume valori più bassi (in valore assoluto) con la correzione mediante dati CFD. In questo caso, la variazione maggiore di  $M_y$  lungo l’ala si ha alla radice (10 % rispetto al VLM) e in prossimità della nacelle.

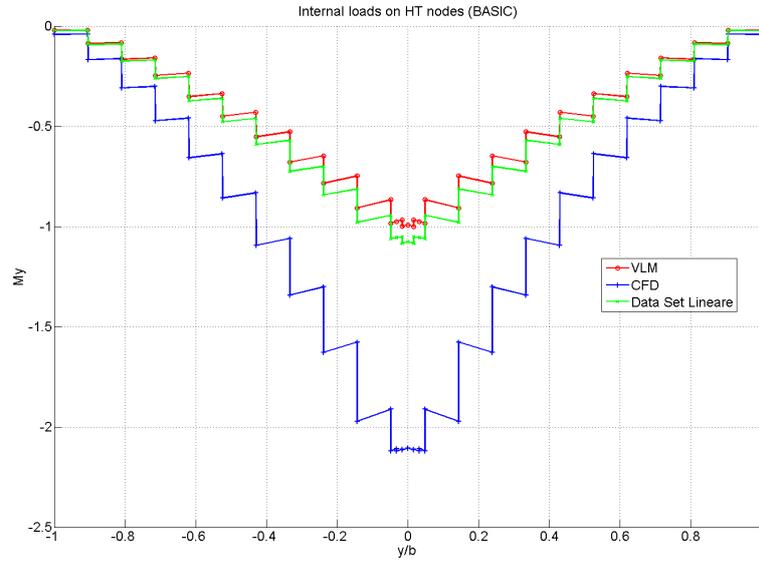
Nonostante, quindi, la soluzione di trim ( $\alpha_{eq}$ ) associata al Data Set lineare e quella al CFD siano simili tra di loro, si osservano delle differenze nella distribuzione di taglio, momento flettente e momento torcente sull’ala, evidenziando come l’uso del CFD porti ad una correzione diretta dell’andamento dei carichi, dal momento che è nota la distribuzione delle forze aerodinamiche lungo l’apertura alare. Poiché la portanza  $F_z$  è maggiore nel caso della correzione mediante dati CFD, anche la deformazione  $u_z$  sarà maggiore rispetto a quella ottenuta mediante gli altri due metodi (Figura 6.28). In particolare, lo spostamento massimo al tip alare si discosta del 20% rispetto al corrispondente valore del VLM, e quindi anche rispetto a quello del Data Set lineare, dal momento che le deformazioni  $u_z$  associate al VLM e al Data Set lineare sono simili. Per quanto riguarda la deformazione torsionale  $\theta_y$  (Figura 6.28), anche in questo caso la curva che si discosta maggiormente dall’andamento di  $\theta_y$  relativo al VLM (curva rossa) e al Data Set lineare (curva blu) è quella ottenuta con la correzione aerodinamica mediante dati CFD. Le differenze maggiori si hanno dalla posizione del motore fino all’estremità alare.

Poichè le differenze maggiori, in termini di trim, si osservano nella deflessione dell'equilibratore  $\delta_e$  (12% del Data Set contro il 63% della correzione CFD), è utile analizzare i carichi che agiscono sul piano orizzontale della coda e le deformazioni che ne derivano. In Figura 6.29 e 6.30 sono rappresentate le distribuzioni di taglio, momento flettente e momento torcente lungo l'apertura alare della coda, mentre in Figura 6.31 è riportata la deformazione del piano orizzontale. Tutti i valori sono adimensionati rispetto al valore massimo ottenuto tramite il VLM.

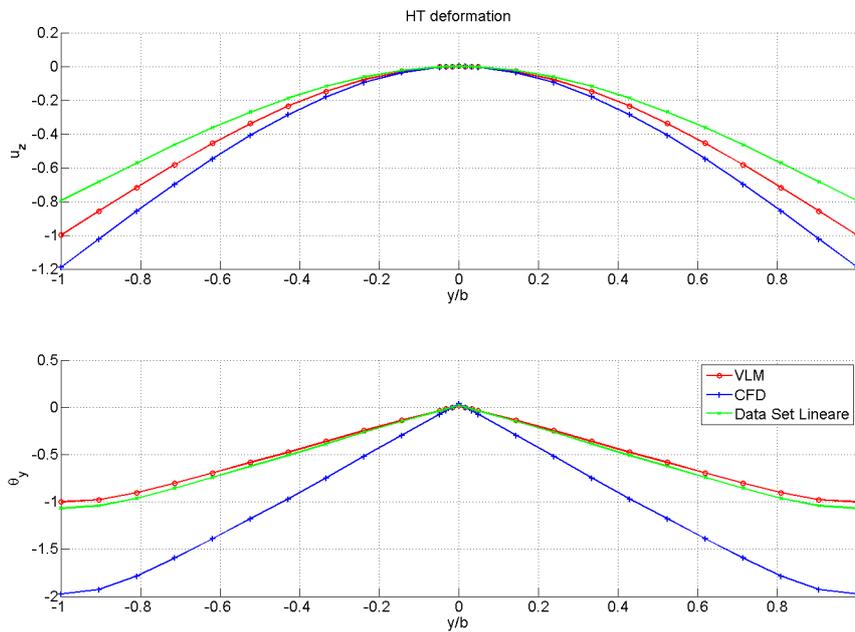
Come si può osservare, i carichi maggiori si ottengono con la correzione aerodinamica tramite dati CFD. In particolare, rispetto al massimo della curva associata al VLM, il taglio e il momento flettente risultano superiori di circa il 30%, mentre il momento torcente è più del doppio. Di conseguenza la deformazione del piano orizzontale risulta di gran lunga maggiore nel caso della correzione CFD. Per quanto riguarda la correzione mediante il Data Set lineare, invece, non si registrano grandi differenze rispetto al metodo a pannelli, essendo i valori di  $\delta_e$  all'equilibrio simili, ad eccezione del taglio, il cui valore massimo risulta minore del 20% rispetto a quello del VLM. Pertanto, la deformazione  $u_z$  è inferiore a quella ottenuta col metodo a pannelli interno: all'estremità del piano orizzontale risulta il 20% in meno.



**Figura 6.29:** Confronto dei tre modelli aerodinamici sul Taglio e Momento Flettente lungo l'apertura della coda.



**Figura 6.30:** Confronto dei tre modelli aerodinamici sul Momento Torcente lungo l'apertura della coda.



**Figura 6.31:** Confronto dei tre modelli aerodinamici sulla deformazione alare lungo l'apertura della coda.

## 6.5 Commenti finali

La manovra analizzata è un volo livellato a  $M_\infty = 0.52$  e  $n_z = 1$ . Tale condizione non è dimensionante per la tipologia di velivolo presa in esame e, in aggiunta, per il valore di Mach considerato non si manifestano ancora fenomeni transonici che solo i metodi high fidelity riescono a cogliere. Si ricorda inoltre che il VLM implementato all'interno del tool tiene conto della curvatura dei profili di tutte le superfici portanti.

Nonostante, per questa manovra, ci si aspettasse di trovare risultati simili, si evidenziano già alcuni effetti delle correzioni aerodinamiche sulla soluzione di trim e sulle distribuzioni di taglio, momento flettente e torcente, soprattutto lungo il piano orizzontale della coda. Nel capitolo successivo vedremo come la correzione della soluzione aerodinamica influenza i calcoli dei carichi delle manovre dimensionanti.

# Capitolo 7

## Inviluppi di carico

Nel Capitolo 6 è stato studiato, sulla singola manovra di crociera, l'effetto delle varie correzioni aerodinamiche sulla soluzione di trim; in questo capitolo, invece, si vuole analizzare l'effetto di tali correzioni sulla determinazione dei design loads, ovvero sui carichi più gravosi che il velivolo è in grado di sostenere.

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  $n_{zmax}$  e negativo  $n_z = -1$ , manovre di rudder, manovre con  $\beta$  massimo e rudder massimo, manovre di alettone, ecc, eseguite alle velocità  $V_A$ ,  $V_C$ ,  $V_D$ ,  $V_S$  tipiche dell'inviluppo di volo. Lanciando la campagna di manovre, attraverso un'analisi aeroelastica statica, è possibile costruire gli inviluppi dei carichi su determinate stazioni dell'ala e della coda. Tale analisi viene eseguita solo per la configurazione di massa a peso massimo (MTOW).

### 7.1 Inviluppi sulle stazioni alari

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 Capitolo 6. 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). Per modificare la soluzione aerodinamica, si utilizzano i metodi di correzione disponibili all'interno del solutore di trim lineare:

- correzione aerodinamica mediante i coefficienti del Data Set lineare;

- correzione aerodinamica mediante i dati CFD.

Una volta determinati i carichi con i tre diversi metodi aerodinamici, si tracciano, per ogni stazione scelta, i diagrammi che mettono in relazione il taglio con il momento flettente e 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:

- Wing Station 00 (WS00): radice alare;
- Wing Station 01 (WS01): stazione in corrispondenza del motore;
- Wing Station 02 (WS02): stazione subito dopo quella del motore;
- Wing Station 03 (WS03): stazione in cui inizia l'alettone;
- Wing Station 04 (WS04): attacco ala winglet.

Nelle Figure [7.1](#), [7.2](#), [7.3](#), [7.4](#) e [7.5](#) sono riportati i diagrammi che mettono in relazione il taglio insieme al momento flettente per le cinque stazioni alari. Ogni diagramma è caratterizzato da tre curve: la curva blu rappresenta l'involuppo ottenuto applicando il metodo a pannelli internamente implementato, la curva verde rappresenta l'involuppo ottenuto con la correzione aerodinamica mediante Data Set lineare e, infine, la curva rossa è quella relativa alla correzione aerodinamica mediante dati CFD. Per quanto riguarda la correzione CFD, le forze aerodinamiche vengono trasferite dalla mesh CFD alla mesh strutturale tramite delle spline superficiali, dal momento che esse distribuiscono meglio le forze lungo l'apertura alare. Tutti i grafici sono adimensionati, sull'asse delle ordinate, rispetto al massimo valore del taglio ottenuto mediante VLM e, sull'asse delle ascisse, rispetto al massimo bending del VLM.

Le etichette associate ai punti di ciascuna curva rappresentano le manovre che provocano i carichi più gravosi sulla stazione considerata. Come si può notare dalle figure sottostanti, non sempre le manovre involuppananti sono le stesse per i tre metodi aerodinamici (VLM, correzione mediante Data Set e correzione tramite dati CFD).



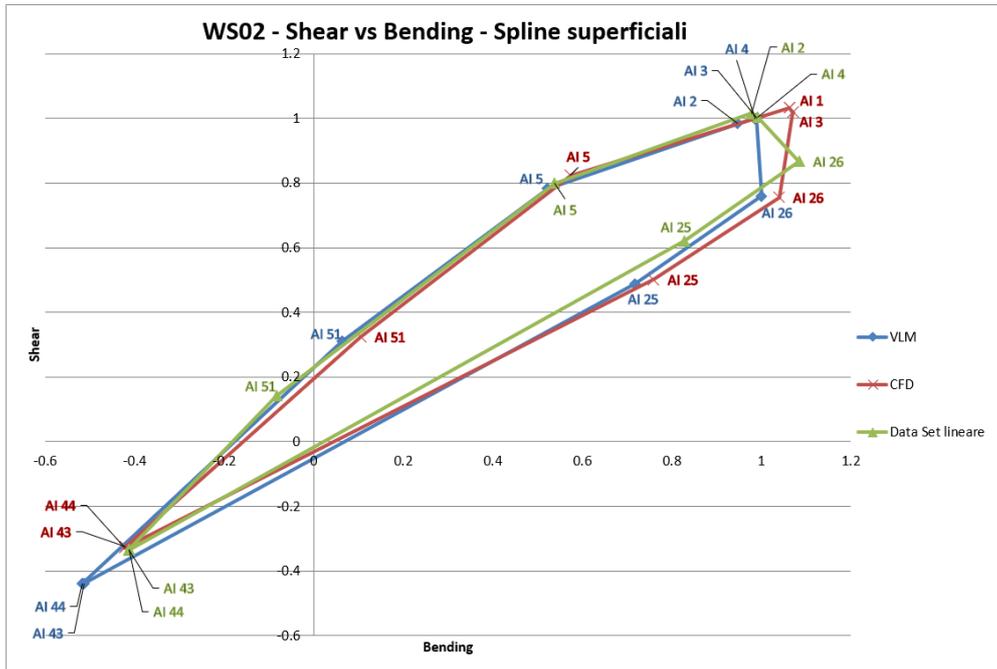


Figura 7.3: Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 02.

Facendo riferimento agli involuppi in corrispondenza della radice alare WS00 (Figura 7.1), del motore WS01 (Figura 7.2) e della stazione successiva al motore WS02 (Figura 7.3), si osserva che la curva verde, associata alla correzione mediante Data Set lineare, risulta più schiacciata rispetto all’involuppo ottenuto mediante il VLM o con la correzione CFD in corrispondenza delle stesse stazioni. Le manovre 25 e 26 nelle stazioni WS00 e WS02 producono valori di taglio e momento flettente maggiori rispetto a quelli prodotti dalle corrispondenti manovre risolte mediante VLM e correzione CFD. Nella stazione del motore WS01, invece, la manovra 25 non compare nell’involuppo di carico del Data Set. Anche le manovre 43 e 44 sono spostate più in alto rispetto a quelle del VLM e i valori risultano coincidere con quelli delle stesse manovre relative alla correzione CFD. Opposto è il caso della manovra 51, la quale induce dei carichi minori rispetto a quelli degli altri due metodi: in corrispondenza delle stazioni WS01 e WS02 il taglio e il momento flettente associati alla manovra 51 diventano persino negativi. Si osserva, inoltre, che la manovra 14 delle stazioni WS00 e WS01 caratterizza solo l’involuppo associato alla correzione tramite Data Set, mentre la manovra 27 non compare mai nelle tre stazioni, a differenza di quanto avviene sia nella curva del VLM che in quella della correzione CFD.

Per quanto riguarda l’involuppo relativo alla correzione CFD, sempre in riferimento alle Figure 7.1, 7.2 e 7.3, la curva risulta spostata verso bending leggermente maggiori rispetto a quelli che si ottengono mediante il VLM, mentre il taglio rimane

pressochè invariato, tranne per le manovre 43 e 44 in cui varia anche il taglio. Inoltre, la manovra 1 è caratteristica solo dell'involuppo relativo alla correzione CFD. In corrispondenza della stazione WS03 (Figura 7.4), gli involuppi associati ai tre metodi aerodinamici hanno andamenti simili tra di loro. Ciò che cambia sono le manovre che caratterizzano le curve: rispetto al VLM, l'involuppo della correzione CFD non possiede le manovre 1, 3, 47 e 51, mentre l'involuppo relativo alla correzione mediante Data Set non possiede le manovre 1 e 3, le quali sono però sostituite dalla 2. Inoltre, la curva della correzione CFD, rispetto a quella del Data Set, è spostata verso bending maggiori (vedasi manovre 5, 14 e 26).



Figura 7.4: Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 03.

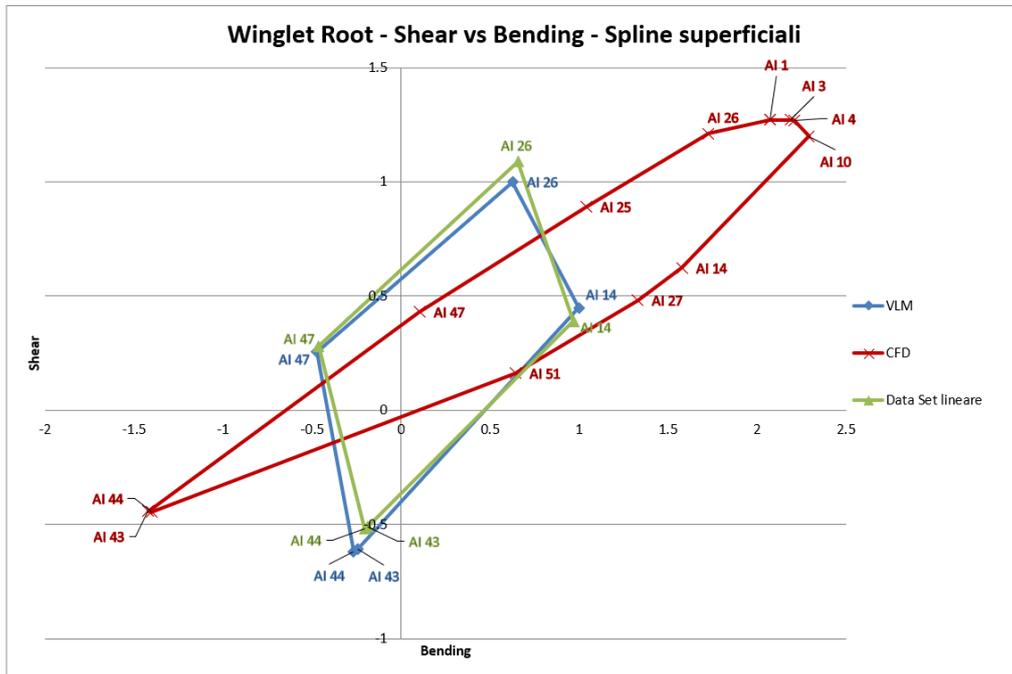


Figura 7.5: Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 04.

All'estremità alare (Figura [7.5](#)), i risultati ottenuti con la correzione mediante Data Set lineare sono molto simili a quelli ottenuti col VLM interno. Totalmente differenti, invece, sono i risultati, in termini di involuppo, ottenuti con la correzione mediante forze aerodinamiche CFD. Le manovre 14 e 26 risultano spostate verso bending molto più elevati e la 47 induce un momento flettente positivo, a differenza di quanto accade col VLM o con la correzione mediante Data Set. La 43 e la 44, invece, sono spostati verso momenti flettenti più negativi. Inoltre, l'involuppo relativo alla correzione CFD è caratterizzato da numerose manovre che negli altri due casi non compaiono, come le manovre 1, 3, 4, 10, 27, 25 e 51. E' utile ricordare che in corrispondenza di questa stazione, per la correzione della soluzione aerodinamica tramite dati CFD, entrano in gioco le sole forze CFD della winglet in quanto l'integrazione per la determinazione dei carichi viene arrestata all'interfaccia tra l'estremità alare e la radice della winglet, e tali forze sono trasferite alla struttura mediante una spline di tipo superficiale. Si osserva, dunque, come l'effetto della correzione aerodinamica mediante i dati CFD dell'intero velivolo influisca in maniera rilevante sul calcolo dei carichi.

Nelle figure seguenti sono riportati i diagrammi che mettono in relazione il momento flettente e il momento torcente in corrispondenza delle cinque stazioni alari (Figura [7.6](#), [7.7](#), [7.8](#), [7.9](#) e [7.10](#)).

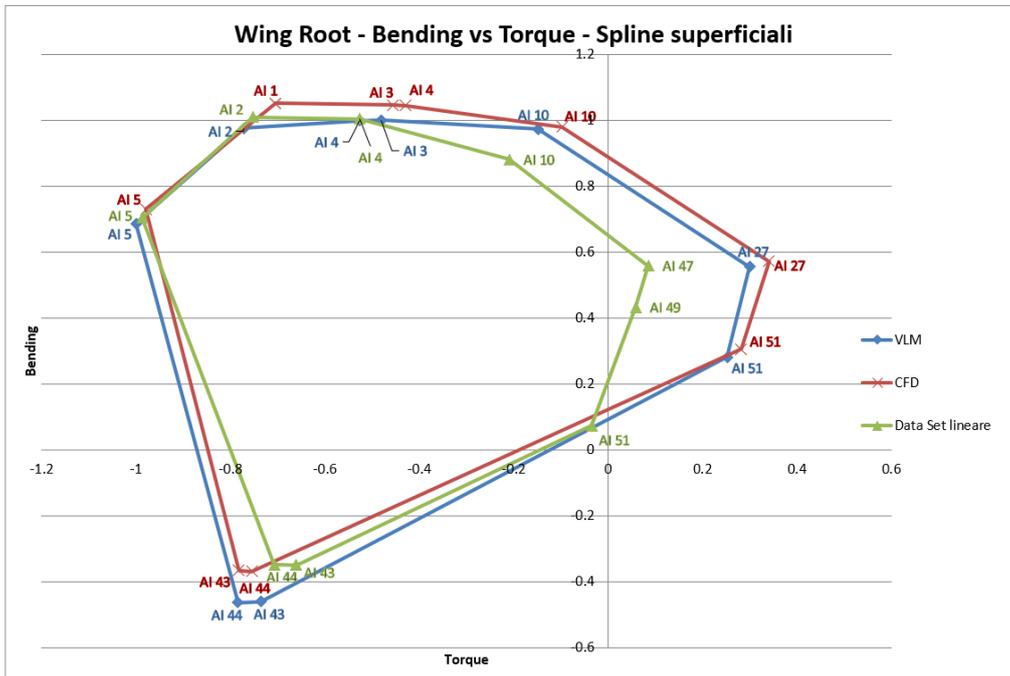


Figura 7.6: Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 00.

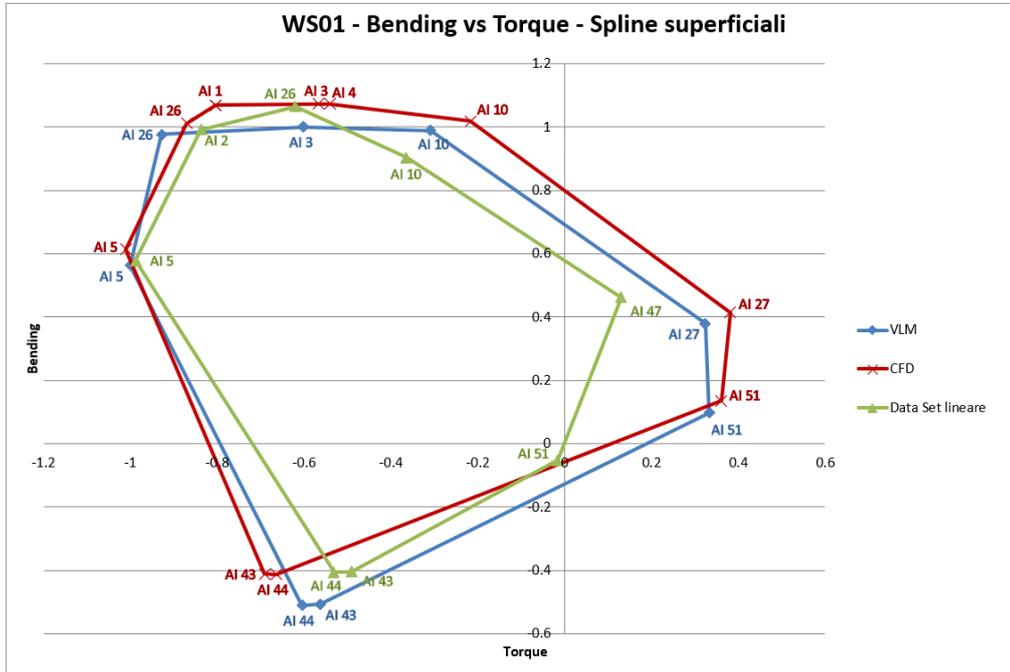


Figura 7.7: Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 01.

Come si può osservare dalle Figure [7.6](#) e [7.7](#), l'introduzione dei coefficienti aerodinamici da Data Set lineare per la soluzione aerodinamica produce un involuppo di carico che si discosta significativamente dalla curva ottenuta col metodo a pannelli interno. Sia in corrispondenza della radice alare sia nella stazione del motore, le manovre 10 e 51, comuni anche all'involuppo del VLM, producono un momento flettente e un momento torcente nettamente inferiori. In particolare, il momento torcente della 51 è circa il 30 % in meno rispetto a quello del VLM e cambia di segno sia nella stazione WS00 che nella WS01. La manovra 47, invece, induce nelle due stazioni un momento flettente paragonabile a quello della manovra 27 del VLM ma un momento torcente minore. Inoltre, in corrispondenza della stazione WS01, la 26 è spostata verso momenti flettenti e torcenti più elevati. Per quanto riguarda, invece, l'involuppo relativo alla correzione mediante i dati CFD, rispetto alla curva del VLM esso risulta più spostato a destra, quindi verso momenti torcenti maggiori, in corrispondenza della radice alare (Figura [7.6](#)), mentre appare spostato anche verso bending maggiori nella stazione del motore (Figura [7.7](#)).

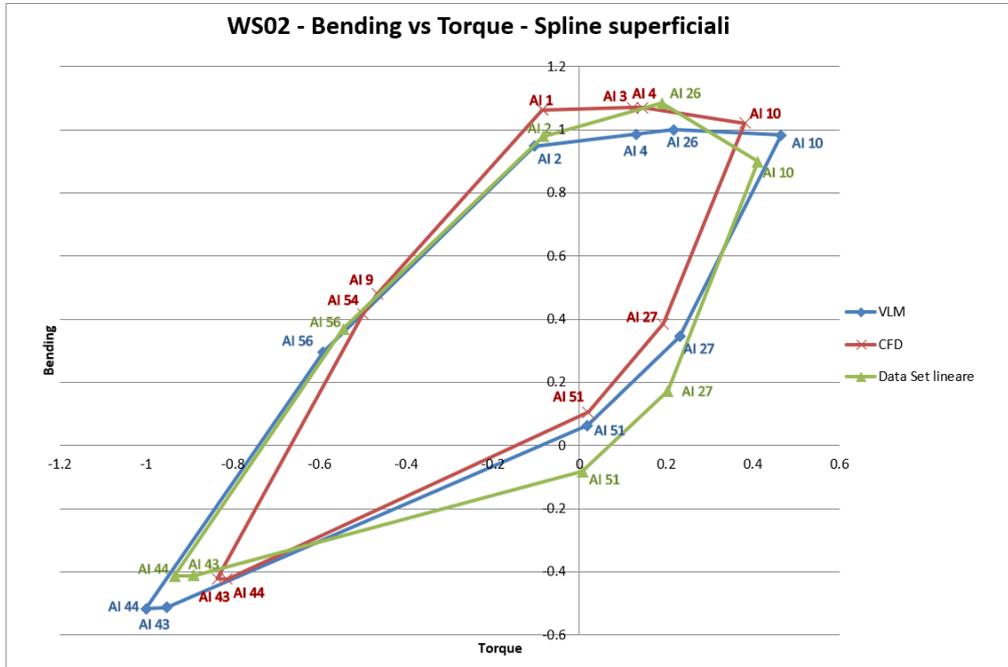


Figura 7.8: Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 02.

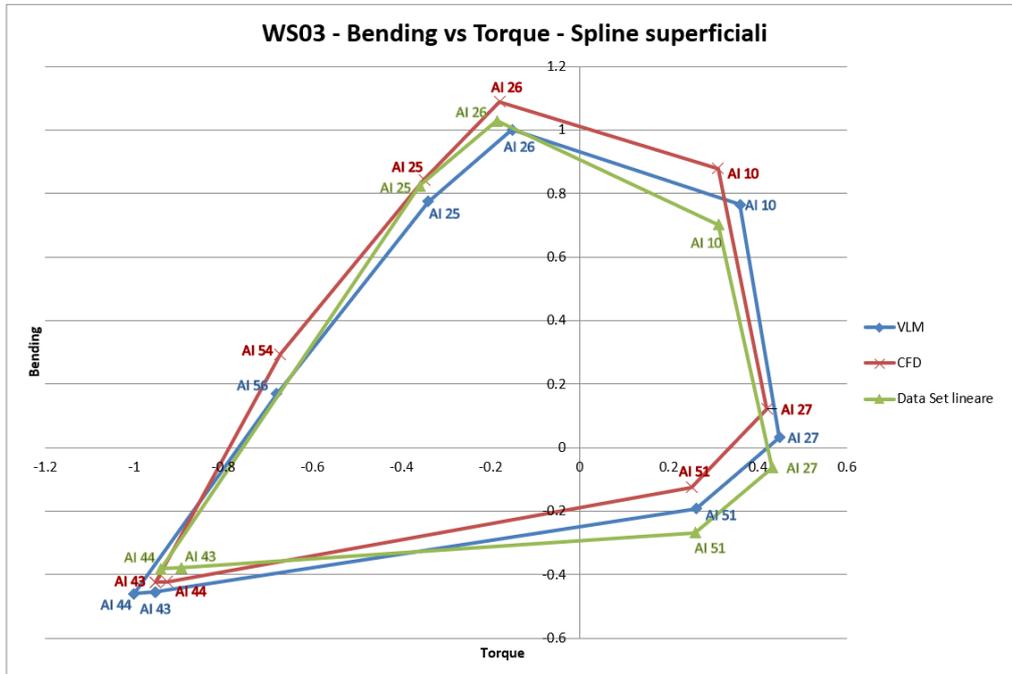
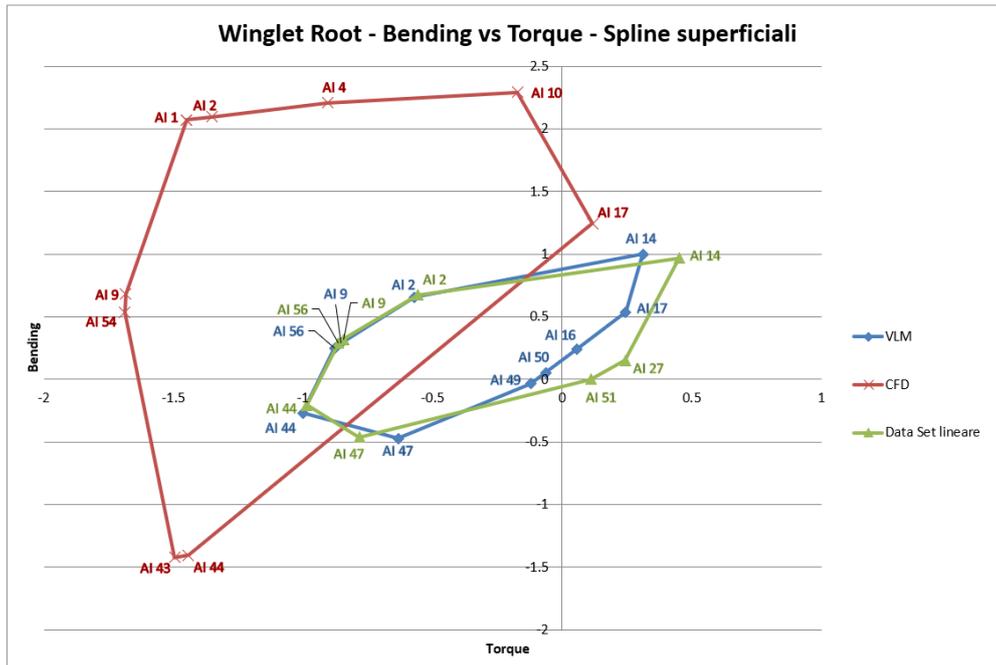


Figura 7.9: Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 03.

Facendo riferimento ai diagrammi delle stazioni WS02 e WS03 (Figure [7.8](#) e [7.9](#)), è possibile notare che l'involuppo relativo alla correzione CFD è spostato verso bending maggiori rispetto alla curva associata al VLM, mentre l'involuppo relativo alla correzione mediante Data Set risulta spostato complessivamente verso il basso, quindi verso bending minori, eccetto per alcune manovre. In particolare, le manovre 26, 43 e 44 nella stazione WS01 e le manovre 25, 26, 43, 44 nella stazione WS03 producono un momento flettente maggiore di quello che si otterrebbe dalle stesse manovre risolte applicando il VLM interno.



**Figura 7.10:** Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 04.

Diverso è il caso in corrispondenza della stazione WS04, che coincide con la radice della winglet (Figura [7.10](#)). Si osserva che l'involuppo ottenuto mediante correzione CFD è totalmente differente da quello ottenuto con gli altri due metodi aerodinamici. Esso si estende in un range di bending molto più vasto e risulta spostato quasi completamente verso momenti torcenti negativi. Il valore massimo di momento flettente raggiunto con la correzione CFD è circa 2.5 volte il valore massimo ottenuto mediante il VLM (vedasi manovra 10), mentre il valore massimo del torcente è circa 1.7 volte il momento torcente massimo del VLM (manovra 54). Inoltre, le manovre che caratterizzano l'involuppo della correzione CFD sono per la maggiorparte diverse da quelle associate al VLM, eccetto la 2, 9, 17 e 44.

Facendo sempre riferimento alla Figura [7.10](#), per quanto riguarda il diagramma relativo alla correzione mediante Data Set, si osserva che la parte destra dell'involuppo è spostata verso momenti torcenti più elevati. Ad esempio, la manovra 14 comune anche al VLM produce lo stesso momento flettente ma momento torcente maggiore.

### 7.1.1 Effetto dei dati CFD della winglet sugli involuppi

Dal momento che, in corrispondenza della radice della winglet, gli involuppi di carico ottenuti applicando la correzione aerodinamica mediante dati CFD si discostano in maniera significativa da quelli ottenuti utilizzando il metodo a pannelli interno, si

esegue nuovamente l'analisi eliminando la distribuzione di forze CFD della winglet dal calcolo aerodinamico. Nel caso di correzione CFD, quindi, le forze aerodinamiche sulla winglet vengono determinate utilizzando il VLM interno. In questo modo è possibile analizzare l'influenza che hanno i dati CFD della winglet sulla determinazione dei carichi lungo l'apertura alare, mettendo a confronto gli involuppi relativi alla correzione CFD con e senza winglet. Nelle Figure 7.11, 7.12, 7.13, 7.14 e 7.15 sono riportati i diagrammi che mettono in relazione il taglio insieme al momento flettente per le cinque stazioni alari. Rispetto ai grafici precedenti è stata inserita la curva relativa alla correzione CFD senza i dati della winglet (curva rossa). Gli involuppi relativi al VLM (curva blu), alla correzione mediante Data Set (curva verde) e alla correzione mediante i dati CFD di tutto il velivolo (curva rossa tratteggiata), invece, sono rimasti invariati.

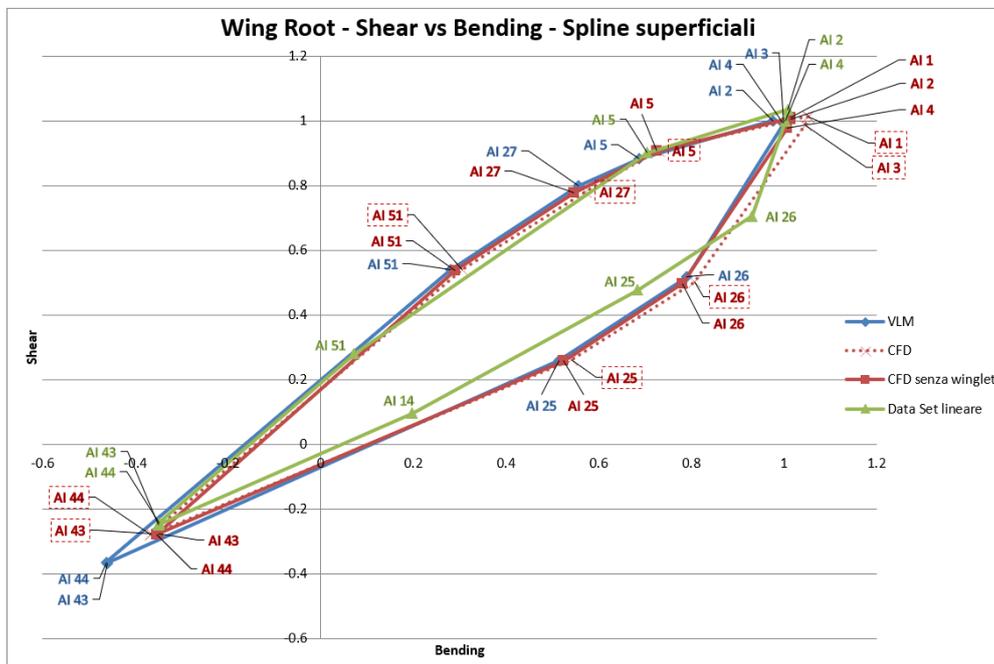


Figura 7.11: Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 00.

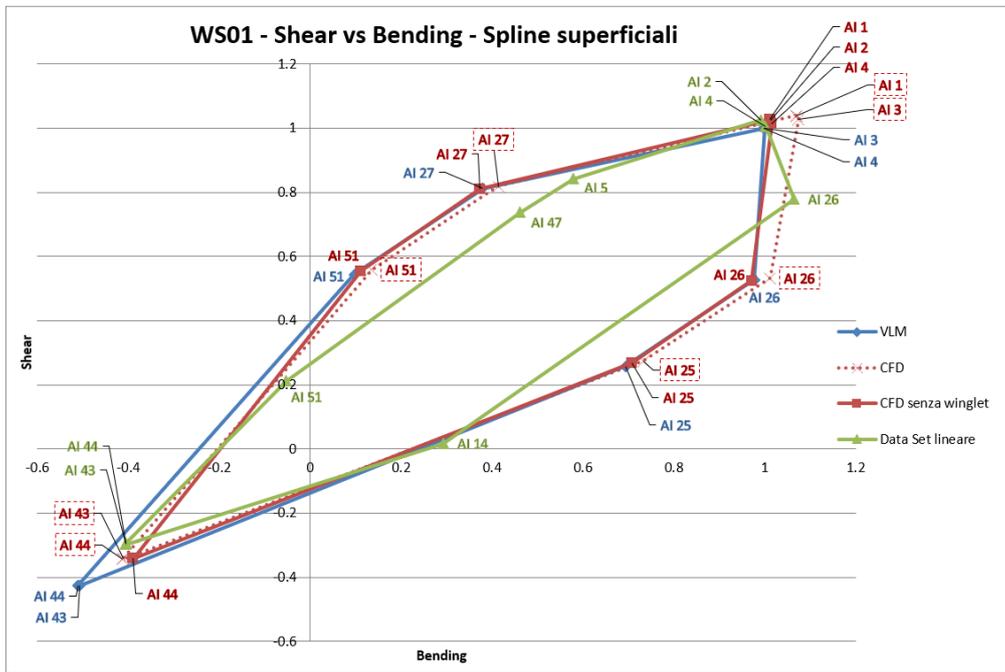


Figura 7.12: Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 01.

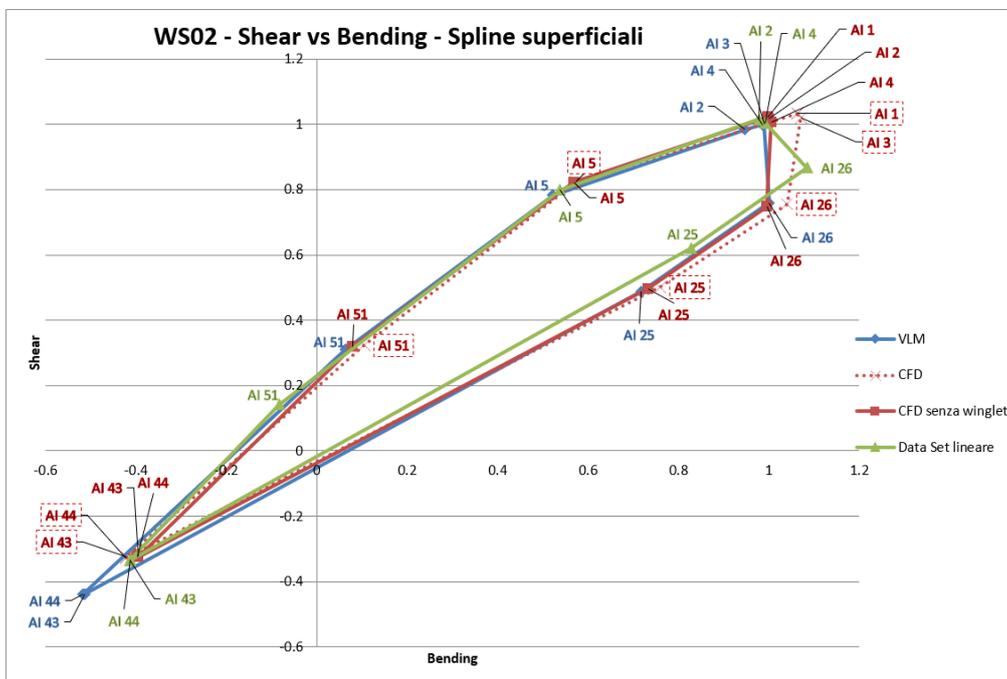


Figura 7.13: Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 02.



Osservando le Figure [7.11](#), [7.12](#), [7.13](#) e [7.14](#), è possibile notare che gli involuppi relativi alla correzione CFD senza winglet non si discostano in maniera considerevole da quelli corretti con il CFD dell'intero velivolo: in corrispondenza delle stazioni WS00, WS01, WS02 e WS03, essi si spostano leggermente a sinistra, verso bending minori, avvicinandosi all'andamento del VLM. In quelle stazioni, dunque, le forze aerodinamiche CFD della winglet non influiscono significativamente sul calcolo dei carichi.

Totalmente diverso è il caso in corrispondenza della radice della winglet (Figura [7.15](#)). In particolare, non tenendo conto delle forze CFD della winglet nella correzione aerodinamica, l'involuppo che si ottiene risulta più piccolo di quello ottenuto col metodo a pannelli interno: le manovre che caratterizzano l'involuppo sono le stesse del VLM ma producono valori del taglio inferiori, mentre il momento flettente rimane invariato. In realtà ci si aspettava di trovare dei risultati analoghi a quelli del VLM, dal momento che, fino alla radice della winglet, le forze aerodinamiche sono calcolate col metodo a pannelli interno. Probabilmente questo succede perchè un pezzettino di ala è ancora influenzato dal CFD.

Di seguito si riportano i diagrammi che mettono in relazione il momento flettente e il momento torcente in corrispondenza delle cinque stazioni alari (Figura [7.6](#), [7.7](#), [7.8](#), [7.9](#) e [7.10](#)).

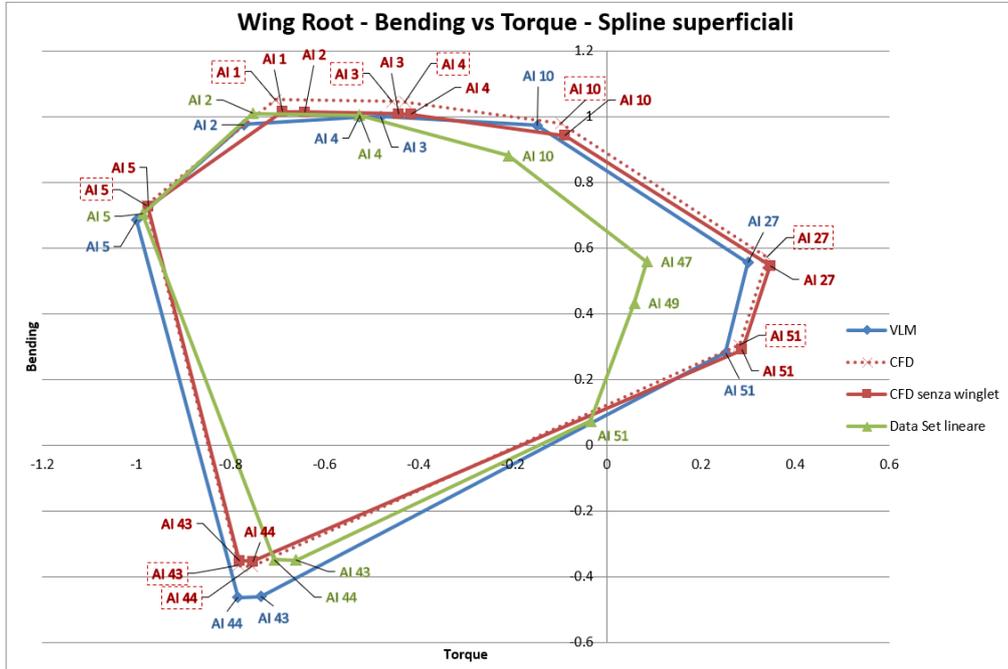


Figura 7.16: Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 00.

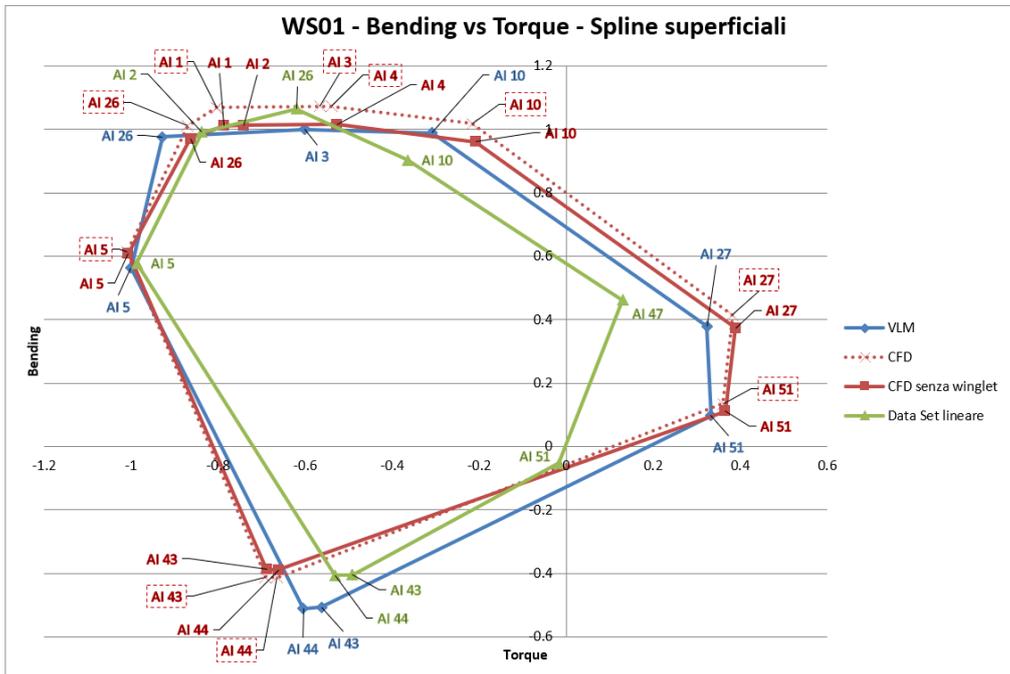


Figura 7.17: Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 01.

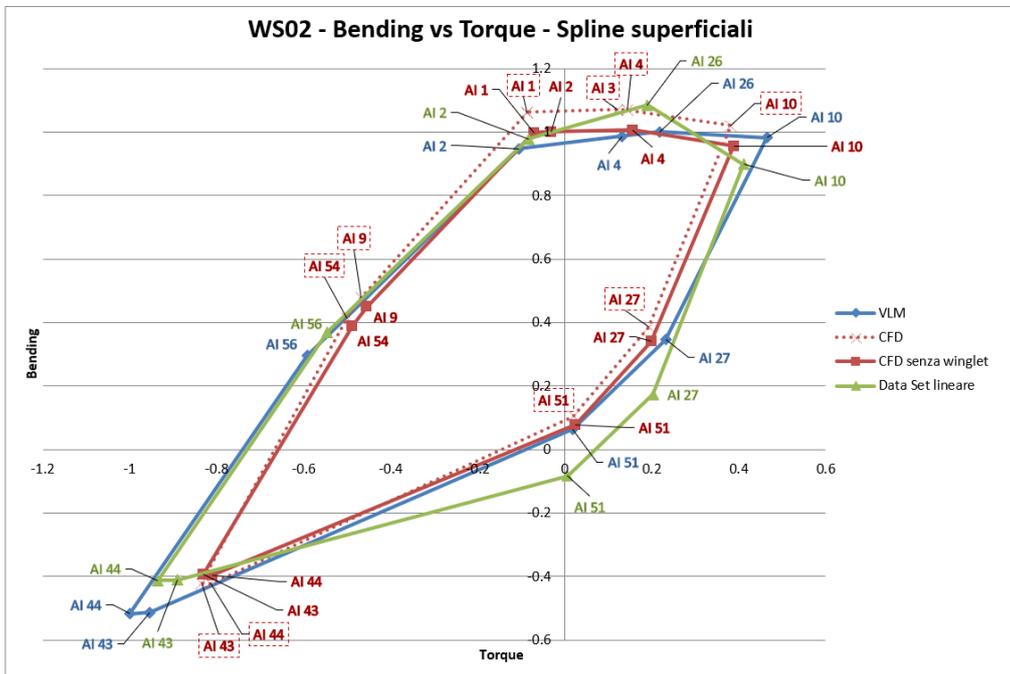


Figura 7.18: Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 02.

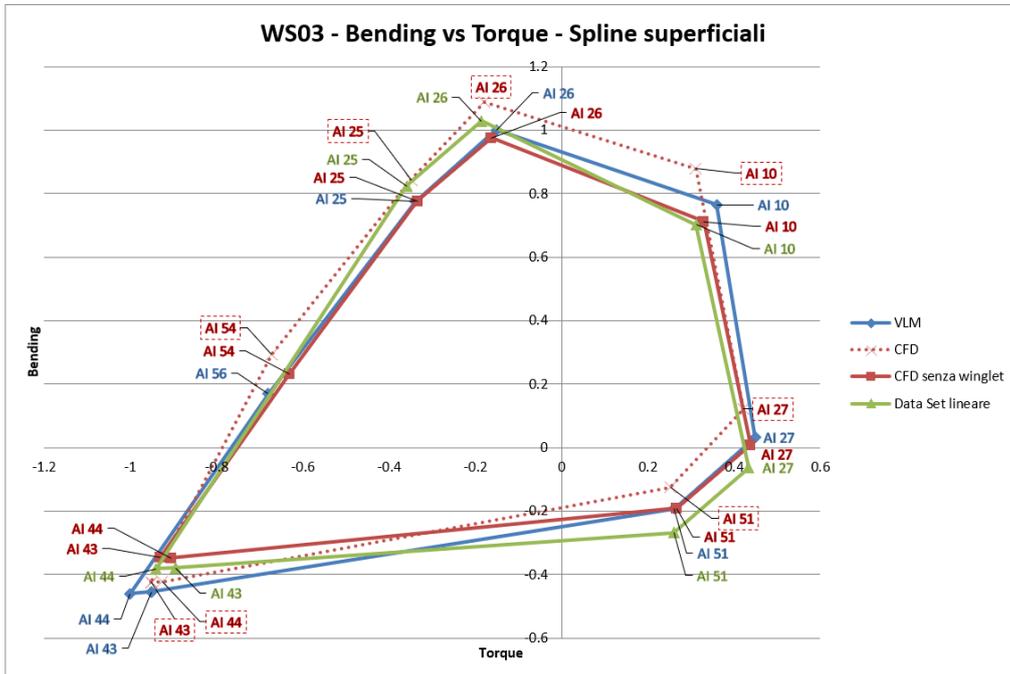


Figura 7.19: Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 03.

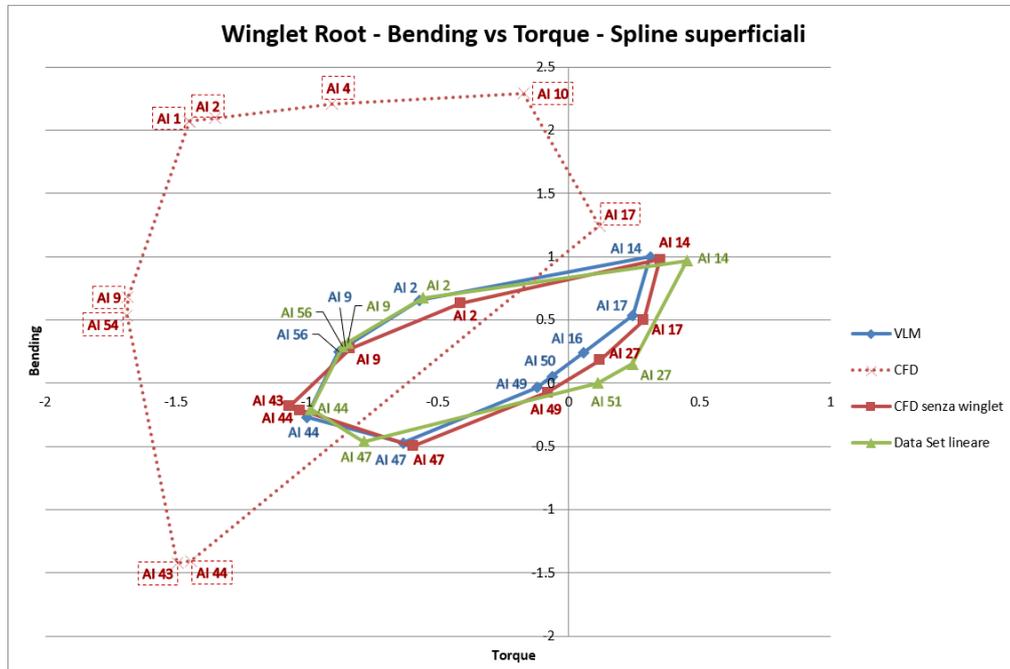


Figura 7.20: Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 04.

Come detto prima, in corrispondenza delle stazioni WS00, WS01, WS02 e WS03, con la correzione CFD senza i dati della winglet si ottengono valori di momento flettente leggermente inferiori rispetto a quelli ottenuti col CFD completo, pertanto gli involuppi risultano spostati verso il basso, mentre il momento torcente rimane pressochè invariato (Figure [7.16](#), [7.17](#), [7.18](#) e [7.20](#)).

Nella stazione WS04, invece, l'involuppo che si ottiene con la correzione CFD senza winglet è totalmente differente da quello relativo al CFD completo: l'esclusione delle forze CFD della winglet dalla correzione aerodinamica porta ad ottenere un involuppo simile a quello del VLM, ma leggermente spostato verso momenti torcenti maggiori (Figura [7.20](#)).

Come abbiamo visto, con la presenza dei dati CFD della winglet si ottengono degli involuppi di carico anomali come quelli riportati in Figura [7.15](#) e [7.20](#) (curve rosse tratteggiate). Ciò potrebbe essere dovuto ad un problema di spline: poichè la winglet è caratterizzata da una superficie piana orizzontale e da una verticale, un'unica spline superficiale non riesce a trasferire le forze aerodinamiche in maniera corretta. Una soluzione potrebbe essere quella di dividere in due la spline: una per la parte orizzontale e l'altra per quella verticale. Tale fenomeno, però, non è stato sviluppato durante il periodo di tesi e andrà indagato nel dettaglio per future applicazioni.

### 7.1.2 Effetto del tipo di spline sugli involuppi di carico

Come già visto nell'analisi di trim del Capitolo 6, le spline superficiali permettono di distribuire nel miglior modo possibile le forze aerodinamiche CFD sulla mesh strutturale, evitando la comparsa di fenomeni locali come, ad esempio, i salti di carico che si ottenevano in prossimità della nacelle utilizzando le spline lineari.

Per cogliere l'effetto che la tipologia di spline ha sulla determinazione degli involuppi relativi alla correzione CFD (con e senza winglet), si riportano i diagrammi ottenuti utilizzando sia le spline lineari sia quelle superficiali per il trasferimento delle forze aerodinamiche CFD lungo l'apertura alare sulla struttura.

Analizzando dapprima i diagrammi che mettono in relazione il taglio insieme al momento flettente, si può notare che le maggiori differenze si hanno in corrispondenza della stazione del motore, di quella successiva al motore e alla radice della winglet (Figure [7.22](#), [7.23](#) e [7.25](#)). In particolare, ciò che cambia in maniera significativa è il taglio: in corrispondenza del motore e all'interfaccia con la winglet, passando dalla spline lineare a quella superficiale, il taglio aumenta (Figura [7.22](#) e [7.25](#)), mentre nella stazione WS02 il taglio diminuisce considerevolmente (Figura [7.23](#)). Sul momento flettente, invece, il tipo di spline non ha alcun effetto.

Nelle stazioni WS00 e WS03, la tipologia di spline non influisce sul calcolo degli involuppi: i carichi su quei nodi non variano passando dalla spline lineare a quella superficiale (Figura [7.21](#) e [7.24](#)).

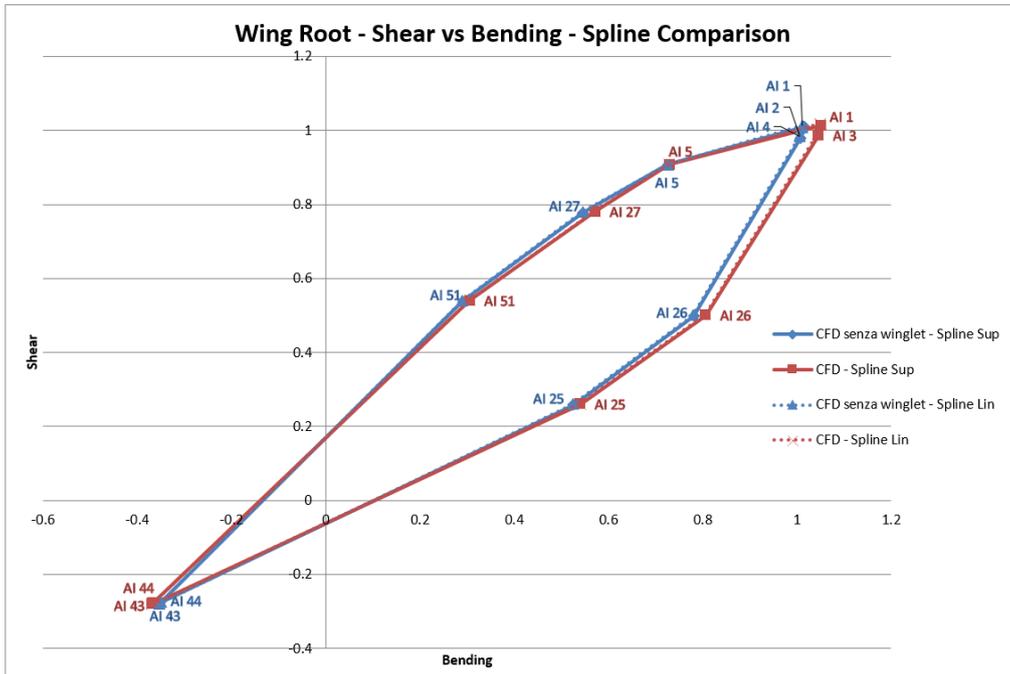


Figura 7.21: Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 00.

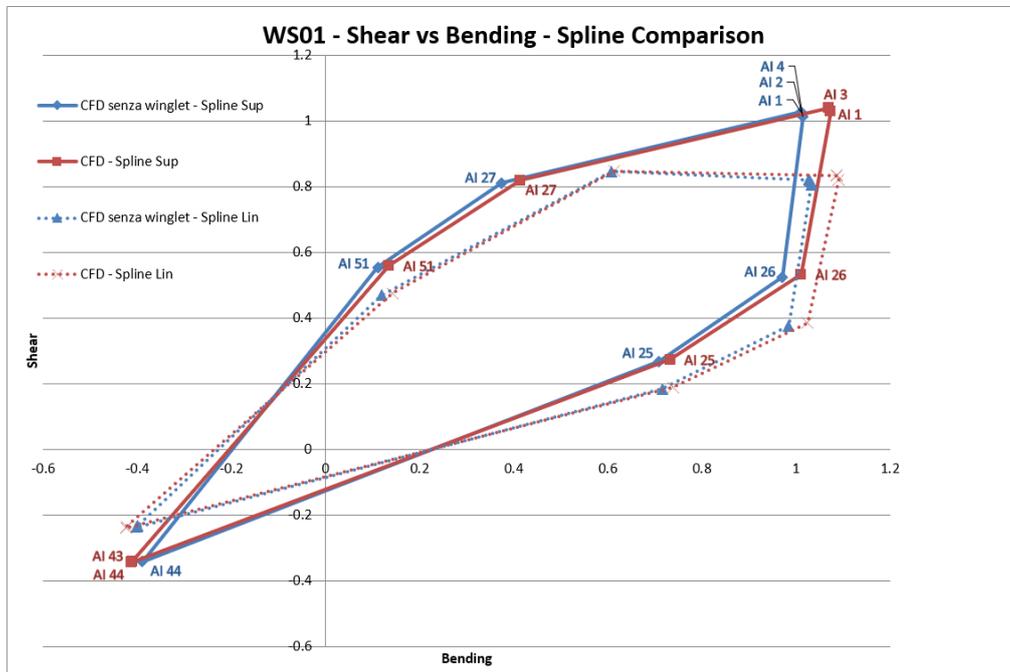


Figura 7.22: Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 01.

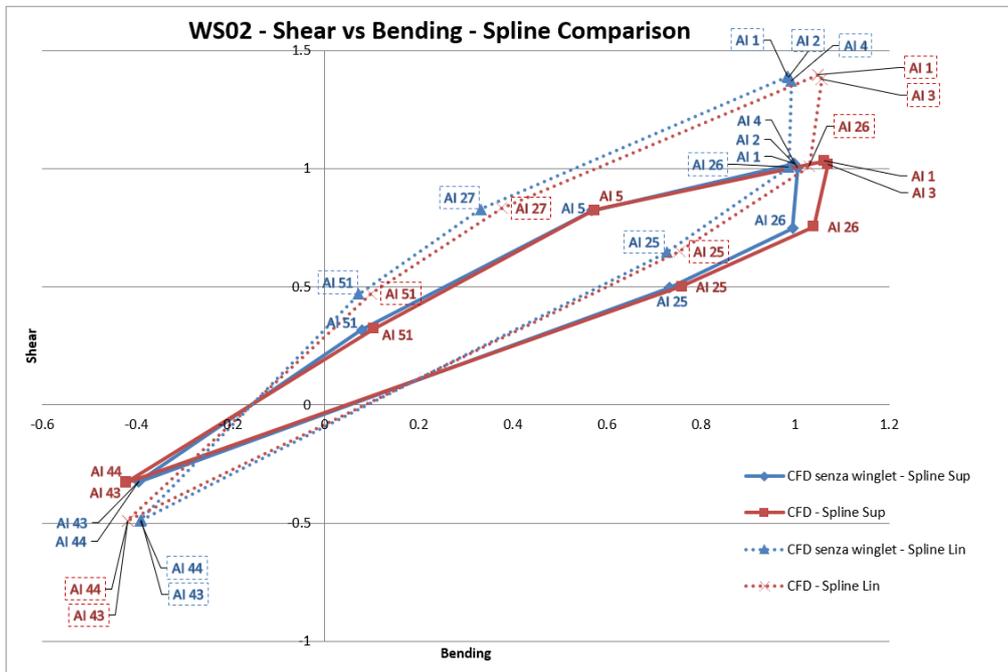


Figura 7.23: Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 02.

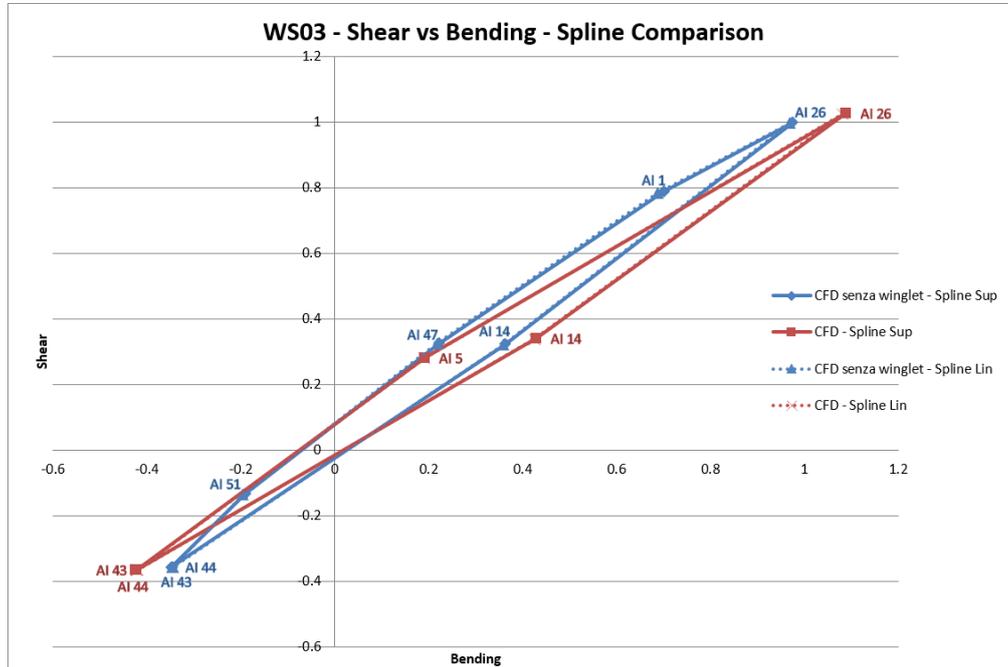


Figura 7.24: Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 03.

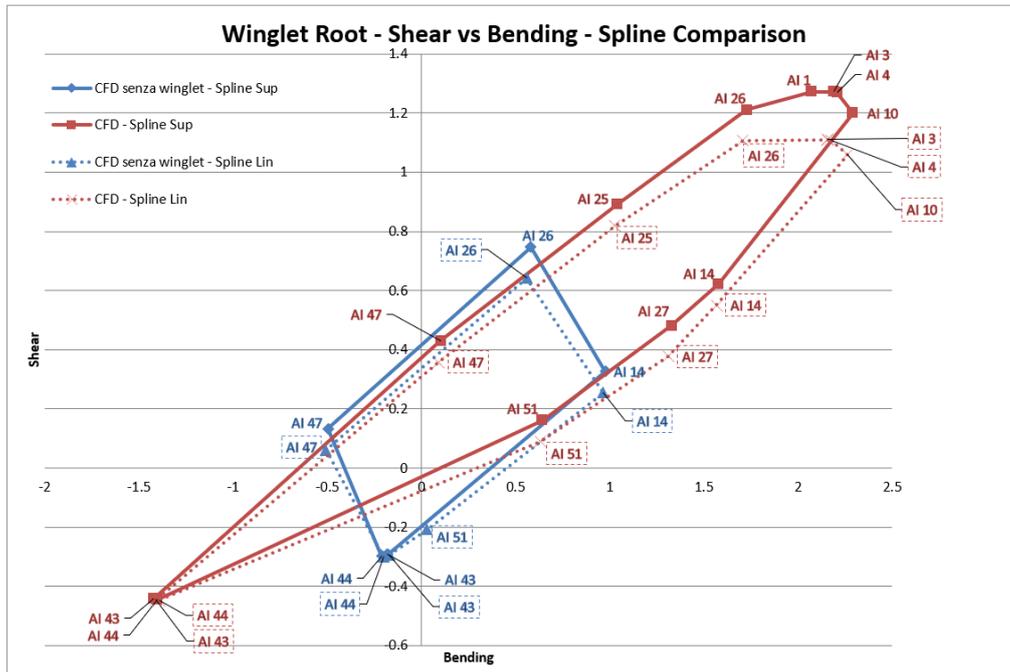


Figura 7.25: Taglio vs Flettente in corrispondenza della stazione 04.

Di seguito, invece, sono riportati i diagrammi che mettono in relazione il momento flettente insieme al torcente per le cinque stazioni considerate (Figura 7.26, 7.27, 7.28, 7.29 e 7.30). Nella stazioni WS00 e WS03, il passaggio alle spline superficiali non influisce sul calcolo dell'involuppo (Figura 7.26 e 7.29). Anche in corrispondenza del motore non si osservano grossi effetti (Figura 7.27): passando dalle spline lineari a quelle superficiali l'involuppo si allarga leggermente, aumenta il torcente mentre il taglio rimane pressochè invariato. Notevole è invece l'effetto della spline superficiale in corrispondenza della stazione WS02 (Figura 7.28): l'involuppo si sposta verso momenti torcenti molto più piccoli (ad esempio, circa il 50 % in meno per la manovra 10), mentre il flettente rimane costante. Anche all'interfaccia delle winglet, il passaggio dalle spline lineari alla spline superficiali provoca una variazione significativa. Osservando la Figura 7.30, infatti, è possibile notare che il torcente si sposta verso valori più negativi.

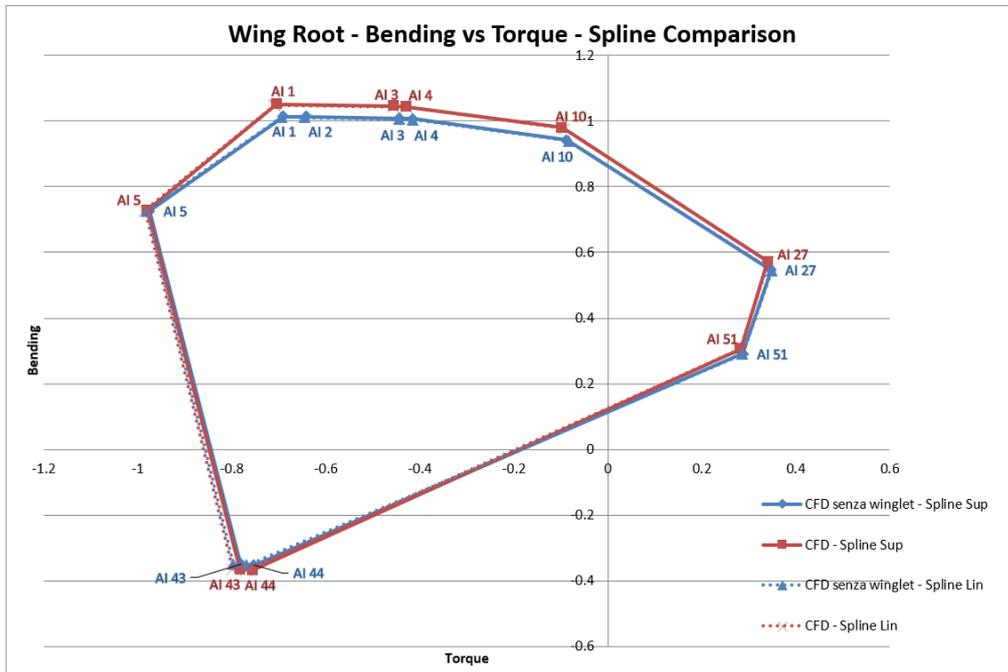


Figura 7.26: Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 00.

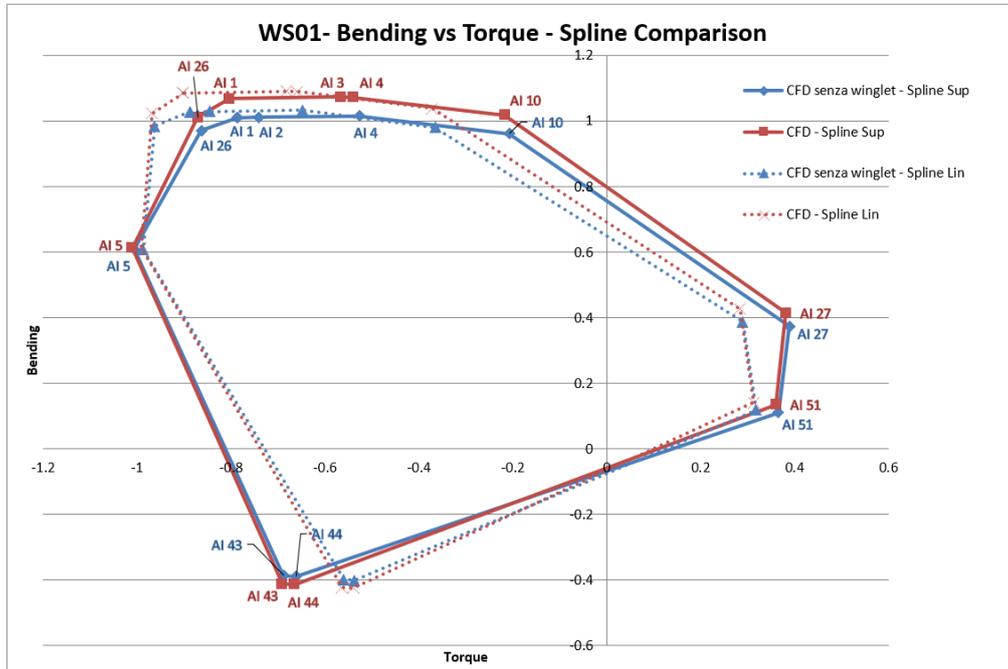


Figura 7.27: Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 01.

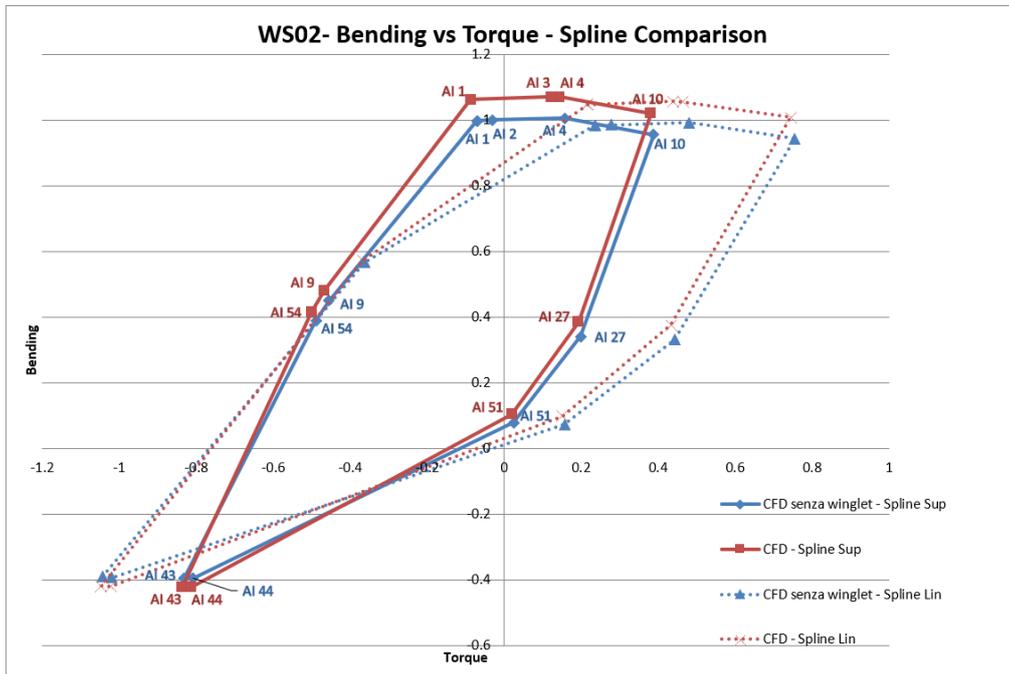


Figura 7.28: Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 02.

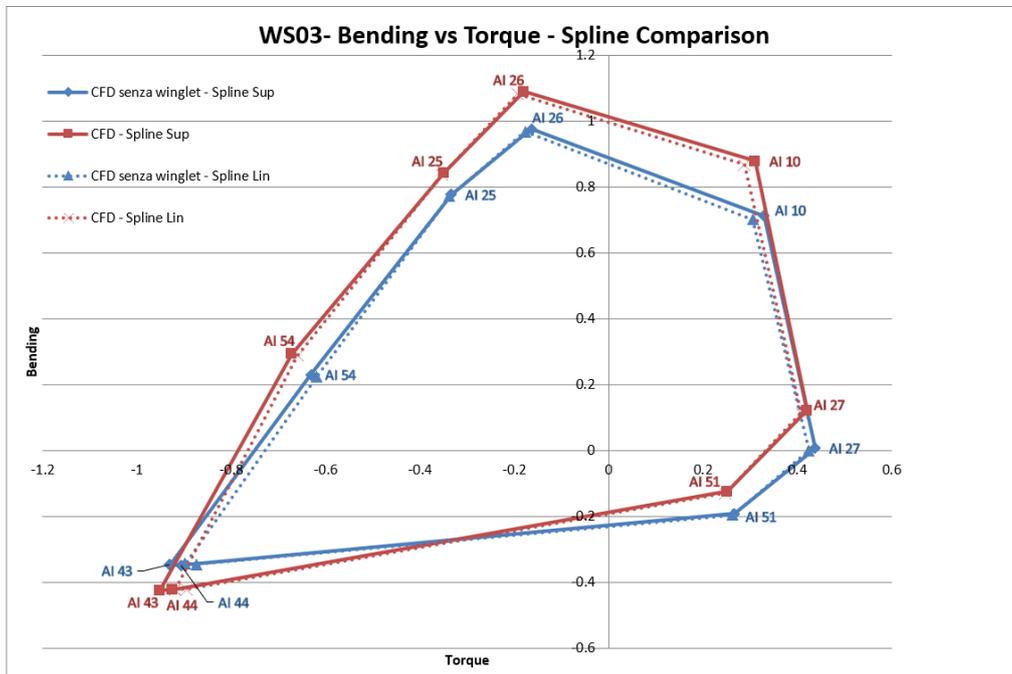


Figura 7.29: Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 03.

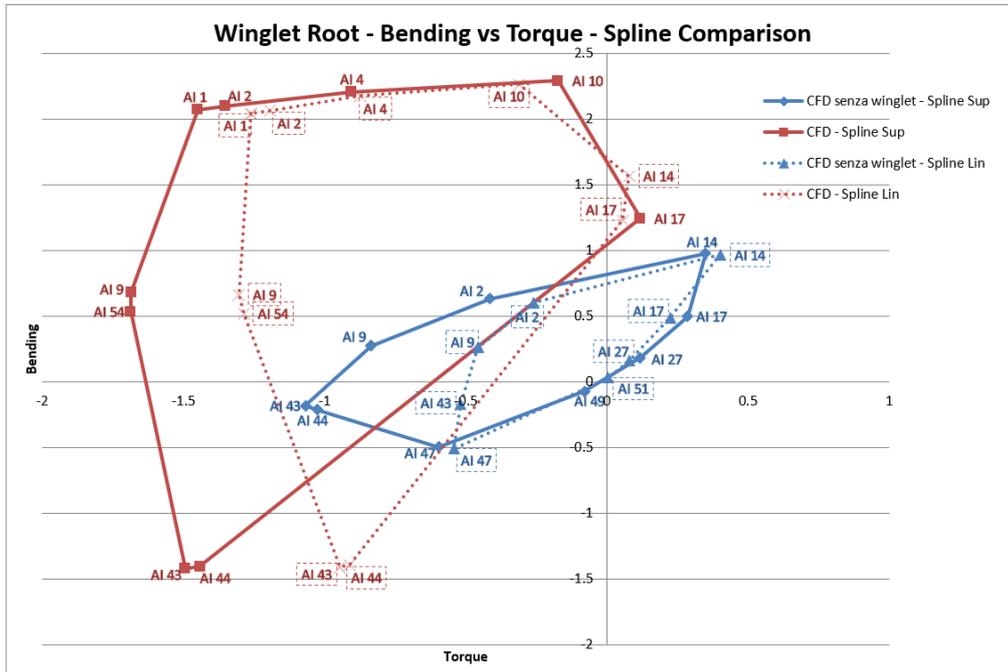


Figura 7.30: Flettente vs Torcente in corrispondenza della stazione 04.

## 7.2 Involuppi sulle stazioni dei piani di coda

Il calcolo degli involuppi è stato eseguito anche in corrispondenza delle stazioni più sollecitate della coda:

- FinRoot: radice del vertical tail;
- HT Root: radice dell'horizontal tail.

Per ogni stazione si tracciano i diagrammi che mettono in relazione il taglio insieme al momento flettente e il momento flettente con il torcente. Come nel caso dell'ala, il calcolo viene eseguito applicando, per la soluzione aerodinamica, i tre diversi metodi: VLM interno, correzione aerodinamica mediante coefficienti da Data Set lineare e, infine, correzione mediante dati CFD. Per quanto riguarda la correzione CFD, le forze aerodinamiche vengono trasferite alla mesh strutturale tramite delle spline lineari.

Ogni involuppo è caratterizzato dalle sole manovre che inducono i carichi maggiori sulla stazione considerata.

In Figura [7.31](#) e [7.33](#) si riportano i diagrammi di sollecitazione Taglio - Momento Flettente, mentre in Figura [7.32](#) e [7.34](#) i diagrammi Momento Flettente - Momento

Torcente nelle due stazioni considerate. I grafici sono adimensionati rispetto al valore massimo ottenuto mediante VLM.

Per quanto riguarda gli involupi in corrispondenza della stazione del vertical tail (Figura 7.31 e 7.32), con le correzioni aerodinamiche mediante Data Set e dati CFD si trovano gli stessi risultati ottenuti col metodo a pannelli interno. L'involuppo relativo alla correzione CFD si sovrappone completamente a quello del VLM, mentre l'involuppo ottenuto con i coefficienti del Data Set si discosta in maniera trascurabile. Nel diagramma Taglio - Momento Flettente, ciò che cambia tra Data Set e VLM sono le manovre che caratterizzano l'involuppo: la 25 e la 27 sono caratteristiche solo dell'involuppo relativo alla correzione mediante Data Set, ma producono valori di taglio e momento flettente paragonabili alle manovre 26 e 51 del VLM. Nel diagramma Momento Flettente - Momento Torcente, invece, le manovre caratteristiche del Data Set coincidono con quelle del VLM.

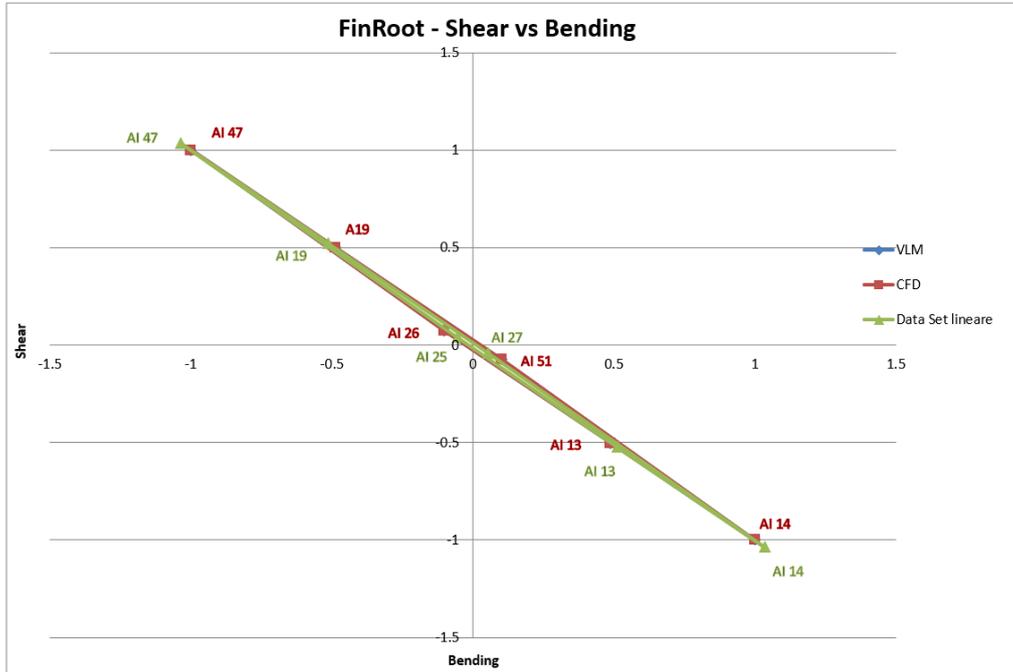


Figura 7.31: Taglio vs Flettente in corrispondenza della radice del vertical tail.

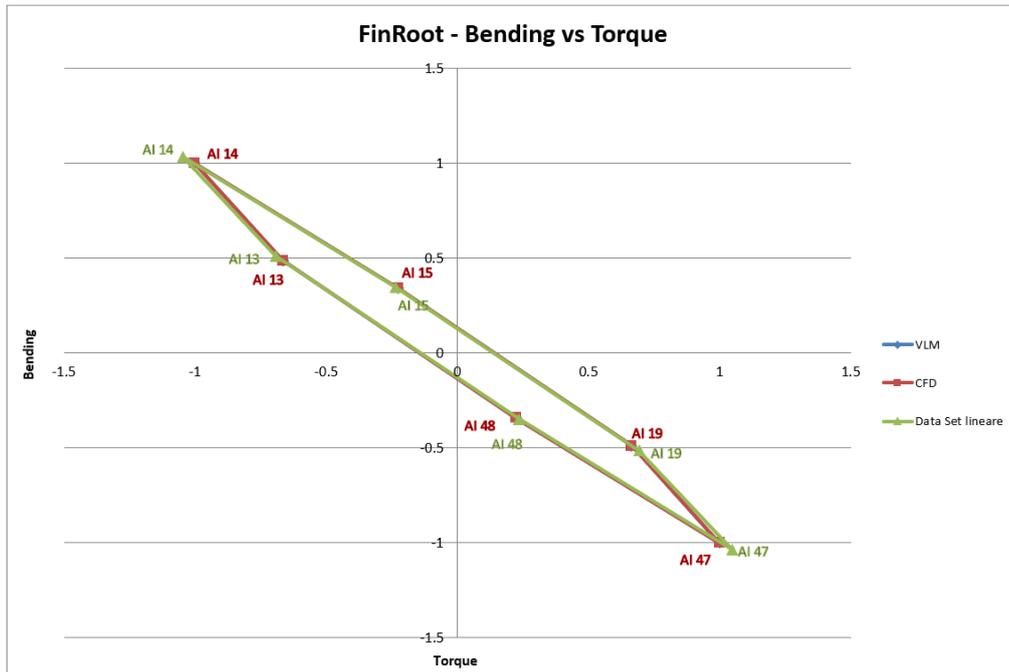


Figura 7.32: Flettente vs Torcente in corrispondenza della radice del vertical tail.

Per quanto riguarda la stazione dell'horizontal tail, gli involuppi relativi alle correzioni aerodinamiche variano in maniera significativa rispetto a quello ottenuto mediante VLM interno.

Facendo riferimento al diagramma che mette in relazione il taglio insieme al momento flettente in Figura 7.33, si osserva che con la correzione aerodinamica mediante Data Set si ottengono i valori di taglio e momento flettente maggiori. Passando dal VLM alla correzione mediante Data Set, il taglio e il momento flettente della manovra 10, ad esempio, aumentano circa del 50 %. L'involuppo relativo alla correzione del CFD, invece, è simile a quello ottenuto mediante VLM, eccetto per le manovre 9 e 10 che producono tagli e momenti flettenti maggiori.

In riferimento al diagramma Momento Flettente - Momento Torcente (Figura 7.34), è possibile osservare che l'involuppo relativo al VLM è quello che raggiunge valori di momento torcente maggiori, mentre con la correzione mediante Data Set si ottengono i momenti torcenti inferiori ma i bending maggiori.

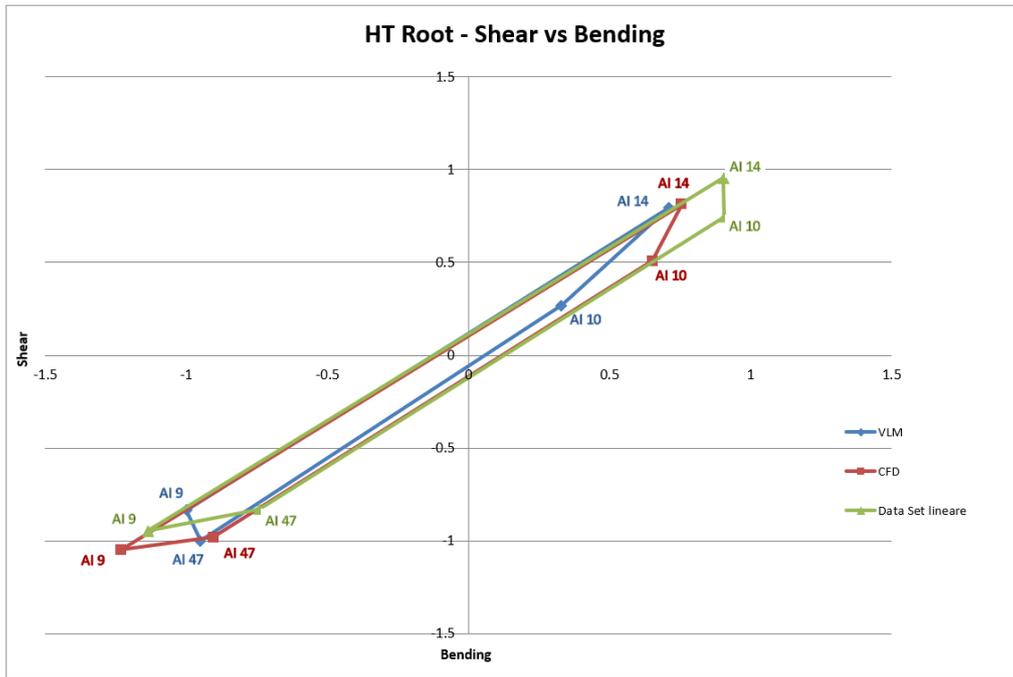


Figura 7.33: Taglio vs Flettente in corrispondenza della radice dell’horizontal tail.

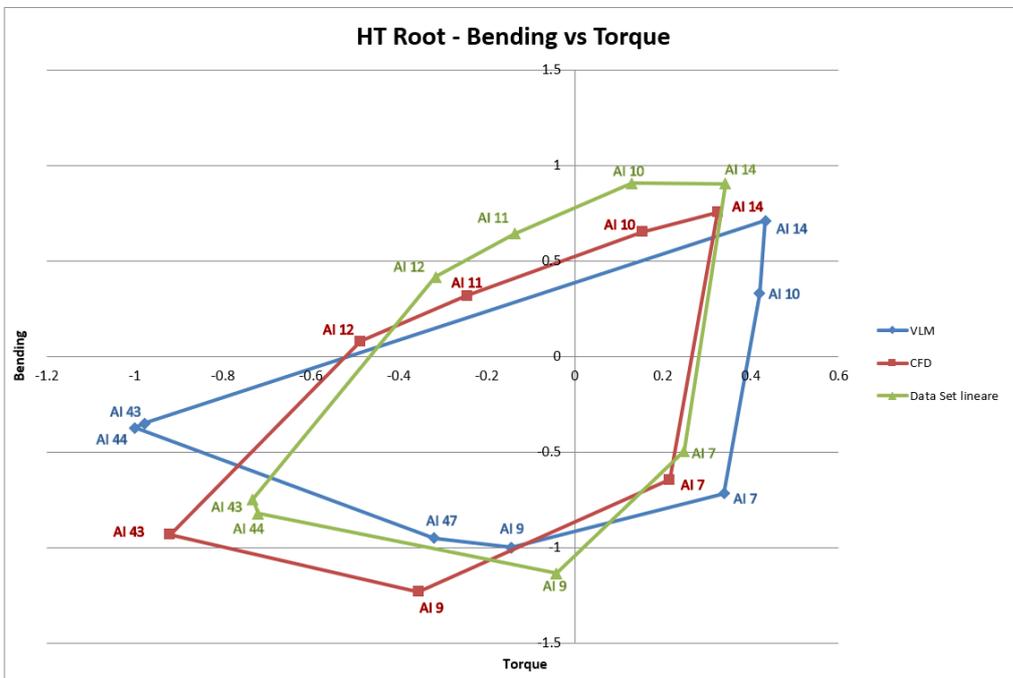


Figura 7.34: Flettente vs Torcente in corrispondenza della radice dell’horizontal tail.

# Capitolo 8

## Conclusioni e Sviluppi Futuri

NeoCASS è un tool ideato per l'analisi del comportamento aerolastico statico di aeromobili in fase preliminare di progetto e permette una rapida stima dei carichi relativi alla condizione di equilibrio assunta durante una generica manovra. Nonostante, però, la soluzione aerodinamica ottenuta col VLM interno consideri anche il contributo legato alla curvatura dei profili di tutte le superfici portanti, la modellazione tramite lamine piane introduce ovviamente degli errori di approssimazione caratteristici dei metodi low fidelity. Dal momento che le eventuali modifiche di un progetto sono molto più costose in una fase successiva del processo di progettazione, risulta utile correggere il modello aerodinamico predetto dal VLM interno attraverso l'introduzione di metodi aerodinamici high fidelity, i quali consentono di ottenere, già nelle fasi preliminari del progetto, una buona definizione dei carichi dimensionanti, evitando "sorprese" nelle fasi successive. Per tale motivo è stata sviluppata una procedura ad hoc, di proprietà di Leonardo Velivoli, che permette di correggere la soluzione aerodinamica mediante la definizione di un Data Set lineare oppure mediante l'introduzione di dati CFD.

Le correzioni della soluzione aerodinamica sono state analizzate, dapprima, sulla singola manovra di crociera ( $M = 0.52$ ,  $z = 0$  m,  $n_z = 1$ ) per valutare il loro effetto sulla soluzione di trim e, successivamente, su una campagna di manovre creata in base alle particolari condizioni richieste dalla normativa EASA CS25, per valutare il loro effetto sulla determinazione dei design loads. A seguito dei risultati ottenuti possono essere fatte le seguenti considerazioni:

- sulla *singola manovra* è possibile notare che l'effetto delle correzioni influisce in maniera rilevante sulla soluzione di trim. La correzione aerodinamica mediante i coefficienti del Data Set lineare e quella mediante l'introduzione dei dati CFD producono un  $\alpha_{eq}$  simile, mentre il  $\delta_{eq}$  è totalmente diverso nei due casi nonostante i valori della derivata aerodinamica  $Cm_\alpha$  siano molto vicini tra di loro. Inoltre, correggendo la soluzione aerodinamica mediante dati CFD, si ottengono delle distribuzioni di taglio e di momento flettente lungo l'ala di intensità

maggiori rispetto a quelle che si otterrebbero con la correzione mediante Data Set o col VLM interno. Il taglio e il momento flettente lungo l'apertura alare ottenuti mediante la correzione con il Data Set, invece, sono simili a quelli ottenuti con il metodo a pannelli interno. Opposta è la situazione riguardante il momento torcente  $M_y$ : esso è negativo in tutti e tre casi ma assume valori più bassi (in valore assoluto) con la correzione mediante dati CFD. Nonostante, quindi, la soluzione di trim ( $\alpha_{eq}$ ) associata al Data Set lineare e quella al CFD siano simili tra di loro, si osservano delle differenze nella distribuzione di taglio, momento flettente e momento torcente sull'ala, evidenziando come l'uso del CFD porti ad una correzione diretta dell'andamento dei carichi, dal momento che è nota la distribuzione delle forze aerodinamiche lungo l'apertura alare. Poiché la portanza  $F_z$  è maggiore nel caso della correzione mediante dati CFD, anche la deformazione  $u_z$  sarà maggiore rispetto a quella ottenuta mediante gli altri due metodi. Per quanto riguarda la deformazione torsionale  $\theta_y$ , anche in questo caso la curva che si discosta maggiormente dall'andamento di  $\theta_y$  relativo al VLM e al Data Set lineare è quella ottenuta con la correzione aerodinamica mediante dati CFD.

Poiché le differenze maggiori, in termini di trim, si osservano nella deflessione dell'equilibratore  $\delta_e$ , sono stati analizzati anche i carichi che agiscono sul piano orizzontale della coda e le deformazioni che ne derivano. In particolare, con la correzione aerodinamica tramite dati CFD si ottengono carichi e deformazioni, lungo l'apertura del piano di coda, di gran lunga superiori rispetto a quelli che si otterrebbero con gli altri due metodi. Per quanto riguarda la correzione mediante il Data Set lineare, invece, non si registrano grandi differenze rispetto al metodo a pannelli, essendo i valori di  $\delta_e$  all'equilibrio simili, ad eccezione del taglio che risulta minore di quello del VLM. Pertanto, la deformazione  $u_z$  è inferiore a quella ottenuta col metodo a pannelli interno.

- sugli *inviluppi di carico* è possibile osservare che i valori di taglio, momento flettente e momento torcente in corrispondenza delle stazioni più sollecitate del velivolo, ottenuti con i 3 diversi metodi aerodinamici, variano in maniera non trascurabile. Anche le manovre involuppati non sempre sono le stesse per i tre metodi aerodinamici (VLM, correzione mediante Data Set e correzione tramite dati CFD).

Nelle stazioni alari, soprattutto in corrispondenza della radice della winglet, gli inviluppi di carico ottenuti applicando la correzione aerodinamica mediante dati CFD si discostano in maniera significativa da quelli ottenuti utilizzando il metodo a pannelli interno o la correzione mediante Data Set. Ciò potrebbe essere dovuto ad un problema di spline: poiché la winglet è caratterizzata da una superficie piana orizzontale e da una verticale, un'unica spline superficiale

non riesce a trasferire le forze aerodinamiche in maniera corretta. Una soluzione potrebbe essere quella di dividere in due la spline: una per la parte orizzontale e l'altra per quella verticale. Tale fenomeno, però, va ancora indagato nel dettaglio in futuri sviluppi.

Anche in corrispondenza della stazione del piano orizzontale di coda si hanno delle differenze rilevanti fra i vari metodi aerodinamici, dovuti al fatto che la deflessione dell'elevatore in condizione di equilibrio varia in maniera sostanziale. Nell'inviluppo Taglio - Momento Flettente, si osserva che con la correzione aerodinamica mediante Data Set si ottengono i valori di taglio e momento flettente maggiori. L'inviluppo relativo alla correzione del CFD, invece, è simile a quello ottenuto mediante il VLM. Inoltre, l'inviluppo Momento Flettente - Momento Torcente relativo al VLM è quello che raggiunge valori di torque maggiori, mentre con la correzione mediante Data Set si ottengono i torque inferiori ma i bending maggiori.

Nel caso della correzione aerodinamica mediante i dati CFD, per migliorare la distribuzione dei carichi sull'ala è necessario ricorrere alle spline superficiali per l'interpolazione delle forze aerodinamiche dalla mesh CFD alla mesh strutturale. Esse, infatti, permettono di trasferire nel miglior modo possibile le forze aerodinamiche CFD, evitando concentrazioni di forze che provocano salti di carico ingiustificati, soprattutto in prossimità della nacelle.

Le due tipologie di correzione intervengono in differenti fasi del calcolo aeroelastico delle forze aerodinamiche stazionarie: la correzione mediante Data Set lineare si inserisce alla fine del processo, intervenendo direttamente sui coefficienti aerodinamici; mentre quella mediante dati CFD si inserisce all'inizio del processo, dal momento che viene fornita in input la distribuzione di forze sui punti della mesh aerodinamica CFD, le quali vengono trasferite alla struttura e, successivamente, da queste vengono calcolati i coefficienti per la determinazione delle forze aerodinamiche stazionarie (correzione più forte). A seconda del metodo aerodinamico utilizzato, dunque, si ottengono distribuzioni di carico e deformazioni differenti. Ad oggi non è possibile dire quale tra questi metodi sia quello più coerente con la realtà fisica poichè non esistono ancora risultati sperimentali provenienti da test in galleria del vento. La validazione dei modelli potrebbe essere uno sviluppo futuro.

Il vantaggio di questa correzione è che consente di sfruttare il dato aerodinamico più affidabile o il dato disponibile, permettendo all'utente di scegliere se far riferimento al Data Set oppure alle distribuzioni di pressioni CFD ottenute da analisi numeriche. Se entrambi i dati sono disponibili e ugualmente affidabili, per migliorare maggiormente la soluzione aerodinamica ai fini del calcolo dei carichi, un'idea sarebbe quella di correggere la distribuzione delle forze con i dati aerodinamici CFD e il trim con i coefficienti e le derivate aerodinamiche del Data Set. Ciò è possibile solo se c'è

coerenza dei dati aerodinamici tra CFD e Data Set, ovvero la banca dati del CFD e la banca dati da cui si ricavano i coefficienti del Data Set dovrebbero essere congruenti. Durante questo progetto di tesi, il Data Set lineare che è stato utilizzato non proviene interamente dal CFD ma include delle correzioni basate su correlazioni empiriche di velivoli esistenti di proprietà di Leonardo - Divisione Velivoli S.p.A.

# Appendice A

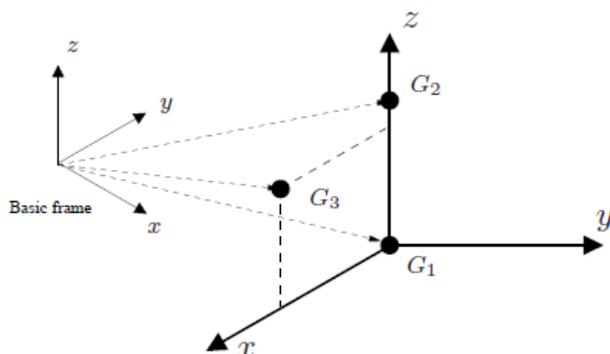
## Input modello aeroelastico

### A.1 Modello strutturale

#### A.1.1 Sistema di riferimento

Un modello strutturale numerico è composto da un insieme di GRID (generalmente definiti come nodi) che, insieme agli elementi strutturali, definiscono la dimensione e la forma del modello in esame. Quando la posizione di un nodo è definita nello spazio, implicitamente si assume che le sue coordinate siano definite relativamente a un sistema di coordinate. Come accade con NASTRAN<sup>©</sup>, il sistema di coordinate assolute di base è indicato con l'identificativo zero (0).

L'utente può utilizzare due schede diverse, CORD1R e CORD2R, per definire un sistema di coordinate generico rispetto al sistema assoluto [3].



**Figura A.1:** Costruzione di un sistema di coordinate relativo

La scheda CORD1R (Tabella A.1) definisce il sistema di coordinate mediante le coordinate assolute di tre nodi: il primo nodo è l'origine, il secondo giace sull'asse

$z$ , e il terzo giace sul piano  $x-z$ .

<b>CORD1R</b>	CIA	N1A	N2A	N3A	CIB	N1B	N2B	N3B	
CIA, CIB	identificativo dei sistemi di coordinate								
$N_iA, N_iB$	identificativo dei nodi								

**Tabella A.1:** Scheda sistema di coordinate CORD1R

La scheda CORD2R (Tabella [A.2](#)) definisce il sistema di coordinate mediante le coordinate di tre punti: il primo punto definisce l'origine, il secondo definisce la direzione dell'asse  $z$ , e il terzo punto definisce un vettore che, con l'asse  $z$ , determina il piano  $x-z$ .

<b>CORD2R</b>	CID	0	A1	A2	A3	B1	B2	B3	
	C1	C2	C3						
CID	identificativo del sistema di coordinate								
$A_i, B_i, C_i$	coordinate dei tre punti nel sistema assoluto (0)								

**Tabella A.2:** Scheda sistema di coordinate CORD2R

### A.1.2 Nodi

Quando viene creato un modello ad elementi finiti di una struttura, si definisce un modello matematico equivalente in forma matriciale. Le incognite che compaiono nel sistema matriciale che governa il comportamento statico o dinamico della struttura sono gli spostamenti generalizzati del modello. Questi spostamenti generalmente consistono di sei componenti per ciascun nodo (tre spostamenti e tre rotazioni) e definiscono i gradi di libertà del modello.

La scheda GRID (Tabella [A.3](#)) indica la posizione del nodo nello spazio, rispetto a un sistema di coordinate CS, in termini delle sue coordinate CX, CY, CZ. Le coordinate fornite in un sistema di riferimento relativo verranno sempre riportate al sistema assoluto (0) [\[3\]](#).

### A.1.3 Proprietà del materiale

La scheda MAT1 (Tabella [A.4](#)) definisce le proprietà di un materiale isotropo lineare per mezzo del modulo di Young E, del modulo di taglio G, del rapporto di Poisson e della densità. I valori di E, G e NU sono coinvolti nella formulazione della rigidezza degli elementi disponibili, mentre la densità di massa RHO del materiale viene utilizzata nella generazione della matrice di massa del modello numerico [\[3\]](#).

<b>GRID</b>	ID	CS	CX	CY	CZ				
ID	identificativo del nodo								
CS	identificativo del sistema di riferimento in cui sono definite le coordinate dei nodi (0 è il sistema di riferimento assoluto)								
CX	coordinata $x$ nel sistema CS								
CY	coordinata $y$ nel sistema CS								
CZ	coordinata $z$ nel sistema CS								

**Tabella A.3:** Scheda GRID per la definizione delle coordinate dei nodi

<b>MAT1</b>	MID	E	G	NU	RHO				
MID	identificativo del materiale								
E	modulo di Young								
G	modulo di taglio								
NU	coefficiente di Poisson								
RHO	densità di massa								

**Tabella A.4:** Scheda MAT1 per la definizione del materiale isotropo lineare

#### A.1.4 Elemento trave

L'elemento trave unidimensionale lineare o non lineare è utilizzato per rappresentare elementi strutturali che hanno certa rigidità lungo la linea che congiunge due punti della griglia.

Il modello trave implementato in NeoCASS è il classico beam stick model (Figura [A.2](#)), tipico delle applicazioni aerospaziali. Esso consiste di tre nodi (il nodo posizionato in corrispondenza della mezzaria della trave viene automaticamente generato durante le analisi richieste nel modulo SMARTCAD) e presenta le seguenti caratteristiche:

- rigidità flessione lungo l'asse neutro e rigidità torsionale attorno all'asse neutro;
- la flessione può essere definita nelle due direzioni perpendicolari alla direzione assiale dell'elemento;
- le proprietà devono essere costanti lungo la lunghezza dell'elemento;
- il centro di taglio e l'asse neutro devono coincidere;
- le estremità dell'elemento possono essere sfalsate rispetto ai nodi;

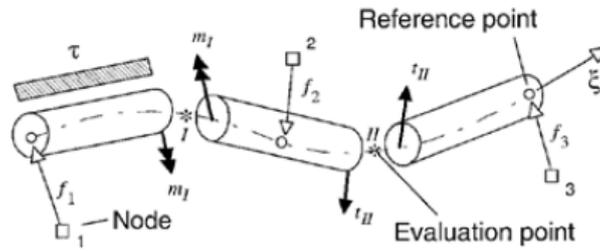


Figura A.2: Tipico modello strutturale: beam stick model [4]

La scheda CBAR (Tabella A.5) viene utilizzata per specificare i nodi connessi dall'elemento beam, le sue proprietà strutturali e il modo in cui la sezione viene posizionata lungo il suo asse [3].

CBAR	ID	PID	NA	NB	X1	X2	X3	OFT	
	0	0	W1A	W2A	W3A	W1B	W2B	W3B	
ID	identificativo dell'elemento beam								
PID	identificativo della proprietà della beam								
NA, NB	identificativo dei due nodi connessi dalla beam								
$X_i$	componenti del vettore orientamento, a partire da NA, nel sistema di coordinate di NA o nel sistema di coordinate assoluto (0)								
$W_iA$	componenti Offset a partire da NA								
$W_iB$	componenti Offset a partire da NB								
OFT	identificazione dell'Offset								

Tabella A.5: Scheda CBAR per la definizione dell'elemento beam

La scheda PBAR (Tabella A.6), invece, viene utilizzata per fornire le informazioni strutturali per la CBAR. In particolare devono essere definiti:

- area resistente totale  $A$ ;
- materiale utilizzato;
- momenti d'inerzia rispetto agli assi della sezione  $y_{el}$  e  $z_{el}$ ;
- la costante torsionale  $J$ ;
- densità di massa non strutturale;
- fattori di taglio;

Tutti questi parametri sono necessari per definire correttamente la matrice di rigidità di ciascun elemento, che viene poi assemblata nella matrice di rigidità globale della struttura in esame [3].

PBAR	PID	MID	A	I1	I2	J	NSM		
	0	0	0	0	0	0	0	0	
	K1	K2	I12						
PID	identificativo proprietà della beam								
MID	identificativo del materiale								
A	sezione trasversale								
I1, I2, I12	momenti d'inerzia								
J	costante torsionale								
NSM	massa non strutturale per unità di lunghezza								
K1, K2	fattori di taglio								

Tabella A.6: Scheda PBAR per la definizione delle proprietà della beam

### A.1.5 Masse concentrate

Le masse concentrate sono utilizzate per introdurre carichi inerziali dovuti a masse non strutturali (motori, sistemi di bordo, carico utile). La scheda CONM1 (Tabella A.7) fornisce la matrice di massa 6x6 in un nodo di riferimento del modello [3].

CONM1	ID	G	CID	M11	M21	M22	M31	M32	
	M33	M41	M42	M43	M44	M51	M52	M53	
	M54	M55	M61	M62	M63	M64	M65	M66	
ID	identificativo della massa								
G	nodo di riferimento								
CID	sistema di coordinate per la matrice di massa 6x6. La matrice di massa è poi riportata nel sistema di coordinate base								
$M_{ij}$	elementi della matrice di massa								

Tabella A.7: Scheda CONM1 per la definizione della matrice di massa concentrata

## A.2 Modello aerodinamico

La scheda CAERO1 (Tabella A.8) è usata per definire tutte le forme geometriche e i parametri della mesh per ogni box del modello aerodinamico che sono richiesti dal

Vortex Lattice Method del TORNADO. Per ogni box viene costruita una superficie portante di riferimento che viene discretizzata con un numero di pannelli definiti dall'utente. Per VLM è possibile definire il profilo aerodinamico utilizzato alla radice e all'estremità di ogni box. E' possibile, inoltre, definire le superfici di controllo [3].

CAERO1	AID	DIH	CID	NY	NX	RFO	TFO	TYP	
	CX	CY	CZ	CHD	SPN	TPR	SWP	TW1	TW2
	FLP	FC	FNX	NAM					

AID	Identificativo del box aerodinamico
DIH	Angolo di dietro (in gradi)
CID	Sistema di coordinate per definire l'origine del box
NY	Numero di pannelli in apertura
NX	Numero di pannelli in corda
RFO, TFO	Nome del profilo alare al Root/Tip
TYP	Tipo di mesh
$C_i$	Coordinate nel sistema di riferimento CID dell'origine del box
CHD	Corda della radice del box
SPN	Apertura del box
TPR	Taper ratio del box
SWP	Angolo di freccia del box (in gradi)
TW1, TW2	Svergolamento del box al root e al tip (in gradi)
FLP	Specificare se è presente la superficie di controllo (0=NO, 1=SI)
FC	Corda superficie di controllo (in % di CHD)
FNX	Numero di pannelli della superficie di controllo
NAM	Nome associato alla superficie di controllo

**Tabella A.8:** Scheda CAERO1 per la definizione dei box aerodinamici

### A.3 Accoppiamento spaziale tra modello strutturale e aerodinamico

L'adozione di un approccio partizionato, come quello adottato in SMARTCAD, richiede la definizione di uno schema di interfaccia per lo scambio di spostamenti, velocità e carichi tra la mesh strutturale e quella aerodinamica. I due modelli sono tipicamente discretizzati in modi molto diversi, spesso incompatibili. Di conseguenza devono essere rese compatibili due parametrizzazioni della stessa geometria per poter trasferire informazioni dall'una all'altra. Due metodi sono disponibili in SMARTCAD: uno schema innovativo basato sul metodo Moving Least Square (MLS) [9],

utile quando le due mesh non condividono una superficie comune, e il metodo Radial Basis Function (RBF) [10], che è lo stato dell'arte nei metodi di accoppiamento spaziale.

### A.3.1 Set di nodi per l'interpolazione

La scheda SET1 (Tabella A.9) definisce un insieme di nodi di interpolazione che viene utilizzato da uno dei metodi di accoppiamento spaziale disponibili per trasferire i dati dalla mesh aerodinamica a quella strutturale e viceversa. L'insieme definito può essere composto da nodi strutturali e aeronodi se si utilizzano elementi di travi [3].

SET1	ID	N1	N2	N3	N4	N5	N6	N7	
	N8	N9	ecc..						
ID	Identificativo del set								
N <sub>i</sub>	Nodi del set d'interpolazione (nodi strutturali e/o aeronodi)								

Tabella A.9: Scheda SET1 per la definizione del set di nodi per l'interpolazione

### A.3.2 Parametri di input per il metodo MLS

Il modello aeroelastico utilizzato per le analisi di questo progetto utilizzano il metodo MLS. La scheda SPLINE1 (Tabella A.11) viene utilizzata per specificare i parametri di accoppiamento spaziale per un elenco di pannelli appartenenti al box aerodinamico AID che utilizza il metodo MLS [3].

Weight	Tipo	$\phi(\delta)$
1	Wendland C <sup>0</sup>	$(1 - \delta)^2$
2	Wendland C <sup>2</sup>	$(1 - \delta)^4 \cdot (4\delta + 1)$
3	Wendland C <sup>4</sup>	$(1 - \delta)^6 \cdot (35/3\delta^2 + 18/3\delta + 1)$
4	Wendland C <sup>6</sup>	$(1 - \delta)^8 \cdot (32\delta^3 + 25\delta^2 + 8\delta + 1)$

Tabella A.10: Funzioni peso disponibili per il metodo MLS

<b>SPLINE1</b>	ID	AID	P1	P2	SET	POLY	W	NP	
ID	Identificativo della spline								
AID	Identificativo del box aerodinamico								
P1, P2	Indice del primo e dell'ultimo pannello interpolato								
SET	Identificativo della scheda SET1								
POLY	Ordine polinomiale utilizzato (1=Lineare, 2=quadratico)								
W	Funzione di peso che deve essere utilizzata (Tabella <span style="border: 1px solid red; padding: 0 2px;">A.10</span> )								
NP	Numero di nodi strutturali utilizzati								

**Tabella A.11:** Scheda SPLINE1 per la definizione dei parametri d'interpolazione per il metodo MLS

# Bibliografia

- [1] A. R. Collar, *The first fifty years of aeroelasticity*, in “Aerospace”, No 2, Volume 5, pp. 12–20, 1978.
- [2] A. Pagani, *Modelli “component-wise” per analisi statica, dinamica e aeroelastica di strutture alari*, Politecnico di Torino, 2011.
- [3] L. Cavagna, S. Ricci, *NeoCASS Next generation Conceptual Aero Structural Sizing*, Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali, Politecnico di Milano, 2013.
- [4] [Online]: [https://www.neocass.org/downloads/Docs/NeoCASS\\_and\\_NeoRESP\\_Tutorial\\_for\\_Advanced\\_Aeroelastic\\_Analysis\\_July\\_2018](https://www.neocass.org/downloads/Docs/NeoCASS_and_NeoRESP_Tutorial_for_Advanced_Aeroelastic_Analysis_July_2018).
- [5] L. Travaglini, *NeoCASS, Sviluppi e Applicazioni*, Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali, Politecnico di Milano, 2010.
- [6] D. P. Raymer, *Aircraft Design: A Conceptual Approach, Fourth Edition*, AIAA Education Series, 2006.
- [7] E. Torenbeek, *Synthesis of Subsonic Airplane Design.*, Kluwer Academic Pub, 1982.
- [8] J. Katz, A. Plotkin, *Low-Speed Aerodynamics From Wing Theory to Panel Methods*, McGraw-Hill series in Aeronautical and Aerospace Engineering, 1991.
- [9] G. Quaranta, P. Maserati, P. Mantegazza, *A conservative mesh-free approach for fluid-structure interface problems*, in “International Conference on Computational Methods for Coupled Problems in Science and Engineering” (M. Papadrakakis, E. Onate, and B. Schrefler, eds.), Santorini, Greece, CIMNE, 2005.

- [10] R. Schaback, H. Wendland, *Characterization and construction of radial basis functions* in “EILAT Proceedings” (N. Dyn, D. Leviatan, D. Levin, eds.), Cambridge University Press, 2000.
  
- [11] T. Melin, *User’s guide Tornado 1.0, release 2.3 2001-01-31*, KTH report, Royal Institute of Technology (KTH), 2003.