

POLITECNICO DI TORINO

Dipartimento di ingegneria Meccanica e Aerospaziale

**Corso di Laurea Magistrale
in Ingegneria Aerospaziale**

Tesi di Laurea Magistrale

Generazione e validazione modello aeroelastico parametrico per velivolo da trasporto in NeoCASS



Relatori

Prof. Erasmo Carrera

Prof. Enrico Zappino

Tutor aziendale

Ing. Ettore Baldassin

Candidato

Giuseppe Molino

Marzo 2019

Ringraziamenti

Il primo pensiero va al mio tutor aziendale Ing. Ettore Baldassin e al mio relatore Prof. Erasmo Carrera, i quali mi hanno dato la fiducia e la possibilità di intraprendere questo meraviglioso percorso in Leonardo Velivoli S.p.A.. In particolare ringrazio Ettore per aver condiviso con me la sua esperienza, avermi costantemente supportato nelle scelte decisive e spronato a migliorarmi. Senza di lui questo elaborato non avrebbe riportato gli stessi risultati e non sarebbe organizzato nello stesso modo.

Ringrazio tutti gli Ingegneri di Leonardo che sono stati fondamentali nel superamento delle difficoltà riscontrate durante l'intera attività. In particolare ringrazio l'Ing. Natale Calvi, per aver condiviso con me le sue conoscenze in materia di modelli aeroelastici e avermi aiutato nell'interpretazione dei risultati e nelle scelte di modifica del modello aeroelastico. Ringrazio l'Ing. Daniele Monti per la disponibilità ad ascoltare con atteggiamento critico e propositivo tutti i dubbi che gli sono stati presentati, fornendo sempre ottimi consigli sugli step successivi da seguire. Ringrazio l'Ing. Emanuela Bocchio per aver condiviso con me il tool aziendale necessario per approfondire i risultati dell'analisi modale, aiutandomi a comprendere nel dettaglio il suo funzionamento.

Ringrazio il Prof. Sergio Ricci del Politecnico di Milano e il suo gruppo di ricerca per il tempo dedicato nelle spiegazioni del tool NeoCASS da loro sviluppato e avermi supportato nel chiarimento dei dubbi sul funzionamento dello stesso e sugli output dei risultati. In particolare ringrazio l'Ing. Federico Fonte per la disponibilità e grande chiarezza nelle risposte a tali dubbi.

Ringrazio l'Ing. Enrico Zappino, mio correlatore, per la disponibilità nell'assistermi e nel guidarmi nella presentazione dell'elaborato.

Infine ringrazio tutte le persone che mi hanno supportato durante tutti questi anni di studi e mesi di lavoro. Alla mia famiglia e alla mia ragazza, che da vicino e/o da lontano mi hanno sempre dato la giusta motivazione, forza e supporto, dico un immenso grazie. Ringrazio chi mi ha sempre detto che tutto sarebbe andato per il meglio e che non ci sarebbe stato nulla di cui preoccuparsi, tanto c'era chi mi osservava e guidava. Grazie Gaetana.

Indice

| | |
|---|----|
| Elenco delle figure | IV |
| Elenco delle tabelle | VI |
| 1 Introduzione | 1 |
| 2 Descrizione modello di riferimento | 3 |
| 3 Descrizione NeoCASS | 5 |
| 3.1 Cos'è NeoCASS ? | 5 |
| 3.2 Acbuilder - modulo di input dati velivolo | 6 |
| 3.2.1 Geometry | 7 |
| 3.2.2 Weights & Balance | 10 |
| 3.2.3 Technology | 12 |
| 3.3 GUESS - modulo dimensionamento strutturale | 15 |
| 3.3.1 Condizioni di carico | 16 |
| 3.3.2 Dimensionamento strutturale | 17 |
| 3.4 SMARTCAD - modulo analisi aeroelastica | 18 |
| 3.4.1 Modello strutturale | 18 |
| 3.4.2 Analisi aeroelastica statica | 19 |
| 3.4.3 Analisi modale e di flutter | 20 |
| 3.5 NeoRESP - modulo analisi dinamica | 21 |
| 3.5.1 NeoRESP | 21 |
| 3.5.2 NeoRESP-SS | 22 |
| 4 Allineamento modello NeoCASS con modello di riferimento | 23 |
| 4.1 Generazione dello stick beam model | 24 |
| 4.2 Prima verifica di bontà del modello attraverso analisi modale | 26 |
| 4.3 Distribuzione di massa | 27 |
| 4.3.1 Allineamento distribuzione di massa | 28 |
| 4.3.2 Analisi modale con distribuzione di massa allineata | 30 |
| 4.4 Distribuzione di rigidità | 31 |

| | | |
|----------|--|-----------|
| 4.4.1 | Analisi statica per valutare allineamento della distribuzione di rigidezza | 34 |
| 4.4.2 | Allineamento rigidezza Fusoliera | 37 |
| 4.5 | Allineamento comportamento a torsione dell'Ala tra i due modelli . | 42 |
| 4.6 | Analisi aeroelastica statica | 44 |
| 4.7 | Confronto tra collegamenti del modello NeoCASS e di quello di riferimento | 46 |
| 4.7.1 | Implementazione collegamenti flessibili nel modello NeoCASS | 48 |
| 4.8 | Ulteriore allineamento di massa e rigidezza dell'Ala | 50 |
| 4.9 | Modello finale | 55 |
| 5 | Analisi risposta dinamica alla raffica | 57 |
| 5.1 | Metodo degli spostamenti modali (MD) | 58 |
| 5.1.1 | Modi troncati fino ad una frequenza scelta (EIGR) | 58 |
| 5.1.2 | Modi selezionati (SELECT) | 61 |
| 5.2 | Metodo dell'accelerazione modale (MA) | 64 |
| 5.3 | Analisi Momento torcente | 66 |
| 6 | Conclusione | 71 |
| | Bibliografia | 73 |

Elenco delle figure

| | | |
|------|--|----|
| 3.1 | Schema NeoCASS [2] | 6 |
| 3.2 | Acbuilder - Geometry | 7 |
| 3.3 | Acbuilder - Weights & Balance | 11 |
| 3.4 | Acbuilder - Technology | 12 |
| 3.5 | kcon [2] [1] | 14 |
| 3.6 | Modello strutturale [1] | 18 |
| | | |
| 4.1 | Modello aeroelastico | 25 |
| 4.2 | Valori di massa nelle stazioni | 28 |
| 4.3 | Allineamento valori di massa nelle stazioni | 30 |
| 4.4 | Distribuzioni di rigidezza | 34 |
| 4.5 | Analisi statica - Andamento spostamento Semiala | 35 |
| 4.6 | Analisi statica - Andamento spostamento Impennaggio orizzontale | 36 |
| 4.7 | Analisi statica - Andamento spostamento Impennaggio verticale | 36 |
| 4.8 | Analisi statica - Andamento spostamento Fusoliera | 37 |
| 4.9 | Distribuzioni di rigidezza interpolate - Fusoliera | 38 |
| 4.10 | Analisi statica - Andamento spostamento Fusoliera con rigidzze interpolate | 39 |
| 4.11 | Analisi statica - Andamento spostamento Fusoliera con rigidzze ottimizzate per analisi statica | 40 |
| 4.12 | Analisi statica - Andamento spostamento Fusoliera con rigidzze ottimizzate per analisi modale | 42 |
| 4.13 | Traformazione posizione masse concentrate | 43 |
| 4.14 | Analisi aeroelastica statica - Deformata fuori dal piano | 44 |
| 4.15 | Analisi aeroelastica statica - Carichi | 46 |
| 4.16 | Analisi statica - Andamento spostamento Impennaggio verticale, Effetto collegamenti | 47 |
| 4.17 | Collegamenti flessibili | 48 |
| 4.18 | Analisi aeroelastica statica - Spostamento verticale Ala, Collegamenti flessibili | 49 |
| 4.19 | Distribuzione di massa Semiala destra - ρ ridotta del 10% | 51 |
| 4.20 | Distribuzione di rigidezza Semiala destra - E ridotto del 10% | 52 |

| | | |
|------|--|----|
| 4.21 | Forme modali | 53 |
| 4.22 | Analisi statica - Andamento spostamento Semiala con E ridotto del 10% | 54 |
| 4.23 | Analisi aeroelastica statica - Carichi con ρ ed E ridotti del 10% | 54 |
| 4.24 | Analisi aeroelastica statica - Spostamento fuori dal piano con ρ ed E ridotti del 10% | 55 |
| 5.1 | Forze interne in radice - EIGR | 59 |
| 5.2 | Ampiezze modali - EIGR | 60 |
| 5.3 | Forze interne in radice - SELECT | 62 |
| 5.4 | Forze interne in radice - Confronto EIGR con SELECT | 63 |
| 5.5 | Ampiezze modali - SELECT | 64 |
| 5.6 | Carichi in radice - Metodo dell'accelerazione modale (EIGR) | 65 |
| 5.7 | Accelerazioni in radice Ala | 66 |
| 5.8 | Carichi in radice - Momento torcente | 67 |
| 5.9 | Distribuzione dei carichi in apertura | 68 |
| 5.10 | Carichi - Momento Torcente, senza motore | 69 |
| 5.11 | Carichi - Momento Torcente lungo l'apertura, CONM2 | 69 |
| 5.12 | Carichi - Momento Torcente lungo l'apertura, motore splittato | 70 |

Elenco delle tabelle

| | | |
|------|---|----|
| 4.1 | Modelli strutturali selezionati per il dimensionamento | 24 |
| 4.2 | Dimensionamento GUESS | 25 |
| 4.3 | Validazione GUESS [1] | 26 |
| 4.4 | Allineamento valori di massa globali | 29 |
| 4.5 | Risultati analisi modale | 31 |
| 4.6 | Risultati analisi modale, ottimizzazione statica | 40 |
| 4.7 | Risultati analisi modale, ottimizzazione modale | 41 |
| 4.8 | Risultati analisi modale, nuova posizione masse concentrate | 43 |
| 4.9 | Allineamento valori di massa globali Ala - ρ ridotta del 10% | 51 |
| 4.10 | Risultati analisi modale - ρ ed E ridotti del 10% | 52 |
| 5.1 | Picco massimo Forze interne in radice - EIGR | 60 |
| 5.2 | Picco massimo Forze interne in radice - SELECT | 62 |
| 5.3 | Picco massimo Carichi in radice - Metodo dell'accelerazione modale (EIGR) | 65 |

Capitolo 1

Introduzione

Negli ultimi anni una delle maggiori sfide dei costruttori di aeromobili è stata quella di trovare nuove configurazioni di velivoli che consentissero una maggiore capacità di payload, una riduzione dei costi e il rispetto dei parametri di inquinamento ambientale sempre più stringenti. Per raggiungere un buon trade-off tra questi requisiti, queste configurazioni sono portate ad avere strutture sempre più leggere e deformabili, diventando quindi più sensibili ad effetti aeroelastici.

Per questi motivi è nata la necessità di considerare gli effetti della flessibilità del velivolo già in fase di studio preliminare, in modo da non rischiare di scoprire, in fasi più avanzate, eventuali instabilità di tipo aeroelastico nella configurazione scelta. In passato gli effetti della flessibilità del velivolo venivano considerati a valle del ciclo di design, mentre ora si considerano già nelle fasi preliminari di sviluppo, sfruttandone al massimo le proprietà.

Per far questo è stato sviluppato dal Politecnico di Milano NeoCASS, un tool di analisi numerica programmato interamente in Matlab® che è in grado di fornire i dati strutturali di una nuova configurazione di velivolo, svolgere analisi preliminari di tipo aeroelastico sul modello generato e accoppiarlo a leggi di controllo [1].

L'obiettivo di questo progetto di tesi, svolto presso Leonardo Velivoli S.p.A., è stato verificare l'affidabilità del tool NeoCASS nella generazione di un modello aeroelastico di un velivolo da trasporto e confrontarlo con il modello di riferimento già esistente dello stesso velivolo. In particolare il modello di riferimento, a differenza di quello ottenuto con NeoCASS, non è nato per analisi di studi preliminari, ma deriva dalla validazione con i dati sperimentali (Ground Vibration Test – GVT) ed è stato usato per la certificazione del velivolo.

Il primo step nella generazione del modello in NeoCASS, partendo solo dai dati geometrici di input, è quello di fornire un dimensionamento strutturale affidabile in base alla tipologia di velivolo analizzato, basandosi su modelli strutturali e non su formule empiriche [1]. Una volta che le proprietà strutturali sono state calcolate, NeoCASS genera un modello di tipo stick dell'intero aeromobile, pronto per essere sottoposto ad analisi aeroelastiche all'interno del tool stesso. Le operazioni di

generazione del modello risultano essere veloci, permettendo una rapida modifica dei parametri di input e aggiornamento dei dati. All'interno di NeoCASS sono presenti delle interfacce che permettono l'elaborazione di informazioni esterne, come risultati CFD, e il dialogo con altri software, come MSC NASTRAN [2].

Nel seguito dell'elaborato, sono presenti due capitoli introduttivi, dove il primo fornisce una panoramica del modello di riferimento sviluppato da Leonardo Velivoli S.p.A., mentre il secondo descrive la struttura di NeoCASS con le sue funzionalità.

Nel capitolo successivo è descritta l'attività di generazione del modello in NeoCASS, il confronto con il modello di riferimento e le modifiche del modello generato, basate sull'allineamento delle risposte alle analisi statiche, modali e aeroelastiche.

Una volta modificato il modello NeoCASS, è stato verificato il suo comportamento dinamico con il modello di riferimento, sottoponendo entrambi ad un'analisi di risposta dinamica a una raffica.

Infine, è esposto il capitolo conclusivo con l'analisi dei risultati ottenuti.

Capitolo 2

Descrizione modello di riferimento

L'aeromobile studiato è un velivolo da trasporto di Leonardo S.p.A, ad ala alta e bimotore a propulsione a elica (turboprop). In azienda è presente il suo modello aeroelastico usato per la certificazione, il quale deriva da un modello strutturale 3D stressato, ridotto a un modello stick e in seguito validato con test di vibrazione al suolo (GVT - Ground Vibration Test).

La validazione con i test sperimentali è stata ottenuta con la modifica delle caratteristiche di massa e rigidezza del modello, per mezzo di un ciclo di ottimizzazione che puntasse a rappresentare le frequenze e le forme modali.

Questo modello a travi è stato costruito in MSC NASTRAN ed è strutturato nel modo seguente:

- elementi strutturali di tipo beam, dotati di una propria rigidezza distribuita ma privi di massa, dal momento che la densità del materiale associato è posta a zero;
- masse concentrate, attaccate ai nodi dei diversi elementi, sono l' unico contributo di massa e inerzia;
- matrici di rigidezza (DMIG), in corrispondenza dei collegamenti tra Fusoliera e Ala e tra Fusoliera e impennaggi di coda, per rappresentare la cedevolezza degli attacchi. La DMIG è una matrice che lega valori di rigidezza e/o di massa ai gradi di libertà dei nodi considerati [8];
- motore, massa del motore e della nacelle inglobata in una matrice di massa e rigidezza collegata attraverso dei nodi di attacco ai longheroni dell'Ala e masse concentrate che simulano sistemi aggiuntivi posizionate nell'intorno dello stesso nodo;

- superfici mobili,
scorporate dalla struttura delle superfici fisse, sono rappresentate con delle beam, masse e inerzie proprie ed elementi che simulano la rigidità delle linee di comando.

La scelta di disaccoppiare il contributo di massa da quello di rigidità è stata adottata per agire indipendentemente sui due contributi, rendendo più lineare il processo di ottimizzazione.

Capitolo 3

Descrizione NeoCASS

Per considerare l'aeroelasticità nelle fasi preliminari di design di un nuovo velivolo, è stato sviluppato dal Politecnico di Milano il tool NeoCASS. Questo è un tool di analisi numerica programmato interamente in Matlab® che è in grado di fornire i dati strutturali di una nuova configurazione di velivolo, svolgere analisi preliminari di tipo aeroelastico del modello generato e accoppiarlo a leggi di controllo [1].

In questo capitolo vengono descritti gli obiettivi che hanno portato allo sviluppo del tool NeoCASS e i moduli che lo compongono, con le diverse funzionalità.

3.1 Cos'è NeoCASS ?

NeoCASS (Next generation Conceptual aero-Structural Sizing Suite) nasce al Politecnico di Milano, per rispondere al bisogno che si è andato a delineare negli ultimi anni, all'interno del mondo aeronautico, di considerare gli effetti dell'aeroelasticità già nelle fasi preliminari di design di un nuovo velivolo. NeoCASS, nato all'interno del progetto SimSAC, aveva lo scopo di realizzare un ambiente che permettesse un dimensionamento preliminare e il calcolo di analisi aeroelastiche per una qualsiasi configurazione di velivolo. Alla fine del progetto è stato realizzato il sistema CEAS-IOM, in cui era annegato lo stesso NeoCASS. Finito il progetto, il Politecnico di Milano ha continuato a sviluppare il tool, isolandolo dall'ambiente CEAS-IOM e portando alla luce la versione stand-alone di NeoCASS.

I primi obiettivi prefissati per lo sviluppo di NeoCASS erano i seguenti: fornire una stima accurata delle masse strutturali da inserire nel modello in fase preliminare di sviluppo e rendere facilmente accessibile l'aeroelasticità per la maggior parte degli utenti, automatizzando la generazione del modello aeroelastico.

NeoCASS è composto da quattro diversi moduli:

- Acbuilder,
- GUESS,

- SMARTCAD,
- NeoRESP.

Il primo modulo Acbuilder, attraverso un'interfaccia grafica, permette di definire i parametri geometrici di input per la generazione automatica del modello aeroelastico del velivolo, in questa fase senza proprietà strutturali [2]. Il secondo modulo GUESS, prende come input il file con i dati inseriti in Acbuilder e, sceglie le tipologie di manovre, esegue un ciclo di ottimizzazione per il dimensionamento della minima massa che sopporta i carichi derivanti dalle manovre selezionate, per tutti i diversi componenti del velivolo (Ala, Fusoliera, Impennaggio orizzontale e Impennaggio verticale) [1]. SMARTCAD è il solutore aeroelastico, che permette di risolvere analisi aeroelastiche statiche, modali e di flutter [1]. Infine NeoRESP è il solutore dinamico, che esegue analisi di risposta alla raffica, carichi esterni e deflessioni delle superfici mobili, tutti di tipo dinamico; risolvendo le equazioni del sistema nel dominio delle frequenze [1]. Inoltre NeoRESP ha un ulteriore modulo (NeoRESP-SS) che è in grado di risolvere analisi di risposta dinamica generando un modello agli stati del sistema aeroelastico, che risulta possibile accoppiare a leggi di controllo (FCS) [1]. Uno schema di quanto riassunto è presente in Figura 3.1 [2].

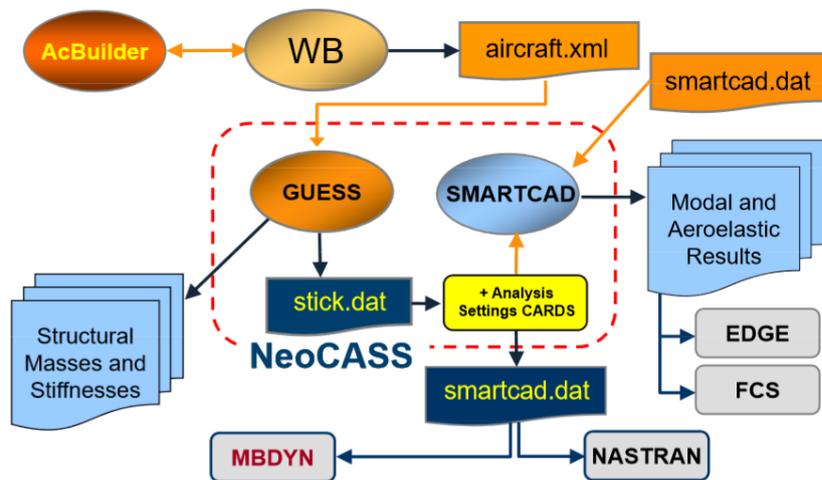


Figura 3.1: Schema NeoCASS [2]

3.2 Acbuilder - modulo di input dati velivolo

Il modulo Acbuilder permette di inserire i dati di input del velivolo per poi generare il modello aeroelastico, ma ancora senza proprietà strutturali. Questo modulo è diviso in 3 sezioni:

- Geometry

- Weights & Balance
- Technology

Geometry permette di inserire tutti i parametri geometrici del velivolo, quali lunghezza della Fusoliera, diametro, apertura alare, forma in pianta delle superfici portanti, profili, freccia, etc... Weights & Balance, a partire dai dati definiti in Geometry, elabora una prima stima dei pesi del velivolo. Infine in Technology è possibile configurare lo schema del modello aeroelastico, come il numero di elementi strutturali e la pannellatura aerodinamica.

3.2.1 Geometry

In questa sezione è possibile inserire tutti i dati geometrici per tutti i componenti del velivolo (Ala, Fusoliera, Impennaggio orizzontale e verticale), tramite i parametri richiesti che verranno presentati nel seguito. I dati geometrici sono stati ricavati dal CATIA del velivolo.

Questa sezione è costituita da 2 sub-sezioni a sua volta: Components e Fuel. Nella prima è stato possibile definire per ogni componente il valore geometrico di input per ottenere la geometria desiderata, mentre nella seconda si è definita la distribuzione del carburante e la struttura del cassone alare.

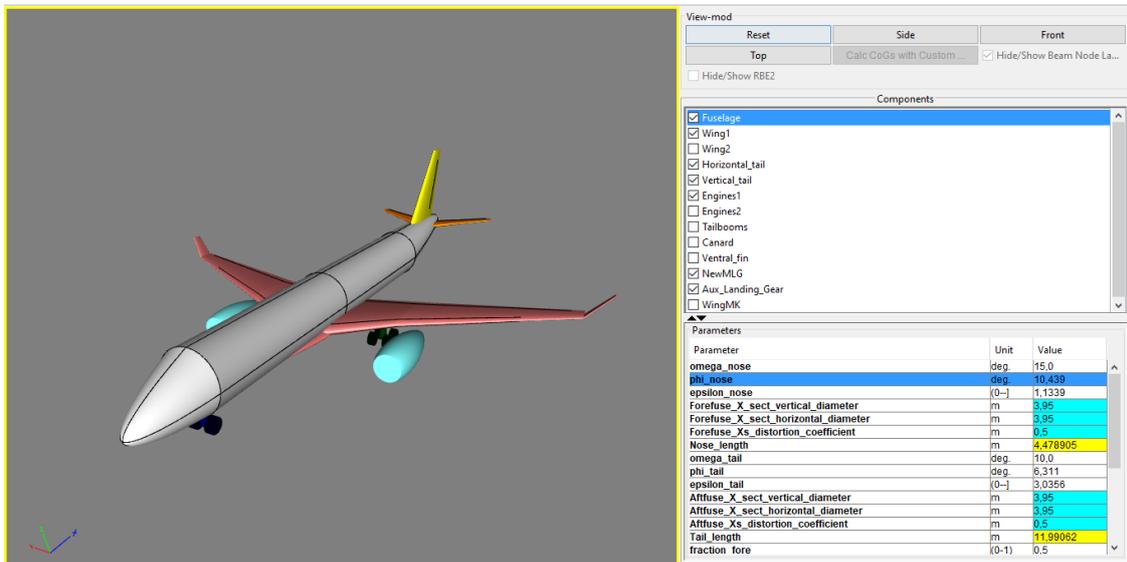


Figura 3.2: Acbuilder - Geometry

Components - Fuselage

In questa sub-sezione si definiscono i parametri che descrivono la geometria della Fusoliera.

La Fusoliera è divisa in 4 tronconi cilindrici e agendo sul frontale e sul finale se ne definisce la geometria completa. I parametri su cui si è agito sono presentati di seguito.

- **epsilon_nose**, che rappresenta il rapporto tra la lunghezza del 1° troncone e il diametro di inizio del 2°. Quindi nota la lunghezza del naso si è ricavato questo rapporto e una volta inserito è stato presentato in output (in giallo) il valore atteso, in corrispondenza della voce **Nose_length**.
- **epsilon_tail**, che rappresenta il rapporto tra la lunghezza del 4° troncone e il diametro di fine del 3°. Anche in questo caso si ottiene in output alla voce **Tail_length** la lunghezza del troncone di coda.

L'altro importante output è la posizione di inizio del naso della fusoliera rispetto al sistema di riferimento, che di default coincidono.

Components - Wing

In questa sub-sezione sono stati inseriti tutti i parametri necessari a definire la geometria delle ali. La forma in pianta dell'ala è divisa in 3 tronconi, chiamati kink.

- Allungamento alare e l'area, che restituiscono in output l'Aspect Ratio (AR).
- **spanwise_kink** e **taper_kink** che permettono di definire la forma in pianta dell'ala. Dove il primo rappresenta il rapporto tra l'apertura del kink e quella della semiala, mentre il secondo definisce il rapporto tra la corda in corrispondenza dell'inizio del kink e la corda alla radice.
- **kink_incidence** e **root_incidence** definiscono rispettivamente l'angolo di svergolamento di fine kink e il valore dell'angolo di calettamento alla radice. Allo stesso modo si definiscono l'angolo di freccia e il diedro.
- Profilo alare per ogni kink. Dal momento che il profilo è stato sviluppato da Leonardo Velivoli S.p.A., è stato necessario inserirlo nel database di NeoCASS come file di coordinate puntuali del profilo nelle cartelle *airfoil* e *airfoil_DAT*.
- Flap e alettoni. I primi sono definiti come rapporto tra la corda della superficie mobile e quella del kink di riferimento, mentre gli alettoni sono definiti sul kink più esterno, dove si è selezionata la percentuale di corda fin dove si estende e la percentuale di allungamento rispetto al kink esterno.
- **placement_locale** e **apex_locale** evidenziano il posizionamento dell'ala. Il placement è il rapporto tra la posizione del vertice dell'ala (punto sul bordo di attacco in corrispondenza dell'asse di mezzeria dell'Ala) sul diametro della

Fusoliera e il diametro stesso, mentre l'apex evidenzia la posizione del vertice dell'ala lungo la Fusoliera, sempre come rapporto tra la posizione effettiva e la lunghezza della fusoliera. Inseriti questi rapporti , si è verificato che la posizione x,y,z di output fosse quella attesa.

Components - Horizontal tail

Gli input sono gli stessi dell'ala, dove però l'unica superficie mobile possibile da selezionare è stata l'elevatore, definito a sua volta come l'alettone. Inoltre lo stabilizzatore è suddiviso in 2 tronconi invece che 3 come per la semiala.

Components - Vertical tail

Stessi input dello stabilizzatore, con il timone definibile come superficie mobile.

Components - Engine

In questa sub-sezione sono descritti i parametri necessari per la definizione del motore.

- **Layout_and_config** definisce in che modo è attaccato rispetto all'ala.
- Simmetria del motore e sporgenza della nacelle dall'ala selezionati tramite flag.
- **Y_locale** e **X_locale** definiscono il posizionamento del motore. La **Y_locale** rappresenta il rapporto tra la posizione del motore lungo la coordinata y e il valore dell'apertura della semiala. La **X_locale** rappresenta la percentuale di corda (in corrispondenza della **Y_locale**) in cui si posiziona la parte finale del motore.
- **fitness_ratio** definisce l'allungamento del motore, essendo il rapporto tra la lunghezza del motore e il suo diametro massimo (**d_max**).
- Spinta del motore.

Components - Main Landing Gear

La posizione del carrello principale è stata definita allo stesso modo di quanto fatto per il motore.

Components - Auxiliary Landing Gear

Il carrello ausiliario ha gli stessi input di quello principale.

Fuel - Fuel tank definition

In questa sub-sezione è stato possibile definire la distribuzione lungo l'apertura alare del carburante, tramite gli input descritti di seguito.

- Serbatoio tra il longherone anteriore e il posteriore.
- **Outboard_fuel_tank_span** definisce la percentuale di apertura alare fin dove il carburante è distribuito.
- Massa carburante.

Questi dati sono stati utilizzati per il calcolo della distribuzione del carburante lungo l'apertura alare come masse concentrate, inserite nel modello aeroelastico generato dal dimensionamento strutturale in GUESS.

Fuel - Wingbox definition

In questa sub-sezione è definita la geometria del wingbox. In AcBuilder la geometria del cassone alare è standard, con 2 longheroni (front e rear spar) che corrono parallelamente ai bordi di attacco e uscita dell'Ala. Di seguito sono presentati gli input necessari per la descrizione del cassone alare.

- **box_ea_loc** definisce la posizione dell'asse elastico in corrispondenza dei diversi tronconi dell'ala, come percentuale di corda.
- **box_semispan** definisce la posizione dei longheroni, come percentuale della porzione di corda tra l'asse elastico e l'attacco dell'ala.

3.2.2 Weights & Balance

In questa sezione viene calcolata una prima stima parametrica delle masse strutturali e non strutturali dell'aeromobile.

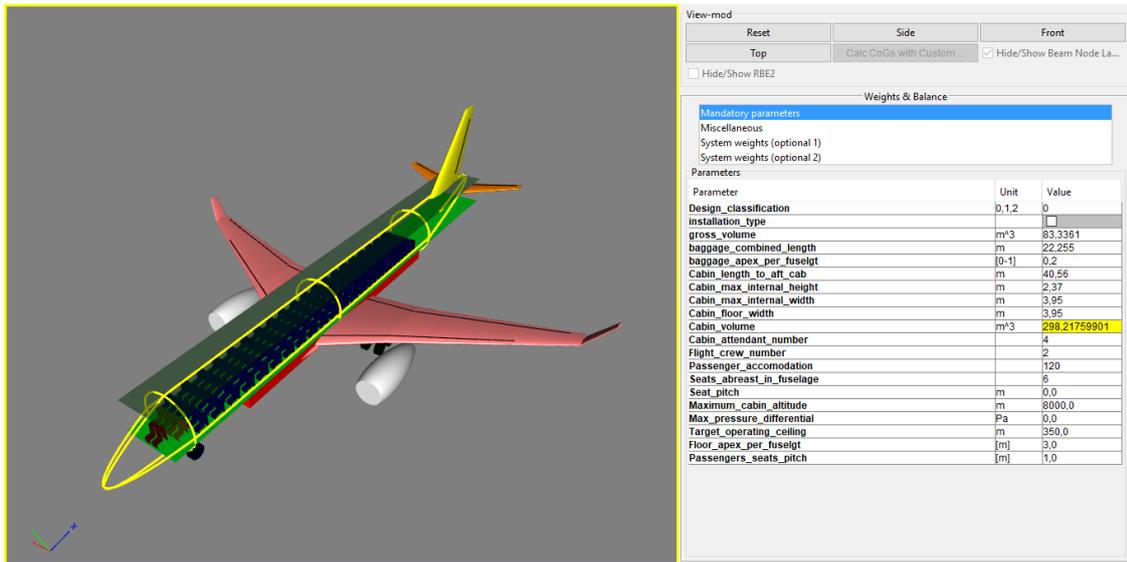


Figura 3.3: Acbuilder - Weights & Balance

Weights & Balance

La sub-sezione seguente ha permesso di definire la configurazione degli interni del velivolo. Si inserisce il volume e la lunghezza dell'alloggiamento dei pallet, la cui posizione di inizio è fornita in percentuale di lunghezza della Fusoliera. La cabina è definita in termini di diametro e lunghezza, mentre all'intero si è inserita la distribuzione dei posti passeggero (numero e passo), il numero degli assistenti di volo e dei piloti. Da queste informazioni, allo stesso modo del carburante, è stata calcolata la distribuzione di baggagge e passenger come masse concentrate lungo la Fusoliera inserite nel modello aeroelastico.

Centers of gravity

Selezionando questa sub-sezione viene calcolata una prima stima dei pesi e dei baricentri dell'intero velivolo e dei singoli componenti, basandosi sulle informazioni geometriche precedentemente inserite. Dal momento che i pesi e i baricentri dei diversi componenti del velivolo erano noti, è stato possibile inserirli nel file Excel *File4CoGs*, dal quale si è generato un file di testo che è stato caricato in AcBuilder tramite la voce Load Data. In questa prima fase, attraverso la procedura descritta, il velivolo ha esattamente i valori dei pesi attesi, verificabile paragonando il valore noto di riferimento e quello calcolato del MTOW (Maximum Take-off Weigth) e dell' OEW (Operational Emphy Weigth). Queste due informazioni sono presenti sotto la voce System weight (optional 2) in corrispondenza della sub-sezione Weight & Balance. Come si vedrà in seguito, il modulo GUESS non terrà conto delle masse

strutturali fornite con il Load Data, ma solo di quelle non strutturali (Baggage, carburante, piloti, motori e carrelli).

3.2.3 Technology

In questa sezione si definisce la configurazione geometrica del modello aeroelastico (struttura e aerodinamica) e la selezione dei metodi di calcolo della massa strutturale da parte del modulo di ottimizzazione GUESS, che verrà approfondito nel seguito della trattazione.

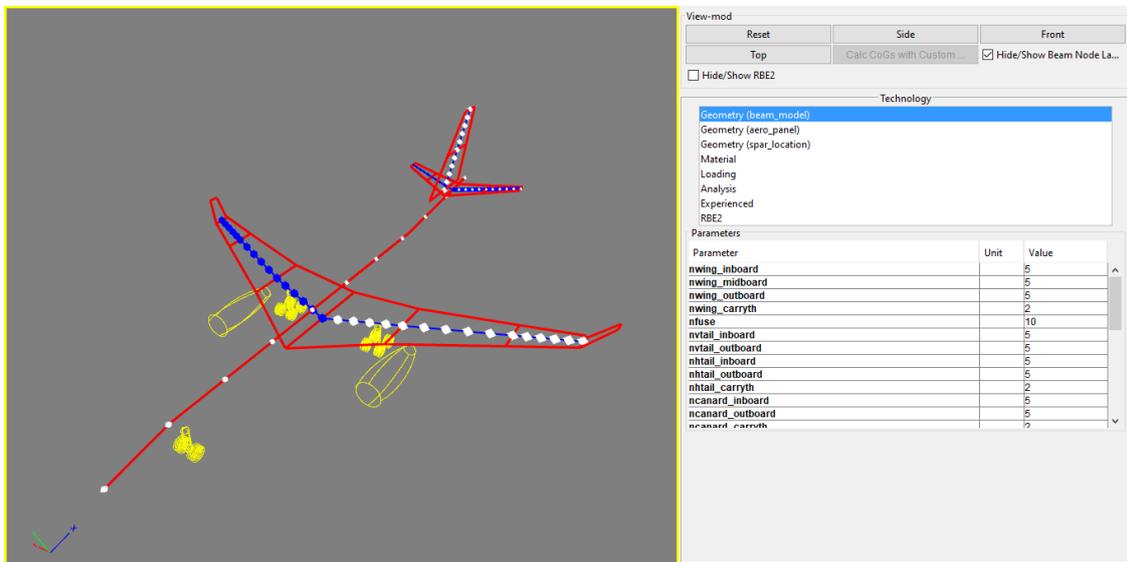


Figura 3.4: Acbuilder - Technology

Geometry (beam_model)

In questa sub-sezione è stato possibile scegliere per ogni troncone delle superfici portanti (inboard, midboard, outboard e carryth) e per quello unico di Fusoliera, il numero di beams in cui si è voluto suddividerli. Il carry through è la parte di Ala passante nella Fusoliera. Per la scelta corretta del numero di elementi si è cercato di replicare la disposizione presente sul modello di riferimento. Tuttavia non potendo in questa fase inserire le coordinate esatte dei nodi si è cercato di replicare il numero degli elementi, ma essendo tutte della stessa lunghezza, non tutti i nodi tra i due modelli condividono le stesse coordinate. Eventualmente le coordinate potrebbero essere cambiate in un secondo momento, direttamente nel modello aeroelastico.

Geometry (aero_panel)

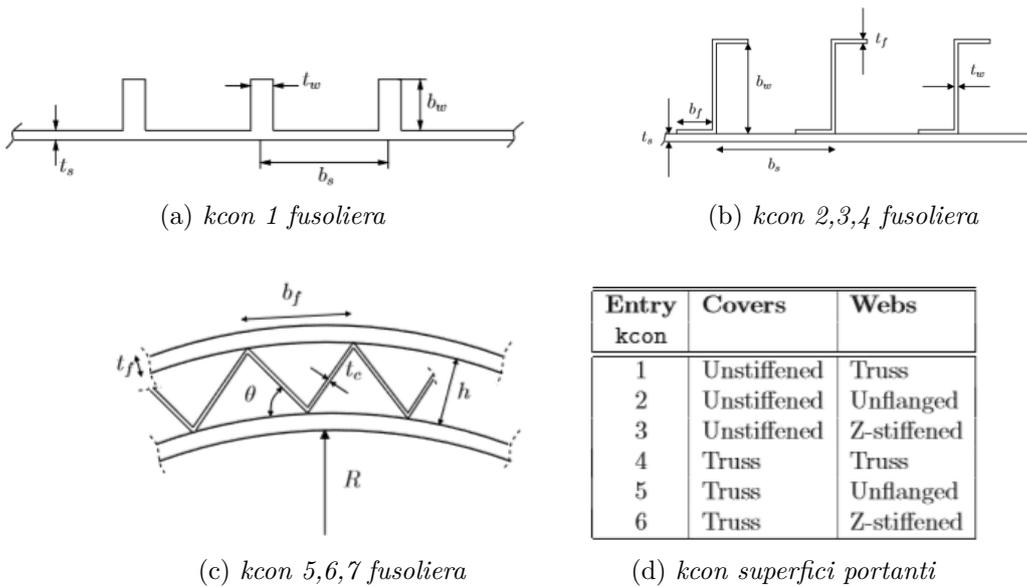
In questa sezione si definisce la geometria della pannellatura aerodinamica. Come fatto per la struttura del modello, è stato possibile definire per ogni superficie portante la pannellatura aerodinamica per la parte fissa e per le superfici mobili. In particolare si definiscono i numeri di pannelli in corda e in apertura.

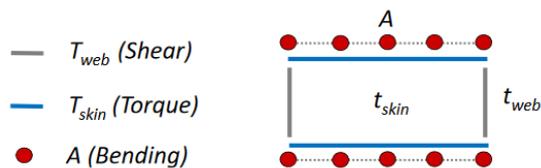
Geometry (spar_location)

In questa sub-sezione si è definita la posizione dei due longheroni per il piano orizzontale e verticale di coda.

Material

In questa sezione vengono inserite le informazioni riguardanti il materiale dei diversi componenti, che verranno usate per scrivere le schede materiale nel modello aeroelastico generato dopo l'ottimizzazione in GUESS. Per ogni componente è stato inserito il valore del modulo elastico e densità. Inoltre in questa sezione è stato selezionato il parametro *kcon*, input fondamentale per il dimensionamento strutturale in GUESS, dal momento che permette di scegliere il tipo di configurazione della sezione strutturale resistente, tra quelli proposti dallo stesso NeoCASS (Figura 3.5) [1]. Quindi a seconda della scelta di questo parametro cambierà il valore della massa calcolato da GUESS. Di seguito è presentata la panoramica generale dei diversi modelli strutturali selezionabili.



(e) *kcon 9 superfici portanti*Figura 3.5: *kcon [2] [1]*

- Fusoliera

Come si vede dalla Figura 3.5a, la selezione del kcon 1 per la fusoliera va a schematizzarne la configurazione strutturale come un guscio semplicemente irrigidito e ordinate longitudinali. Le variabili di design adottate per questa configurazione sono: lo spessore delle anime t_w , lo spessore del rivestimento (skin) t_s , l'altezza delle anime b_w e il loro passo lungo lo skin b_s [1]. La filosofia di ottimizzazione per questa configurazione sarà ottenere il minor peso che sopporti il buckling [1]. Mentre i kcon 2,3,4 permettono di schematizzare la fusoliera come un guscio con irrigidimento a Z (Figura 3.5b) [1]. I 3 diversi parametri vanno a evidenziare 3 diverse analisi di buckling possibili che vengono indagate per il dimensionamento della struttura da parte di GUESS, ma con la stessa schematizzazione strutturale: kcon 2 per minor peso alla sopportazione del buckling, kcon 3 per il miglior compromesso tra buckling sopportabile e minor peso e kcon 4 per il compromesso buckling-pressione [1]. Le variabili di design in questo caso sono 6, dal momento che oltre alle t_w , t_s , b_w e b_s si sommano anche la lunghezza della flangia b_f e il suo spessore t_f [1]. Infine, per quanto riguarda la fusoliera, i kcon 5,6,7 consentono di schematizzarla come una travatura sandwich (Figura 3.5c), dove le variabili di design saranno lo spessore del rivestimento t_f , lo spessore del materiale nel cuore del sandwich t_c , il passo tra i picchi delle pieghe del cuore b_f e lo spessore del sandwich h [1]. Come nel caso precedente le tre diverse configurazioni identificano la scelta di uno tra i 3 tipi di buckling considerabili per il dimensionamento.

- Superfici portanti

Passando alla scelta del kcon per le superfici portanti, le configurazioni geometriche selezionabili della struttura rimangono invariate rispetto a quelle della fusoliera, ma in questo caso si possono scegliere separatamente per il rivestimento e per l'anima, come si vede nella tabella in Figura 3.5d [1]. La Figura 3.5e [2] rappresenta la classica schematizzazione di wing box, con le seguenti variabili di dimensionamento: l'area concentrata A che rappresenta i longheroni e correnti, lo spessore dell'anima t_{web} e del rivestimento t_{skin} [2].

Quest'ultima configurazione è quella consigliata per un corretto dimensionamento delle superfici portanti, dal momento che le altre possono portare ad una distribuzione di massa e rigidità diverse da quelle attese.

Loading

All'interno di questa sezione si sono definiti come input le condizioni di carico del velivolo, quali fattore di carico massimo, percentuale di peso al decollo, etc... Mentre in output sono presenti gli angoli di deflessione massima e minima delle superfici mobili. I dati per il vero dimensionamento strutturale sono stati inseriti successivamente nel modulo GUESS.

Analysis

A questo punto è stato possibile selezionare quali dei componenti (Ala, Fusoliera, Impennaggio orizzontale e verticale) si è voluto considerare nello stick model e il tipo di curva di regressione (se lineare o non lineare) per la stima dei pesi per le masse strutturali secondarie (superfici mobili).

RBE2

Infine in questa sezione è stato possibile definire i collegamenti tra fusoliera e ala, tra fusoliera e piano orizzontale e verticale di coda. Questi diventeranno collegamenti rigidi nel modello aeroelastico ottenuto dal dimensionamento in GUESS..

Una volta ultimate le operazioni di input, il modulo Acbuilder restituisce in output un file .xml con tutti i dati inseriti e le informazioni del modello aeroelastico, senza proprietà di massa e rigidità.

3.3 GUESS - modulo dimensionamento strutturale

Una volta generato il file .xml, con la generazione dello scheletro del modello (solo geometria senza proprietà strutturali) è possibile passare al dimensionamento del modello aeroelastico, dando l'.xml in input nel modulo GUESS (Generic Unknowns Estimator in Structural Sizing), ottenendo lo stick beam model del velivolo. I dati di input per il dimensionamento del modello aeroelastico sono:

- file in cui sono salvate tutte le informazioni inserite in Acbuilder,
- manovre selezionate per il dimensionamento,
- configurazione di massa.

All'interno di NeoCASS si hanno due possibili strade per la selezione delle manovre da utilizzare per il dimensionamento: creare un set di manovre a completa discrezione dell'utente oppure usare tutte le manovre di certificazione EASA, disponibili all'interno del database del tool. Per quanto riguarda le configurazioni di massa, è possibile selezionare la percentuale di payload e carburante presente sul velivolo.

3.3.1 Condizioni di carico

Il primo calcolo operato da GUESS è la determinazione dei carichi lungo la Fusoliera e le superfici portanti (Ala e impennaggi di coda) [1].

Fusoliera

Le diverse condizioni di carico previste per la Fusoliera sono tre: accelerazione longitudinale, pressurizzazione interna e carichi flessionali [1].

- Accelerazioni longitudinali
Il contributo maggiore a questi carichi viene dal sistema propulsivo che porta alla generazione di tensioni sulla Fusoliera, che verranno calcolate stazione per stazione (per ogni beam) [1].
- Pressurizzazione interna
Il carico di pressurizzazione longitudinale e circolare viene calcolato stazione per stazione lungo la Fusoliera [1].
- Carichi flessionali
Questi carichi sono determinati simulando: forze risultanti da una manovra simmetrica fornita dallo user, forze risultanti da un atterraggio e forze risultanti da una fase di taxi con irregolarità nel terreno [1]. Anche questi saranno calcolati stazione per stazione.

Una volta che il calcolo di ogni singola condizione di carico è stato completato, viene ottenuto il valore complessivo della tensione in direzione assiale e circolare [1].

Superfici portanti

I carichi per le superfici portanti, calcolati sempre stazione per stazione, sono determinati tramite il set di manovre di design selezionato. Per quanto riguarda l'ala il calcolo dei carichi viene ottenuto in riferimento a delle manovre simmetriche, dove il contributo totale di taglio e momento è dato dalla somma dei diversi contributi di portanza e fattori di carico inerziale (carrello, motore e carburante) moltiplicati per il fattore di carico della manovra [1]. Invece per il piano orizzontale di coda, il calcolo dei carichi viene perseguito prendendo in considerazione almeno una manovra

stabilizzata, facendo entrare le variabili di trim (incidenza e deflessione elevatore) all'interno del calcolo [1]. Infine per il piano di coda verticale i carichi sono ricavati considerando almeno una manovra imbarcante stabilizzata, dove anche in questo caso le variabili di trim (angolo di imbardata e deflessione del timone) verranno considerate nel calcolo dei carichi [1]. Per un dimensionamento in fase di studio preliminare delle superfici portanti, che permetta di reiterare velocemente più volte il processo, è necessario dare in input almeno due manovre simmetriche e una antisimmetrica. Mentre per un dimensionamento completo del modello aeroelastico è necessario fornire in input tutto il set di manovre di certificazione EASA.

3.3.2 Dimensionamento strutturale

Una volta calcolati i carichi, GUESS passa al dimensionamento strutturale dei diversi componenti (Ala, Fusoliera, Impennaggio orizzontale e verticale), minimizzando il valore della massa capace di sopportare i carichi [1]. Il modulo GUESS dimensiona la rigidità e la massa. Quest'ultima è suddivisa in tre contributi diversi: *Primary structural mass*, *Secondary structural mass* e *Non structural mass*. Per il dimensionamento della *Primary structural mass*, che rappresenta la massa della porzione di struttura resistente e che si presenterà come massa distribuita lungo le beam, entra in gioco il parametro k_{con} precedentemente descritto. A seconda del tipo di struttura selezionato per ogni componente e le condizioni di carico calcolate, verranno dimensionate le rispettive variabili di design che sono usate per determinare le proprietà di ciascuna beam, quali momenti d'inerzia e area, attraverso delle formule analitiche [1]. In questo modo ciascuna beam sarà dotata di una rigidità nel piano 3D e una sua massa distribuita, dove quest'ultima è calcolata come $M_i = \rho_i \cdot A_i \cdot l_i$. La ρ_i rappresenta la densità del materiale della i -esima beam, la A_i è l'area i -esima e l_i è la lunghezza i -esima, che dipende dalla suddivisione optata nel modello.

A questo punto viene calcolata, sempre stazione per stazione, la *Secondary structural mass* per ogni componente, che rappresenta la massa delle superfici mobili [1]. Questa è ottenuta da una curva di regressione basata su velivoli simili, presenti nel database di NeoCASS [1]. Nel modello è inserita come valore di singole masse concentrate attaccate alle rispettive beam. Infine l'ultimo tipo di massa che va a completare lo stick model è la *Non structural mass*, che è suddivisa per ogni componente sia come masse distribuite sulle beam che come masse concentrate, a seconda di quello che rappresenta. Le masse di motori e carrelli sono rappresentate da masse concentrate, attaccate al nodo della beam con la posizione più vicina a quella del rispettivo baricentro. Allo stesso modo viene fatto per il carburante e il Baggage. I valori di massa e posizione del baricentro di motore e carrelli non sono calcolati da GUESS, ma presi dai dati salvati nel modulo *Weights & Balance* di Acbuilder [1]. Per quanto riguarda i sistemi, i piloti e l'equipaggio, i valori di massa e baricentro sono sempre ricavati dai dati in Acbuilder, ma saranno modellati come

massa distribuita sulle beam lungo la Fusoliera. Infine la massa della vernice sarà presente come massa distribuita sulle beam e il suo valore è calcolato da GUESS, stazione per stazione, in base alla superficie bagnata di ciascun componente [1].

Una volta completato il dimensionamento da parte del modulo GUESS, si ottiene il modello aeroelastico completo, con la struttura dimensionata e la pannellatura aerodinamica.

3.4 SMARTCAD - modulo analisi aeroelastica

Questo modulo è il solutore aeroelastico e legge in input il modello nel formato NeoCASS. Il modello aeroelastico può essere ottenuto internamente in NeoCASS, seguendo i passaggi descritti in precedenza, oppure può derivare da una traduzione di un modello di riferimento già esistente, nel formato NeoCASS. Infatti quest'ultima strada era un'opzione perseguibile in questo lavoro di tesi, ma si è preferita la prima nell'ottica di futuri utilizzi del tool in fasi di studio preliminare di nuovi aeromobili, sfruttando le potenzialità del tool senza avere un riferimento.

Le analisi aeroelastiche disponibili in NeoCASS sono: analisi aeroelastica statica, analisi modale e di flutter. Per tutte queste analisi gli input necessari sono il modello in formato NeoCASS e le variabili necessarie per la risoluzione del problema.

3.4.1 Modello strutturale

Il modello trave implementato in NeoCASS è una beam[1]costituita da 3 nodi. Nel modello che viene fuori da GUESS sono presenti solo i due nodi di estremità, mentre il terzo viene aggiunto a metà della trave durante le analisi richieste nel modulo SMARTCAD [1]. Inoltre durante le analisi, vengono inseriti altri due nodi nella beam, chiamati punti di collocamento, sui quali vengono recuperati i carichi derivanti dall'analisi eseguita [3]. Uno schema della trave è presentato in Figura 3.6.

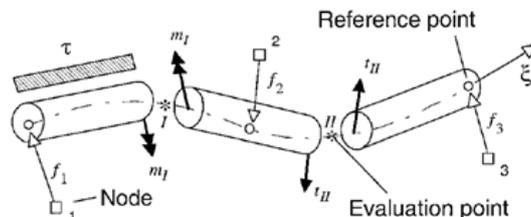


Figura 3.6: Modello strutturale [1]

3.4.2 Analisi aeroelastica statica

Attraverso questa analisi si vuole andare a 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) [3]. Tuttavia questo è un VLM modificato, dal momento che grazie all'informazione dei profili inseriti in Acbuilder, tiene conto della curvatura del pannello. Il sistema di partenza di questo solutore è così definito [3] :

$$\begin{bmatrix} M_{rr} & M_{rd} \\ M_{dr} & M_{dd} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{u}_r \\ \ddot{u}_d \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{K}_{rr} & \bar{K}_{rd} \\ \bar{K}_{dr} & \bar{K}_{dd} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_r \\ u_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{f}_r \\ \bar{f}_d \end{bmatrix} + q_\infty \begin{bmatrix} K_{rx}^a \\ K_{dx}^a \end{bmatrix} x_a + q_\infty \begin{bmatrix} K_{rc}^a \\ K_{dc}^a \end{bmatrix} \delta_c, \quad (3.1)$$

dove la r si riferisce ai gradi di libertà del moto rigido, mentre la d a quelli del moto deformabile [3]. La M si riferisce ai termini della matrice di massa. Mentre la \bar{K} a quelli della matrice di rigidità, dove sono già considerati i termini della rigidità aerodinamica: $\bar{K} = K_{str} - q_\infty K^a$ [3]. Invece le \bar{f} rappresentano le forze esterne applicate, che contengono anche i carichi aerodinamici per la condizione di riferimento [3]. Il termine che moltiplica la x_a racchiude le forze aerodinamiche che dipendono dallo stato del velivolo, dove x_a è il vettore delle variabili di stato (deflessione α , imbardata β , velocità angolare di beccheggio q , velocità angolare di imbardata r e velocità angolare di rollio p) [3]. Infine l'ultimo termine contiene le forze aerodinamiche derivanti dalle deflessioni delle superfici di controllo, dove δ_c è il vettore degli angoli di deflessione delle superfici [3]. L'informazione di quali gradi di libertà caratterizzano il moto rigido del velivolo, viene inserita tramite la SUPPORT [3]. Infatti gli spostamenti rigidi sono proprio quelli del nodo a cui è associata la scheda di SUPPORT. Una volta trasportate le equazioni in assi medi, per la risoluzione del problema si pongono le classiche assunzioni dell'aerolasticità statica [3]:

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

In questo modo il sistema (3.1) si riduce al seguente:

$$\begin{bmatrix} M_{rr} \\ M_{dr} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{u}_r \\ \ddot{u}_d \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \bar{K}_{rd} \\ \bar{K}_{dd} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_d \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \bar{f}_r \\ \bar{f}_d \end{bmatrix} + q_\infty \begin{bmatrix} K_{rx}^a \\ K_{dx}^a \end{bmatrix} x_a + q_\infty \begin{bmatrix} K_{rc}^a \\ K_{dc}^a \end{bmatrix} \delta_c, \quad (3.2)$$

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

$$M_{rr}\ddot{u}_r = F_r^{ext} + F_{0r}^a + q_\infty + q_\infty K_{rx}^a x_a + q_\infty K_{rc}^a \delta_c, \quad (3.3)$$

dove il termine delle forze aerodinamiche è stato esplicitato nel contributo delle forze applicate esterne (F_r^{ext}) e in quello delle forze aerodinamiche statiche (F_{0r}^a) [3]. Quest'ultima equazione è quella che viene risolta da NeoCASS in SMART-CAD, dove i gradi di libertà saranno quelli definiti nella SUPORT e dovranno per forza essere tutte e 6 le componenti [3]. Il sistema può essere ridotto nel caso in cui si scelga di disaccoppiare il moto Longitudinale da quello Latero-Direzionale, impostando rispettivamente una manovra simmetrica o antisimmetrica. Nel caso in cui fossero già note le condizioni di equilibrio, per risolvere il sistema SMART-CAD eseguirà un'ottimizzazione sulla minimizzazione della norma delle deflessioni di tutto l'aeromobile.

3.4.3 Analisi modale e di flutter

L'analisi modale permette di andare a valutare il comportamento dinamico dell'aeromobile, descrivendo i diversi modi propri di vibrare della struttura (smorzamento nullo) e il valore associato della frequenza. Il sistema da risolvere è il seguente:

$$[M]\{\ddot{u}\} + [\bar{K}]\{u\} = 0 , \quad (3.4)$$

dove le matrici di massa e rigidezza sono definite allo stesso modo dell'analisi aeroelastica statica. Questo problema viene risolto come un problema agli autovalori e le matrici di massa e rigidezza vengono ridotte su base modale. Una volta eseguita l'analisi modale è possibile risolvere il problema di flutter, schematizzato come segue [3]:

$$[\mathbf{M}s^2 + \mathbf{C}s + \mathbf{K} - q_\infty(v)\mathbf{H}_{am}(p(s), M_\infty(v))] \mathbf{q} = 0 , \quad (3.5)$$

dove \mathbf{M} , \mathbf{C} e \mathbf{K} sono rispettivamente le matrici di massa, smorzamento e rigidezza. La \mathbf{H}_{am} è la matrice con i termini dell'aerodinamica instazionaria, calcolati tramite DLM, mentre p è la frequenza ridotta ed s è la variabile di Laplace. Infine \mathbf{q} è il vettore degli spostamenti modali. Per la risoluzione di questo sistema viene utilizzato un metodo di continuazione [4]. L'equazione (3.5) può essere scritta in forma compatta come: $F(s, v) = q$ [4]. Per risolvere le condizioni di flutter si imposta il seguente sistema di derivate ordinarie (ODE), dove invece della classica integrazione in tempo, viene eseguita un'integrazione in velocità:

$$\begin{bmatrix} \frac{\partial F(s, v)}{\partial s} & F(s, v) \\ 0 & q^H \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \frac{ds}{dv} \\ \frac{dq}{dv} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\frac{\partial F(s, v)}{\partial v} \\ 0 \end{bmatrix} . \quad (3.6)$$

Attraverso questo metodo viene calcolata la sensitività dell'autovalore e autovettore al variare della velocità. Infatti si assume una condizione iniziale in cui si sa quanto vale l'autovalore e l'autovettore; da questa si integra in velocità e per ognuna si ricava l'autovalore e l'autovettore. Con questo procedimento il calcolo del flutter viene portato avanti un modo alla volta, a differenza del metodo p-k in MSC NASTRAN , dove per ogni velocità vengono calcolati tutti i modi.

3.5 NeoRESP - modulo analisi dinamica

Una volta ottenuto il modello da GUESS, è possibile sottoporlo ad analisi di risposta dinamica, grazie al modulo NeoRESP. NeoRESP è il solutore che permette di valutare la risposta dinamica dell'aeromobile [3]. Questo modulo è a sua volta diviso in altri due: NeoRESP e NeoRESP-SS. Il primo è il solutore dinamico che ottiene la soluzione riducendo l'intero modello su base modale [3]. Il secondo invece risolve il sistema dinamico generando un modello dell'aeromobile nello spazio di stato [3].

3.5.1 NeoRESP

I tipi di risposta che è possibile andare ad analizzare sono:

- risposta alla raffica,
- deflessione superfici di controllo,
- carichi esterni.

Il sistema è sempre ridotto su base modale ed è caratterizzato dalle stesse equazioni del flutter, ma con la forzante esterna. Le forze aerodinamiche instazionarie sono ottenute tramite il DLM (Double Lattice Method) [3]. I calcoli sono eseguiti nel dominio della frequenza e la soluzione viene successivamente portata nel dominio del tempo [3]. I parametri di input che vanno settati per il calcolo sono [3]:

- termine forzante,
- condizioni di volo,
- tipologie di output.

La tipica soluzione dinamica si basa sul metodo di riduzione modale, dove il problema non è più rappresentato con tutti i gradi di libertà strutturali, ma solo con la base modale. In questo modo si riduce di molto il costo computazionale, ma si ha una soluzione che è dipendente dalla bontà della base modale scelta [1]. Infatti andando a troncature i gradi di libertà del sistema, delle informazioni potrebbero andare perse e quindi i carichi recuperati potrebbero essere inaccurati [1].

Per il recupero dei carichi si possono usare due metodi, entrambi basati sul troncamento modale: il Metodo degli spostamenti modali (MD) e il Metodo di accelerazione modale (MA).

Il metodo MD risulta più sensibile alla scelta della base modale, dal momento che, non prevedendo nessuna correzione degli spostamenti non inseriti all'interno della base modale, può non essere in grado di catturare effetti locali associati a carichi concentrati o tensioni locali [1].

Il metodo MA, invece, risolve sempre il sistema ridotto su base modale, ma per gli spostamenti che non sono definiti tramite questo primo sistema viene usata una soluzione statica per correggerli [1]. Quindi con quest'ultimo metodo, la risposta è recuperata come somma di un contributo transitorio (calcolato con il metodo di riduzione modale) e uno statico (calcolato tramite un'analisi della deflessione statica di tutto lo stick model, con l'inerzia alleviante automaticamente inclusa) [1].

3.5.2 NeoRESP-SS

Attraverso questo modulo la soluzione dinamica viene ottenuta con la schematizzazione del modello aeroelastico nello spazio di stato [3], per accoppiare il modello dinamico allo sviluppo di leggi di controllo. Lo scopo del seguente lavoro di Tesi esula da questo modulo, ma viene comunque accennato per evidenziare le potenzialità dell'intero tool NeoCASS, che per essere sfruttate hanno bisogno di un modello di partenza quanto più affidabile possibile. La generazione del Database del modello aeroelastico è la stessa per la soluzione dinamica in NeoRESP, ma andrà a cambiare il tipo di soluzione, che in questo caso sarà la generazione del modello agli stati [3]. Questa modellizzazione permette di andare a definire le forze aerodinamiche non più come funzione tabulata (NeoRESP), ma come sistema dinamico, lineare e continuo [3]:

$$f_a = q_\infty H_{am}(j\omega)q + q_\infty H_{ag}(j\omega)v_g + q_\infty H_{a\delta}(j\omega)\delta_c , \quad (3.7)$$

dove il primo termine corrisponde al contributo modale delle forze aerodinamiche, il secondo alla raffica e il terzo alle superfici di controllo [3]. Il modello agli stati può essere generato tenendo conto di tutti i contributi delle forze aerodinamiche o solo di alcune, generando un modello agli stati parziale. Lo stesso vale per le uscite.

Capitolo 4

Allineamento modello NeoCASS con modello di riferimento

Nella prima parte di questo capitolo verranno descritti gli step che hanno portato alla generazione del modello aeroelastico in NeoCASS.

Nella fase immediatamente successiva si confronteranno le risposte a una analisi modale del modello generato in NeoCASS e di quello di riferimento.

Dal momento che il risultato sarà molto discordante si confronterà la distribuzione di massa tra i due modelli, per i diversi componenti (Ala, Fusoliera, Impennaggio orizzontale e verticale). Non essendo congruenti, si modificherà la distribuzione in NeoCASS, agendo sulle sole masse concentrate.

Allineata la distribuzione di massa si ricalcherà l'analisi modale, trovando una buona corrispondenza con la 1° Flessionale dell'Ala, ma non con le altre forme modali.

A questo punto, dal momento che nelle forme modali la Fusoliera del modello NeoCASS risulterà essere estremamente rigida, si confronterà la distribuzione di rigidità, che sarà molto diversa. L'analisi modale evidenzia la relazione che c'è tra la distribuzione di massa e la rigidità. Per valutare l'effetto della sola rigidità si eseguirà un'analisi statica per tutti i componenti dell'aeromobile (Ala, Fusoliera, Impennaggio orizzontale e verticale). Da questa soluzione si vedrà che la Fusoliera del modello NeoCASS risponde molto più rigidamente di quella del modello di riferimento. Per questo la sua rigidità sarà modificata, con l'ausilio di cicli di ottimizzazione.

In seguito alla modifica della rigidità della Fusoliera, sarà ricalcolata l'analisi modale, trovando una maggior corrispondenza con il modello di riferimento.

Nel passo successivo sarà aggiunto un certo offset alle masse concentrate del modello NeoCASS, per avvicinare il comportamento a torsione con il modello di riferimento.

A questo punto, entrambi i modelli verranno sottoposti ad un'analisi aeroelastica statica, in modo da valutare se l'interazione fluido - struttura risultasse congruente

tra il modello NeoCASS e quello di riferimento.

Nella parte finale di questo capitolo, sarà presentata l'ultima modifica del modello NeoCASS, che ha lo scopo di portare a distribuzioni di massa e rigidezza dell'Ala maggiormente allineate al modello di riferimento, agendo sulla densità e sul Modulo di Young del materiale associato.

4.1 Generazione dello stick beam model

Nella prima parte di attività sono stati raccolti tutti i dati di input da inserire nelle sezioni Geometry e Weights & Balance del modulo Acbuilder (come descritto nel capitolo introduttivo di NeoCASS), per definire la geometria dell'aeromobile e fornire una prima stima dei pesi. In particolare, grazie alla procedura in Acbuilder, è stato possibile fornire i dati delle masse non strutturali (carrelli, payload e motori) e dei rispettivi baricentri.

Nel passaggio successivo, all'interno dell'ambiente Technology (sempre in Acbuilder), è stata modificata la disposizione degli elementi del modello, in modo da renderlo il più simile possibile a quello di riferimento. Inoltre sono stati settati i parametri necessari al dimensionamento in GUESS. I valori scelti per modellare la struttura resistente sono:

| | Fusoliera | Ala | Impennaggio orizzontale | Impennaggio verticale |
|------|-----------|-----|-------------------------|-----------------------|
| kcon | 4 | 9 | 9 | 9 |

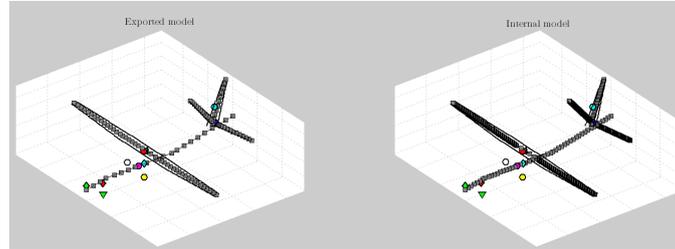
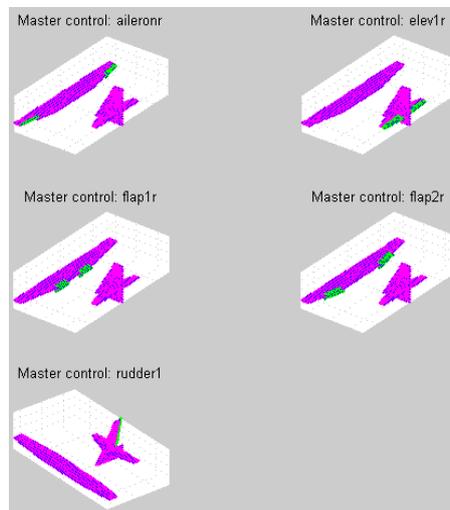
Tabella 4.1: Modelli strutturali selezionati per il dimensionamento

Una volta inseriti tutti i dati richiesti per la definizione dello scheletro del modello, Acbuilder genera un file che diventa l'input per il modulo GUESS. In questo, agli elementi dello stick model vengono associate le rispettive proprietà di massa e rigidezza calcolate tramite il dimensionamento.

Oltre al file del modello, per il dimensionamento occorrono altri due input: il set di manovre e la configurazione di massa. In una prima fase di studi del dimensionamento, è stato usato un set di sole 3 manovre: 2 di crociera per il dimensionamento di Fusoliera, Ala e Impennaggio orizzontale di coda e 1 di derapata per il dimensionamento dell'Impennaggio verticale. In questo modo il dimensionamento era veloce e permetteva una rapida modifica dei dati di input in Acbuilder. Una volta completata questa fase, si è usato il set di manovre EASA di certificazione per un dimensionamento completo.

Per quanto riguarda le configurazioni di massa, per tutte le manovre EASA sono state inserite 4 diverse, puntando al dimensionamento più generale possibile: MTOW (Maximum Take-Off Weight), OEW (Operational Empty Weight), MZFW (Maximum Zero Fuel Weight) e 50% di carburante con 50% di payload.

Terminato il dimensionamento in GUESS, si è ottenuto il modello aeroelastico in Figura 4.1 e la configurazione di massa in Tabella 4.2.

(a) *Struttura*(b) *Aerodinamica**Figura 4.1: Modello aeroelastico*

| | Fusoliera | Ala | Impennaggio orizzontale | Impennaggio verticale |
|--------------------|-----------|------|-------------------------|-----------------------|
| MASSE GUESS | 0.89 | 0.87 | 0.98 | 1.18 |
| MASSE RIFERIMENTO | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 |
| ERRORE PERCENTUALE | 11% | 13% | 2% | 18% |

Tabella 4.2: Dimensionamento GUESS

Per le masse di riferimento è stato inserito un valore unitario e si è riportato di quanto si discosta il valore delle masse calcolate in GUESS. Queste percentuali di errore sono da considerarsi accettabili se paragonate con i dati di validazione di GUESS nella stima delle masse di Fusoliera e Ala ottenute per 6 velivoli diversi. I dati sono stati riportati in Tabella 4.3 [1].

| Velivolo | Errore percentuale Fusoliera | Errore percentuale Ala |
|----------|------------------------------|------------------------|
| B-720 | 5% | 10% |
| B-737 | 2% | 18% |
| B-747 | 9% | 24% |
| DC-8 | 8% | 3% |
| MD-11 | 16% | 1% |
| L-1011 | 12% | 4% |

Tabella 4.3: Validazione GUESS [1]

4.2 Prima verifica di bontà del modello attraverso analisi modale

Successivamente al dimensionamento da parte di GUESS, con la generazione dello stick model, il primo confronto tra il modello ottenuto e quello di riferimento, è stato fatto con un'analisi modale. Considerando la semplice formula che esplicita la frequenza per un sistema massa-molla (4.1), si vede come essa dipenda dalla rigidezza e dalla massa del sistema.

$$\omega_n = \sqrt{\frac{k}{m}} \quad (4.1)$$

La ω_n rappresenta la pulsazione propria del sistema ($F = 2\pi\omega_n$), k la rigidezza e m la massa. Quindi dalla dipendenza evidenziata per questo semplice sistema, si osserva come il risultato dell'analisi modale risulti direttamente influenzato dalla distribuzione di massa e rigidezza del sistema in analisi. Quindi confrontando i valori delle frequenze proprie dei set di modi ottenuti per i due modelli, si stabilisce quanto il modello NeoCASS sia dinamicamente simile a quello di riferimento. Questa operazione è svolta in NeoCASS da parte del modulo SMARTCAD, modulo che racchiude tutti i solutori aeroelastici disponibili in questo tool. Inoltre si è sfruttata l'interfaccia di NeoCASS con MSC NASTRAN, usando la funzionalità del tool che trasforma il beam model in formato NeoCASS nel formato MSC NASTRAN (Neo2Nastr). In questo modo è stato possibile verificare che i solutori di MSC NASTRAN e NeoCASS ottengano lo stesso risultato. Una volta ottenuta la soluzione si sono andati a verificare i modi di vibrare dei due modelli e il valore della frequenza propria dei singoli modi. La prima forma modale che si è andata a osservare in termini di vicinanza del valore della frequenza propria è stata la Prima Flessionale, trovando il seguente errore percentuale:

$$F_{err\%} = \frac{F_{Nastran} - F_{NeoCASS}}{F_{Nastran}} \cdot 100 = 30\% \quad (4.2)$$

In seguito a questa forte incongruenza nei risultati è stato necessario verificare l'allineamento della distribuzione di massa tra i due modelli, dal momento che è la distribuzione ad influenzare il comportamento dinamico del velivolo e non basta confrontare il valore totale della massa.

4.3 Distribuzione di massa

Come presentato nel paragrafo introduttivo di NeoCASS, lo stick model generato dal dimensionamento nel modulo GUESS è caratterizzato da tre diversi tipi di masse: *Primary structural mass*, *Secondary structural mass* e *Non structural mass*. La *Primary structural mass* rappresenta la massa della struttura resistente ed distribuita lungo le beam dei diversi componenti (Ala, Fusoliera, Impennaggio orizzontale e verticale). La *Secondary structural mass* rappresenta il contributo di massa delle superfici mobili ed è presente nel modello NeoCASS come masse concentrate. Infine la *Non structural mass* rappresenta i motori, carrelli, la distribuzione di carburante e di payload. Quindi la massa totale del modello sarà pari alla somma di tutti questi contributi. Per quanto riguarda invece il modello di riferimento, tutta la massa è simulata come distribuzione di masse concentrate collegate ai nodi delle beam. Infatti, al contrario del modello in NeoCASS, i singoli elementi strutturali sono caratterizzati da massa nulla, dal momento che la densità ρ del materiale associato è posta a zero. In questo modo le proprietà di massa e rigidezza risultano essere disaccoppiate, non essendo presente una quantità di massa distribuita lungo la beam, rendendo più semplice agire su una sola delle due proprietà, senza influenzare l'altra. Un'altra differenza tra i due modelli risiede nella presenza in quello di riferimento delle superfici di controllo come elementi strutturali disaccoppiati dalle beam delle superfici portanti, quindi con proprietà di massa e rigidezza scorporate; mentre in NeoCASS la struttura delle superfici mobili risulta essere annegata negli elementi di ala, stabilizzatore e deriva. Quindi, perché le masse fossero confrontabili, nel modello di riferimento le masse delle superfici di controllo sono state sommate alle masse delle superfici fisse. In Figura 4.2 sono rappresentate le masse nelle diverse stazioni in cui è stato suddiviso ciascun componente. La massa del modello di riferimento è stata impostata al valore unitario per ogni stazione e di conseguenza è stato riportato lo scostamento delle masse del modello NeoCASS. Come già spiegato, la massa del modello di riferimento (NASTRAN) deriva dal solo contributo delle masse concentrate, mentre quella del modello NeoCASS da due diversi: la massa distribuita lungo l'elemento (CBAR) e la massa concentrata (CONM2). La massa totale del modello NeoCASS sarà la somma di queste due.

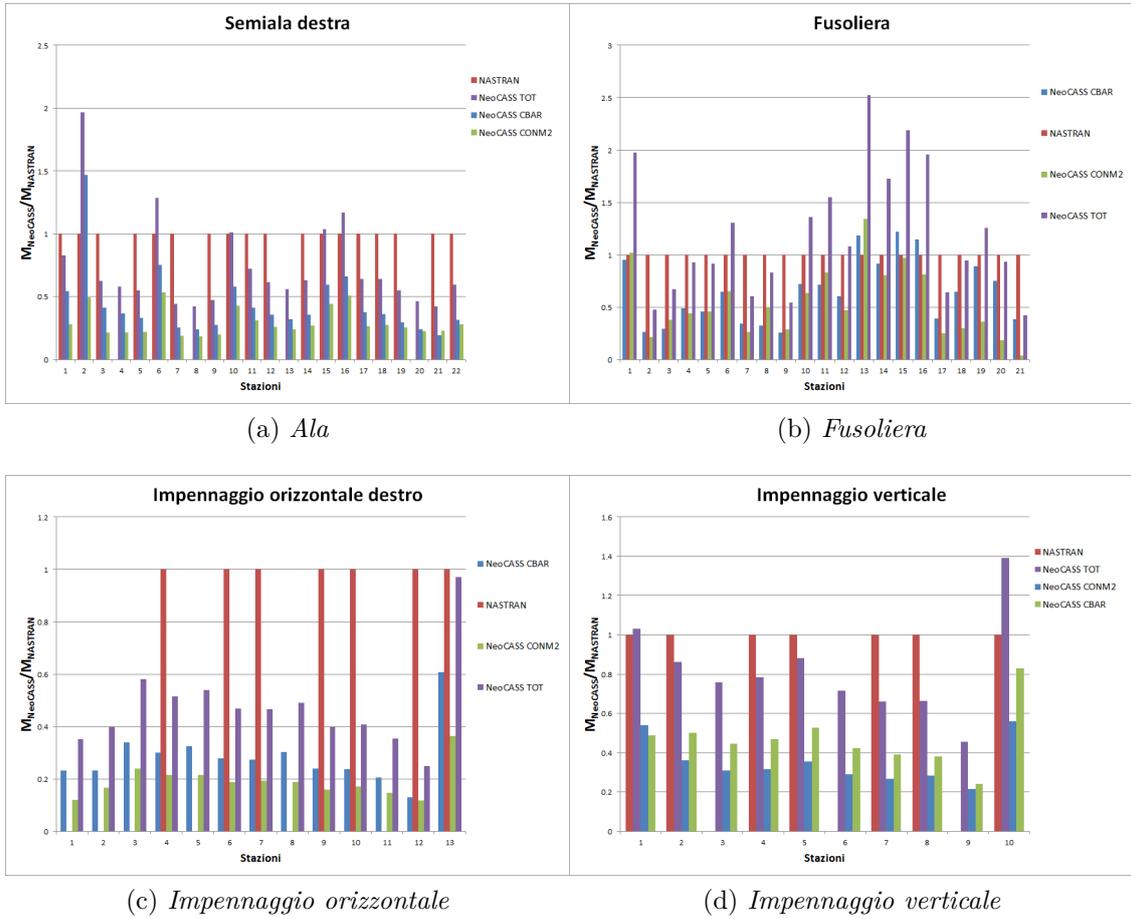


Figura 4.2: Valori di massa nelle stazioni

Dai grafici presentati si evince quanto i due modelli abbiano andamenti molto diversi tra loro. A questo punto va ricordato che la distribuzione di massa nel modello di riferimento è stata ottenuta a valle di un’ottimizzazione, affinché il comportamento modale fosse compatibile con le GVT (Ground Vibration Test). Dal momento che nessun settaggio del dimensionamento in NeoCASS avrebbe reso possibile replicare l’andamento della massa nel modello di riferimento, è stato necessario modificare lo stick model di NeoCASS, in modo da simulare al meglio l’andamento di riferimento.

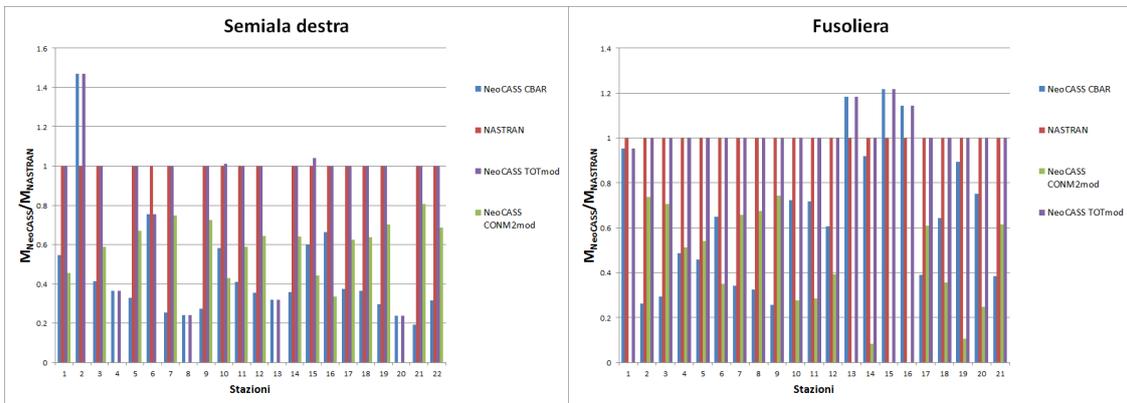
4.3.1 Allineamento distribuzione di massa

Per allineare la distribuzione di massa dei diversi componenti tra i due modelli, vi erano due strade possibili: modificare il modello NeoCASS per replicare il modello di riferimento (densità nulla del materiale associato alle beam), oppure lasciare

inalterate le caratteristiche degli elementi del modello NeoCASS e simulare l'andamento della massa del modello di riferimento modificando solo il valore delle masse concentrate, che derivano da un'interpolazione in GUESS basata su velivoli simili. Si è scelta quest'ultima nell'ottica di un futuro utilizzo del tool in fase di studio preliminare, dove quindi non si avrebbe un modello di riferimento da confrontare. Per la modifica della distribuzione di massa, sono state aggiunte o tolte delle masse concentrate, in modo da tendere puntualmente al valore di riferimento nella singola stazione. In principio il modello in NeoCASS che viene fuori dal dimensionamento distribuisce le masse concentrate sulle superfici portanti con un offset anteriore e uno posteriore, per dare un contributo all'inerzia torsionale. Dal momento che con questa modifica si è andati a cambiare il valore delle masse concentrate, in questa prima fase si è eliminato l'offset in modo da agire solo sulla distribuzione di massa e non d'inerzia, che verrà trattata in una fase più avanzata. Infatti le masse concentrate sono state distribuite in corrispondenza dei nodi delle singole beam. In questo modo si sono ottenuti valori di massa diversi nelle singole stazioni (Figura 4.3), con i nuovi valori globali (Tabella 4.4).

| | Fusoliera | Ala | Impennaggio orizzontale | Impennaggio verticale |
|--------------------|-----------|------|-------------------------|-----------------------|
| MASSE MODIFICATE | 1.01 | 1.08 | 1.18 | 1.02 |
| MASSE RIFERIMENTO | 1.00 | 1.00 | 1.00 | 1.00 |
| ERRORE PERCENTUALE | 1% | 8% | 18% | 2% |

Tabella 4.4: Allineamento valori di massa globali



(a) Ala

(b) Fusoliera

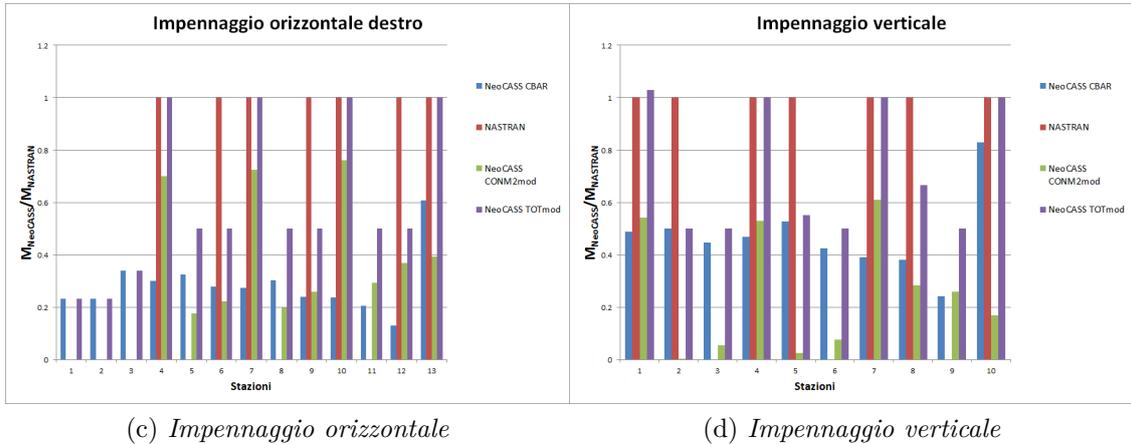


Figura 4.3: Allineamento valori di massa nelle stazioni

Gli errori percentuali derivanti nascono dal fatto che nel modello ottenuto in NeoCASS, sono stati modificati i valori delle sole masse concentrate, lasciando inalterati i valori delle masse distribuite lungo gli elementi. Per questo motivo la correzione è stata solo parziale. A posteriori, un altro procedimento possibile poteva risiedere nel non cercare di raggiungere il valore puntuale di riferimento con il solo elemento NeoCASS nell'intorno della stazione del modello di riferimento, ma anche considerando il peso dell'eventuale elemento adiacente aggiuntivo, puntando insieme a questo al valore di riferimento. La forte approssimazione nel valore di massa totale dell'impennaggio orizzontale deriva da un'ulteriore differenza tra i modelli. Nel modello di riferimento gli elementi iniziano da un $y \neq 0$, mentre lo stick beam model di NeoCASS viene automaticamente generato con il piano di coda orizzontale che parte dall'asse di Fusoliera. Quindi i valori di massa degli elementi aggiuntivi sono i responsabili dell'approssimazione del valore totale.

4.3.2 Analisi modale con distribuzione di massa allineata

A questo punto, per valutare i risultati dell'allineamento della massa tra i due modelli, con le modifiche apportate allo stick beam model di NeoCASS, si è eseguita nuovamente un'analisi modale. Per valutare in maniera più dettagliata il confronto tra le forme modali e i valori in frequenza, si è eseguito il calcolo del MAC (Modal Assurance Criterion) tra i risultati delle soluzioni modali dei due modelli, tramite un tool sviluppato da Leonardo Velivoli S.p.A.. Il MAC è un parametro che va a stabilire quanto i set di forme modali dei due modelli siano simili, andando ad indagare per ogni modo, quanto gli spostamenti dei nodi dei diversi componenti dei due modelli siano vicini. Nello specifico il MAC è la misura del grado di linearità

tra due vettori, calcolato tramite la formula seguente:

$$MAC(\mu_1, \mu_2) = \left(\frac{|\mu_1^* \mu_2|}{\|\mu_1\| \|\mu_2\|} \right)^2 = \cos^2(\mu_1, \mu_2) , \quad (4.3)$$

dove l' * evidenzia il trasposto coniugato del vettore complesso e il prodotto $\mu_1^* \mu_2$ è chiamato Prodotto interno Hermitiano tra due vettori [5]. In questo modo il MAC può essere usato per confrontare e valutare l'allineamento di ogni modo dei due set di soluzioni, dove i due vettori corrisponderanno agli autovettori dei due modi confrontati [5]. Come si vede dalla (4.3) il MAC tiene conto dell'angolo tra i 2 vettori e per questo potranno essere considerati allineati (forme modali coincidenti) nel caso il risultato sia maggiore di 0.9, quindi con un angolo minore di 18 deg [5]. Mentre sono da considerarsi incongruenti nel caso di risultato minore di 0.6, con quindi un angolo maggiore di 39 deg [5]. In Tabella 4.5 è presentata la corrispondenza trovata tra i due set di modi ottenuti dall'analisi modale, confrontando i primi 40 modi.

| MAC | <i>Freq_{err}</i> % | Forma modale |
|-------|-----------------------------|---------------------------------|
| 0.994 | 1% | 1° Flessionale |
| 0.879 | 5% | 1° Flessionale antisimmetrica |
| 0.890 | 32% | Motore verticale antisimmetrico |
| 0.941 | 15% | Motore laterale |

Tabella 4.5: Risultati analisi modale

Dai risultati ottenuti si vede come l'errore in frequenza della 1° Flessionale sia diventato accettabile in seguito all'allineamento della distribuzione di massa tra i due modelli. Inoltre grazie all'analisi del MAC si è potuto valutare quali altre forme modali fossero comuni tra i due set e la loro differenza percentuale in termini di frequenza propria, trovando che per le altre forme modali congruenti tra i due modelli il *Freq_{err}*% risulti altamente elevato.

Guardando le diverse forme modali del modello NeoCASS, si è osservato un comportamento estremamente rigido della Fusoliera, che risultava avere spostamenti minimi. A questo proposito, il passaggio successivo è stato confrontare le distribuzioni di rigidezza dei diversi componenti (Ala, Fusoliera, Impennaggio orizzontale e verticale) tra i due modelli.

4.4 Distribuzione di rigidezza

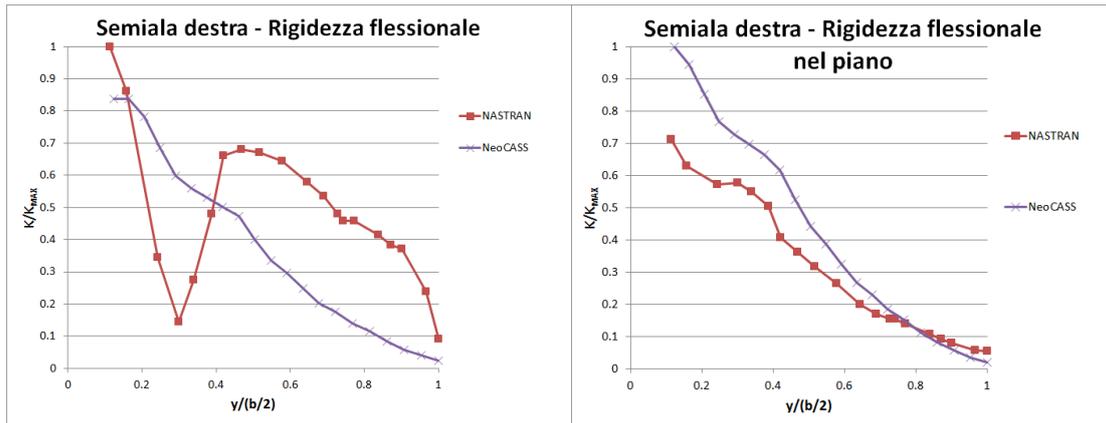
La distribuzione di rigidezza è stata ricavata per entrambi i modelli a partire dalle proprietà strutturali dei singoli elementi. Noti il momento d'inerzia nel piano I^{\parallel} , fuori dal piano I^{\perp} e la costante torsionale J , è stato possibile ricavare le rispettive tre rigidezze per la i-esima beam:

$$K_i^{\perp} = E_i \cdot I_i^{\perp} , \quad (4.4)$$

$$K_i^{\parallel} = E_i \cdot I_i^{\parallel} , \quad (4.5)$$

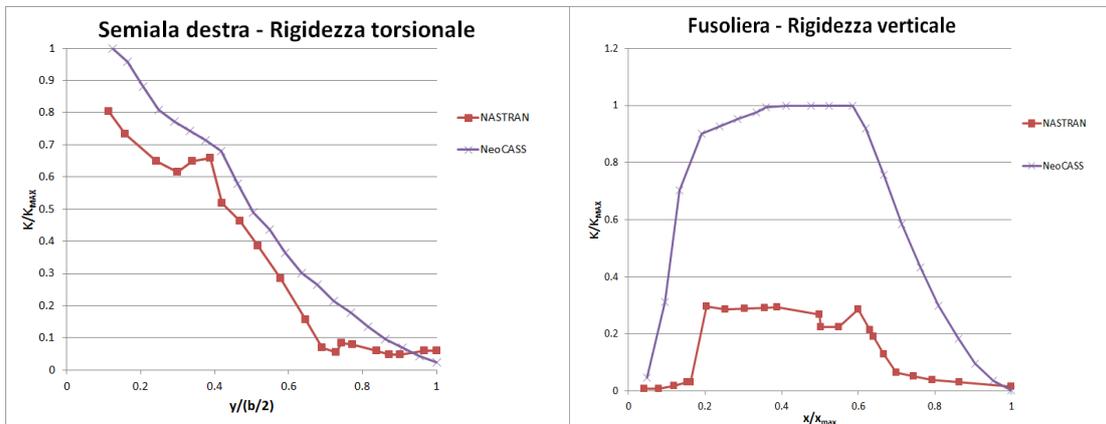
$$(GJ)_i = G_i \cdot J_i . \quad (4.6)$$

Dove E_i e G_i sono rispettivamente il modulo elastico e il modulo di taglio del materiale associato all' i -esima beam. K_i^{\perp} è la rigidezza flessionale, K_i^{\parallel} è la rigidezza flessionale nel piano e $(GJ)_i$ è la rigidezza torsionale. Come visto per la distribuzione di massa, le proprietà strutturali delle superfici portanti e di quelle di controllo sono disaccoppiate nel modello di riferimento, mentre risultano accoppiate in quello NeoCASS. Per questo, nel modello di riferimento, è stato necessario sommare le rigidezze degli elementi delle superfici mobili a quelle fisse, in corrispondenza della rispettiva posizione. Le distribuzioni di rigidezza ottenute sono presentate in Figura 4.4.



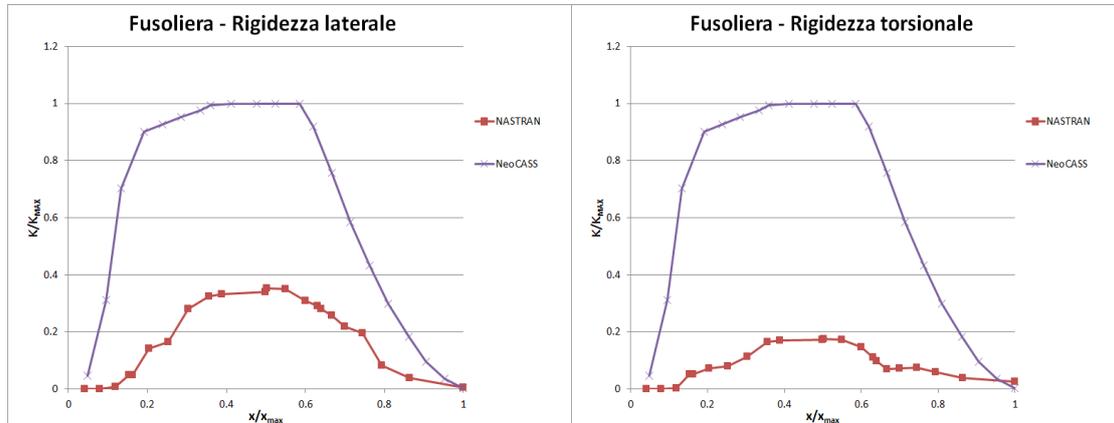
(a) *Ala* K^{\perp}

(b) *Ala* K^{\parallel}



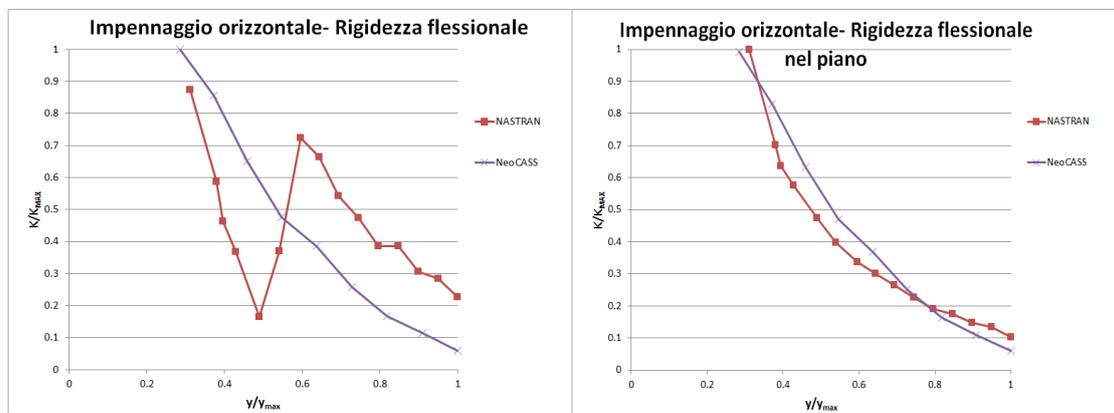
(c) *Ala* (GJ)

(d) *Fusoliera* K^{\perp}



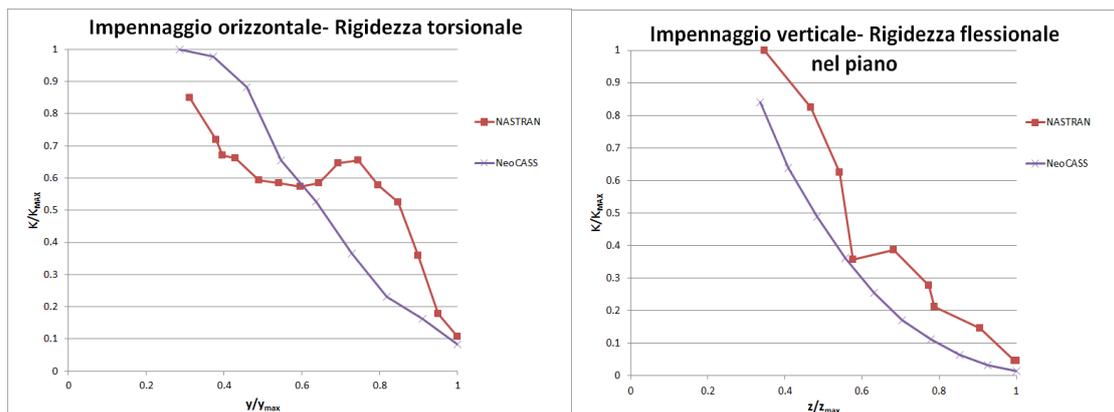
(e) Fusoliera K^{\parallel}

(f) Fusoliera (GJ)



(g) Impennaggio orizzontale K^{\perp}

(h) Impennaggio orizzontale K^{\parallel}



(i) Impennaggio orizzontale (GJ)

(j) Impennaggio verticale K^{\perp}

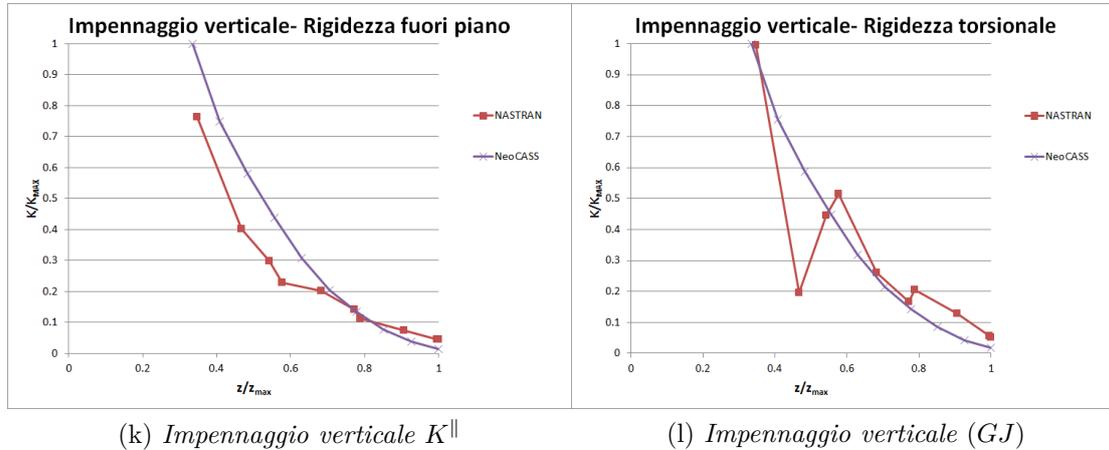


Figura 4.4: Distribuzioni di rigidezza

Dalle curve si vede come l'andamento globale delle rigidezze risulti differente tra i due modelli, in particolare per la Fusoliera. Va ricordato che le due distribuzioni di rigidezza hanno origini differenti. Per il modello di riferimento, è stata ottenuta a seguito dell'ottimizzazione con i dati sperimentali di vibrazione al suolo (GVT). Nel modello NeoCASS invece, è stata ricavata da un dimensionamento basato sugli input geometrici del velivolo e modelli strutturali scelti (kcon). Dal momento che l'analisi modale valuta l'interazione tra la distribuzione di massa e quella di rigidezza, è stata confrontata la risposta all'analisi statica per i diversi componenti (Ala, Fusoliera, Impennaggio orizzontale e verticale); in modo da isolare l'effetto della rigidezza.

4.4.1 Analisi statica per valutare allineamento della distribuzione di rigidezza

Attraverso l'analisi statica è stato possibile confrontare la risposta statica per i diversi componenti dei due modelli, a parità di carico, punto di applicazione e condizioni di vincolo. In questo modo si è andata a valutare la bontà della distribuzione di rigidezza dei componenti del modello NeoCASS, paragonata a quello di riferimento. Il modello stick di riferimento usa come collegamenti tra i diversi componenti le DMIG (Direct Matrix Input at Point), mentre il modello NeoCASS ha dei collegamenti infinitamente rigidi. In questa fase si è evitato di considerare il loro effetto per effettuare un confronto a parità di caratteristiche dei singoli componenti. La DMIG è una matrice che lega valori di rigidezza e/o di massa ai gradi di libertà dei nodi selezionati [8] e nel modello di riferimento è usata per simulare la cedevolezza degli attacchi. Tutte le superfici portanti sono state incastrate in corrispondenza dell'attacco alla Fusoliera.

Risposta statica - Semiala

Per confrontare la risposta statica della Semiala, si è applicato un carico di pari intensità all'estremità, nel piano normale all'Ala, ed è stato inserito un incastro nel nodo di attacco tra la Fusoliera e la Semiala stessa. In Figura 4.5 si vedono gli andamenti degli spostamenti ottenuti per i due modelli.

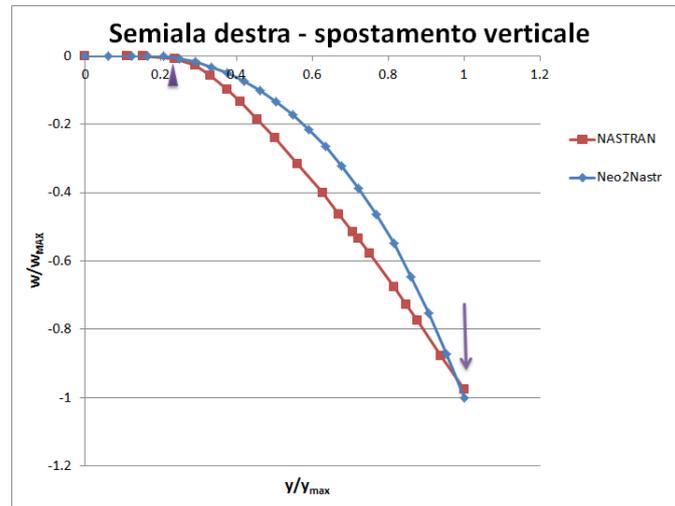


Figura 4.5: Analisi statica - Andamento spostamento Semiala

Si vede come localmente l'andamento delle due soluzioni sia differente, ma il comportamento globale risulti essere molto simile, come si nota dallo stesso valore dello spostamento all'estremità alare.

Risposta statica - Impennaggio orizzontale

Le modalità di carico e incastro dell'impennaggio orizzontale sono invariate rispetto al caso precedente, visto che anche in questo caso risulta essere vincolato alla Fusoliera e all'Impennaggio verticale tramite DMIG. L'andamento dello spostamento è rappresentato in Figura 4.6.

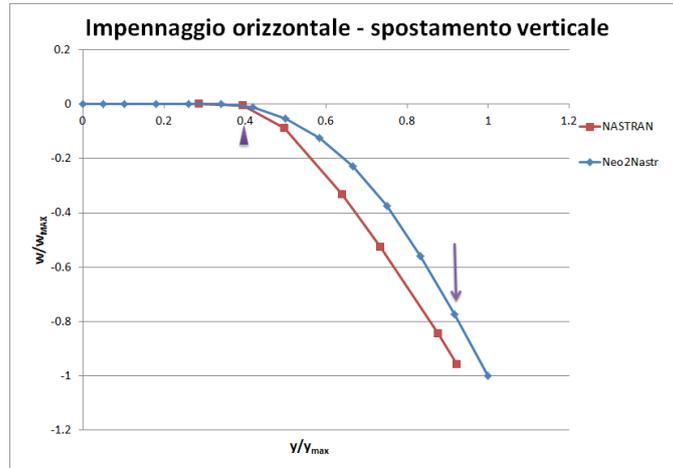


Figura 4.6: Analisi statica - Andamento spostamento Impennaggio orizzontale

In questo caso si vede come l'andamento degli spostamenti segua curvature simili in radice, ma lungo l'apertura la differenza va ad aumentare.

Risposta statica - Impennaggio verticale

Il piano di coda verticale è stato incastrato in corrispondenza dell'attacco con la Fusoliera (sempre per la DMIG), ma caricato nel piano di simmetria lungo l'asse della Fusoliera, sempre all'estremità alare. Gli spostamenti ottenuti sono presentati in Figura 4.7.

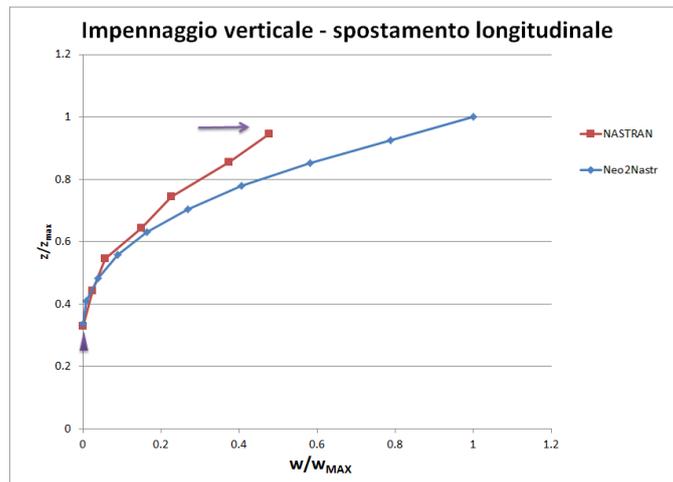


Figura 4.7: Analisi statica - Andamento spostamento Impennaggio verticale

Anche in questo caso si vede come gli andamenti risultino simili, ma con maggiore flessibilità dell'impennaggio verticale dello stick model in NeoCASS, soprattutto all'estremità.

Risposta statica - Fusoliera

Infine, la Fusoliera è stata incastrata in corrispondenza del naso e caricata sulla coda, normalmente al piano dell'Ala. In Figura 4.8 sono diagrammati i risultati.

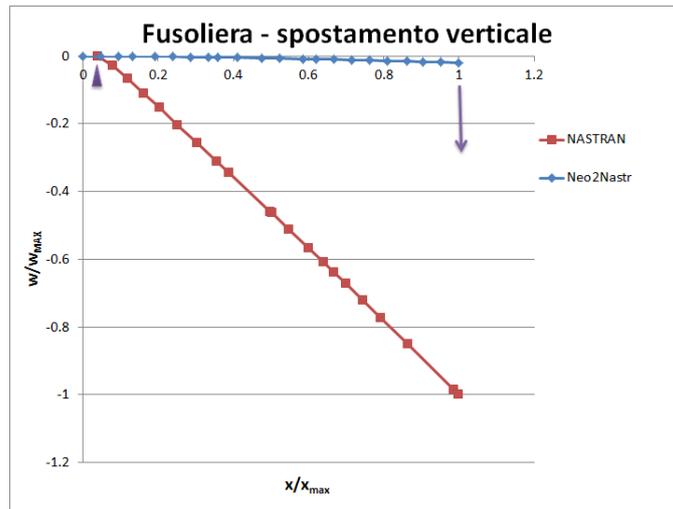


Figura 4.8: Analisi statica - Andamento spostamento Fusoliera

In questo caso si vede come gli andamenti dei due spostamenti risultino essere completamente diversi, confermando come la rigidezza della Fusoliera del beam model in NeoCASS risulti essere molto più elevata rispetto al modello stick di riferimento (Figure 4.4d - 4.4e - 4.4f). In seguito ai risultati presentati, si è operato come mostrato nel paragrafo successivo per allineare la rigidezza della Fusoliera del modello in NeoCASS a quella del modello di riferimento.

4.4.2 Allineamento rigidezza Fusoliera

Interpolazione rigidezze del modello di riferimento

Il primo passo è stato interpolare la distribuzione delle rigidezze del modello di riferimento (Figura 4.9) e sostituirla alla Fusoliera del modello NeoCASS. In pratica si sono inseriti per ogni elemento della Fusoliera i valori dei momenti d'inerzia risultanti dall'interpolazione, esplicitandoli dalle relazioni: (4.4), (4.5) e (4.6).

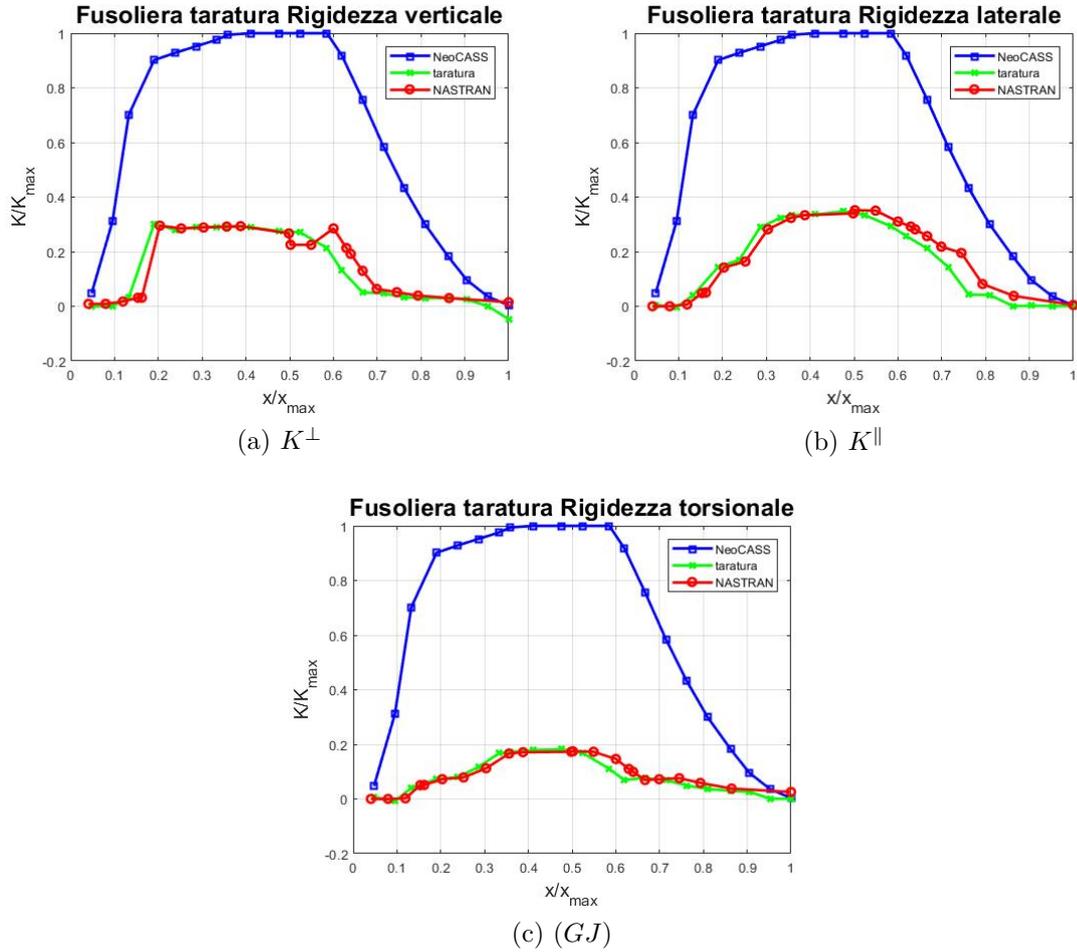


Figura 4.9: Distribuzioni di rigidezza interpolate - Fusoliera

Una volta sostituita la distribuzione di rigidezza si è andata a valutare nuovamente la risposta statica della Fusoliera, con le stesse condizioni usate in precedenza, ottenendo i risultati in Figura 4.10.

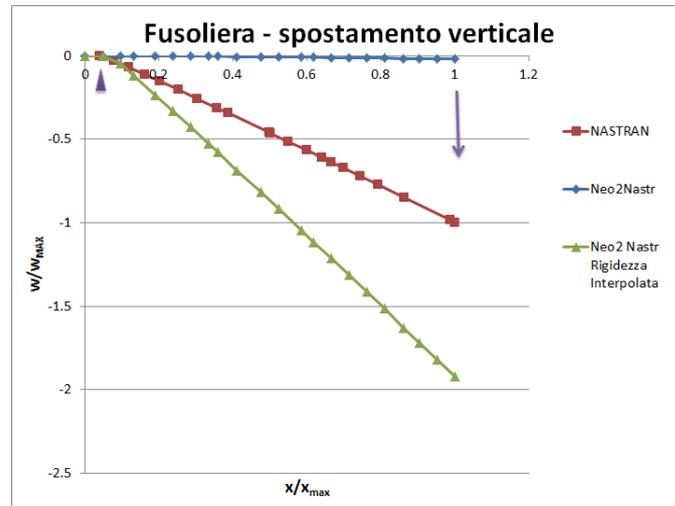


Figura 4.10: Analisi statica - Andamento spostamento Fusoliera con rigidezze interpolate

Si vede come con i nuovi valori di rigidezza, la Fusoliera del beam model in NeoCASS risulti essere più flessibile di quella di riferimento. A questo punto per ottenere il medesimo andamento si è operato un ciclo di ottimizzazione sulle rigidezze dello stick model in NeoCASS, per ottenere una risposta statica comune ai due modelli. Per questa operazione si è sfruttata la SOL 200 presente in MSC NASTRAN, usando il modello stick Neo2Nastr (NeoCASS trasformato in formato MSC NASTRAN). La SOL 200 di MSC NASTRAN permette di lanciare iterativamente una qualsiasi soluzione, come l'analisi statica o modale, cambiando il valore delle caratteristiche del modello scelte come Variabili di Design per ottenere un'ottimizzazione del risultato definito nella Funzione Obiettivo.

Ottimizzazione rigidezza Fusoliera tramite analisi statica

La SOL 200 è stata impostata in modo da lanciare iterativamente l'analisi statica, fin ad arrivare a convergenza. Dove quest'ultima era considerata raggiunta quando la differenza tra le pendenze dell'andamento dello spostamento della Fusoliera in Neo2Nastr e nel modello di riferimento risultava minimizzata (Funzione Obiettivo). I parametri che andavano a cambiare per raggiungere la convergenza erano i momenti d'inerzia degli elementi della Fusoliera del modello Neo2Nastr (Variabili di Design), con una percentuale di variazione massima dai valori iniziali del 10%. Non è stata inserita l'area delle beam all'interno del ciclo di ottimizzazione, in modo da non agire sul valore della massa, che avrebbe portato a modificarne la distribuzione. I nuovi valori dei momenti d'inerzia ottenuti sono stati sostituiti ai precedenti ed è stata nuovamente lanciata l'analisi statica per un nuovo confronto (Figura 4.11).

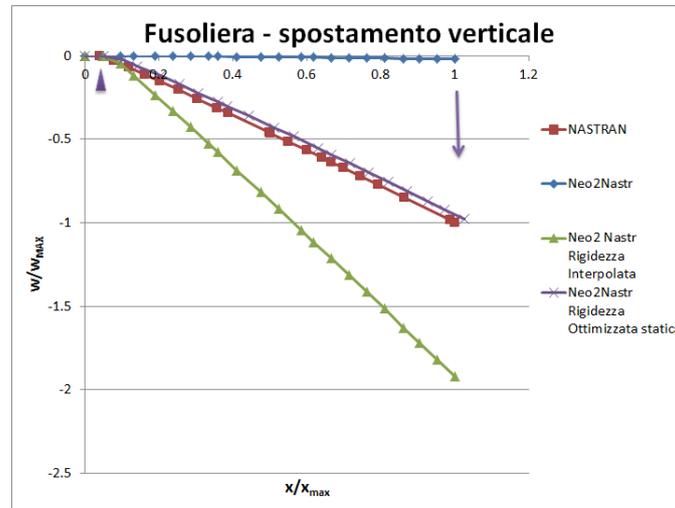


Figura 4.11: Analisi statica - Andamento spostamento Fusoliera con rigidezze ottimizzate per analisi statica

Si vede come dopo l'ottimizzazione dei momenti d'inerzia, l'andamento dello spostamento della Fusoliera per i due modelli, a parità di condizioni di carico e di vincolo, sia il medesimo. A questo punto è stata nuovamente eseguita un'analisi modale, con calcolo del MAC, per valutare se dopo le modifiche apportate ci fosse una maggiore corrispondenza. In Tabella 4.6 sono presentati i risultati.

| MAC | $Freq_{err}\%$ | Forma modale |
|-------|----------------|-------------------------------------|
| 0.994 | 1% | 1° Flessionale |
| 0.895 | 16% | Motore verticale antisimmetrico |
| 0.869 | 7% | Motore verticale simmetrico |
| 0.878 | 12% | Motore laterale |
| 0.878 | 2% | Impennaggio orizzontale flessionale |
| 0.818 | 3% | Motore imbarante |

Tabella 4.6: Risultati analisi modale, ottimizzazione statica

Quindi, grazie ai nuovi valori di rigidezza della Fusoliera, è aumentato il numero di forme modali comuni tra i set dei due modelli. Dalla Tabella 4.6 si vede come gli errori percentuali delle frequenze proprie dei modi corrisposti siano elevati per alcuni modi di motore. Per questo si è operato un ciclo di ottimizzazione, sempre sulla rigidezza della Fusoliera, per ridurre il $Freq_{err}\%$.

Ottimizzazione rigidezza Fusoliera tramite analisi modale

Per questa operazione si è sempre usata la SOL 200 in MSC NASTRAN, ma in questo caso il tipo di soluzione su cui si è iterato è stata l'analisi modale. In

questo modo la Funzione Obiettivo scelta è andata a minimizzare la differenza tra i valori di frequenza dei modi inseriti nel ciclo di ottimizzazione, mentre le Variabili di Design considerate sono sempre i momenti d'inerzia della Fusoliera, con un range di variazione massimo sempre del 10%. Dal momento che la SOL 200 non raggiungeva la convergenza se all'interno del ciclo di ottimizzazione si consideravano tutti i modi in Tabella 4.6, si sono inseriti solo quelli con l'errore maggiore (Motore verticale antisimmetrico, motore verticale simmetrico e motore laterale). Ultimata questa ottimizzazione, è stato ottenuto il nuovo set modale in Tabella 4.7.

| MAC | $Freq_{err\%}$ | Forma modale |
|-------|----------------|-------------------------------------|
| 0.996 | 1% | 1° Flessionale |
| 0.796 | 4% | 1° Flessionale antisimmetrica |
| 0.827 | 13% | Motore verticale antisimmetrico |
| 0.866 | 7% | Motore verticale simmetrico |
| 0.905 | 11% | Motore laterale |
| 0.922 | 4% | Impennaggio orizzontale flessionale |
| 0.838 | 6% | Motore imbarante |

Tabella 4.7: Risultati analisi modale, ottimizzazione modale

Si vede come, rispetto alla Tabella 4.6, si è trovata una congruenza aggiuntiva con il primo modo flessionale dell'ala antisimmetrico, ma non si è riuscito a ridurre il $Freq_{err\%}$ di una quantità significativa per i modi definiti di motore. Va considerato che vi è una modellazione profondamente diversa tra il modello NeoCASS e quello di riferimento. Nel primo il motore è schematizzato semplicemente come una massa concentrata collegata rigidamente ad un nodo dell'ala. Mentre nel secondo caso risulta avere i gradi di libertà collegati a quelli del nodo dell'ala tramite una matrice di massa e rigidezza (DMIG). Questa differente modellazione del motore tra i due modelli, porterà a delle distanze nei risultati delle analisi successive.

- Verifica nuova flessibilità tramite analisi statica

Visto che è stata nuovamente cambiata la rigidezza della Fusoliera, si è riprodotta l'analisi statica mostrata in precedenza per verificare che l'andamento dello spostamento non sia stato stravolto (Figura 4.12).

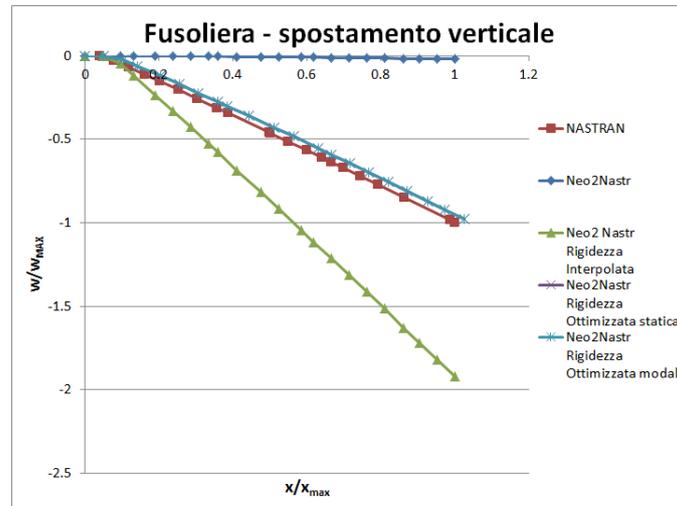


Figura 4.12: Analisi statica - Andamento spostamento Fusoliera con rigidezze ottimizzate per analisi modale

Il passo successivo a quest’ottimizzazione, sarà aggiungere l’offset originario alle masse concentrate modificate nel modello NeoCASS per aumentare maggiormente l’allineamento. Come verifica della scelta dell’offset, il modello sarà nuovamente sottoposto ad un’analisi modale.

4.5 Allineamento comportamento a torsione dell’Ala tra i due modelli

In questa fase si è voluto scendere più nel dettaglio dell’allineamento della distribuzione di massa tra i due modelli, agendo sull’inerzia torsionale.

In prima approssimazione le masse erano state modificate e posizionate lungo l’asse elastico dell’ala (in corrispondenza dei nodi strutturali). A questo punto si è deciso di inserire l’offset proposto dal dimensionamento NeoCASS, lasciando invariato il valore totale delle singole masse concentrate. Ogni massa concentrata è stata suddivisa, posizionando il 25% della massa totale verso il bordo d’attacco dell’ala e il 75% verso il bordo di fuga (coerentemente con il fatto che in NeoCASS le masse concentrate rappresentano le superfici mobili). Il nodo strutturale di attacco è rimasto invariato. In Figura 4.13 è presentata una schematizzazione della modifica apportata.

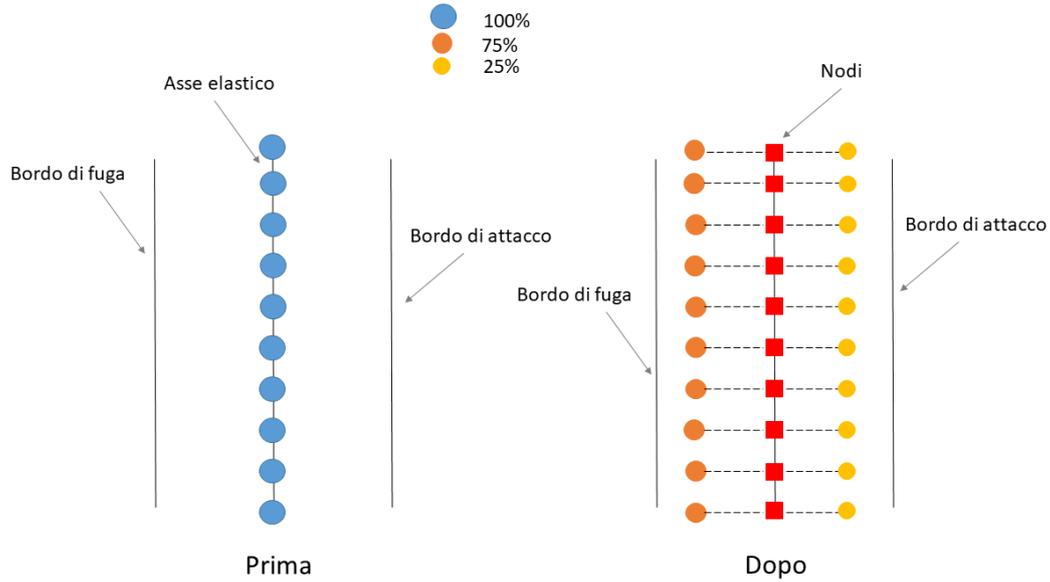


Figura 4.13: Trasformazione posizione masse concentrate

Una volta apportata questa modifica si è eseguita nuovamente un'analisi modale, trovando i risultati riportati in Tabella 4.8.

| MAC | $Freq_{err}\%$ | Forma modale |
|-------|----------------|-------------------------------------|
| 0.996 | 1% | 1° Flessionale |
| 0.968 | 1% | 1° Flessionale antisimmetrica |
| 0.926 | 12% | Motore verticale antisimmetrico |
| 0.905 | 4% | Motore verticale simmetrico |
| 0.904 | 12% | Motore laterale |
| 0.919 | 3% | Impennaggio orizzontale flessionale |
| 0.799 | 5% | Motore imbarcante |
| 0.757 | 6% | 1° Torsione simmetrica |
| 0.840 | 6% | 1° Torsione antisimmetrica |

Tabella 4.8: Risultati analisi modale, nuova posizione masse concentrate

Si vede come dopo questa modifica nel set di modi comuni ai due modelli sono presenti anche la prima torsione simmetrica e la prima antisimmetrica dell'ala. Si nota come rispetto ai risultati presentati in Tabella 4.7 il valore dei MAC sia aumentato per la totalità dei modi, tranne che per il modo di Motore imbarcante e l'errore in frequenza sia diminuito significativamente per tutti i modi, eccetto per quelli definiti di motore.

A questo punto, si è voluto indagare quanto i due modelli fossero allineati dal punto di vista della risposta aeroelastica statica, in modo da valutare anche l'allineamento dell'interazione fluido - struttura.

4.6 Analisi aeroelastica statica

Tramite questa analisi si vanno a considerare gli spostamenti che il modello subisce, in seguito ai carichi derivanti nella condizione di equilibrio assunta durante una particolare manovra. Per questa analisi si è considerata una manovra simmetrica di crociera, con le seguenti condizioni:

- $\text{Mach}(M_\infty) = 0.5$,
- Quota (Z) = 5000 m,
- Fattore di carico (n_Z) = 1.

Questa analisi è stata eseguita in MSC NASTRAN per il modello di riferimento e sia in NeoCASS che in MSC NASTRAN per lo stick beam model generato, in modo da confrontare a pari solutori i due modelli. Per fare questo si è sfruttata l'interfaccia di NeoCASS con MSC NASTRAN, importando in formato MSC NASTRAN il modello generato nel tool (chiamato Neo2Nastr). Dalla soluzione si sono ottenute le deformate di Semiala destra e Impennaggio orizzontale destro, presentate in Figura 4.14.

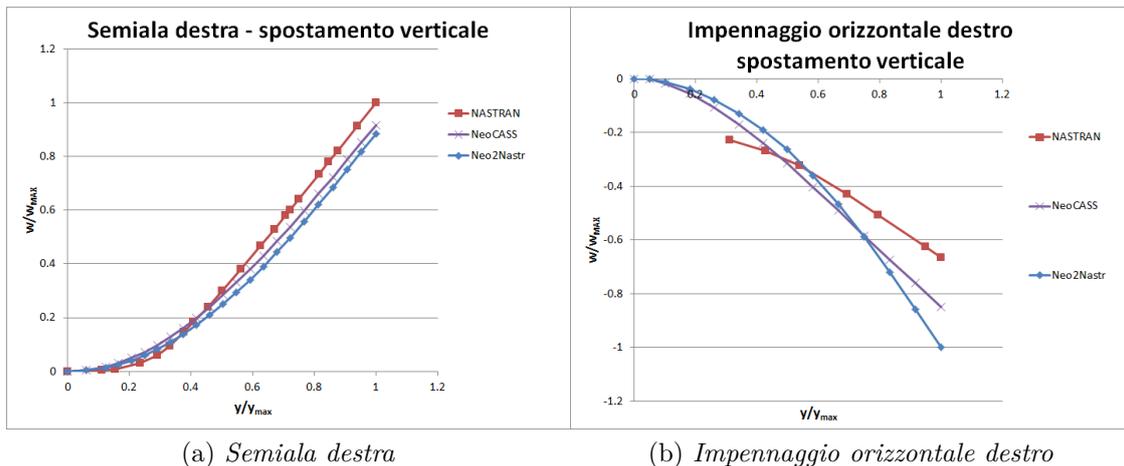


Figura 4.14: Analisi aeroelastica statica - Deformata fuori dal piano

Dai due grafici si vede come l'andamento della deformata sia simile per i due modelli, soprattutto considerando la Semiala, anche se lo spostamento all'estremità

alare risulta essere differente. Inoltre si nota che vi è una differenza tra i due solutori, dal momento che lo stesso modello, se trasformato, presenta due andamenti diversi. La soluzione di analisi aeroelastica calcolata in NeoCASS, usa il VLM come modello aerodinamico (come in MSC NASTRAN), ma adottando una correzione della curvatura sui box aerodinamici, basata sulla curvatura dei profili inseriti in Acbuilder.

Allo stesso modo è stato possibile valutare i carichi sugli elementi della Semiala derivanti da questa manovra. In NeoCASS è possibile recuperare le forze interne sulle beam tramite due modalità differenti [3]:

- punti di collocazione,

- nodi strutturali.

I punti di collocazione sono dei punti non strutturali, posizionati sempre sulle beam ma in una posizione differente dai nodi [3]. Il recupero delle forze interne in NeoCASS viene eseguito su questi punti e tramite una procedura interna al tool, queste forze possono essere trasposte sui nodi strutturali [3]. Inoltre è necessaria un'ulteriore operazione perché le forze interne vengano trasposte dal sistema di riferimento dell'elemento al basico [3]. Invece per recuperare le forze interne in MSC NASTRAN si è usata la tecnica dei Monitor points, che consiste nel recuperare i carichi dei punti considerati nella definizione dei Monitor points, integrandoli sul point definito. La filosofia che sta alla base di questo metodo è la stima delle forze interne della struttura dal calcolo dei carichi esterni applicati; dal momento che in una condizione di equilibrio statico si equivarranno [6]. In particolare si è utilizzato il Monitor point di tipo 1 (MONPNT1), che integra i carichi lungo un singolo Monitor point definito, nel sistema di coordinate scelto [7]. In pratica sono stati definiti diversi Monitor points lungo l'ala, sui quali è stato calcolato il carico integrato di tutti i nodi strutturali definiti nel SET di ogni Monitor point. Per ogni Monitor point sono state recuperate tutte e 6 le componenti di carico, dove ad ognuna corrispondono le seguenti voci di output: INERTIAL, RIGID e ELASTIC. Il primo si riferisce al carico inerziale della struttura, il secondo a quello aerodinamico nel caso di modello considerato rigido e il terzo è la somma del rigido più uno scostamento dovuto alla flessibilità. Quindi la risultante delle forze interne, da paragonare ai valori di output ottenuti in NeoCASS, è pari alla differenza tra il carico aerodinamico del velivolo flessibile e il carico inerziale (ELASTIC - INERTIAL). I risultati così ottenuti, sono stati diagrammati come presentato in Figura 4.15.

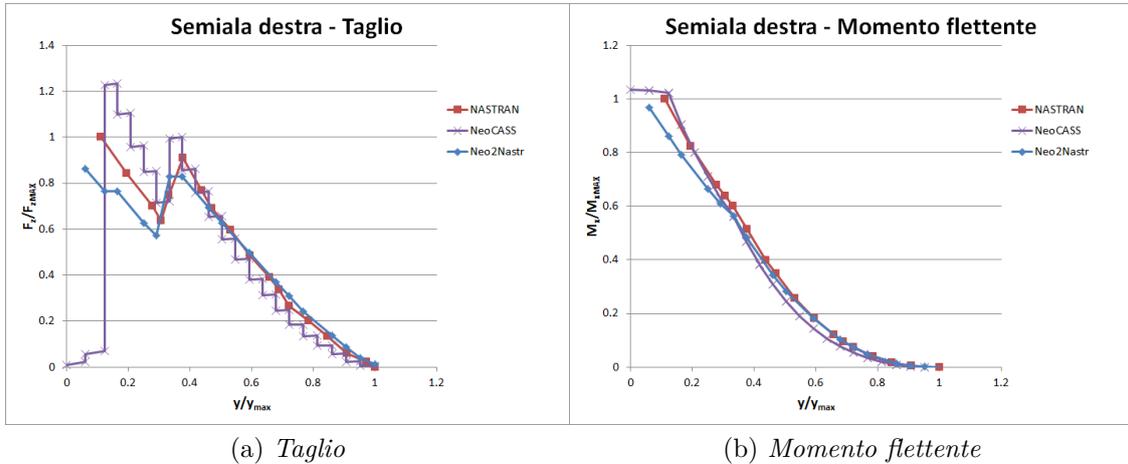


Figura 4.15: Analisi aeroelastica statica - Carichi

Si vede come l'andamento risulti simile tra i modelli considerati, ma con sempre una differenza tra il modello NeoCASS e il Neo2Nastr. Questa differenza potrebbe essere dovuta a due fattori principali: la sensibilità dell'allineamento della spline lineare (presente nel modello Neo2Nastr) con l'asse elastico delle beam in MSC NASTRAN e il differente VLM tra NeoCASS e MSC NASTRAN, dal momento che nel tool viene considerata una curvatura del profilo che potrebbe portare a calcolare un carico maggiorato.

Questa differenza non è stata ulteriormente approfondita, perché si è dedicato più tempo ad approfondire il comportamento dinamico. Nel caso del dubbio sul corretto allineamento della spline lineare, si potrebbe verificarne l'allineamento oppure sostituirla con una spline superficiale come nel modello di riferimento. Per verificare l'influenza del differente VLM, si potrebbe annullare l'effetto della curvatura in NeoCASS, imponendo un profilo simmetrico.

Di seguito, per un'ulteriore indagine sulla differente risposta aeroelastica statica del Neo2Nastr con il modello di riferimento, si è andata a valutare l'influenza dei collegamenti flessibili nel modello di riferimento.

4.7 Confronto tra collegamenti del modello NeoCASS e di quello di riferimento

Nel modello di riferimento i collegamenti tra la Fusoliera e gli altri componenti sono implementati con delle matrici di rigidità (DMIG), che simulano la cedevolezza degli attacchi. Nel modello in NeoCASS invece, sono degli elementi infinitamente rigidi (RBE2). L'influenza di questi collegamenti viene fuori se per esempio si analizza l'ultima forma modale (Motore imbarcato) in Tabella 4.7, dove è stato

possibile osservare che per il modello di riferimento l'impennaggio verticale risulta avere un movimento nel suo piano, lungo l'asse di Fusoliera, mentre nel modello NeoCASS rimane praticamente fermo. Infatti se nel calcolo del MAC non si considerano i nodi dell'impennaggio verticale, questo passa da un valore di 0.838 a un valore di 0.91. Questa incongruenza non è possibile attribuirlo a una maggiore rigidità del Piano di coda verticale dello stick model in NeoCASS, dal momento che la distribuzione di rigidità nel piano (Figura 4.4k) e l'analisi statica (Figura 4.7) evidenziano che l'impennaggio verticale risulta più rigido nel modello di riferimento. Per confermare che questa discrepanza arriva dai collegamenti, si è eseguita una nuova analisi statica sull'Impennaggio verticale. Il carico è stato sempre applicato all'estremità e in direzione parallela all'asse di Fusoliera, ma in questo caso il vincolo di incastro è stato posto in corrispondenza del nodo di Fusoliera da dove parte il collegamento. In questo modo nella soluzione entra l'effetto della rigidità del collegamento, ottenendo l'andamento riportato in Figura 4.16.

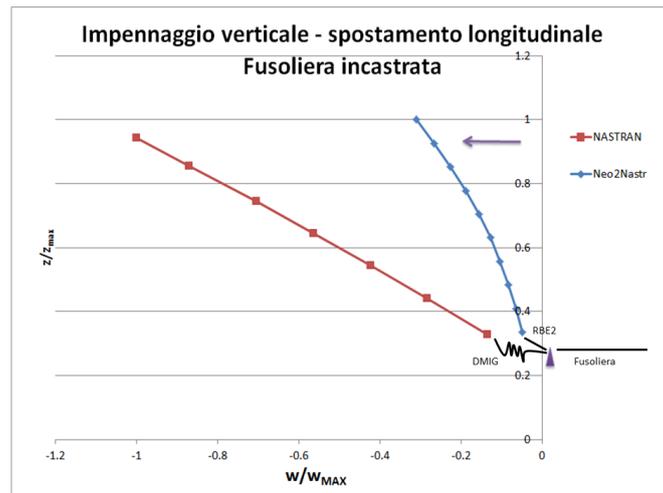


Figura 4.16: Analisi statica - Andamento spostamento Impennaggio verticale, Effetto collegamenti

Da questo grafico si vede come l'infinita rigidità del collegamento nel modello NeoCASS, porti a un comportamento estremamente rigido se paragonato al modello di riferimento. Dal momento che NeoCASS non è in grado di gestire le DMIG, si è provato a sostituire il collegamento della RBE2, con elementi flessibili, in modo da provare a simulare il comportamento della DMIG.

4.7.1 Implementazione collegamenti flessibili nel modello NeoCASS

L'implementazione dei collegamenti flessibili in NeoCASS è stata provata sull'attacco tra Fusoliera e Ala, per poi verificare il nuovo andamento dello spostamento nell'analisi aeroelastica statica. La filosofia adottata è stata quella di eseguire un'ottimizzazione sempre tramite la SOL 200, lanciando iterativamente l'analisi statica sull'Ala. La Funzione Obiettivo è stata implementata come minimizzazione della differenza tra la terza componente di spostamento dei nodi di attacco sull'ala di entrambi i modelli. Invece le Variabili di Design impostate sono state le rigidzze del collegamento flessibile inserito nel modello Neo2Nastr. In Figura 4.17 sono riportati tutti i diversi tipi di collegamenti flessibili implementati per provare a simulare il comportamento della DMIG.

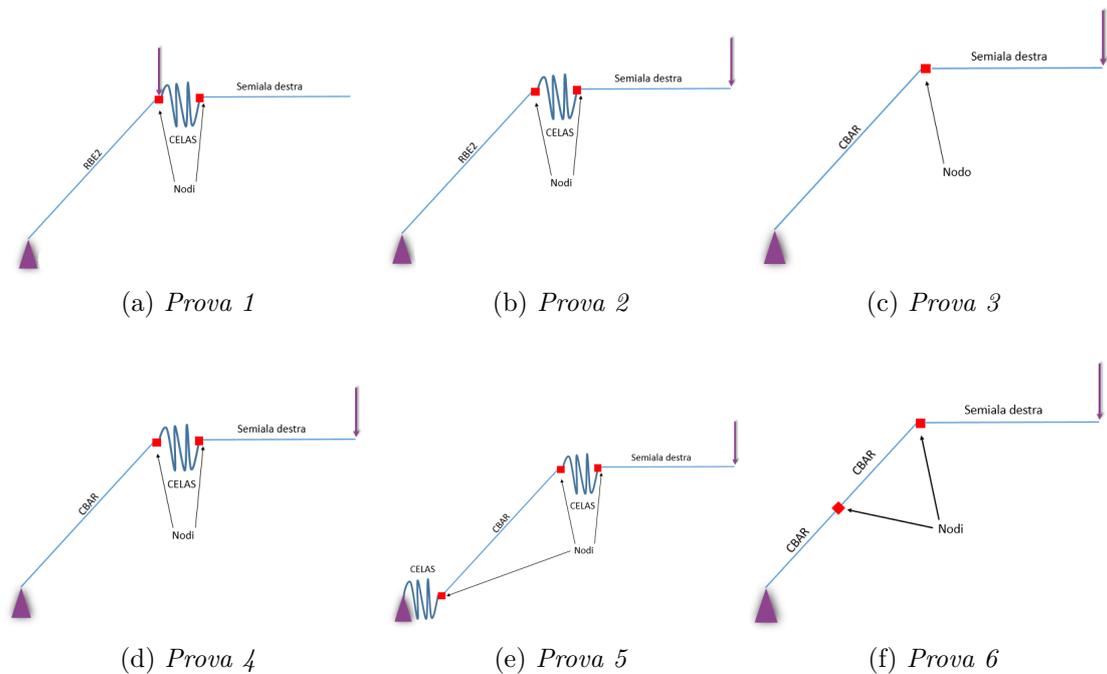


Figura 4.17: Collegamenti flessibili

La prima prova è stata inserire una CELAS, che rappresenta la modellazione di una molla, e collegarla tra il nodo di attacco all'ala e il suo duplicato. Il vincolo è stato posto in corrispondenza del nodo di Fusoliera da cui parte l'attacco, bloccando tutti e 6 i gradi di libertà. In una prima fase il carico concentrato è stato applicato verticalmente, in corrispondenza del nodo duplicato, trovando un comportamento anomalo dell'ala visto che questo nodo è risultato essere l'unico a subire uno spostamento. A questo punto si è applicato un carico all'estremità alare,

senza però ottenere uno spostamento del nodo di interesse. Si è passato alla seconda prova, dove la RBE2 è stata sostituita con un elemento flessibile (CBAR). In questo caso si è applicato un carico all'estremità, ottenendo uno spostamento verticale del nodo di attacco sull'ala, portandolo ad un valore molto vicino a quello del rispettivo nodo nel modello di riferimento attraverso la SOL 200, dove si è agito sulla modifica del momento d'inerzia flessionale dell'elemento. Quindi in questo modo si è riusciti a simulare il comportamento della terza componente di spostamento. La componente successiva che si è voluto andare ad allineare è stata la quarta (rotazione parallela all'asse di Fusoliera). Dal momento che anch'essa dipende dalla rigidità flessionale, si è nuovamente inserito il momento d'inerzia flessionale della CBAR di collegamento all'interno del ciclo di ottimizzazione, aggiungendo anche questa componente di rotazione all'interno della Funzione obiettivo. Tuttavia si è visto che agendo solo su questa Variabile di Design, il risultato dell'ottimizzazione non era soddisfacente. Infatti si è notato che l'ottimizzazione portava a buoni risultati se una sola delle due componenti era considerata all'interno della Funzione Obiettivo, ma non entrambe contemporaneamente. Per risolvere questo problema si sono adottate le altre configurazioni presenti in Figura 4.17, senza ottenere i risultati sperati. Questo conferma che la complessità delle matrici di collegamento nel modello di riferimento non permette di riprodurre il comportamento attraverso semplici elementi flessibili. Per valutare la bontà del collegamento con il momento d'inerzia ottimizzato della CBAR, per il solo spostamento verticale, si è eseguita un'analisi aeroelastica statica. In questo modo si è andato a valutare il comportamento dello spostamento verticale in seguito a carichi di manovra. Il risultato ottenuto (Figura 4.18) mostra come in corrispondenza dell'attacco alla Fusoliera, il modello con il collegamento flessibile risulti più corretto. Tuttavia si vede che lungo l'apertura alare il risultato va a divergere.

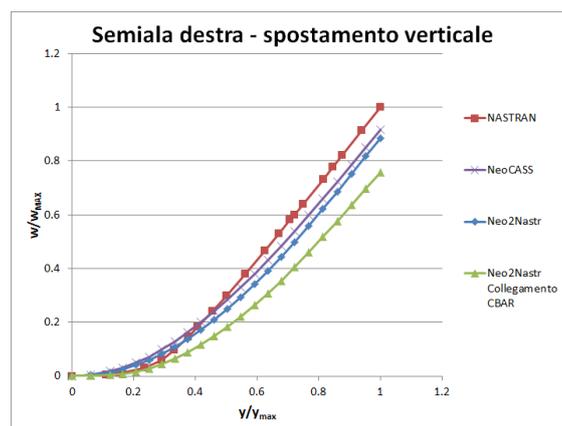


Figura 4.18: Analisi aeroelastica statica - Spostamento verticale Ala, Collegamenti flessibili

Quindi, si è deciso di mantenere i collegamenti nel modello NeoCASS invariati rispetto alle condizioni di default, lasciando quindi le RBE2. Il passo successivo è stato provare ad allineare maggiormente la distribuzione di massa e rigidezza per l'Ala, senza però peggiorare l'allineamento modale ottenuto.

4.8 Ulteriore allineamento di massa e rigidezza dell'Ala

A questo punto, dopo aver modificato le masse e aver allineato la rigidezza della Fusoliera, ottenendo i risultati dell'analisi modale in Tabella 4.8, si è voluto tentare di rimodellare la distribuzione di massa e rigidezza per provare ad allineare ulteriormente il comportamento dinamico tra i due modelli.

Un prima prova è stata quella di interpolare i valori di rigidezza come fatto per la Fusoliera, anche per tutti gli altri componenti e sostituirli nel modello NeoCASS. In seguito a questa modifica si è eseguita un'analisi modale e si è notata una sostanziale diminuzione del numero di modi comuni tra i due modelli. Questo è attribuibile al fatto che la distribuzione di massa tra NeoCASS e il modello di riferimento risulta essere comunque differente; quindi riportare la stessa distribuzione di rigidezza tra i due modelli potrebbe portare miglioramenti solo nel caso in cui si sostituisse integralmente anche la distribuzione di massa (imponendo $\rho = 0$ per tutte le beam e copiando i valori delle masse concentrate). A questo punto, si è deciso di modificare massa e rigidezza agendo solo sul materiale degli elementi (senza quindi agire sui valori dei singoli elementi). In particolare si è portata avanti una prova per la sola Ala, che riducesse l'errore percentuale della massa totale e migliorasse la distribuzione di rigidezza. Infatti, dalla Tabella 4.4 si vede che la massa dell'ala del modello NeoCASS è quasi il 10% in più di quella del modello di riferimento e dalle curve di rigidezza (Figura 4.4b, Figura 4.4a e Figura 4.4c) dell'ala si vede come anch'essa risulti maggiore per il modello NeoCASS. Quindi si è agito sul materiale di riferimento per le travi dell'ala, riducendo del 10% la densità del materiale, il valore delle masse concentrate e il modulo elastico. Così facendo si è puntato a mantenere costante il rapporto di massa e rigidezza, per evitare grossi stravolgimenti nei risultati dell'analisi modale (come successo nel caso dell'interpolazione delle rigidezze), ma ottenendo un andamento di massa e rigidezza maggiormente allineato tra NeoCASS e il modello di riferimento. In Figura 4.19 e in Tabella 4.9 sono rappresentate rispettivamente le nuove masse nelle stazioni dell'ala e il nuovo valore globale.

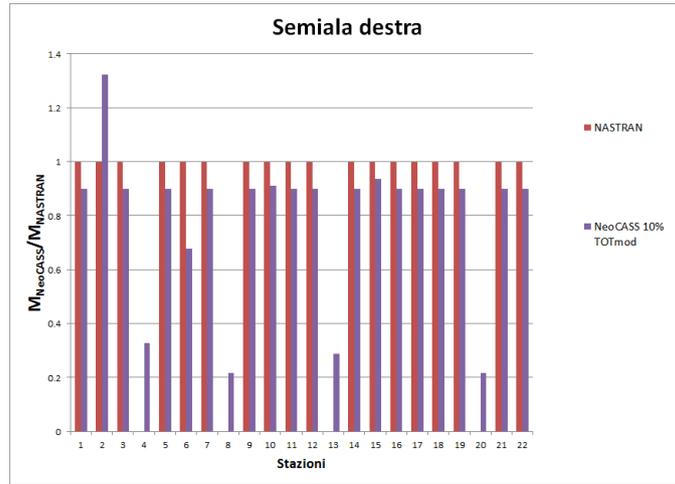
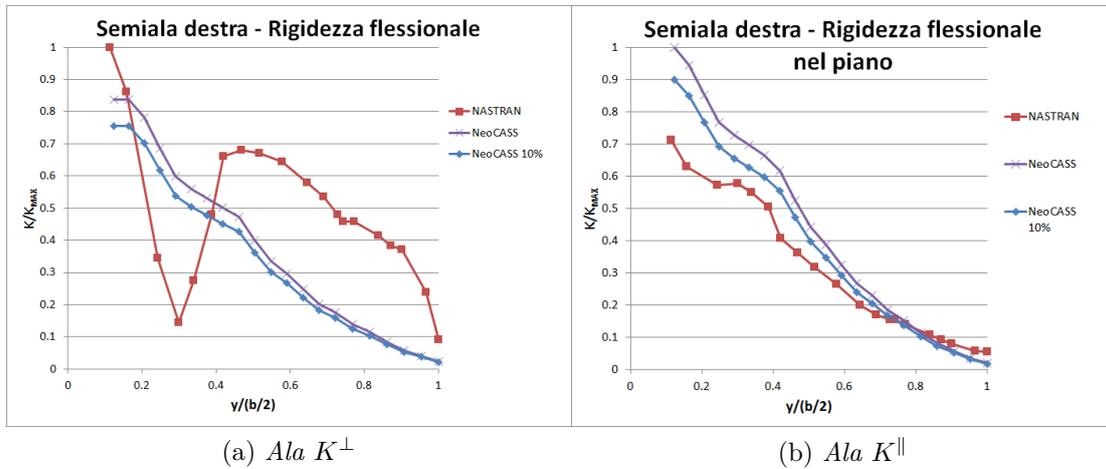


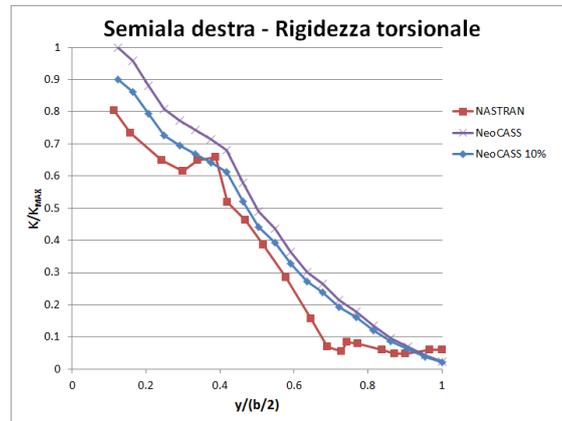
Figura 4.19: Distribuzione di massa Semiala destra - ρ ridotta del 10%

| | Ala | Ala densità materiale modificata |
|--------------------|------|----------------------------------|
| MASSE MODIFICATE | 1.08 | 0.972 |
| MASSE RIFERIMENTO | 1.00 | 1.00 |
| ERRORE PERCENTUALE | 8% | 2.8% |

Tabella 4.9: Allineamento valori di massa globali Ala - ρ ridotta del 10%

Dal grafico della distribuzione di massa (Figura 4.19) si vede come l'andamento del modello NeoCASS modificato risulti traslato verso il basso, ma con un valore globale più vicino a quello di riferimento (Tabella 4.9). Per quanto riguarda la rigidezza, in Figura 4.20 è rappresentato il nuovo andamento.





(c) Ala (GJ)

Figura 4.20: Distribuzione di rigidezza Semiala destra - E ridotto del 10%

Si vede come l'aver ridotto il Modulo di Young porta ad un miglioramento della distribuzione di rigidezza, evidente soprattutto per la rigidezza flessionale nel piano e per la rigidezza torsionale. Apportate queste modifiche è stata eseguita una nuova analisi modale, che ha portato al nuovo set di modi congruenti tra NeoCASS e il modello di riferimento in Tabella 4.10.

| MAC | $Freq_{err}\%$ | Forma modale |
|-------|----------------|-------------------------------------|
| 0.996 | 3% | 1° Flessionale |
| 0.981 | 3% | 1° Flessionale antisimmetrica |
| 0.946 | 13% | Motore verticale antisimmetrico |
| 0.906 | 1% | Motore verticale simmetrico |
| 0.942 | 8% | Motore laterale |
| 0.933 | 3% | Impennaggio orizzontale flessionale |
| 0.784 | 2% | 1° Torsione simmetrica |
| 0.848 | 2% | 1° Torsione antisimmetrica |

Tabella 4.10: Risultati analisi modale - ρ ed E ridotti del 10%

Dai valori ottenuti si vede che l'errore in frequenza dei modi flessionali dell'ala e del modo antisimmetrico di motore sono aumentati, ma per tutti gli altri si è avuto un netto miglioramento. Infatti il modo laterale di motore e i due modi torsionali dell'ala hanno un $Freq_{err}\%$ diminuito di 4 punti. Inoltre si vede che il MAC aumenta per tutti i modi. Per queste ragioni, anche se il set comune ai due modelli risulti essere diminuito (manca il modo di motore imbarcante) questo sembra essere un modello maggiormente allineato. Di seguito sono rappresentate le diverse forme modali (Figura 4.21).

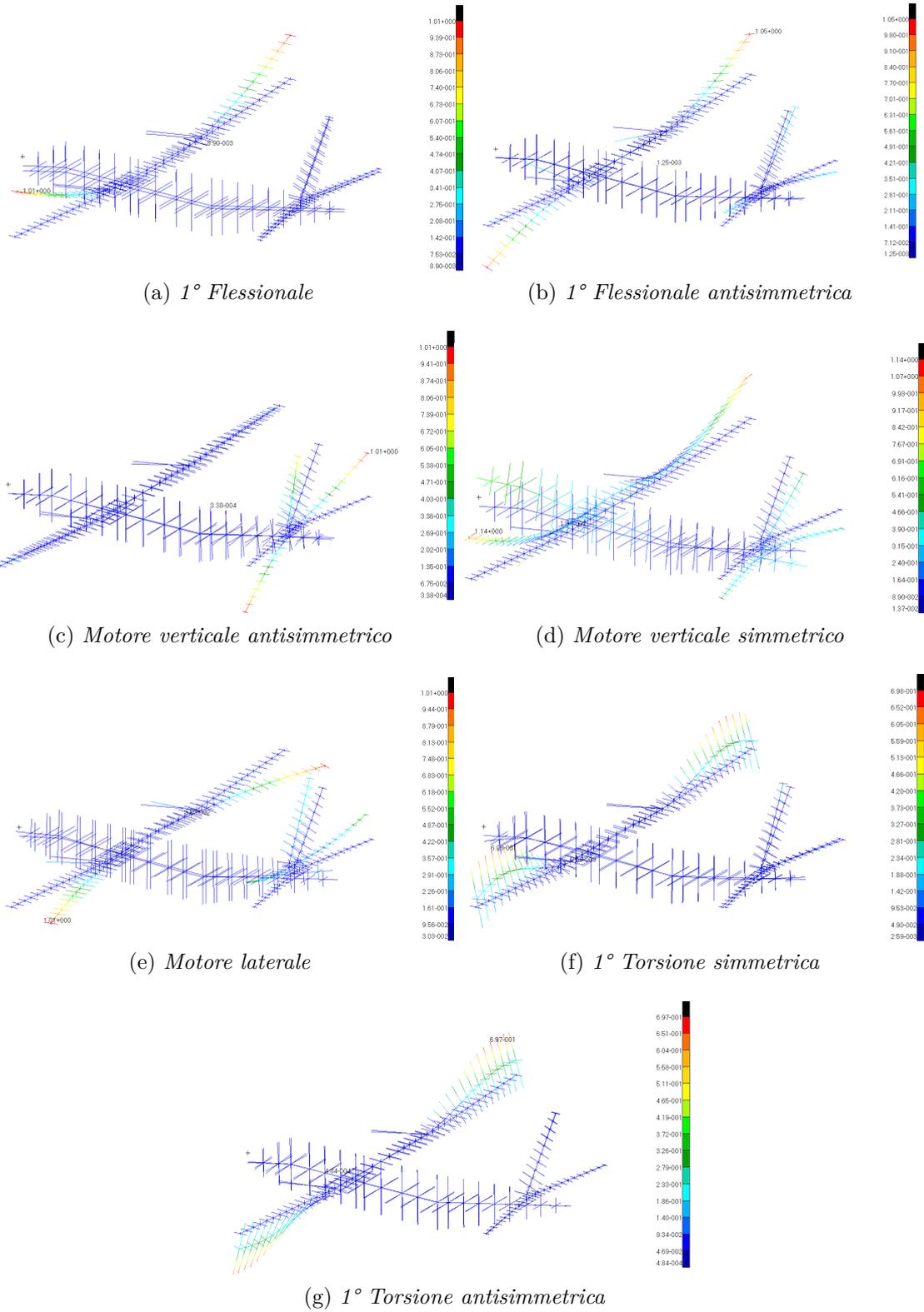


Figura 4.21: Forme modali

Come conseguenza di queste modifiche si avrà un nuovo comportamento statico dell'ala nel modello NeoCASS, diagrammato in Figura 4.22. Si vede come avendo diminuito la rigidità flessionale, si avrà uno scostamento maggiore dello spostamento, soprattutto all'estremità alare.

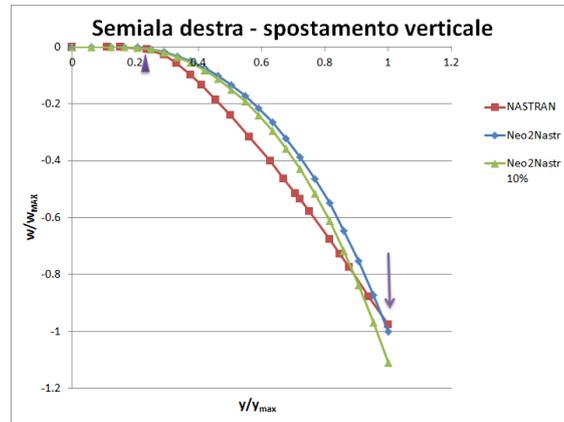
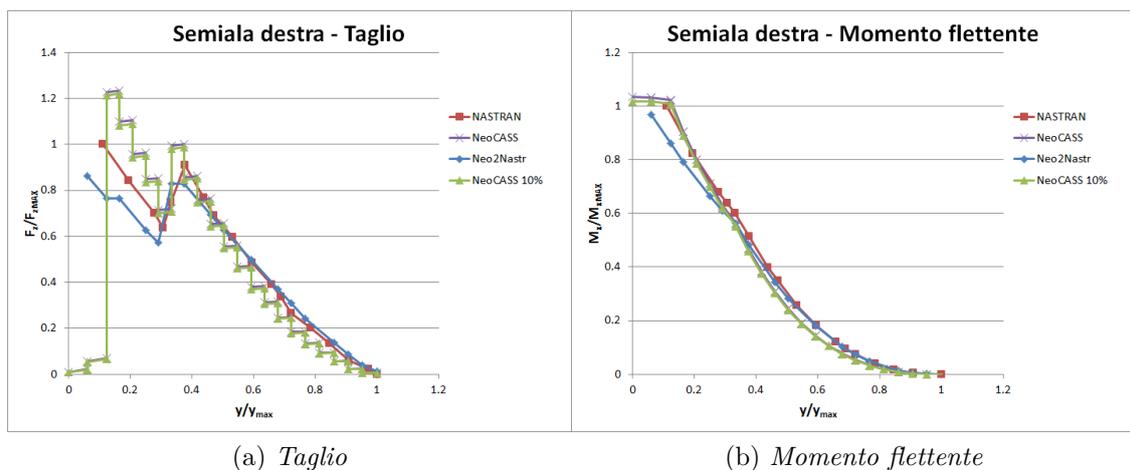


Figura 4.22: Analisi statica - Andamento spostamento Semiala con E ridotto del 10%

Inoltre si è verificato se quest'ultimo cambiamento nella distribuzione di massa e rigidità abbia portato dei miglioramenti nella risposta aeroelastica statica. Per quanto riguarda l'andamento delle forze interne, in Figura 4.23 viene evidenziato come la differenza tra il modello NeoCASS con le caratteristiche del materiale cambiate e il precedente, sia praticamente impercettibile. Risulta invece essere migliorato di molto l'andamento dello spostamento verticale, che ripercorre quasi perfettamente lo spostamento del modello di riferimento (Figura 4.24).



(a) Taglio

(b) Momento flettente

Figura 4.23: Analisi aeroelastica statica - Carichi con ρ ed E ridotti del 10%

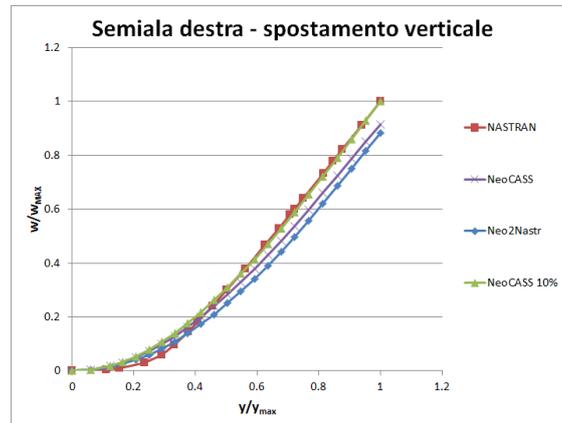


Figura 4.24: Analisi aeroelastica statica - Spostamento fuori dal piano con ρ ed E ridotti del 10%

Visti i risultati presentati, questo ultimo modello risulta essere il più simile a quello di riferimento. Da questo si è voluto partire per verificare con un'applicazione quanto i due modelli si comportassero in maniera analoga se sottoposti ad analisi di risposta dinamica. Il sistema che va a risolvere questo tipo di analisi considera le distribuzioni di massa e rigidezza ridotte su base modale e permette di andare a valutare la risposta nel tempo di zone puntuali del velivolo, entrando quindi più nel dettaglio della similitudine tra i due modelli.

4.9 Modello finale

Ricapitolando, il modello scelto è stato ottenuto a valle dei seguenti passaggi.

Il primo step è stato generare automaticamente il modello stick in NeoCASS, fornendo in input i dati geometrici del velivolo ricavati dal CATIA e le informazioni necessarie per il dimensionamento del modello aeroelastico.

Una volta ottenuto il modello si è andata a confrontare la distribuzione di massa e ad allinearla il più possibile con quella del modello di riferimento, visto che questa è una caratteristica fondamentale del comportamento dinamico.

A seguito di un'analisi modale che evidenziava un'estrema rigidezza della Fusoliera, sono state confrontate le distribuzioni di rigidezza e il loro effetto tramite l'analisi statica, che è andata a confermare questa estrema rigidezza della Fusoliera del modello NeoCASS.

Cambiati i valori della rigidezza della Fusoliera del modello NeoCASS, si è fatto una modifica più dettagliata della distribuzione di massa sull'Ala, inserendo un offset alle masse concentrate, in modo da allineare con il modello di riferimento anche la distribuzione di inerzia oltre che di massa.

Infine si è apportata un'ulteriore modifica alla distribuzione di massa e rigidezza dell'Ala, agendo sulle proprietà del materiale associato, per un allineamento della massa ancor più dettagliato, che mantenesse un buon risultato dell'analisi modale.

Capitolo 5

Analisi risposta dinamica alla raffica

In questo capitolo verrà descritta l'ultima parte di attività, in cui il modello in NeoCASS e quello di riferimento sono stati sottoposti ad un'analisi di risposta dinamica alla raffica, in modo da confrontare il loro comportamento dinamico.

E' opportuno ricapitolare tutti i passaggi che hanno portato alla generazione di questo modello finale in NeoCASS:

- generazione modello in NeoCASS,
- modifica del valore delle masse concentrate,
- modifica della distribuzione di rigidità della Fusoliera,
- inserimento dell'offset per le masse concentrate sull'Ala,
- riduzione del 10% della distribuzione di massa e rigidità.

In particolare si è valutata un'analisi di risposta dinamica a una raffica longitudinale. Di seguito sono presentati i parametri di input usati:

- Profilo: $1-\cos$,
- Numero di corde: 25 ,

I risultati analizzati in funzione del tempo sono: i carichi nel nodo strutturale di radice dell'ala, l'ampiezza modale per i modi rigidi nel Piano Longitudinale (traslazione verticale e beccheggio) e della 1° Flessionale. Si è anche confrontata la distribuzione dei carichi lungo l'apertura all'istante in cui il valore in radice risulti massimo.

Come presentato nel capitolo introduttivo di NeoCASS, vi sono due metodi possibili per il recupero dei carichi della soluzione dinamica, entrambi basati sul troncamento modale:

- Metodo degli spostamenti modali (MD),
- Metodo dell'accelerazione modale (MA).

L'ultimo metodo risulta essere più affidabile rispetto al primo nel calcolo dei carichi, dal momento che fornisce una correzione per gli spostamenti non inseriti all'interno della base modale del sistema. Allo stesso modo in MSC NASTRAN viene usato l'MA per il recupero dei carichi con il metodo dei Monitor points, che nel caso di analisi dinamiche basate sul metodo di riduzione modale risultando più affidabili rispetto al recupero diretto delle forze interne [6].

Per la selezione della base modale da usare per la risoluzione del sistema, esistono due metodologie differenti:

- tutto il range di frequenze fino ad una specificata tramite la scheda EIGR,
- solo determinati modi dentro il range descritto dall' EIGR, selezionabili con MSELECT in NeoCASS e con il MODESELECT in MSC NASTRAN.

Di seguito verranno riportati i risultati con entrambe le metodologie di scelta della base modale e saranno messe a confronto. Dal momento che nel modello di riferimento il nodo in corrispondenza della radice della Semiala destra non si trova esattamente nella stessa posizione del modello NeoCASS, sono stati considerati i due nodi adiacenti e si è interpolato linearmente il valore della forza alla coordinata esatta dello stick beam model in NeoCASS.

5.1 Metodo degli spostamenti modali (MD)

Il metodo degli spostamenti modali, anche se può risultare meno accurato, è stato utilizzato per avere una prima stima qualitativa della soluzione dinamica.

5.1.1 Modi troncati fino ad una frequenza scelta (EIGR)

E' stata scelta un'ampia base modale, in modo da inglobare uno spettro di frequenze significativo. Gli output che si sono andati a valutare in questa fase sono i carichi in radice dell'ala e le ampiezze modali della 1° Flessionale, del modo rigido di traslazione verticale e del modo rigido di beccheggio. Per quanto riguarda i carichi, sono stati recuperati dagli sforzi interni sulla trave in corrispondenza della radice dell'Ala. Di seguito sono riportati i grafici della soluzione ottenuta per il modello NeoCASS e quello di riferimento, mettendoli a confronto. Come per l'analisi aeroelastica statica, si è eseguito il calcolo anche della soluzione dinamica in MSC NASTRAN con lo stick model NeoCASS trasformato (Neo2Nastr), in modo da mettere a confronto i due solutori a parità di modello.

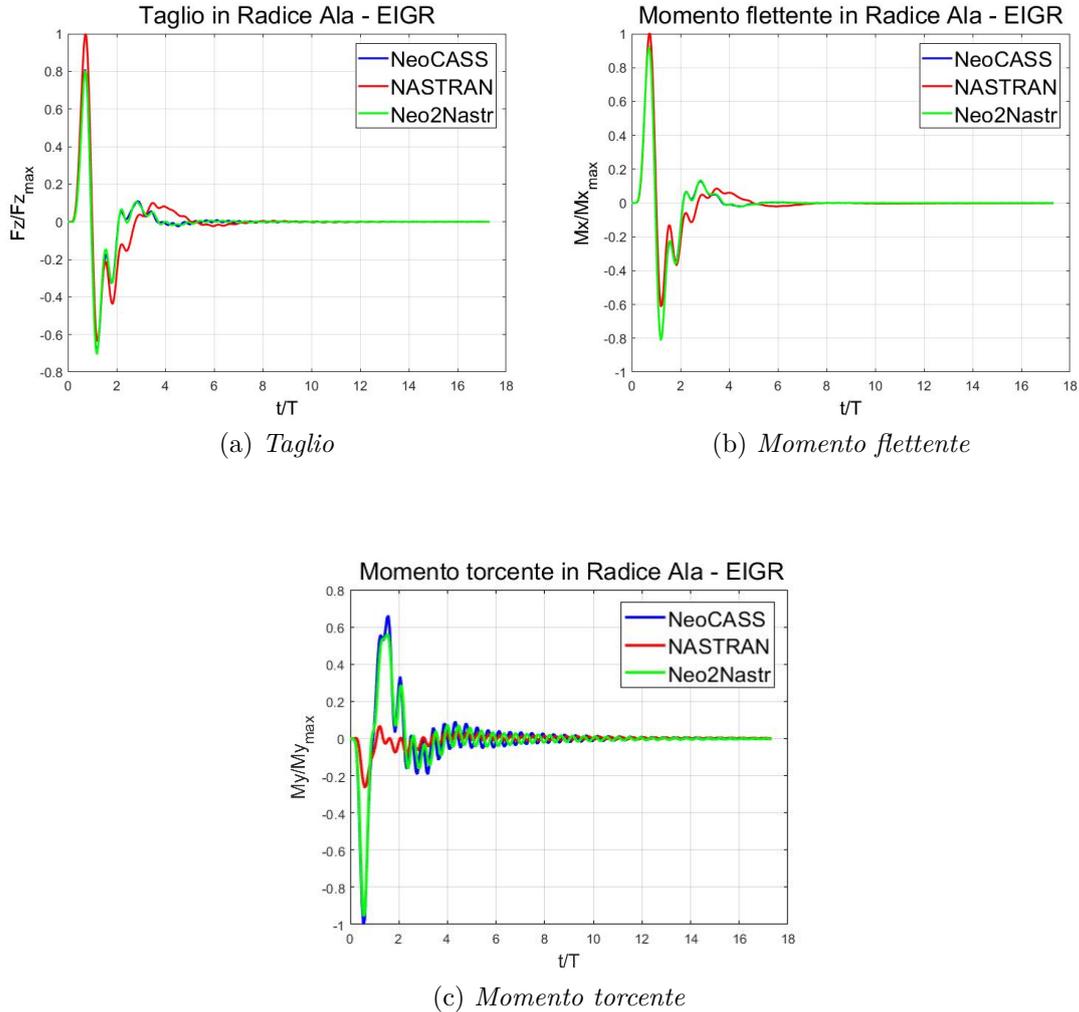


Figura 5.1: Forze interne in radice - EIGR

I grafici riportati rappresentano le oscillazioni dei carichi soggetti alla raffica, in funzione del tempo. Osservando il Taglio e il Momento flettente, si nota come per entrambi l'andamento tra i diversi modelli sia simile, anche se nel primo è presente una maggior discrepanza in corrispondenza del picco massimo. Questo è una prima conferma di come la quasi perfetta coincidenza del modo di 1° Flessione tra il modello NeoCASS e quello di riferimento faccia sì che la risposta a flessione sia praticamente identica. Inoltre confrontando i solutori, a parità di modello, si osserva una perfetta sovrapposizione degli andamenti. Invece se si osserva l'andamento del Momento torcente, si nota come sia completamente discordante tra il modello NeoCASS e quello di riferimento. Questo strano comportamento verrà approfondito nel seguito della trattazione. In Tabella 5.1 sono riportati i valori dei picchi e dei rispettivi errori percentuali con il modello di riferimento.

| | NeoCASS | NASTRAN [®] | Neo2Nastr | NeoCASS <i>Err%</i> | Neo2Nastr <i>Err%</i> |
|-------------------|---------|----------------------|-----------|------------------------|--------------------------|
| Taglio | 0.80 | 1.00 | 0.80 | 20% | 20% |
| Momento flettente | 0.925 | 1.00 | 0.925 | 7.5% | 7.5% |
| Momento torcente | 1.00 | 0.260 | 0.950 | 74% | 69% |

Tabella 5.1: Picco massimo Forze interne in radice - EIGR

Si conferma come il comportamento maggiormente allineato risulti essere quello del Momento flettente e che il Momento torcente ha un'enorme differenza di risposta. A questo punto si è andato a diagrammare l'andamento delle ampiezze modali (Figura 5.2)

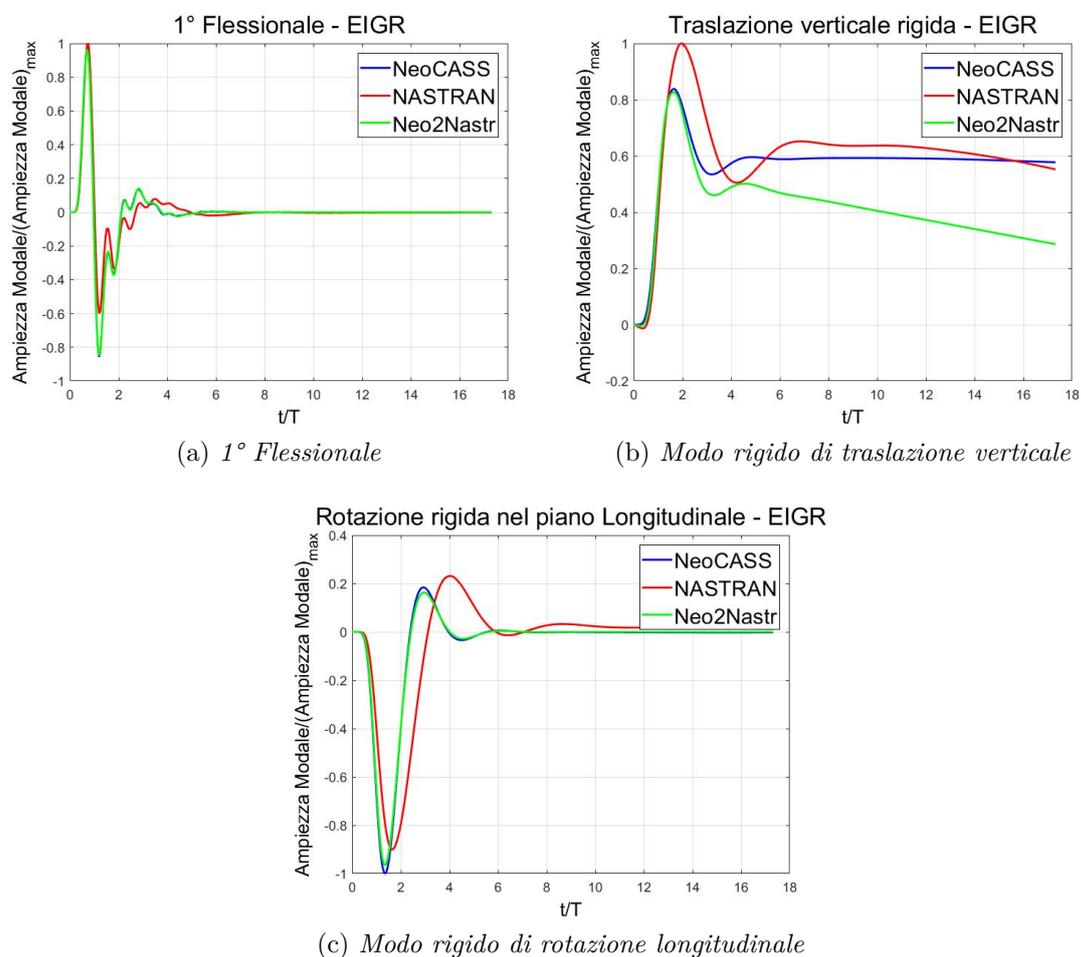


Figura 5.2: Ampiezze modali - EIGR

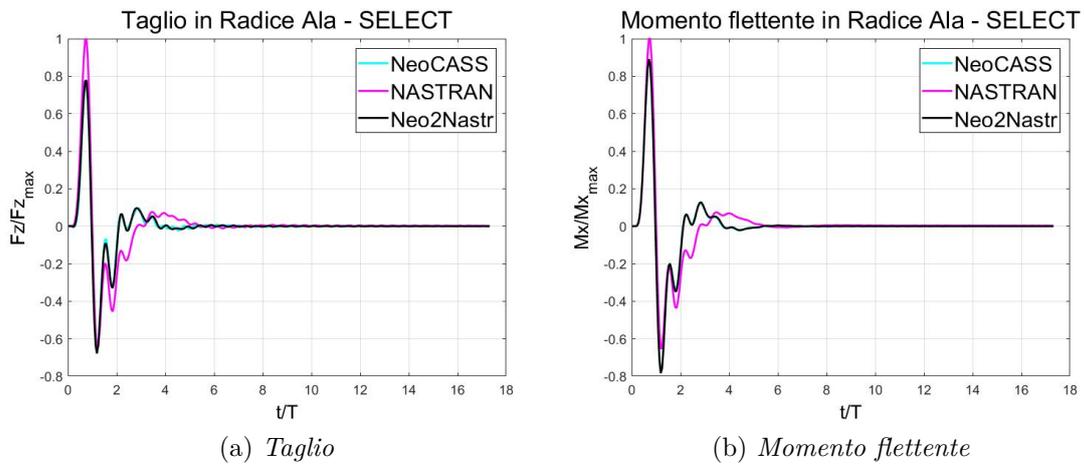
Dall'analisi delle soluzioni delle ampiezze modali si nota come la 1° Flessionale del modello NeoCASS rispecchi fedelmente l'andamento del modello di riferimento,

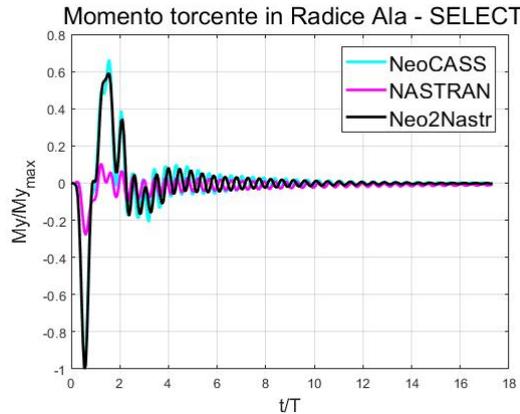
a conferma di come il fatto di aver trovato un'ottima corrispondenza di questo modo in termini di frequenza propria e MAC, porti ad avere la stessa risposta dinamica flessionale. Per quanto riguarda i modi rigidi, si vede come l'andamento tra i diversi modelli sia congruente, anche se non perfettamente allineato. Tuttavia non basta a giustificare il differente comportamento del Momento torcente.

Il passo successivo è stato quello di andare a verificare come cambia la soluzione con la selezione dei singoli modi.

5.1.2 Modi selezionati (SELECT)

I parametri di input della raffica rimangono invariati, ma invece di usare la base ridotta derivante dalla sola scheda EIGR, sono stati selezionati i singoli modi che vanno a comporre il sistema. I modi scelti sono quelli appartenenti al set dei modi comuni tra i due modelli. Nei risultati saranno presentati i nuovi confronti dei carichi (Figura 5.3) e delle ampiezze modali (Figura 5.5) ed il confronto tra la soluzione con il troncamento tramite il solo EIGR e quella ottenuta con l'aggiuntiva selezione dei modi (Figura 5.4).





(c) Momento torcente

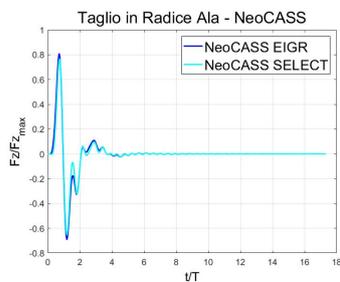
Figura 5.3: Forze interne in radice - SELECT

Dall’andamento delle Forze interne in radice, si vede come la soluzione con questa nuova base modale, ulteriormente ridotta, porta ad un comportamento praticamente identico rispetto al caso precedente. Questo evidenzia il fatto che il set di modi comuni tra i due modelli, trovati con il calcolo del MAC, risulti essere abbastanza ampio da fornire una buona soluzione quanto quella ottenuta con il troncamento meno restrittivo. A conferma di questo, se si confrontano i nuovi valori del picco massimo (Tabella 5.2) con i precedenti (Tabella 5.1) non si riscontrano grossi cambiamenti.

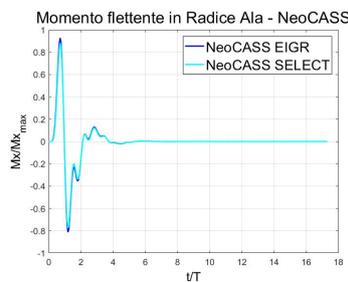
| | NeoCASS | Modello di riferimento | Neo2Nastr | NeoCASS $Err\%$ | Neo2Nastr $Err\%$ |
|-------------------|---------|------------------------|-----------|-----------------|-------------------|
| Taglio | 0.78 | 1.00 | 0.78 | 22% | 22% |
| Momento flettente | 0.89 | 1.00 | 0.89 | 11% | 11% |
| Momento torcente | 1.00 | 0.279 | 0.976 | 72% | 69% |

Tabella 5.2: Picco massimo Forze interne in radice - SELECT

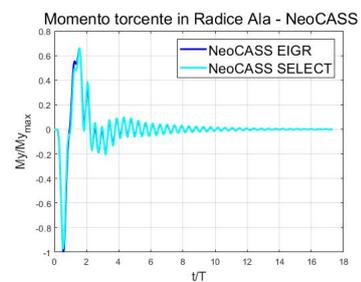
Per avere un confronto diretto, si sono riportati gli andamenti confrontando le soluzioni con le due diverse basi modali (Figura 5.4).



(a) Taglio - NeoCASS



(b) M. Flettente - NeoCASS



(c) M. Torcente - NeoCASS

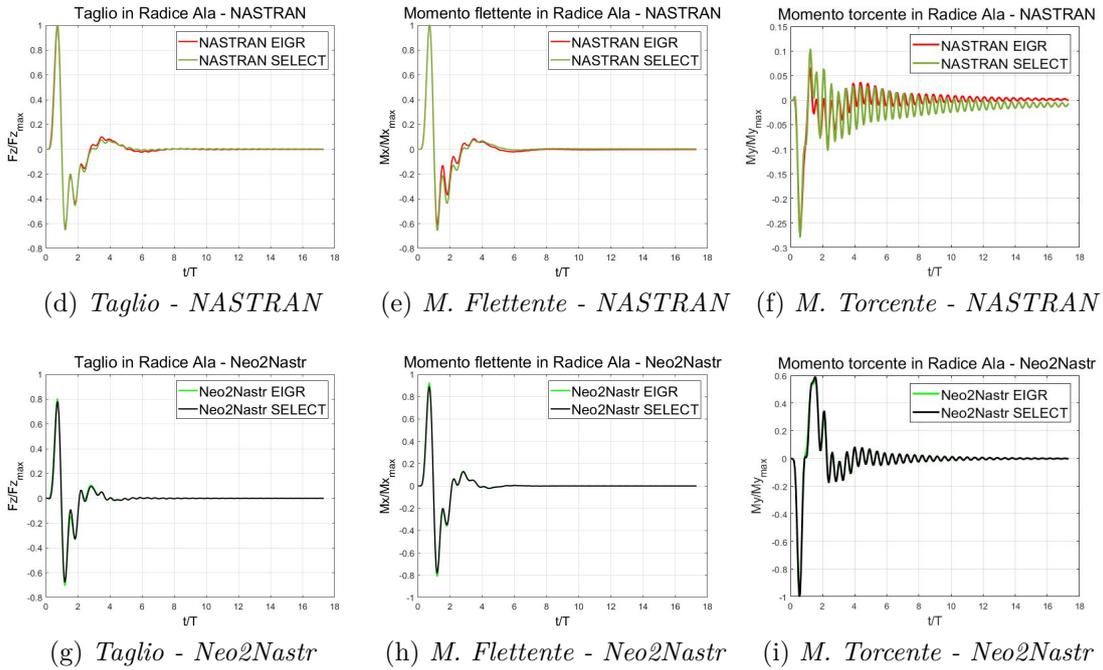
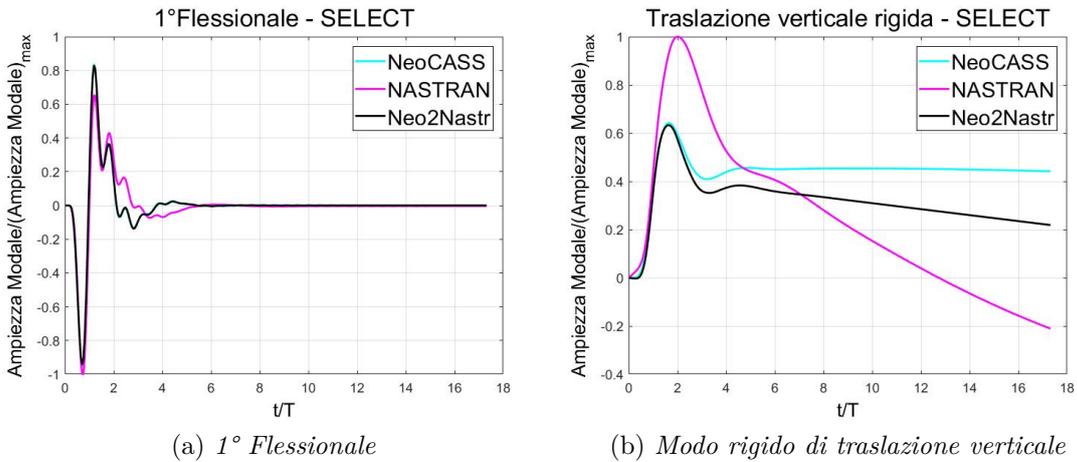
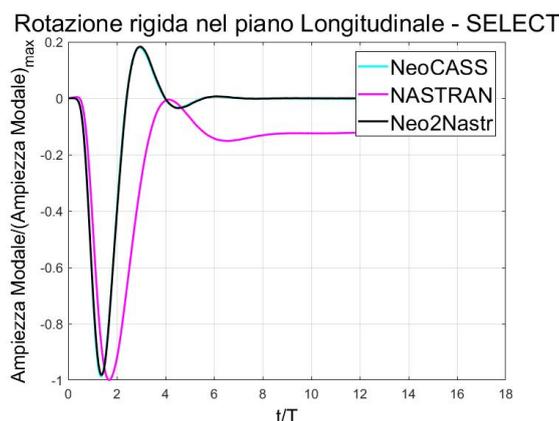


Figura 5.4: Forze interne in radice - Confronto EIGR con SELECT

Quindi si osserva come per tutti i modelli, la base modale ridotta al set dei modi comuni dia risultati simili con la selezione di tutto il range di frequenze. Allo stesso modo si sono andati a valutare gli andamenti delle ampiezze modali.



(c) *Modo rigido di rotazione longitudinale*Figura 5.5: *Ampiezze modali - SELECT*

Dai grafici, si può notare che per la 1° Flessionale e il modo di Rotazione rigida non si vede un cambiamento nella relazione tra i diversi modelli rispetto all’analisi con spettro di frequenze più ampio. L’identica risposta tra i due metodi di selezione modale per la 1° Flessionale si spiega col fatto che la raffica è longitudinale e quindi il modo che risponde maggiormente è proprio quello di 1° Flessionale. Per questo una più ristretta selezione della base modale porta a soluzioni simili.

Il passo successivo è stato quello di eseguire l’analisi di risposta dinamica alla raffica con il metodo dell’accelerazione modale, in modo da verificare se si ottenessero dei risultati che allineassero la risposta tra i due modelli per il Taglio e il Momento torcente.

5.2 Metodo dell’accelerazione modale (MA)

Il metodo dell’accelerazione modale viene utilizzato per verificare se con questo metodo l’andamento dei carichi nel tempo tra il modello NeoCASS e quello di riferimento, soprattutto per Taglio e Momento torcente, venisse più simile.

Come introdotto nel capitolo descrittivo di NeoCASS, l’MA è un metodo correttivo rispetto a quello precedentemente utilizzato per il calcolo dei carichi sulle beam del modello, dal momento che considera una correzione statica degli spostamenti non compresi all’interno della base modale [1]. Nel caso di analisi dinamiche in MSC NASTRAN, il metodo dell’accelerazione modale viene usato tramite il recupero dei carichi con i Monitor points. In questa fase, dal momento che si è considerato solo un nodo che è quello di radice, nel modello di riferimento e nel Neo2Nastr è stato inserito un solo Monitor point. L’analisi è stata eseguita considerando l’insieme di tutti i modi definiti nella scheda EIGR e lo stesso vale per tutti i risultati presentati da questo punto in poi.

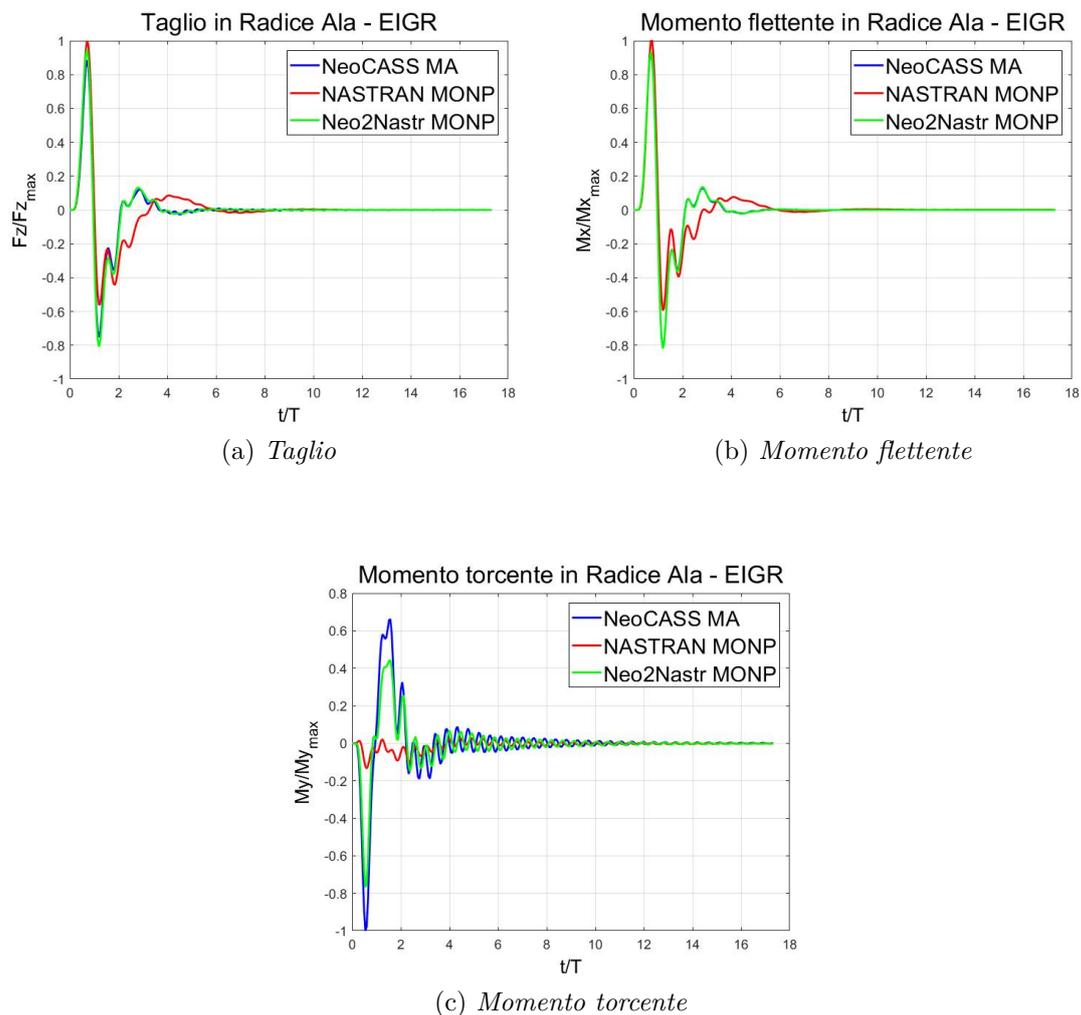


Figura 5.6: Carichi in radice - Metodo dell'accelerazione modale (EIGR)

Dai grafici confrontati si vede come l'andamento del Taglio ricavato con questa metodologia risulta maggiormente allineato rispetto all'andamento precedente (Figura 5.1a). In Tabella 5.3 sono riportati i valori dei picchi.

| | NeoCASS | Modello di riferimento | Neo2Nastr | NeoCASS $Err\%$ | Neo2Nastr $Err\%$ |
|-------------------|---------|------------------------|-----------|-----------------|-------------------|
| Taglio | 0.95 | 1.00 | 0.95 | 5% | 5% |
| Momento flettente | 0.935 | 1.00 | 0.935 | 6.5% | 6.5% |
| Momento torcente | 1.00 | 0.135 | 0.767 | 86.5% | 63% |

Tabella 5.3: Picco massimo Carichi in radice - Metodo dell'accelerazione modale (EIGR)

Se si confrontano questi valori con quelli in Tabella 5.1 si nota come si sia ridotta la discrepanza tra il modello di riferimento e il NeoCASS per il Taglio e il Momento flettente. Quindi la correzione statica del metodo MA, permette di ottenere un miglior allineamento nel Taglio. Questo non succede per il Momento torcente che quindi ha bisogno di ulteriori analisi.

A valle dei risultati presentati, si sono condotte analisi volte ad approfondire la forte discrepanza nella soluzione del Momento torcente, provando a risolvere il problema. Tutti i risultati che si presenteranno sono stati ottenuti considerando tutta la base modale all'interno del range scelto (EIGR) e il metodo dei Monitor points. Inoltre si considereranno solo i due modelli nel formato MSC NASTRAN.

5.3 Analisi Momento torcente

La prima verifica è stata indagare la coerenza tra i carichi e le accelerazioni (Figura 5.7), per verificare se la discrepanza nell'andamento del Momento torcente fosse di natura inerziale o aerodinamica.

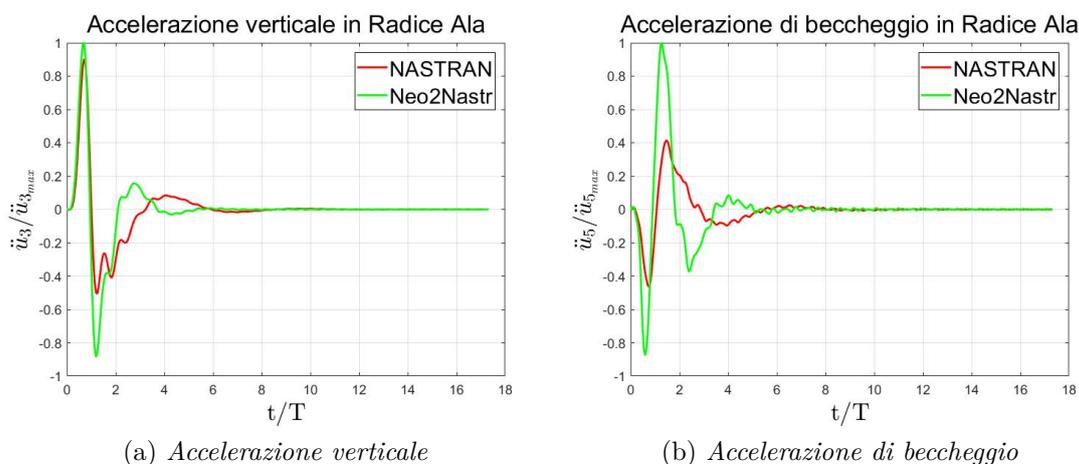


Figura 5.7: Accelerazioni in radice Ala

Si vede come quindi l'accelerazione verticale abbia un andamento simile tra i due modelli, rispecchiando quanto visto per il Taglio. Per quanto riguarda l'accelerazione torsionale, il suo andamento conferma la discrepanza vista con il Momento torcente. In seguito, sapendo che i carichi precedentemente diagrammati sono il risultato del contributo delle forze aerodinamiche e di quelle inerziali torsionali; per verificare se la fonte del problema nel torcente arrivi da uno di questi due contributi li si è andati a diagrammare separatamente (Figura 5.8).

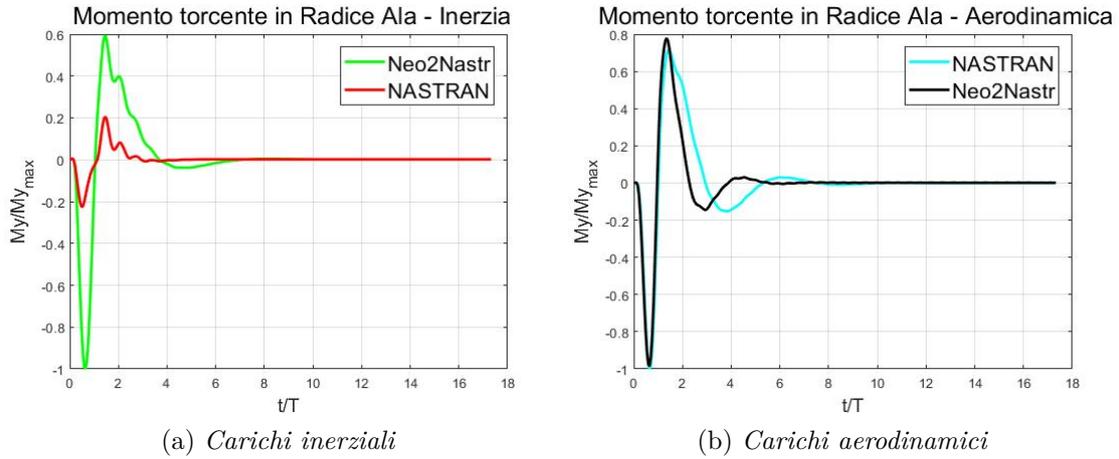
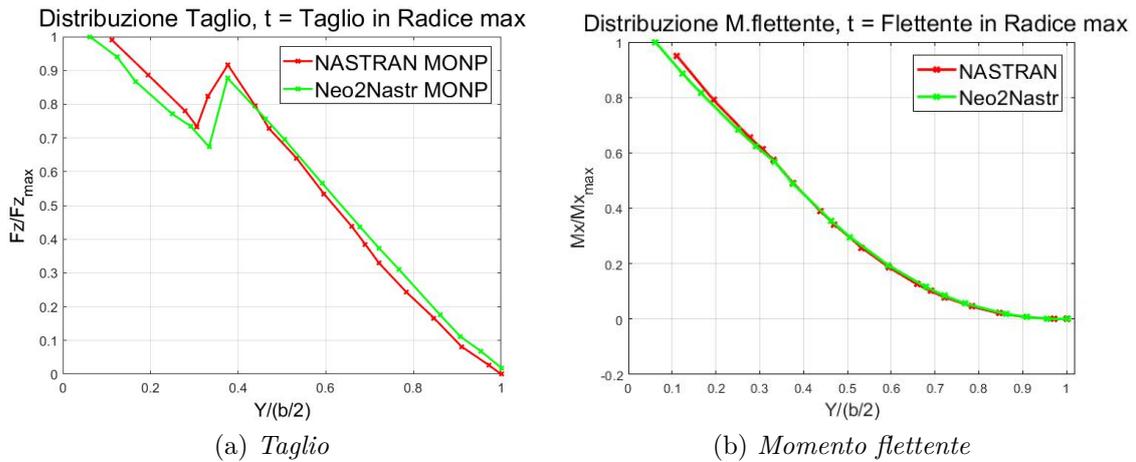
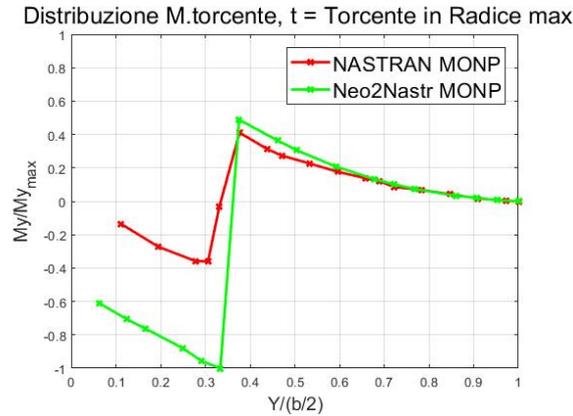


Figura 5.8: Carichi in radice - Momento torcente

Dai grafici riportati si vede come l'andamento delle forze aerodinamiche sia simile tra i due modelli, confermando che la stima dei carichi aerodinamici è identica e che inoltre l'interpolazione tramite spline del carico nel passaggio dalla struttura all'aerodinamica funziona correttamente. Per quanto riguarda invece le forze inerziali torsionali, l'andamento risulta essere completamente diverso. A questo punto si è voluto analizzare l'andamento del Momento torcente lungo l'apertura alare, in modo da verificare se la forte incongruenza nel carico fosse dovuta al particolare nodo strutturale analizzato. In Figura 5.9 sono rappresentati gli andamenti dei carichi lungo l'apertura alare all'istante in cui risultino massimi in radice.





(c) Momento torcente

Figura 5.9: Distribuzione dei carichi in apertura

Se si osserva la Figura 5.9c partendo dall'estremità alare, si nota come l'andamento dei valori del Momento torcente del modello Neo2Nastr e di quello di riferimento sia simile fino alla presenza del motore. Da questo punto in poi l'andamento sembra avere una pendenza simile ma con un'enorme differenza nei valori. A questo punto, il problema sembra derivare dal motore, che nel modello Neo2Nastr è schematizzato come una massa concentrata rigidamente collegata a un nodo di riferimento strutturale, mentre nel modello di riferimento è schematizzato attraverso una complessa impalcatura costituita da una matrice di massa e rigidezza (DMIG) e da delle masse concentrate aggiuntive posizionate nell'intorno del nodo dell'ala collegato alla DMIG.

Per confermare questa ipotesi, si è tolto in entrambi i modelli il motore sull'ala e si è eseguita una nuova analisi dinamica; dove si è osservato l'andamento nel tempo del Momento torcente (in corrispondenza del nodo di radice) e la sua distribuzione lungo l'apertura (sempre all'istante dove il Momento torcente in radice è massimo) (Figura 5.10).

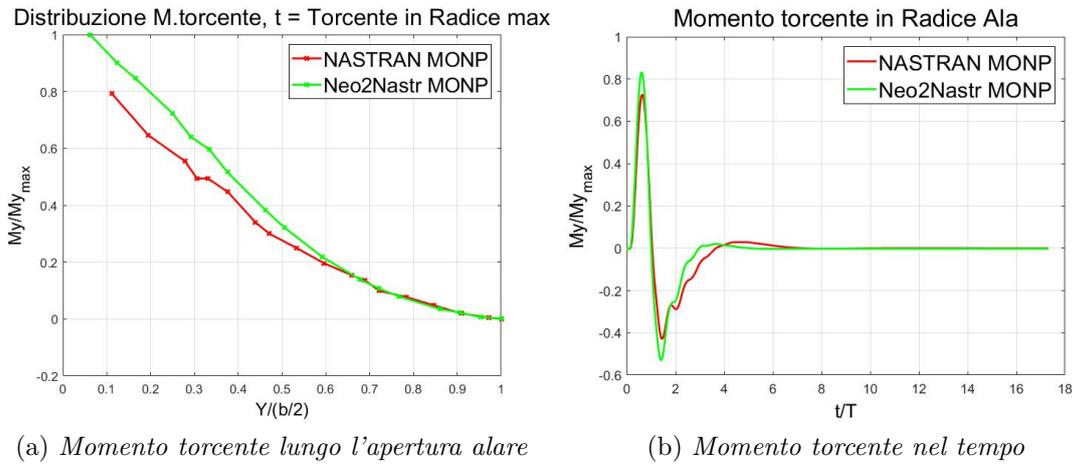


Figura 5.10: Carichi - Momento Torcente, senza motore

Si osserva come togliendo il motore, i due modelli vedano un andamento del Momento torcente nel tempo in radice decisamente più allineato. Infatti anche osservando l'andamento lungo la semiala, si nota come i due modelli risultino più simili tra di loro. A questo punto si è andato a modificare il modello di riferimento, dove al posto della DMIG, il motore è stato modellato con la stessa massa del modello NeoCASS collegata rigidamente all'Ala. Si è nuovamente riprodotta l'analisi di risposta dinamica e si è diagrammato il nuovo andamento lungo l'apertura (Figura 5.11).

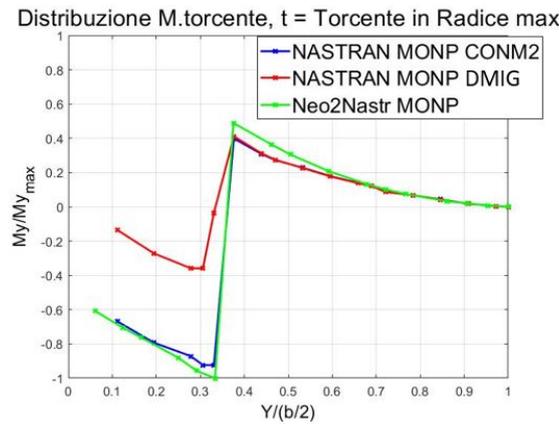


Figura 5.11: Carichi - Momento Torcente lungo l'apertura, CONM2

Dai grafici riportati si vede come i due modelli, simulati con la stessa massa, diano lo stesso risultato. Quindi si dimostra che la grande discrepanza nel Momento torcente nasce dalla differente modellazione del motore, dove la DMIG porta un contributo di distribuzione di massa e rigidezza che non risulta simulabile con la

sola massa concentrata. Quindi capito che la ragione della forte discrepanza del Momento torcente nasce dal motore, si è provato a cambiare la sua modellazione in NeoCASS per provare ad ottenere risultati più simili con il modello di riferimento. Il valore della massa concentrata è stato diviso a metà e le due nuove masse concentrate sono state collegate ai due nodi adiacenti a quello originale dell'attacco con il motore. In questo modo si è distribuito maggiormente il carico su due nodi invece che solo su uno, cercando di rendere la distribuzione più simile al modello di riferimento. Una volta apportate queste modifiche, si è osservato il cambiamento nell'andamento del Momento torcente lungo l'apertura (Figura 5.12).

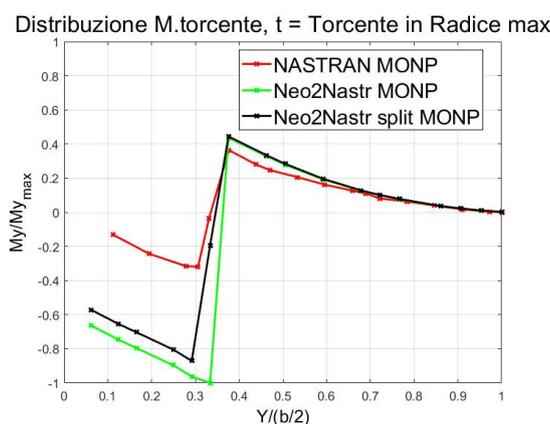


Figura 5.12: Carichi - Momento Torcente lungo l'apertura, motore splittato

Dal grafico si vede come il modello NeoCASS con questa nuova distribuzione del motore porti ad una riduzione dell'effetto del salto del motore, a conferma che una massa più distribuita simuli meglio il comportamento della DMIG. In seguito a questi risultati ottenuti viene evidenziata come una nuova modellazione del motore, più fedele al modello di riferimento, possa portare a risolvere il problema di questo differente andamento del Momento torcente. Va considerato che NeoCASS non è ancora in grado di gestire le DMIG e quindi bisogna valutare se studiare una strategia ad hoc per implementare questa funzionalità, oppure andare per tentativi con l'uso delle masse concentrate.

Capitolo 6

Conclusione

A seguito dei risultati ottenuti, possono essere evidenziate alcune principali considerazioni.

NeoCASS è un tool efficace per la generazione di modelli aeroelastici di velivoli in fase di analisi preliminare, in quanto permette una rapida stima delle caratteristiche strutturali (massa e rigidità) e una veloce manipolazione del modello, utile per inserire i dati reali che saranno forniti in corso di sviluppo dell'aeromobile. La semplicità del modello NeoCASS, ha permesso di manipolare in modo rapido i suoi diversi elementi, permettendo di puntare all'allineamento con il modello di riferimento.

E' utile sottolineare che l'utilizzo di NeoCASS è stato non standard, dal momento che il modello generato in NeoCASS è stato confrontato con un modello aeroelastico derivato da un FEM stressato e allineato alle GVT.

Per la fase di confronto tra i due modelli e di modifica del modello NeoCASS, sono state utilizzate analisi modali e statiche. Le analisi modali hanno permesso di valutare quante forme modali dividevano i due modelli e a quale valore della frequenza propria combaciavano; a seguito delle modifiche apportate è stato ottenuto un set comune di 9 modi. In questo modo si è valutata l'interazione della massa con la rigidità. Le analisi statiche, invece, hanno permesso di confrontare l'effetto della distribuzione di rigidità, isolandola dall'interazione con la massa.

Occorre precisare che il modello di riferimento utilizzato, non era in una fase di sviluppo preliminare, ma rappresentava il risultato di una validazione con i test sperimentali di vibrazione al suolo (GVT) ed è stato usato per la certificazione del velivolo. Infatti, mentre la rigidità del modello generato in NeoCASS è derivata da una stima del dimensionamento strutturale, il modello di riferimento è stato ottenuto con la riduzione di un modello FEM 3D stressato a un modello a travi e un ciclo di ottimizzazione per allineare il modello ai risultati sperimentali.

A seguito della fase di confronto e modifica, si è eseguita la verifica dell'allineamento dinamico dei due modelli, tramite un'analisi di risposta dinamica alla raffica. I risultati trovati presentano una buona similitudine del comportamento

tra i due modelli, soprattutto per quanto riguarda la risposta nel tempo del Taglio e del Momento flettente. Nel caso del Momento torcente, è stato dimostrato che la discrepanza nella risposta tra i due modelli deriva da una diversa modellazione del motore. Questa differenza ha messo in luce come la presenza della DMIG porti ad una differente risposta dinamica a torsione, rispetto a una massa concentrata. Tenendo conto di tali considerazioni, si potrebbe valutare di implementare un metodo che consenta a NeoCASS di gestire elementi di questo tipo.

In conclusione, è possibile confermare i vantaggi di NeoCASS legati alla velocità di generazione del modello e alla malleabilità dello stesso. Il modello ottenuto risponde bene dinamicamente e potrebbe essere interessante approfondire un suo possibile accoppiamento a leggi di controllo.

Bibliografia

- [1] L. Cavagna, S. Ricci, *NeoCASS Next generation Conceptual Aero Structural Sizing* Milano, Italia, Dipartimento di Scienze e Tecnologie Aerospaziali Politecnico di Milano, 2013.
- [2] [Online]: https://www.neocass.org/downloads/Docs/NeoCASS_Overview_July_2018
- [3] [Online]: https://www.neocass.org/downloads/Docs/NeoCASS_and_NeoRESP_Tutorial_for_Advanced_Aeroelastic_Analysis_July_2018
- [4] G. Bindolino, P.Mantegazza, P.Masarati, *Aeroelasticità applicata* Milano, Italia, Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale Politecnico di Milano, 2001.
- [5] P.Vacher, B.Jacquier, A.Bucharles, “Extensions of the MAC criterion to complex modes” in *ONERA, Department of Systems Control and Flight Dynamics*.
- [6] M. S. E. Sayed, M. A. G. Contreras, N. Stathopoulos, “Monitor Points Method for Loads Recovery in Static/Dynamic Aeroelasticity Analysis with Hybrid Airframe Representatio” in *SAE International*, September 2013.
- [7] [Online]: <https://www.scribd.com/doc/42790341/MSC-Nastran-2010-Release-Guide>
- [8] MSCSoftwareCorporation, *MSC.Nastran 2001, Quick Reference Guide* Newport Beach, California (USA), MSC.Software Corporation, 2001.