



Università Degli Studi di Napoli "FEDERICO II"
Facoltà di Ingegneria
Dipartimento di Progettazione Aeronautica

Dottorato di Ricerca in Ingegneria Aerospaziale,
Navale e della Qualità Totale – Ciclo XIX –
Indirizzo Ingegneria Aerospaziale

Analisi di whirl flutter per un convertiplano di nuova generazione

Tesi di Dottorato di Ricerca di

Fabio Maffei

Prof. Ing. Leonardo Lecce
Tutor

Prof. Ing. Antonio Moccia
Coordinatore

Alla mia famiglia

A Simona

Indice

Indice	I
Indice delle figure	III
Indice delle tabelle	V
Sommario	1
Ringraziamenti	3
Capitolo 1	4
Introduzione al sistema Convertiplano	4
1.1 Generalità	4
Capitolo 2	11
Stato dell'arte e dell'evoluzione dei programmi internazionali aventi per oggetto lo sviluppo dei convertiplani	11
2.1 Breve storia della tecnologia del tiltrotor	11
2.2 Il programma V-22 Osprey	14
2.3 Il programma BA-609	18
2.4 Il Tiltrotor UAS	20
2.5 La situazione in Europa	24
Capitolo 3	28
Aspetti critici concernenti l'aeroelasticità dell'ala del convertiplano	28
3.1 Generalità	29
3.2 Gruppi di ricerca attivi nel settore	31
3.3 Approcci e metodologie per l'analisi aeroelastica dei convertiplani	33
3.4 Risultati acquisiti ed aspetti critici in relazione al comportamento aeroelastico dei convertiplani	38
Capitolo 4	52
L'analisi aeroelastica agli elementi finiti con il codice MSC/Nastran	52
4.1 Generalità	52
4.2 Il Doublet Lattice Method (DLM): Teoria	55
4.3 Il DLM nel codice MSC/Nastran	61
4.4 L'interferenza wing-body in campo subsonico	62
4.5 Correzioni all'aerodinamica con dati sperimentali	67
4.6 Interpolazione dei grid strutturali e grid aerodinamici	68
4.7 Aeroelasticità statica	71
4.8 L'analisi di flutter con il software MSC.Nastran	74
4.9 Il metodo K	77
4.10 Il metodo KE	79
4.11 Il metodo PK	80
4.12 La programmazione DMAP di Nastran e la soluzione di flutter	83
Capitolo 5	92
Una procedura innovativa che consente l'analisi di whirl flutter con il codice MSC/Nastran	92
5.1 Generalità sul whirl flutter	92
5.2 Acronimi e simboli	93
5.3 La descrizione elasto-meccanica	96

5.4 L'aerodinamica instazionaria del rotore rigido	97
5.5 La procedura implementata per l'analisi di whirl flutter con il codice MSC/NASTRAN.	106
5.6 Inclusione dell'effetto aerodinamico di scia del rotore sull'ala (slipstream)	109
Capitolo 6	113
L'analisi di flutter e whirl flutter della semiala del convertiplano ERICA	113
6.1 Generalità.....	113
6.2 Il modello F.E.M. della semiala del convertiplano ERICA.....	115
6.3 Analisi modale semiala convertiplano ERICA.....	122
6.4 Analisi di flutter classico semiala convertiplano ERICA	125
6.5 Analisi di whirl flutter con la innovativa procedura implementata.....	129
6.6 Confronto con risultati delle analisi modale, di flutter e whirl flutter ottenuti da altri gruppi di ricerca.....	133
6.7 Aggiunta dell'effetto aerodinamico della nacelle all'analisi di flutter classico.....	137
6.8 Aggiunta dell'effetto slipstream del rotore all'analisi di flutter classico	139
Appendice A	142
Analisi di flutter classico semiala ERICA con massa e inerzia di fusoliera	142
Appendice B	155
Analisi modale rotore ERICA.....	155
Bibliografia.....	158

Indice delle figure

Figura 1 - Modi di funzionamento di un tiltrotor	5
Figura 2 –Tiltwing: Hiller X-18	7
Figura 3 – Tiltrotor: Boeing V-22 Osprey	7
Figura 4 - Efficienza portante in hovering vs. Carico sul disco rotorico	8
Figura 5 - Il controllo in modalità elicottero e in modalità velivolo	8
Figura 6 - Il concetto RIA	9
Figura 7 - Confronto di performance tra elicottero, velivolo e convertiplano (1)	10
Figura 8 - Confronto di performance tra elicottero, velivolo e convertiplano (2)	10
Figura 9 - – La Flying Machine.....	12
Figura 10 - Transcendental Model 1-G	12
Figura 11 - L'XV-3, l'XV-15 e il V-22 Osprey	13
Figura 12 - V-22 Osprey	16
Figura 13 - V-22 Osprey (Dati tecnici)	17
Figura 14 - Il QUAD TILT della Bell.....	18
Figura 15 - Il BA-609.....	19
Figura 16 - BA-609 (Dati tecnici)	20
Figura 17 - UAS Tiltrotor Eagle Eye	21
Figura 18 – Dati tecnici del Bell Eagle Eye TR911X Tiltrotor UAS.....	22
Figura 19 - Tre viste del Bell Eagle Eye TR916 Tiltrotor UAS	23
Figura 20 - Dati tecnici della famiglia Bell Eagle Eye Tiltrotor UAS	23
Figura 21 – I 5 progetti del 5th FP.....	26
Figura 22 - ERICA (Enhanced Rotorcraft Innovative Concept Achievement)	26
Figura 23 - ERICA (Disegni tecnici)	27
Figura 24 - ERICA (Dati tecnici)	27
Figura 25 - XV-15	32
Figura 26 - Modello del V-22 in scala 1/5.....	33
Figura 27 - Experimental model for tiltrotor test.....	33
Figura 28 - Rappresentazione pittorica del codice CAMRAD	34
Figura 29 - Esempio di modellazione con approccio Multibody Dynamics (1)	36
Figura 30 - Tiltrotor con pale estensibili.....	37
Figura 31 - Esempio di modellazione con approccio Multibody Dynamics (2)	37
Figura 32 - L'analisi di flutter del V-22 Osprey.....	39
Figura 33 - L'analisi di flutter del XV-15.....	40
Figura 34 - Modello FEM a beam del XV-15	41
Figura 35 - Schemi di dettagli connessioni mozzo/pale e relativa modellazione.....	43
Figura 36 - Schemi di modellazione connessioni mozzo/pale	43
Figura 37 - Effetti sul flutter di diverse soluzioni costruttive di attacco mozzo/pale	44
Figura 38 - Effetti sul flutter di diverse soluzioni costruttive di attacco mozzo/pale (continuo).....	44
Figura 39 - Effetti sul flutter di diverse soluzioni costruttive di attacco mozzo/pale (continuo).....	45
Figura 40 - Effetti sul flutter del design delle pale.....	46
Figura 41 - Effetto del differente calcolo delle forze aerodinamiche agenti sulle pale sul flutter	47
Figura 42 - Mozzo soft-in-plane	48
Figura 43 - Mozzo stiff-in-plane.....	48
Figura 44 - Confronto mozzi soft-in-plane e stiff-in-plane ed effetto di un controllo attivo sul flutter.....	49
Figura 45 - Effetto sul flutter di un controllo attivo per soluzione con mozzo soft-in-plane	50

Figura 46 - Effetto del tipo di mozzo su carichi dinamici agenti sul rotore.....	50
Figura 47 –Superficie portante rappresentata da pannelli quadrilateri.....	56
Figura 48 – Schematizzazione alla base del Doublet Lattice Method (DLM).....	57
Figura 49 - Linear spline e Surface spline.....	69
Figura 50 - I moduli e sottomoduli DMAP della SOL 145.....	85
Figura 51 - Schema elasto-meccanico di un giroscopio.....	97
Figura 52 - sistema di riferimento per il computo delle forze aerodinamiche del propeller...	100
Figura 53 - Angoli effettivi di beccheggio (pitch) e imbardata (yaw).....	101
Figura 54 - Bilancio della quantità di moto attraverso il disco del rotore.....	110
Figura 55 - Zone d'ala investite dalla scia del rotore.....	112
Figura 56 - Velocità di progetto ERICA (TAS).....	115
Figura 57 - Modello F.E.M. della semiala del convertiplano ERICA.....	116
Figura 58 - Modello F.E.M. semiala ERICA.....	118
Figura 59 - Rigidezze semiala ERICA.....	119
Figura 60 - Rigidezze tubo di torsione ERICA.....	119
Figura 61 - Pannellazione aerodinamica su semiala ERICA.....	121
Figura 62 - Modo 1 simmetrico: bend.....	123
Figura 63 - Modo 2 simmetrico: fore&aft.....	123
Figura 64 - Modo 3 simmetrico: tors.....	124
Figura 65 - Modo 4 simmetrico: 2nd fore&aft.....	124
Figura 66 - Modo 1 simmetrico: 1° flessionale.....	125
Figura 67 - Modo 2 simmetrico: 1° fore&aft.....	126
Figura 68 - Modo 3 simmetrico: 1° torsionale.....	126
Figura 69 – Diagramma (G,V) - Analisi di flutter classica (Modi simmetrici).....	127
Figura 70 - Diagramma (F,V) - Analisi di flutter classica (Modi simmetrici).....	128
Figura 71 - Distribuzione della corda di pala lungo l'apertura.....	130
Figura 72 - Diagramma (G,V) - Analisi di whirl flutter (Modi simmetrici).....	132
Figura 73 - Diagramma (F,V) - Analisi di whirl flutter (Modi simmetrici).....	132
Figura 74 - Riferimento base modale altri gruppi di ricerca ERICA.....	134
Figura 75 - Deformata modi 1 e 2 semiala ERICA riferimento.....	134
Figura 76 - Deformata modi 3 e 4 semiala ERICA riferimento.....	135
Figura 77 - Diagramma (G,V) flutter semiala ERICA riferimento.....	136
Figura 78 - Diagramma (G,V) whirl flutter semiala ERICA riferimento.....	136
Figura 79 - Modellazione gruppo nacelle ERICA.....	137
Figura 80 – Confronto diagrammi (G,V) flutter classico semiala ERICA modi simmetrici	138
Figura 81 - Confronto diagrammi (F,V) flutter classico semiala ERICA modi simmetrici.....	138
Figura 82 - Confronto diagrammi (G,V) flutter classico semiala ERICA modi simmetrici.....	140
Figura 83 - Confronto diagrammi (F,V) flutter classico semiala ERICA modi simmetrici.....	141
Figura 84 - Modo 1 simmetrico: 1° flessionale.....	143
Figura 85 - Modo 2 simmetrico: 1° fore&aft.....	143
Figura 86 - Modo 3 simmetrico: 1° torsionale.....	144
Figura 87 - Modo 4 simmetrico: 2° flessionale.....	144
Figura 88 - Modo 5 simmetrico: flessionale yz (tubo di torsione).....	145
Figura 89 – Modo 6 simmetrico: flessionale xy (tubo di torsione).....	145
Figura 90 - Modo 1 antisimmetrico: 1° torsionale.....	146
Figura 91 - Modo 2 antisimmetrico: 1° flessionale.....	147
Figura 92 - Modo 3 antisimmetrico: 1° fore&aft.....	147
Figura 93 - Modo 4 antisimmetrico: 2° flessionale.....	148
Figura 94 – Diagrammi (G,V) analisi flutter classico semiala ERICA: Modi simmetrici.....	149
Figura 95 - Diagrammi (F,V) analisi flutter classico semiala ERICA: Modi simmetrici.....	149
Figura 96 - Modo 1 simmetrico: 1° flessionale.....	150

Figura 97 - Modo 2 simmetrico: 1° fore&aft.....	150
Figura 98 - Modo 3 simmetrico: 1° torsionale.....	151
Figura 99 - Diagrammi (G,V) analisi flutter classico semiala ERICA: Modi antisimmetrici ...	151
Figura 100 - Modi Diagrammi (F,V) analisi flutter classico semiala ERICA: Modi antisimmetrici	152
Figura 101 - Modo 1 antisimmetrico: 1° torsionale	152
Figura 102 - Modo 2 antisimmetrico: 1° flessionale.....	153
Figura 103 - Modo 3 antisimmetrico: 1° fore&aft	153
Figura 104 – Modello F.E.M. Rotore quadripala ERICA	155
Figura 105 - Schematizzazione pala del rotore ERICA	156
Figura 106 - Modello F.E.M. di dettaglio dello Yoke	156
Figura 107 - Condizioni di vincolo Pala-Yoke.....	157

Indice delle tabelle

Tabella 1 - Caratteristiche di progetto di ERICA.....	114
Tabella 2 - Velocità di progetto ERICA.....	115
Tabella 3 - Condizioni di vincolo modello semiala ERICA	117
Tabella 4 – Caratteristiche inerziali della struttura semiala ERICA	120
Tabella 5 - Masse concentrate	121
Tabella 6 - Modi simmetrici modello semiala ERICA.....	122
Tabella 7 - Modi simmetrici ERICA di riferimento	135
Tabella 8 - Dati input calcolo slipstream ERICA.....	139
Tabella 9 - Coefficienti correttivi per slipstream del rotore sull'ala	139
Tabella 10 - Modello semiala e rotore concentr.-Modi Simm.....	142
Tabella 11 - - Modello semiala e rotore concentr.-Modi AntiSimm.....	146
Tabella 12 - Modi propri rotore ERICA a 426 RPM e coll.55.2°	157

Sommario

Il presente lavoro di tesi mostra i risultati di un'attività di ricerca confluita nella individuazione e definizione di una procedura di calcolo innovativa e di facile applicabilità in ambito industriale che consente di analizzare una problematica aeroelastica tipica di tutti i sistemi aeronautici caratterizzati da superfici aerodinamiche rotanti e fisse accoppiate: l'instabilità dinamica di whirl flutter.

La procedura è basata sull'impiego del codice agli elementi finiti MSC.Nastran e di un codice esterno opportunamente sviluppato per arricchire l'analisi classica di flutter con gli effetti, non secondari, prodotti dalla aerodinamica e dalle coppie giroscopiche generate dal rotore. La suddetta procedura è stata applicata all'analisi aeroelastica del convertiplano ERICA (acronimo di Enhanced Rotorcraft Achievement Innovative Concept) sviluppato in ambito europeo sulla base essenzialmente di un'idea di Agusta Westland ma di fatto essa è applicabile a qualsiasi convertiplano o velivolo propulso ad elica.

Più in dettaglio il primo capitolo è introduttivo al sistema convertiplano contenendo alcune definizioni e mostrando sinteticamente il funzionamento di questa innovativa e affascinante macchina con le sue potenzialità operative.

Il secondo e terzo capitolo contengono i risultati principali del dettagliato studio bibliografico che ha iniziato e poi accompagnato l'intera attività e focalizzato sulla definizione dello stato dell'arte della ricerca riguardante i convertiplani e in particolar modo incentrato sulle connesse problematiche di tipo aeroelastico.

Il quarto capitolo mostra la teoria alla base dell'analisi di flutter così come implementata nel codice di analisi strutturale agli elementi finiti MSC.Nastran ad oggi il più diffuso in ambito industriale e di comprovata affidabilità. La comprensione dell'algoritmo risolutivo e del linguaggio di programmazione (DMAP) proprio del codice preso a riferimento per la conduzione delle analisi è stato il primo, necessario passo per individuarne caratteristiche, limiti e potenzialità e per acquisire lo strumento di programmazione utilizzato per l'estensione delle capacità di analisi standard.

Il quinto capitolo è quello centrale ed è dedicato alla descrizione della procedura innovativa individuata con la sua base teorica. La procedura consente di implementare l'analisi di flutter di un'ala tenendo in conto anche gli effetti dinamici e aerodinamici prodotti su di essa da un rotore accoppiato quale potrebbe essere appunto quello di un convertiplano o anche un'elica nel caso di convenzionali velivoli turboprop. Il capitolo mostra inoltre alcune tecniche individuate per affinare il modello di analisi aggiungendo altri effetti aerodinamici significativi quali aerodinamica di fusoliera e/o gondole motori, effetto di curvatura dei profili o eventuali correzioni all'aerodinamica sulla base di dati sperimentali nonché lo slipstream della scia del rotore sull'ala.

Il sesto capitolo mostra i risultati delle analisi condotte sul convertiplano ERICA applicando la procedura definita e aggiungendo gli altri effetti significativi secondo quanto descritto nel capitolo cinque.

Il sesto capitolo contiene inoltre le conclusioni tratte dalle analisi e la comparazione dei risultati con quelli ottenuti applicando una procedura di analisi più complessa e laboriosa. Tale comparazione mostra come la procedura implementata, nonostante contenga alcune approssimazioni e limitazioni, consente di cogliere in pieno la fenomenologia di instabilità di whirl flutter dell'ala ma attraverso una modellazione sicuramente più rapida e più adatta alle fasi di progettazione concettuale e preliminare in cui le caratteristiche del sistema non sono ben individuate e soggette a continue e spesso sostanziali variazioni in corso d'opera.

Ringraziamenti

Sicuramente ad una persona più di tutte voglio rivolgere i miei ringraziamenti: il Professor Leonardo Lecce, mio tutor nel presente lavoro di ricerca, già mio relatore di tesi di laurea, e soprattutto mio mentore. I miei ringraziamenti vanno ad un uomo che si è mostrato sempre presente e disponibile con i suoi suggerimenti e acuti consigli rivelatisi sempre per me veritieri e preziosi. Un grazie colmo di sincero affetto ad un uomo e un professionista per le opportunità che mi ha offerto.

Un grazie anche al Prof. Sergio De Rosa che mi ha accompagnato in fasi significative del presente lavoro.

Grazie all'Ingegnere Umberto Mercurio per il supporto derivante dalle sue estese competenze tecniche e per aver spesso consentito praticamente lo svolgimento della mia attività di ricerca nonostante gli impegni di lavoro.

Grazie a mia madre perché è a lei che devo il privilegio dello studio che mi ha donato. Grazie a mio padre per aver contribuito fortemente a costruire quella parte del mio carattere che mi ha permesso di raggiungere, nonostante le difficoltà, traguardi importanti della mia vita. Se fosse ancora tra noi sarebbe fiero di me.

Grazie a Simona che, con il suo amore, ha saputo comprendere il sacrificio del nostro tempo insieme per lo studio e i tanti impegni.

Grazie a tutti.

Fabio

Capitolo 1

Introduzione al sistema Convertiplano

Questo capitolo introduttivo ha lo scopo di fornire una breve descrizione del sistema aeronautico al centro dello studio condotto e descritto all'interno della presente tesi. A partire da una definizione di convertiplano si introdurrà al principio del suo funzionamento, alla ragione del suo iniziale sviluppo e alle sue potenzialità operative.

1.1 Generalità

L'oggetto di studio della presente attività di ricerca è l'analisi aeroelastica di flutter e whirl flutter di un sistema aeronautico di concezione innovativa noto col nome di convertiplano. Per poter introdurre tale sistema è opportuno definirlo.

Indipendentemente dal tipo di sustentazione sviluppata, dalla natura degli organi sustentanti e dalla presenza o meno di sistemi propulsivi autonomi impiegati per lo spostamento, si definisce aeromobile ogni macchina che si sostiene e si sposta nell'aria trasportando persone e/o cose.

In particolare si definisce velivolo un aeromobile a sustentazione aerodinamica (aerodina), che utilizza come organi sustentanti superfici alari fisse. Si definisce invece elicottero un aeromobile a sustentazione aerodinamica che utilizza come organi sustentanti superfici alari ruotanti azionate da motori.

Entrambi i tipi di aeromobile hanno bisogno che sia instaurato un moto relativo tra superfici sustentanti ed aria affinché si origini la forza sustentante detta portanza. Ciò è ottenuto mediante l'impiego di motori. Nel caso di un velivolo il moto relativo è instaurato accelerando tutto il velivolo rispetto all'aria. Nel caso di elicottero invece il moto relativo è instaurato ponendo in rotazione le sole superfici sustentanti (pale). In lingua anglosassone queste due categorie sono indicate con due sigle: CTOL

(Conventional Take Off and Landing), i velivoli, e VTOL (Vertical Take Off and Landing), gli elicotteri.

In altri termini il velivolo si sostiene in volo grazie alla portanza fornita dall'ala, portanza che viene generata accelerando su una pista di lunghezza opportuna e mantenuta in condizioni di volo solo al di sopra di una certa velocità minima.

L'elicottero si sostiene in volo grazie alla portanza fornita dal rotore principale (mozzo/pale) il cui moto è garantito dai motori e quindi non necessita di velocità orizzontale. Può perciò decollare ed atterrare verticalmente su superfici di dimensioni limitate e di poco superiori a quelle dell'elicottero stesso. Per poter acquisire una velocità orizzontale, l'elicottero deve indirizzare una parte della sua portanza nella direzione di moto voluta, il che viene ottenuto con una limitata inclinazione del disco del rotore. Tuttavia le caratteristiche intrinseche dell'aerodinamica del rotore limitano sia la velocità massima raggiungibile dall'elicottero (circa 300 km/h), sia la quota massima (non superiore, in condizioni ottimali, ai 3000/3500 metri), nonché l'autonomia (più ridotta rispetto ad un velivolo di pari capacità di carico e di combustibile).

Abbiamo adesso le nozioni essenziali per dare una definizione di convertiplano, il quale è un sistema aeronautico "ibrido". Esso è definito come un aeromobile a sustentazione aerodinamica mista che utilizza come organi sustentanti sia superfici alari fisse che superfici alari ruotanti azionate da motori. Più in dettaglio è un aeromobile in grado di decollare ed atterrare come un elicottero (modo elicottero) e quando in volo, modificare la configurazione ("conversione") in quella di un velivolo turboprop (modo turboprop). Ciò è ottenuto direzionando la spinta generata dai rotori (vedi figura seguente).

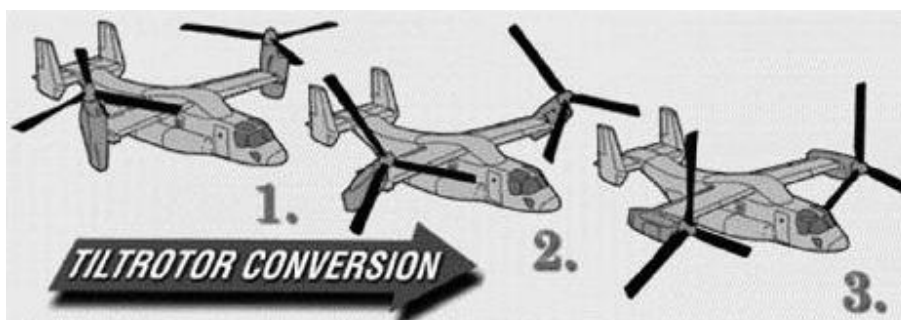


Figura 1 - Modi di funzionamento di un tiltrotor

Quando i rotori sono in posizione verticale (1) il convertiplano opera come un vero e proprio elicottero (modo elicottero) e il rotore serve sia a generare la portanza che a controllare il velivolo.

Quando i rotori sono ruotati in basso (2) il velivolo comincia ad accelerare e la portanza è questa volta generata in parte direttamente dal rotore e in parte dall'ala. Anche il controllo del velivolo è affidato sia al rotore che alle superfici di controllo alari. E' questa la fase di transizione o conversione.

Infine quando i rotori sono in posizione orizzontale (3) il convertiplano opera come un normale velivolo propulso ad elica (modo turboprop): la portanza è generata dall'ala e il controllo affidato alle superfici di controllo tradizionali (equilibratore, alettoni, timone) (cfr. figura 1).

In configurazione intermedia il convertiplano è quindi in grado di effettuare decolli ed atterraggi corti. In lingua anglosassone questa categoria di aeromobili viene indicata con la sigla V/STOL, che sta per Vertical and/or Short Take Off and Landing e indica, appunto, dei mezzi capaci di combinare le potenzialità di un elicottero, quali decollo ed atterraggio verticale, con le prestazioni di un velivolo in volo livellato, quali alte velocità di volo e grandi distanze percorse.

Tra i sistemi convertiplano le due categorie più significative sono il "Tiltwing" e il "Tiltrotor".

Le caratteristiche peculiari del tiltwing sono: rotore solidale all'ala e ruotabile con essa, rotore di diametro relativamente ridotto. Il tiltrotor invece ha: ala fissa e gruppo nacelle-rotore ruotabile, diametro del rotore maggiore.

Il tiltwing è quindi in grado di decollare ed atterrare in modalità velivolo ed elicottero. Il tiltrotor invece solo in modalità elicottero con capacità V/STOL.

Il diametro di dimensioni ridotte e conseguente maggiore carico sul disco rotorico del tiltwing consente di ottenere prestazioni in modalità velivolo superiori rispetto a quelle del tiltrotor e più vicine a quelle di un convenzionale velivolo turboprop sacrificando le capacità di hovering (cfr. figura 4). Di contro il tiltrotor con il suo minore carico sul disco rotorico sacrifica le prestazioni in configurazione velivolo privilegiando quelle in modalità elicottero. Nelle due figure che seguono si riportano due esempi: un tiltwing e un tiltrotor rispettivamente.

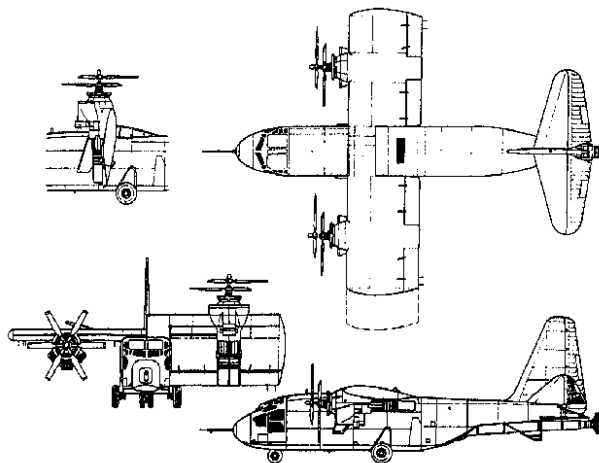


Figura 2 –Tiltwing: Hiller X-18

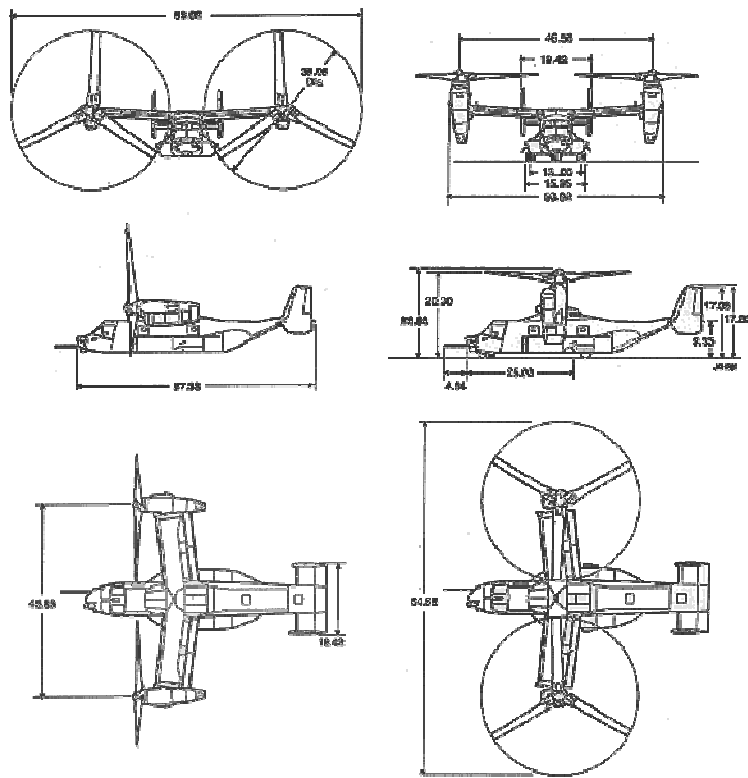


Figura 3 – Tiltrotor: Boeing V-22 Osprey

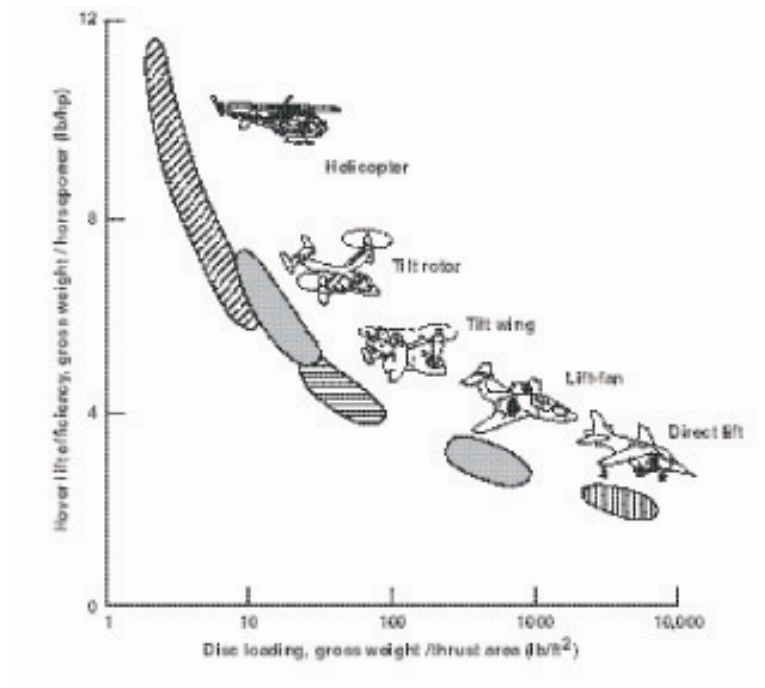


Figura 4 - Efficienza portante in hovering vs. Carico sul disco rotorio

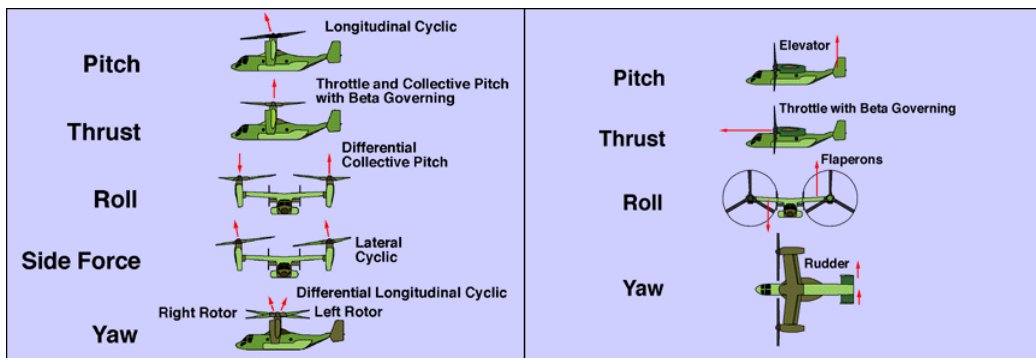


Figura 5 - Il controllo in modalità elicottero e in modalità velivolo

RIA: Runway – Independent Aircraft

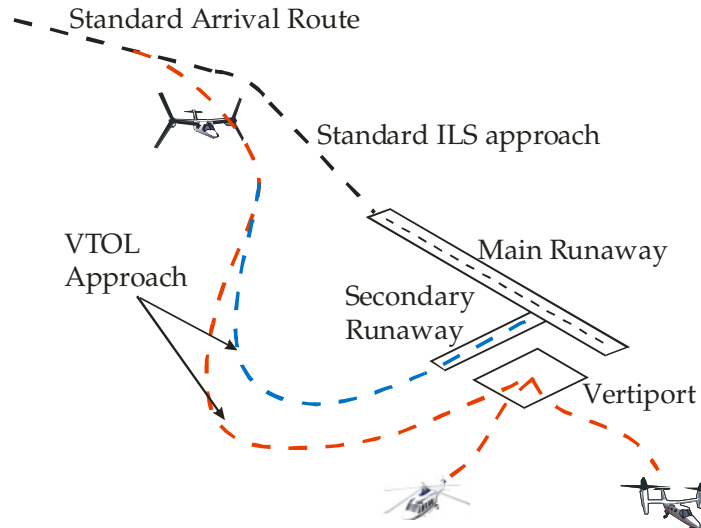


Figura 6 - Il concetto RIA

Le ragioni che hanno portato alla nascita di questo nuovo concetto di aeromobile sono essenzialmente legate alla necessità di sviluppare un mezzo di trasporto aereo in grado di risolvere il problema della congestione dei moderni aeroporti. La possibilità di sviluppare un velivolo in grado di operare indipendentemente dalle convenzionali piste di decollo e atterraggio degli aeroporti (RIA-Runway Independent Aircraft) insieme alla necessità di espandere il concetto di trasporto aereo peer to peer cioè punto a punto, hanno condotto alla concettualizzazione del sistema convertiplano come ibrido a metà strada tra un elicottero e un normale velivolo turboprop. A metà strada sia dal punto di vista architettuale che dal punto di vista delle performance complessive. Il convertiplano è un aeromobile intermedio che estende le capacità sia dell'elicottero verso quelle di un convenzionale velivolo turboprop, in termini essenzialmente di massima velocità di crociera ed autonomia, sia quelle del velivolo verso quelle dell'elicottero, essenzialmente in termini di capacità di decollo e atterraggio corto e/o verticale e quindi maggiore flessibilità di impiego e incrementate potenzialità operative. Le figure che seguono, mostrando un confronto tra gli involucri operativi di un velivolo convenzionale turboprop, un elicottero e un moderno convertiplano, sintetizzano quanto appena detto.

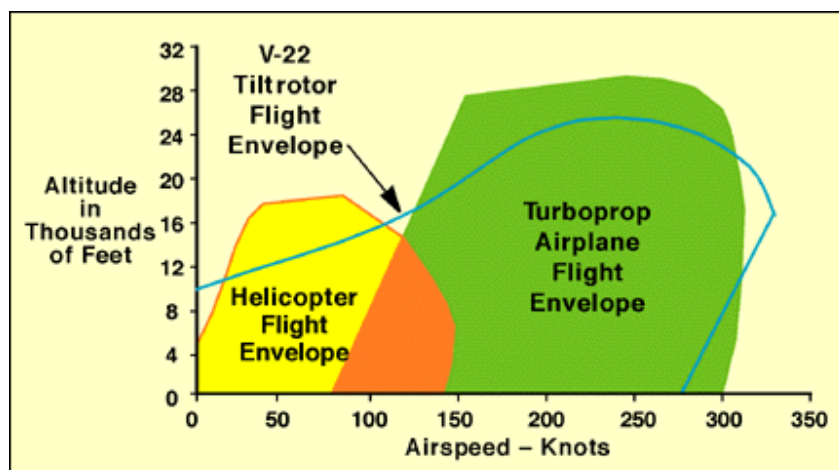


Figura 7 - Confronto di performance tra elicottero, velivolo e convertiplano (1)

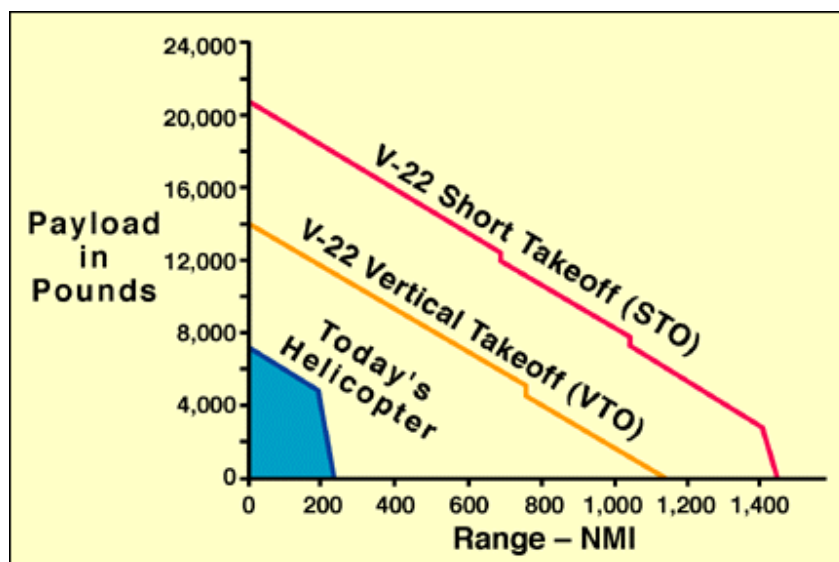


Figura 8 - Confronto di performance tra elicottero, velivolo e convertiplano (2)

Il prezzo che si paga per la realizzazione di un tale innovativo sistema sono complessità costruttiva e costo.

Data la grande flessibilità operativa posseduta da questo tipo di velivolo è ovvio che le possibilità di impiego siano molteplici. Il suo impiego può avvenire sia in campo militare che in quello civile.

Capitolo 2

Stato dell'arte e dell'evoluzione dei programmi internazionali aventi per oggetto lo sviluppo dei convertiplani

Questo capitolo mostra i risultati dello studio bibliografico finalizzato alla definizione dello stato dell'arte della ricerca riguardante i convertiplani. A partire da un excursus storico sull'evoluzione di tale concetto innovativo di aeromobile si introducono i principali programmi di sviluppo attivati e attivi nel mondo e in Europa. Ciò consente di determinare lo scenario complessivo e in particolare individuare il contesto di sviluppo del convertiplano ERICA che è al centro delle analisi aeroelastiche implementate in questo lavoro di ricerca.

2.1 Breve storia della tecnologia del tiltrotor

La prima idea di convertiplano è del 1930 ed è la Flying Machine di G. Lehberger, che per la prima volta pensa di ruotare un'elica dalla posizione verticale a quella orizzontale. Quella di Lehberger, benché brevettata (fig. 9), restò comunque solo un'idea. Sarà solo alla fine degli anni '40, con l'affermarsi dell'aeronautica e lo svilupparsi dell'elicotteristica, a rafforzarsi l'idea di realizzare di un velivolo in grado di fondere i vantaggi tipici dell'elicottero e del turboelica.

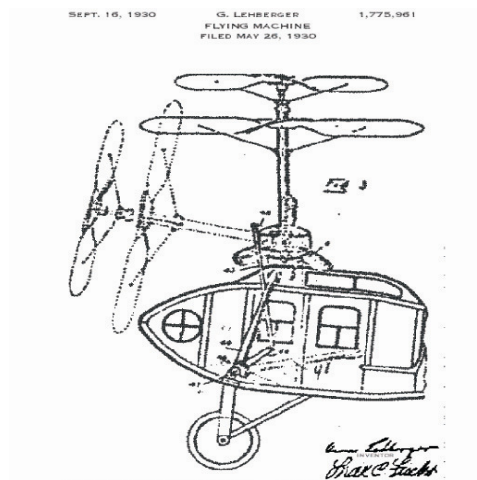


Figura 9 -- La Flying Machine

La mancanza di tecnologie e delle conoscenze, unite alla maggiore complessità e agli alti costi legati ad una simile configurazione rallentò le ricerche in tale direzione. Ciononostante piccoli gruppi del settore continuarono ad occuparsi delle problematiche legate ad un tale velivolo ed in questo contesto venne progettato e realizzato il Transcendental Model 1-G, che volò per la prima volta su un campo di Bellaca ,New Castle, Delaware il 6 Luglio 1954.



Figura 10 - Transcendental Model 1-G

Il rotore fu con successo ruotato per il volo orizzontale nel dicembre dello stesso anno. Questo aereo completò 23 ore di volo in oltre 100 voli prima di incorrere in danni alla cellula in un incidente il 20 Luglio 1955. Il Transcendental fu costruito senza il supporto di alcun ente governativo, ma per il governo furono fatti degli studi che mostrarono l'insorgere d'instabilità meccaniche durante la fase di conversione. Nello stesso periodo, per contratto con l'Air Force e l'US

ARMY, cominciò il progetto del Bell XV-3 e nel 1951 proprio durante un test di volo di questo prototipo si presentò per la prima volta l'instabilità dovuta al Whirl Flutter (che sarà descritta in dettaglio più avanti in capitoli dedicati).

L'attività di ricerca sul tiltrotor ha inizio già negli anni '40 in USA. Nel 1953 viene concepito, progettato e costruito il primo velivolo sperimentale che utilizza questa tecnologia, si tratta del XV-3 realizzato dalla Bell su contratto della NASA. Con questo velivolo sperimentale, che rimane in attività fino al 1966, vengono acquisite le prime conoscenze specifiche sulle possibilità operative e le difficoltà tecniche di questo concetto rivoluzionario di velivolo.



Figura 11 - L'XV-3, l'XV-15 e il V-22 Osprey

Nel 1972, su finanziamenti di NASA ed di US Army, parte il programma XV-15, sempre con gestione della commessa da parte di Bell Textron. Vengono costruiti due prototipi di questo velivolo che si dimostra subito come un pieno successo, sia in termini di possibilità operative, che di facilità di pilotaggio e comfort dei possibili passeggeri, tanto che si intravede subito la possibilità di utilizzare la tecnologia, non solo ai fini militari, ma anche civili. I due prototipi sono stati a lungo utilizzati come dimostratori di varie tecnologie che potrebbero essere applicate ai futuri velivoli commerciali.

Nel 1981, sulla base della positiva esperienza dell' XV-3 e dell'XV-15, si dà l'avvio al programma militare V-22 "Osprey". Bell Textron e Boeing Helicopters partano con lo sviluppo di questo sistema che vola per la prima volta nel 1988. Vengono costruiti 6 prototipi e si dà luogo alla definizione di un programma industriale che prevede la realizzazione di più di 500 macchine per US Army, USAF e US Navy. Di seguito vengono riportate notizie più dettagliate di questo programma.

L'Europa sta a guardare, anche se c'è da dire che in Italia, l'idea del convertiplano trova già negli anni '60 molti sostenitori e sono numerosi i progetti che vengono concepiti. Solo negli anni recenti, dopo il lancio del programma militare V-22, c'è un risveglio di interesse e l'industria elicotteristica europea torna a pensare che i tempi sono maturi per sviluppare un programma europeo sui convertiplani. In questo senso, Agusta anticipa tutti e stringe un patto di alleanza industriale con Bell per lo sviluppo di un velivolo commerciale, è il BA-609.

2.2 Il programma V-22 Osprey

Negli USA la situazione è fortemente influenzata dallo stato del programma militare relativo al convertiplano V-22 Osprey , sviluppato e costruito dal consorzio Bell Helicopter Textron – Boeing Helicopters, che ha fortemente risentito di due incidenti di volo, occorsi nel 2000 e costati la vita a 23 Marines.

Il V-22 è il risultato di una lunga serie di tentativi di realizzare un convertiplano, cominciati nel 1953 con il programma XV-3, che potesse unire i vantaggi tipici dell'elicottero e del turboprop, riducendone le relative limitazioni: bassa velocità di volo orizzontale e limitata quota massima operativa per l'elicottero, ed impossibilità del turboprop a decollare ed atterrare in spazi limitati. L'Osprey è propulso da una coppia di motori Rolls-Royce/Allison T406 e decolla ed atterra come un elicottero con le gondole motori in posizione verticale, insieme ai due rotori. Una volta decollato, tramite una rotazione di 90° delle gondole e dei rotori, diventa un turboprop. Il problema di queste macchine è essenzialmente nelle fasi di transizione fra le due modalità di elicottero e turboprop. A tutt'oggi la situazione del programma è soddisfacente e si sta avendo una notevole ripresa delle attività di sviluppo, con l'effettuazione di una estesa campagna di prove di volo, e delle attività produttive che vedono una produzione fissata a circa 10-11 velivolo all'anno , ma che dovrebbe raggiungere i 20-21 all'anno per il 2006.

A tutto dicembre del 2003, erano state effettuate 1000 ore di volo di collaudo e verifica dopo la sospensione dei voli decretata a valle del 2° incidente del Dicembre 2000. Il principale obiettivo di queste prove di volo è stato l'approfondimento delle conoscenze e lo studio di tecniche di controllo di volo relativamente alla fase di volo denominata "high-rate-of-descent (HROD)" che è stato accertato essere stata la fase

di volo durante la quale si sono verificati i due incidenti di volo citati, anche se in uno dei due casi si è accertata anche un'avaria all'impianto idraulico. Il fenomeno che si ritiene sia stata la probabile causa del primo dei due incidenti, è quello di un stallo dell'ala dovuto all'instaurarsi di un "vortex ring state VRS" indotto dallo HROD. Quello che si presume succeda è che: *durante una discesa con elevata velocità verticale e bassa velocità orizzontale, il sistema di vortici indotti dal rotore interagiscono con il flusso sull'ala, favorendo l'instaurarsi su quest'ultima di una condizione asimmetrica di stallo che porta alla perdita della capacità di controllo laterale del velivolo e conseguente instaurarsi di un moto di rollio da cui il pilota non è in grado di uscire.*

Nel corso delle suddette 1000 ore di volo molti dubbi su questa fase critica di volo sono stati chiariti e si ritiene che questo problema possa essere ritenuto superato, insieme anche con i problemi dell'impianto idraulico che è stato completamente rivisto ed in parte modificato.

Inizialmente era prevista una seconda fase di prove di volo che doveva servire a trovare quali fossero i limiti del verificarsi del fenomeno del VRS. Successivamente i responsabili tecnici del programma hanno ritenuto che tale fase fosse non necessaria in quanto nei limiti dell'inviluppo di volo del V-22 è stata accertata l'assenza di tale fenomeno. Il proseguimento oltre questi limiti, fissati a 800 fpm di discesa ad una velocità orizzontale di 40 kts, potrebbe essere molto rischioso.

Un problema emerso durante queste prove di volo è quello della criticità dei sistemi di de-icing. Superato il problema tecnico dello HROD-VRS, al centro del dibattito sullo sviluppo del programma è ritornato il costo. Sono stati avanzati serie perplessità sul costo previsto per il 2010 di questo velivolo; 58 Milioni di Dollari. Nonostante ciò resta immutata la previsione di acquisizione da parte dei Marines (MV-22 per assalto anfibio) fissata in 360 macchine, dei Corpi Speciali dell'USAF(CV-22 per operazioni speciali a lungo raggio, evacuazione e operazioni marittime speciali) , fissata in 50 macchine e della Navy (HV-22 per supporto logistico, recupero e operazioni speciali belliche), fissata in 48 macchine. Anche la National Guard ha espresso interesse ad acquisire una specifica versione del V-22 per compiti di sorveglianza delle coste. Dopo circa un quarto di secolo di sviluppo, potrà finalmente aver luogo il cosiddetto Initial Operational Capability (IOC) con il primo rilascio operativo a metà del prossimo 2007 (versione MV-22) e nel 2009 (versione CV-22).

Di seguito si riportano alcune immagini e la scheda tecnica del V-22 Osprey.



Figura 12 - V-22 Osprey

<p>Powerplant</p> <ul style="list-style-type: none"> • Two Allison T406-AD-400 engines • Max and Intermediate, shp (kW) - 6,150 (4,586) 	
<p>Rotor System</p> <ul style="list-style-type: none"> • Blades per hub - 3 • Construction - graphite/fiberglass • Tip speed, fps (mps) - 661.90 (201.75) • Diameter, ft (m) - 38.00 (11.58) • Blade area, ft² (m²) - 261.52 (24.30) • Disc area, ft² (m²) - 2,268.00 (210.70) • Blade folding - automatic, powered 	
<p>Transmissions</p> <ul style="list-style-type: none"> • Takeoff [USMC], shp (kW) - 4,570 (3,408) • Takeoff [USN], shp (kW) - 4,970 (3,706) • Takeoff [USAF], shp (kW) - 4,970 (3,706) • 1 engine inoperative, shp (kW) - 5,920 (4,415) 	
<p>Performance</p> <ul style="list-style-type: none"> • Max speed, SL, kts (km/h) - 275 (510) • Vert rate of climb, SL, fpm (m/m) - 1,090 (332) • Max rate of climb, SL, fpm (m/m) - 2,320 (707) • Service ceiling, ft (m) - 26,000 (7,925) • Service ceiling, one engine inop, ft (m) - 11,300 (3,444) • HOGE, ft (m) - 14,200 (4,328) 	<p>Range</p> <ul style="list-style-type: none"> • Amphib assault, nm (km) - 515 (954) • Max, self-deployment, nm (km) - 2,100 (3,892) <p>Crew</p> <ul style="list-style-type: none"> • Cockpit - crew seats - 2 • Cabin - troop seats/litters - 24/12
<p>Dimensions - Internal</p> <ul style="list-style-type: none"> • Length, max, ft (m) - 24.17 (7.37) • Width, max, ft (m) - 5.92 (1.80) • Height, max, ft (m) - 6.00 (1.83) <p>Weights</p> <ul style="list-style-type: none"> • Empty, lbs (kg) - 33,140 (15,032) • Takeoff, vertical, max, lbs (kg) - 47,500 (21,546) • Takeoff, short running, max, lbs (kg) - 55,000 (24,948) • Takeoff, self-deploy mission, lbs (kg) - 60,500 (27,443) • Cargo hook, single, lbs (kg) - 10,000 (4,536) • Cargo hook, dual, lbs (kg) - 15,000 (9,221) 	<p>Dimensions - External</p> <ul style="list-style-type: none"> • Length, fuselage, ft (m) - 57.33 (17.48) • Width, rotors turning, ft (m) - 83.33 (25.55) • Length, stowed, ft (m) - 62.58 (19.08) • Width, stowed, ft (m) - 18.42 (5.61) • Width, horizontal stabilizer, ft (m) - 18.42 (5.61) • Height, nacelles fully vertical, ft (m) - 21.76 (6.63) • Height, vertical stabilizer, ft (m) - 17.65 (5.38) <p>Fuel Capacity</p> <ul style="list-style-type: none"> • Sponsons, gals (liters) - 1,228 (4,649) • Wings, gals (liters) - 787 (2,979) • Aux, self-deployment, gals (liters) - 2,436 (9,221)

Figura 13 - V-22 Osprey (Dati tecnici)

La Bell intende capitalizzare gli investimenti sul V-22 Osprey fissando l'obiettivo di sviluppare entro 10 anni dal 2003 un tiltrotor per impiego militare con elevate capacità di trasporto di payload, alta velocità, caratteristiche V/STOL. Il concetto sviluppato ha il nome di QUAD TILT (vedi figura sotto).

Il Quad Tilt utilizzerà gli stessi sistemi del V-22 Osprey (motori, rotori, drive train, trasmissione, impianto idraulico, elettronica e generatori etc.) eccetto che per la

presenza di quattro motori, invece di due, montati su un'ala anteriore e una posteriore. La fusoliera avrà le dimensioni di quella del Lockheed Martin C-130 Hercules con la possibilità di trasportare circa 90 passeggeri e un elicottero delle dimensioni di un Apache. Nel 2003 sono partiti studi di pre-design.



Figura 14 - Il QUAD TILT della Bell

2.3 Il programma BA-609

Strettamente collegato al programma V-22 , visto il diretto coinvolgimento di Bell , è quello del programma civile BA-609 che è gestito dal consorzio BAAC che vede la partecipazione di Bell Helicopter Textron e Agusta- Westland. Questo significa che l'industria italiana acquisisce un ruolo fondamentale nello sviluppo di questo nuovo mezzo aereo per il trasporto civile a corto e medio raggio.

Il BA-609, più piccolo in dimensioni e peso del V-22, ha la stessa configurazione e filosofia di progetto del suo fratello maggiore, cioè è un tiltrotor con le gondole ed i due rotori che ruotano di 90° fra la posizione verticale di decollo ed atterraggio e quella orizzontale di volo di crociera. Il suo lay-out deriva dal prototipo XV-15, realizzato da Bell per la NASA e su cui Bell sta sperimentando una serie di nuove tecnologie con cui si intende cercare di migliorare le caratteristiche di volo dei convertiplano.

Il primo prototipo del BA-609 che ha due turboshaft Pratt&Whitney Canada PT6C-67 A, ha fatto il suo primo volo il 7 Marzo del 2003 seguito da una serie di altri voli in giorni successivi. Quattro velivoli prototipi sono programmati per l'effettuazione di

tutte le fasi di certificazione che è prevista per il 2007 secondo una procedura nuova per FAR Part 29 e Part 35.

Tra le nuove tecnologie oggetto di sperimentazione da parte di Bell, utilizzando essenzialmente il prototipo XV-15, e prevedendo applicazioni finali sia per il V-22 che per il BA-609, sono da menzionare:

1. un sistema di getti micro-adattativi pulsanti per controllare il flusso sui flaperons dell'ala fissa, sviluppato dall'Università di Arizona, tramite il quale si potrebbe portare, nel caso del V-22, l'abbassamento di queste superfici mobili fino a 85° senza che si determini lo stallo dell'ala e riducendo di molto l'effetto schermo fatto dall'ala fissa al flusso del rotore in modalità elicottero;
2. un sistema di bloccaggio e ripiegamento in volo dei rotori, nel modo operativo "velivolo", con la possibilità di delegare la spinta a due turbofan immersi nel corpo centrale del velivolo e permettendo quindi di poter raggiungere più alte velocità traslazionali, fino a 450 Kts.

Di seguito un'immagini e la scheda tecnica del BA-609.



Figura 15 - Il BA-609

PROPULSION: Powerplants (2)		Pratt & Whitney of Canada PT6C-67A Turboshaft	
ENGINE RATINGS:			
	HP	KW	
Take off Power/Max Continuous Power (each)	1940	1447	
*PERFORMANCE: (ISA, MTOW)			
Max. Cruise Speed	275 kn	509 Km/hr	
VNE (Never exceed velocity)	-NA-	-NA-	
Rate of Climb TOP AEO	1500 ft/min	7.6 m/sec	
HIGE TOP AEO	5000 ft	1524 m	
Max. Range - No reserve	750 NM	1,389 Km	
Max. Endurance - No reserve	3.0 hrs	3.0 hrs	
Service ceiling (approximate)	25,000 ft	7,650 m	
OEI Service ceiling	16,000 ft	4,877 m	
Cabin pressurization	5.5psi		
*pending certification			
DIMENSIONS:			
Length overall	44 Ft	13.31 M	
Width overall (rotors turning)	60	18.29	
Proprotor diameter	26	7.93	
Number of blades per rotor	3		
<u>Internal cabin size</u> (L x W x H):	161" x 58" x 56"	4.09m x 1.47m x 1.42m	
Cabin door (width only):	baseline 30"	baseline 0.76m	
Note: Sliding door not available at initial deliveries.	optional door: 38"	optional door: 0.96m	
Weights:			
Maximum Take-off	16,800 Lb	7,258 Kg	
Maximum Useful load	5,500	2,500	
Capacities:			
Required crew	1-2		
Passenger seating	6-8		
Baggage compartment	50 cu ft	1.41 cu m	

Figura 16 - BA-609 (Dati tecnici)

2.4 Il Tiltrotor UAS

La Bell sulla scorta della sua vasta esperienza nel campo dei tiltrotor ha anche sviluppato una variante Unmanned (UAS – Unmanned Aircraft System) che adotta la stessa soluzione tecnologica dei più grandi e pilotati, V-22 e BA-609 e che quindi ha le potenzialità di sviluppare nel campo delle missioni militari e civili per i velivoli non pilotati, gli stessi unici vantaggi di capacità di decollo/atterraggio verticale e prestazioni in volo simili ai turboprops.

Il primo tiltrotor non pilotato in assoluto è stato il Bell Boeing Pointer, che ha volato la prima volta nel Novembre del 1988. E' stata la volta quindi del successivo UAS

“Eagle Eye” dimostrazione chiara del grado di maturità raggiunto dalla tecnologia dei tiltrotors, che si manifesta anche in un sistema non pilotato.

Di seguito si riportano alcune immagini e la relativa scheda tecnica.



Figura 17 - UAS Tiltrotor Eagle Eye

TR911D Eagle Eye	
Dimensions	
Wing Span	15.2 ft
Length	17.9 ft
Rotor Diameter	9.5 ft
Weights	
Prime Mission Payload	200 lbs
Alternate Mission Payload	100-300 lbs
Total Useful Load	>800 lbs
Propulsion	
Make	P&W 200-55
Fuel	Heavy (JP/Diesel)
Time Between Overhaul	3,500
Avionics	
Dually Fully Integrated	
Redundant Inertial/GPS	
Encryptable Digital Link	
Performance	
Endurance	(@110 nm) 3.9 hrs
Cruise Speed	0-200 kts
Altitude	20,000 ft
Reliability	
Mean Time Between Critical Failure	>3,000 hours
System Mean Time Between Mission Critical Failure	200 hrs
Maintenance Man Hours Per Flight Hour	>1 hr

Figura 18 – Dati tecnici del Bell Eagle Eye TR911X Tiltrotor UAS

L'Eagle Eye ha seguito una evoluzione dal primo prototipo che ha volato la prima volta nel luglio del 1993 (il TR911X) fino ad arrivare ad un secondo esemplare modificato in dimensioni e peso (il TR918) che ha volato per la prima volta il 26 Gennaio del 2006 in Graford, Texas per poi culminare nel più grande TR916 il cui primo volo è previsto per i primi mesi del prossimo 2008.

Nell'immagine seguente è mostrato un tre viste di quest'ultimo modello e a seguire una tabella riassuntiva delle caratteristiche dimensionali principali di tutti e tre i modelli.

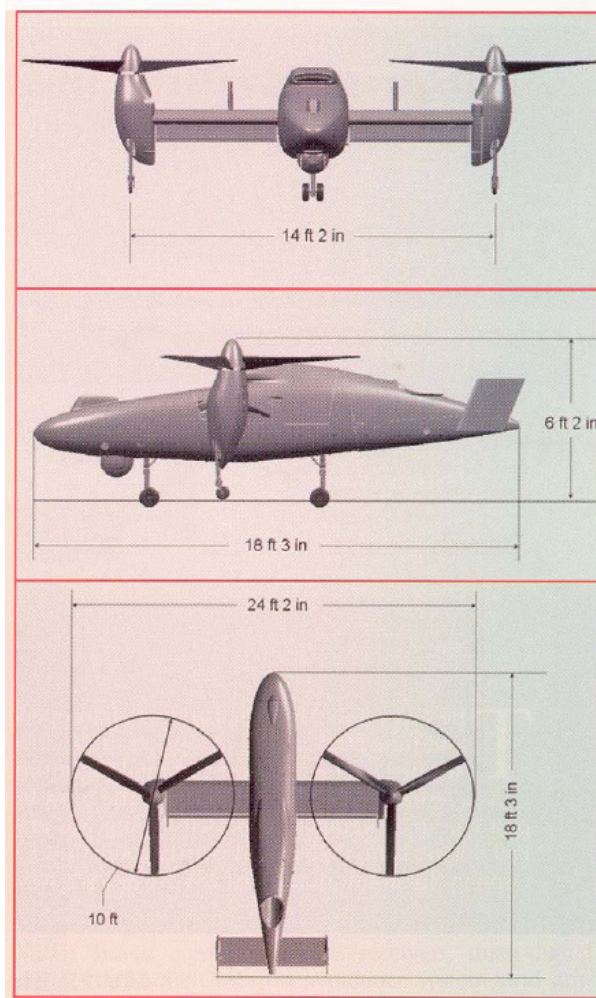


Figura 19 - Tre viste del Bell Eagle Eye TR916 Tiltrotor UAS

	TR911X	TR918	TR916
First Flight	June 1994	January 2006	Early 2008
Wing Span	12.3 ft	14.2 ft	14.2 ft
Length	15.7 ft	18.3 ft	18.3 ft
Height	5.2 ft	6.2 ft	6.2 ft
Rotor Diameter	8.2 ft	10.0 ft	10.0 ft
Payload	210 lb	200 lb	300 lb
Max Gross Weight	2,000 lb	2,600 lb	3,000 lb
Total Useful Load	600 lb	TBD	1,000 lb
Max Speed	200 kt	< 200 kt	210 kt

Figura 20 - Dati tecnici della famiglia Bell Eagle Eye Tiltrotor UAS

2.5 La situazione in Europa

Nonostante sia ben noto che oggi in Europa la situazione nel campo dei velivoli convertiplani, tranne il diretto coinvolgimento di Agusta Westland nel progetto BA-609, sia molto indietro rispetto agli USA, c'è da dire due cose, una riferita al passato e l'altra al futuro.

Così come ben documentato nell'articolo presentato al 59th Annual Forum dell'American Helicopter Society, in Italia il concetto di un velivolo "compound" che integrasse le funzioni tipiche di un elicottero e di un turboprop, non è nuova. Diverse industrie nazionali si sono cimentate, negli anni '60 e '70, a sviluppare progetti ed in alcuni casi prototipi parziali e non volanti di macchine "compound", si citano il FIAT 7005, il SIAI SV-20C e la serie dei progetti Agusta: A110, A118, A119, A120B ed A123.

Questa tradizione italiana, oltre a giustificare il coinvolgimento attuale di Agusta nel progetto BA-609, tramutatasi il 9 Novembre di quest'anno (2006) nel volo del secondo prototipo in suolo italiano presso l'aeroporto di Cameri (Varese) (il primo ha avuto luogo al Bell's Flight Research Center di Arlington in Texas il 7 Marzo 2003), avrà sicuramente una ricaduta importante e significativa nel futuro.

Sin dall'inizio delle attività in campo europeo si è sentita l'esigenza di scegliere una strada alternativa a quella intrapresa dalle iniziative simili oltre oceano. I vari progetti esaminati nei paragrafi precedenti e relativi *alle iniziative USA, avevano tutte una scelta comune di fondo: la soluzione , appunto, chiamata, "tiltrotor" in cui per il passaggio dalla configurazione "elicottero" a quella "velivolo turboprop", si faceva ruotare "solo" il rotore , insieme alla gondola motore, mentre l'ala rimaneva fissa.* Questa soluzione ha una significativa limitazione: *l'impossibilità di decollo orizzontale in configurazione "velivolo turboprop" , dovuto al fatto che il diametro del rotore necessario al sostentamento nel modo "elicottero" è troppo grande e non permette di poterlo posizionare orizzontalmente quando il velivolo è a terra, ma solo quando il velivolo raggiunge una certa quota.* Questo è dovuto all'azione schermante dell'ala quando il rotore è ruotato di 90 gradi sulla scia del rotore stesso che in questo modo non riesce a sviluppare efficientemente la portanza necessaria al sostentamento.

Le due proposte formulate in ambito europeo presentarono due soluzioni alternative al “tiltrotor” USA, quella proposta da Eurocopter (EUROTILT) prevedeva la rotazione del “solo” rotore, mentre la gondola e l’ala rimanevano fisse, quella proposta da Agusta (ERICA) prevedeva la rotazione del rotore insieme alla gondola motore, ma anche , ed in maniera indipendente, la rotazione di parte dell’ala, quella investita direttamente dal flusso del rotore.

Questa soluzione (vedi figure sotto) ha il grande vantaggio di poter fare affidamento per la sustentazione verticale , nel modo “elicottero” di un rotore molto più piccolo e quindi in grado di poter essere ruotato di 90° in posizione orizzontale anche quando il velivolo è a terra, e quindi permette al velivolo stesso di poter decollare ed atterrare come un normale “turboprop” , riducendo di molto i tempi di occupazione della pista e quindi potendosi integrare meglio nelle normali procedure di un aeroporto affollato oltre che aumentare la sicurezza complessiva del sistema. Si può senz’altro affermare che la soluzione di ERICA presenta indubbi vantaggi rispetto alle soluzioni dei “tiltrotor” attuali e potrebbe essere la soluzione per i futuri “convertiplani”.

Finalmente, nel 2001, grazie anche alla convincente soluzione innovativa di ERICA, nell’ultima chiamata del 5th FP, l’industria elicotteristica europea ha raggiunto un accordo ed è stato presentato un progetto integrato comune, basato sul concetto ERICA di AgustaWestland, che ha visto l’approvazione di 6 progetti:

- 1) DART (Advanced rotor for tilt rotor);
- 2) ADYN (Tilt rotor behaviour in forward flight)
- 3) TRISYD (Drive system and tilting mechanisms)
- 4) RHILP (Handling qualities flight mechanics)
- 5) ACT-TILT (Design of a Flight Control System for a Civil Tilt Rotor)
- 6) TILTAERO (Interactional Aerodynamic).

Questi progetti in corso dovrebbero portare nell’immediato futuro alla costituzione di un consorzio europeo con la finalità di realizzare un dimostratore, possibilmente volante.

Nella figura che segue uno schema esemplificativo dei sei progetti su citati.

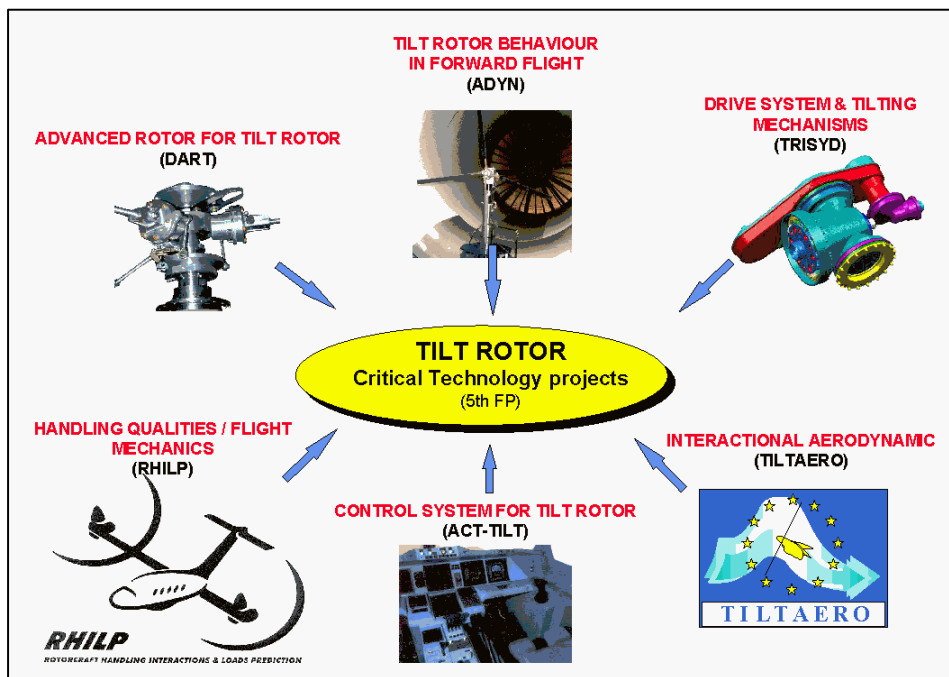


Figura 21 – I 5 progetti del 5th FP.

Di seguito sono riportate le figure, i disegni e la scheda tecnica del nuovo concetto di convertiplano ERICA.



Figura 22 - ERICA (Enhanced Rotorcraft Innovative Concept Achievement)

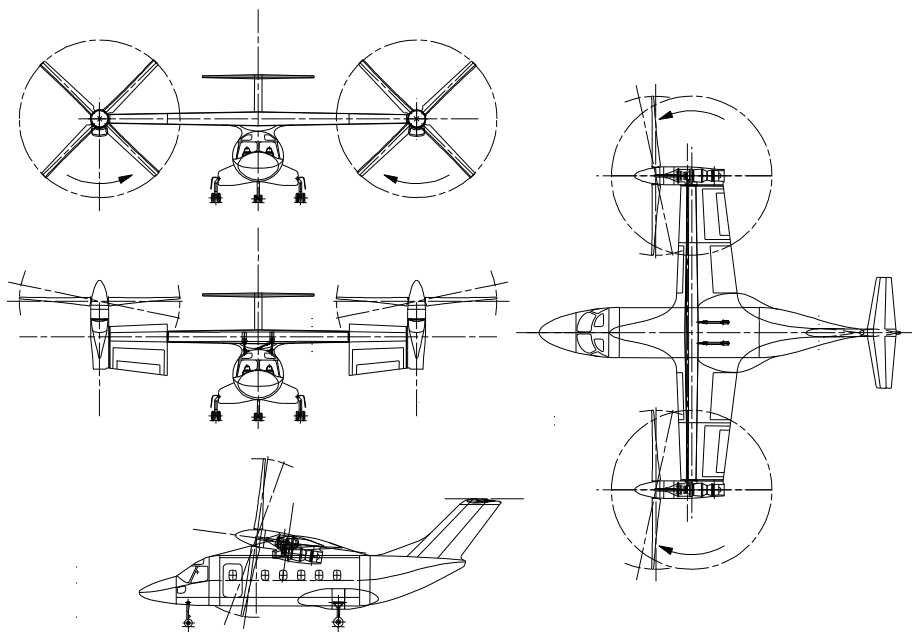


Figura 23 - ERICA (Disegni tecnici)

Designation:	AgustaWestland ERICA	
Engines:	2 x P&WC PW127E turboshaft	
Power:	2x 2,400 shp	2x 1800 kW
Passengers (VTOL):	19 + 2 crew	
Passengers (STOL):	22 + 2 crew	
Wingspan:	46 ft	14 m
Length:	50 ft	15.2 m
Height:	19.7 ft	6 m
Fuselage Diameter:	9 ft	2.7 m
Proprotor Diameter:	24 ft	7.4 m
Max VTOL Useful Load:	4,189 lb	1,900 kg
Max STOL Useful Load:	4,840 lb	2,200 kg
VTOL Gross Weight:	22,000 lb	10,000 kg
STOL Gross Weight:	24,200 lb	11,000 kg
Empty Weight:	14,300 lb	6,500 kg
Fuel Weight (VTOL):	3080 lb	1,400 kg
Fuel Weight (STOL):	4,400 lb	2,000 kg
Range:	650 nm	1,200 km
Cruise altitude:	24,600 ft	7,500 m
Vmax (at cruise):	350 kt	650 km/h

Figura 24 - ERICA (Dati tecnici)

Capitolo 3

Aspetti critici concernenti l'aeroelasticità dell'ala del convertiplano

La realizzazione di un aeromobile innovativo come il convertiplano (che associa, funzioni tipiche dell'elicottero con quelle di un velivolo) richiede lo sviluppo e l'integrazione di molteplici discipline e tecnologie avanzate quali

- *l'aerodinamica dei rotori*

I rotori del convertiplano devono funzionare in modo efficiente in condizioni molto differenti: volo stazionario, conversione, crociera. E' noto che sussiste una notevole differenza di diametro tra il rotore principale (mozzo e pale) di un elicottero convenzionale e l'elica di un velivolo a turboelica; il rotore del convertiplano dovrà conciliare entrambe le condizioni: grande trazione nel modo elicottero, realizzata con un elevato diametro delle pale del rotore e buona trazione in modo aeroplano, associata ad una bassa velocità dell'estremità della pala (che richiede un diametro più ridotto della stessa). Per ottenere un rotore in grado di conciliare queste differenti e contrastanti esigenze, occorrono avanzati metodi di calcolo aerodinamico che consentano di ottimizzare i parametri aerodinamici della pala e di fornire dati coerenti per il calcolo delle caratteristiche aeroelastiche dei rotori;

- *l'aerodinamica dell'ala*

L'ala del convertiplano deve funzionare anche in condizioni assai diverse da quelle di un aeroplano convenzionale. Infatti, mentre l'ala di un aeroplano di norma si muove in un flusso aerodinamico poco disturbato e di direzione prevalentemente orizzontale, quella di un convertiplano è immersa nel flusso dei rotori, con conseguenti deviazioni della vena fluida, sia in condizioni di crociera (modo velivolo), che in volo stazionario (modo elicottero). In particolare, in quest'ultima condizione,

l'ala è elemento di ostruzione al flusso verticale dei rotori e dovrebbe quindi presentare una superficie ridotta, condizione ottenibile abbassando le superfici mobili (flaps). In questo caso, è necessario sviluppare modellazioni matematiche di aerodinamica avanzata, per poter prevedere tutte le condizioni operative dell'ala sino alla configurazione ottimale in termini di forma, peso, prestazioni e producibilità/manutenibilità a costi contenuti;

- *l'aeroelasticità*

La presenza di un rotore, di tipo elicotteristico, all'estremità dell'ala, induce fenomeni di accoppiamento tra forze aerodinamiche e forze di deformazione elastica che devono essere tenute accuratamente sotto controllo, affinché non divengano instabili. La fusoliera presenta particolari problematiche strutturali, poiché è sottoposta a vibrazioni generate dai rotori (durante il volo in modo elicottero) e, nel contempo, è sottoposta alla forza di pressurizzazione (durante il volo in modo aeroplano). Queste tematiche altamente innovative si basano sull'impiego di sistemi di progettazione con ampio utilizzo di modellazione matematica tridimensionale alimentata da tecniche avanzate di rilevazione ed analisi della dimostrazione sperimentale in volo e tecniche di simulazione di volo e missione.

Per un efficace sviluppo di un moderno convertiplano sono necessari altresì l'impiego di metodi di calcolo e di schematizzazione aeroelastica particolarmente avanzati e l'adozione di tecnologie costruttive innovative con ampio utilizzo di materiali compositi (per contenere il peso), abbinati a rinforzi strutturali di tipo metallico, in modo da ottenere un bilanciamento ottimale tra prestazioni, peso e costi di produzione.

La presente attività di ricerca è concentrata essenzialmente sul terzo aspetto critico: ***l'aeroelasticità del convertiplano***, senza però tralasciare una valutazione critica del concetto stesso di convertiplano.

3.1 Generalità

E' indubbio che la problematica aeroelastica rappresenta uno degli aspetti più critici per la piena funzionalità, operatività e sicurezza in volo ed a terra dei convertiplani, indipendentemente dalla soluzione specifica dell'architettura impiegata.

Entrambe le matrici originarie del convertiplano, quella elicotteristica e quella velivolistica o come sono stati chiamati in precedenza, i “modi” operativi da “elicottero” e da “turboprop”, hanno già in partenza una forte eredità in comune di rilevanza dei fenomeni aeroelastici. Per il modo “elicottero”, il funzionamento della singola pala e del rotore nel suo complesso, è controllato e limitato da una serie di ben noti fenomeni aeroelastici, quali il flutter flessione-torsione e lo “stall flutter” del profilo della pala e le instabilità tipiche del rotore: “flap-lag”, “pitch-lag” e “pitch-flap”, così come il “whirl flutter” del complesso rotore-trasmissione e la “ground resonance”. La tecnica elicotteristica si è evoluta grazie alla comprensione ed il controllo di questi fenomeni. In minor misura, ma ancorché significativa ed importante è stata l’influenza del fenomeno del “whirl flutter” per i turboprop.

Emerge chiara la conseguenza che il convertiplano che vuole integrare i due modi operativi di “elicottero” e “turboprop”, non può che essere fortemente influenzato dai fenomeni aeroelastici, in particolar modo dal “whirl flutter” che non a caso compare a fattore comune nei due modi singoli di funzionamento.

Questo fatto, ovviamente, era ben noto sin dal primo momento di concepimento dell’idea del convertiplano o tilrotor che si dica, per cui le attenzioni e le risorse umane e finanziarie dedicate allo studio di queste problematiche, è stato molto significativo a partire dai primi anni ’60 a tutt’oggi.

Senza voler ripercorrere queste esperienze passate, ma limitandosi a quello che si è fatto e che si sta facendo negli ultimi dieci anni in questo settore, si è eseguita una ricerca bibliografica che mettesse in evidenza:

- *Gli attori, a livello di ricerca, che hanno giocato o stanno giocando un ruolo significativo negli studi di questi problemi,*
- *Gli approcci e le metodologie messe a punto e/o proposte e/o applicate da questi ricercatori,*
- *I risultati più significativi raggiunti.*

In maniera non esaustiva in termini di pubblicazioni prodotte, ma completa in termini di gruppi di ricerca più significativi e più attivi, si è cercato di dare un quadro abbastanza significativo di quello che è stato fatto, negli ultimi 10-15 anni in questo campo.

3.2 Gruppi di ricerca attivi nel settore

E' indubbio che il gruppo di ricerca più attivo in questo specifico settore dell'Aeroelasticità dei Tiltrotors, sia in termini di produzione scientifica e di continuità di presenza nel settore, è quello che opera nell'ambito di *Langley Research Center*, e che comprende non solo la famosa struttura di *NASA Aeroelasticity Branch*, ma anche e soprattutto lo *US Army Vehicle Technology Directorate*. In tali ambiti sono attivi ricercatori tra i più noti in questo settore, quali *Mark W. Nixon*, *Raymand G. Kvaterik*, etc..

I ricercatori di tale gruppo, che hanno poi collaborato praticamente con quasi tutti gli altri gruppi di ricerca attivi nel settore, compaiono in qualità di autori, in molti dei lavori riportati nella bibliografia.

Questo gruppo di ricerca ha ovviamente collaborato strettamente con le industrie che hanno sviluppato i due più significativi prodotti, cioè con la *Bell Helicopters* nell'ambito del programma XV-15 e la *Boeing Helicopters* nell'ambito del programma V-22.

L'attività di questo gruppo di ricerca ha avuto modo di svilupparsi sia nell'ambito dell'approccio numerico che di quello sperimentale, utilizzando al meglio ed al massimo la disponibilità di una grande facility sperimentale presente a NASA Langley, e cioè il Transonic Dynamics Tunnel (TDT) con camera di prova di 30 x 30 ft (circa 10 x 10 m), dove da molti anni è attiva una piattaforma sperimentale denominata: Wing and Rotor Aeroelastic Testing System (WRATS). Questa piattaforma è costituita da un semimodello di tiltrotor, completo di fusoliera, ala e rotore motorizzato, le cui proprietà elastodinamiche sono scalate rispetto a quelle dei velivoli reali (fino a 1/5 del V-22) e su cui sono state fatte una serie impressionante di prove sperimentali, adattandolo sia alle esigenze dell' V-15, che del V-22 (vedi figura sotto).

Altro gruppo significativo che ha operato e continua a lavorare sul tema, ma più da un punto di vista teorico-numerico, è quello di *NASA Ames*, qui i ricercatori più noti sono *C.W. Acree, Jr.* e *Wayne Johnson*, quest'ultimo è il creatore di uno dei software commerciali più noti per l'analisi aeroelastica dei tiltrotor, il CAMRAD nelle versioni I e II. Anche *NASA Ames*, ovviamente ha lavorato in stretta collaborazione con altri laboratori militari e civili, quali per es. l' *US Army Aeroflightdynamics Directorate*.

Per completare il quadro dei centri USA, attivi nella ricerca aeroelastica dei tiltrotors, bisogna necessariamente citare due dei centri di eccellenza universitari nel settore elicotteristico, e cioè : *GeorgiaTech University* e *Maryland University*.

Trai i centri più attivi al di fuori degli USA , e certamente quello più significativo in Europa, c'è da menzionare il *Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano*. Presso il Dipartimento è attivo da molti anni un gruppo di ricerca nell'ambito dell'Aeroelasticità dei Velivoli ad Ala Fissa, coordinato dal *Prof. Paolo Mantegazza*. Negli ultimi dieci anni tale gruppo ha portato avanti uno sforzo di ricerca molto significativo nel settore dei Tiltrotor, ottenendo riconoscimenti e plausi a livello internazionale. Con il Prof. Mantegazza hanno collaborato i Proff. Ghiringhelli e Lanz, l'Ing. Masarati, ed altri ancora, riuscendo inoltre a stabilire un significativo contatto ed una stretta collaborazione con Mark W. Nixon di NASA Langley.

Recentemente, sempre dallo stesso Dipartimento, si è sviluppata una nuova avanzata linea di ricerca , portata avanti dal *Prof. Bottasso* che collabora anche con l'altra prestigiosa Università di GeogiaTech.

Ultimo gruppo di ricerca da citare, anch'esso in Italia, non meno significativo ed importante di quelli citati in precedenza, è quello coordinato *dall'Ing. Caramaschi* e presente in *AgustaWestland* a Cascina Costa.

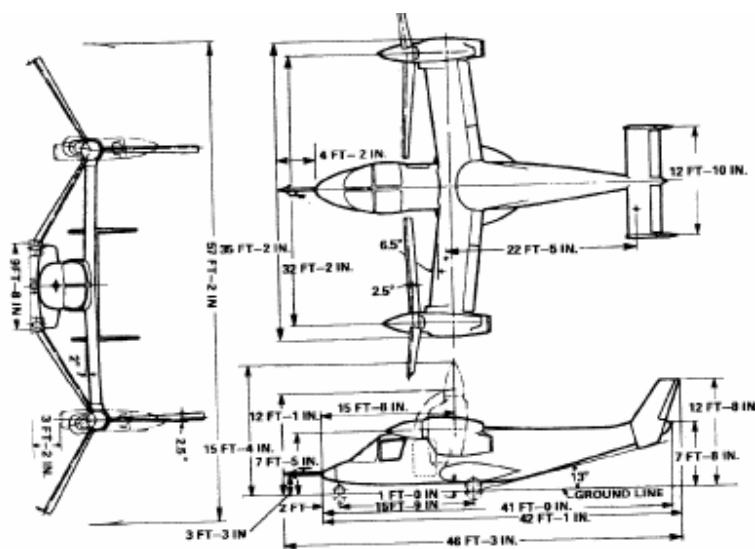


Figura 25 - XV-15

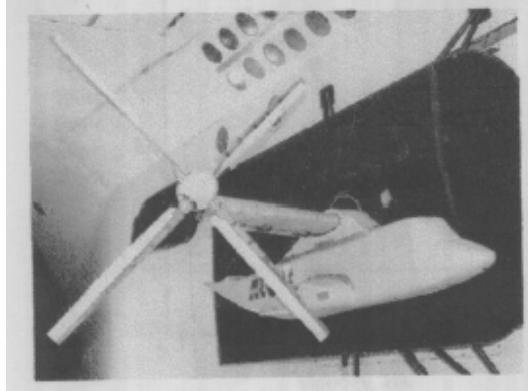


Figura 26 - Modello del V-22 in scala 1/5

3.3 Approcci e metodologie per l'analisi aeroelastica dei convertiplani

Così come nel caso dei velivoli e degli elicotteri convenzionali, gli approcci allo studio ed all'analisi dei fenomeni aeroelastici, sono sia di tipo sperimentale che teorico-numerico.

Per quanto riguarda quello sperimentale, molto si è fatto in tal senso, sia utilizzando apparati molto semplici (vedi figura seguente), sia ricorrendo ad apparati molto complessi, costosi (vedi il WRATS della figura precedente) e che richiedono anche la disponibilità di gallerie del vento di notevoli dimensioni e prestazioni.

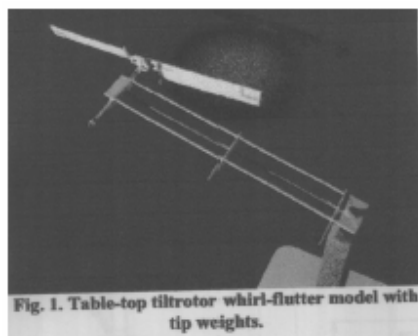


Figura 27 - Experimental model for tiltrotor test

Nell'ambito sperimentale l'attività svolta dal gruppo di ricerca di NASA Langley con il **WRATS** è stata fondamentale per l'acquisizione di conoscenze sul questo specifico problema. L'utilità di questo apparato si è dimostrata fondamentale per la validazione dei codici di calcolo aeroelastico messi a punto dai vari gruppi di ricerca che sono stati menzionati nel paragrafo precedente.

In tal senso è stata significativa la collaborazione fra il Gruppo di Ricerca del Politecnico di Milano e quello di NASA Langley, in particolare con il Laboratorio di ricerca dell'US Army , diretto da Mark W. Nixon, che si è concretizzata con una convenzione di ricerca e di scambio di informazioni e di ricercatori, forse unica in Italia, ma che in ogni caso ha contribuito a favorire un significativo trasferimento tecnologico.

Anche in Europa si sta procedendo ad avviare nell'ambito dei progetti di ricerca già finanziati e/o in corso di finanziamento, un altrettanto significativo sforzo sperimentale che, però, al momento, non si è concretizzato nella realizzazione di un apparato simile al WRATS.

Sul piano delle attività teoriche, sulla cui importanza ed utilità non è neanche il caso di soffermarsi, c'è da rilevare che un ruolo analogo negli USA, lo ha svolto un codice di calcolo messo a punto da uno dei più autorevoli ricercatori nel campo elicotteristico e dei tiltrotor, quel Wayne Johnson, già citato in precedenza in relazione a NASA Ames, e che si chiama **CAMRAD**.

Questo software, sviluppato nella sua prima versione commerciale negli anni '80 e giunto oggi alla versione **CAMRAD II**, è stato utilizzato , oltre che dal gruppo di ricerca di NASA, anche da diversi altri gruppi di ricerca in tutto il mondo.

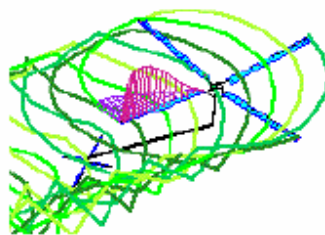


Figura 28 - Rappresentazione pittorica del codice CAMRAD

CAMRAD II è un pacchetto software con il quale è possibile modellare il comportamento aeromeccanico di sistemi rotorici anche molto complessi e tenendo

conto di tutti i più significativi dettagli delle pale e degli attacchi di queste all'albero motore principale.

Nella formulazione matematica alla base di CAMRAD ci sono tutti gli approcci strutturali ed aerodinamici più avanzati, quali: dinamica multicorpo, elementi finiti non lineari, dinamica strutturale e aerodinamica dei rotori.

Anche se molto completo dal punto di vista dell'analisi delle condizioni di volo, sia "trimmate" di equilibrio, sia transitorie dovute a diverse tipologie di eccitazione, nell'analisi del flutter presenta alcune ipotesi semplificative che lo rendono non completamente rispondente alle reali condizioni di eccitazione da forze aerodinamiche instazionarie.

Oltre a CAMRAD, sono stati sviluppati altri codici di calcolo del comportamento aeroelastico dei convertiplani. La *Bell Helicopter* e la *Boeing Helicopter*, entrambe ditte che hanno sviluppato velivoli di questo tipo che sono operativi da diversi anni, hanno evidentemente sviluppato ed usato per detti aeromobili, dei codici interni che in qualche modo sono stati validati dalle prove di volo eseguite, come succede anche nel campo velivolistico classico. In particolare la Bell ha sviluppato un codice di calcolo denominato "*Aeroelastic Stability Analysis of Proprotors ,ASAP*" che è stato ampiamente usato nello sviluppo del convertiplano XV-15 e del suo successore il BA-609.

Nel campo dell'analisi teorico-numerica, un significativo contributo è stato dato dal *Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano*, che con ben due gruppi di ricerca ha sviluppato un approccio molto innovativo per l'analisi del comportamento dinamico ed aeroelastico, prima del rotore di un elicottero e successivamente per un modello completo di convertiplano.

L'approccio innovativo è quello basato sulla "***Dinamica Multicorpo (Multibody Dynamics)***", una recente disciplina di analisi numerica con applicazioni in diversi campi dell'ingegneria (meccanica, ferroviaria, automobilistica e aerospaziale) che si basa sulla possibilità di risolvere in maniera simultanea le equazioni non lineari della dinamica di corpi rigidi ed elastici, assemblati e connessi in modo anche molto complesso attraverso vincoli di vario tipo.

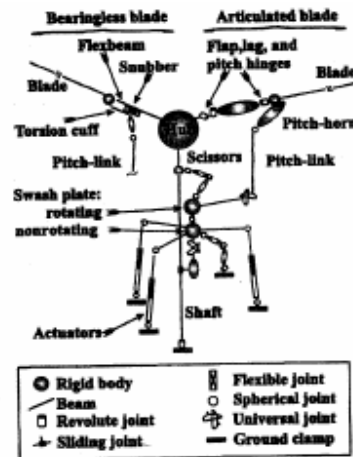


Figura 29 - Esempio di modellazione con approccio Multibody Dynamics (1)

Il primo gruppo di ricerca, Mantegazza, Ghiringhelli et alii ha sviluppato un codice numerico proprio, MBDyn, in ambiente Lynux con il quale è possibile analizzare diversi aspetti della dinamica di un rotore, ma anche tramite il quale, è stato sviluppato un modello per il WRATS (vedi prima) ed è in via di sviluppo il modello di ERICA in ambito del progetto europeo ADYN.

In tale codice sono stati implementati diversi algoritmi numerici innovativi, tramite i quali è possibile superare alcuni problemi specifici dell'approccio multicorpo. I risultati ottenuti finora sono molto interessanti e danno prospettive di sviluppo significative, sia al codice numerico che al modelli specifico del convertiplano in esame.

Il secondo gruppo di ricerca, Bottasso et alii, lavora in collaborazione con alcuni ricercatori di GeorgiaTech e con detti ricercatori è stato messo a punto un altro codice numerico di dinamica multicorpo, con il quale sono stati affrontati, anche in questo caso, diversi problemi connessi alla dinamica dei rotori ed all'aeroelasticità dei convertiplani, anche in configurazione molto particolare come quella della figura seguente relativa ad un progetto NASA di un convertiplano con pale dei rotori estensibili (VDTR, vedi figura sotto).

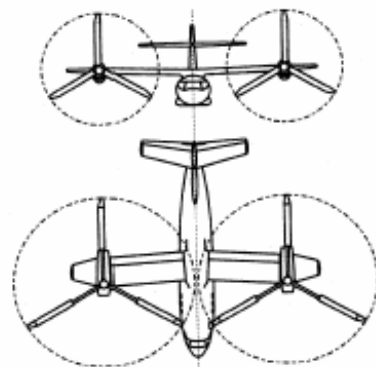


Figure 8. VDTB design schematic. Top figure: cruise configuration; bottom figure: hover configuration.

Figura 30 - Tiltrotor con pale estensibili

Nell'ambito delle applicazioni ai convertiplani, il gruppo di ricerca di cui sopra, lavora anche con il supporto di AgustaWestland, sempre sul progetto di ERICA.

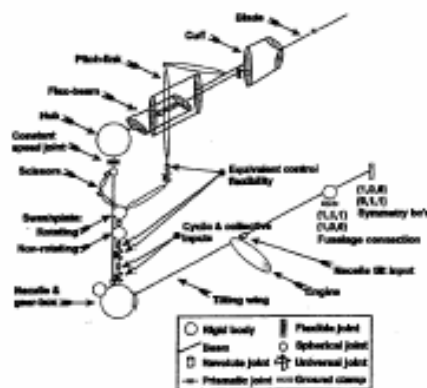


Figura 31 - Esempio di modellazione con approccio Multibody Dynamics (2)

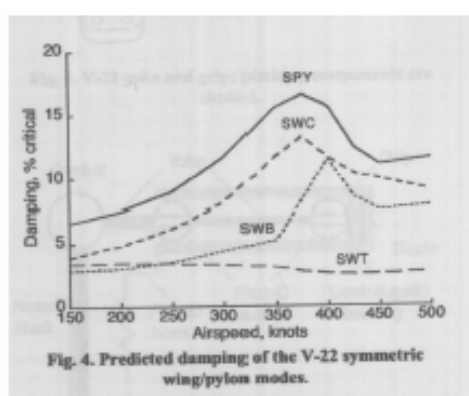
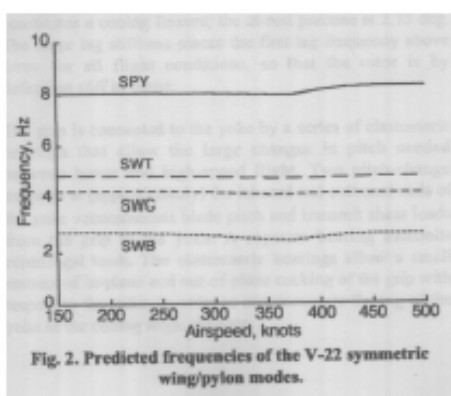
L'approccio della dinamica multicorpo, in parte anche seguito da CAMRAD II, è indubbiamente l'approccio che presenta notevoli vantaggi, in generale, nel caso dell'analisi di sistemi meccanici con parti in movimento relativo, ed in particolare nel caso di sistemi con meccanismi di articolazioni, come nei convertiplani, molto complessi. Nonostante ciò, sono diversi ancora gli aspetti di approfondimento che devono essere affrontati nell'analisi aeroelastica dei convertiplani. Inoltre, c'è l'esigenza, specie dal punto di vista industriale, di metodi e procedure di calcolo più

semplici e che permettano di affrontare con più rapidità la messa a punto di nuovi sistemi di controllo ed attuazione dei rotori, così come la fase di dimostrazione dei margini di sicurezza in termini di velocità aeroelastiche, tipiche della fase di certificazione dei velivoli e che dovranno essere affrontate anche nel caso dei convertiplani.

3.4 Risultati acquisiti ed aspetti critici in relazione al comportamento aeroelastico dei convertiplani

Il convertiplano V-22 Osprey è un velivolo operativo che, nonostante i problemi citati in precedenza e relativi agli incidenti occorsi nel 2000, non presenta problemi di flutter nel suo inviluppo di volo. Le analisi di stabilità eseguite, sia con il software CAMRAD, che con quello proprietario di Bell Helicopter, l'ASAP, non mostrano condizioni critiche di flutter [40] fino a velocità di 500 Knots, ben al di là della velocità massima operativa del velivolo, 275 Knots, anche se come risulta dalle figure seguenti, lo smorzamento si mantiene alto fino a velocità di 300-350 Knots, per poi diminuire rapidamente oltre dette velocità.

Sia nel caso simmetrico che in quello antisimmetrico, il modo dell'ala che presenta i più bassi valori di smorzamento, e quindi rappresenta quello più critico dal punto di vista del flutter, è quello di torsione (SWT o AWT).



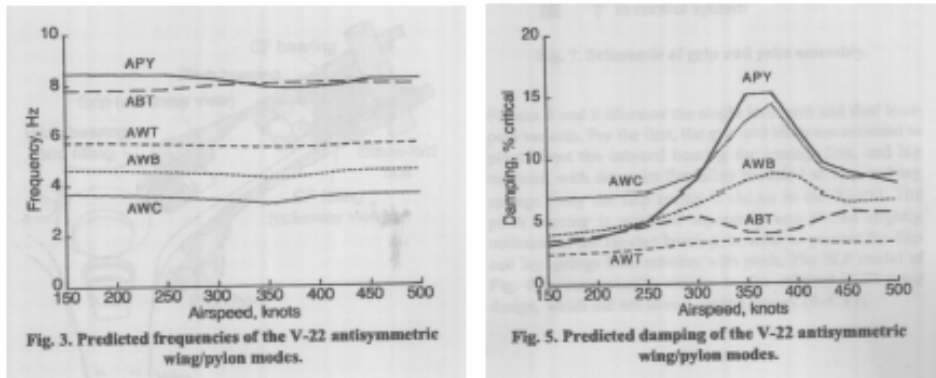


Figura 32 - L'analisi di flutter del V-22 Osprey

Risultati analoghi, anche se non coincidenti, sono riportati nelle figure seguenti relativamente al convertiplano XV-15 [27]. In questo caso i modi dell'ala presi in considerazione sono solo tre: il modo di flessione verticale dell'ala (beam), quello cosiddetto di fore&aft (chord) e quello di torsione. Nella figura successiva, sempre dal rif.[27], sono mostrati due modelli FEM del velivolo, insieme alle deformate dei sei modi (simm. & antisimm.) presi in considerazione.

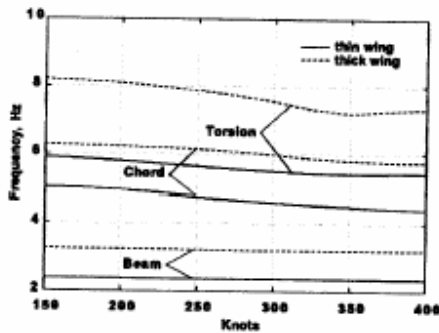


Fig. 4a. Symmetric whirl-mode frequency versus airspeed for the thick- and thin-wing models (457 rpm, sea level).

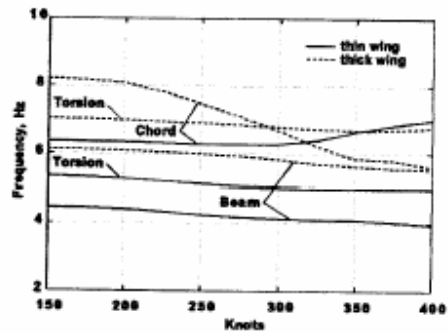


Fig. 4b. Antisymmetric whirl-mode frequency versus airspeed for the thick- and thin-wing models (457 rpm, sea level).

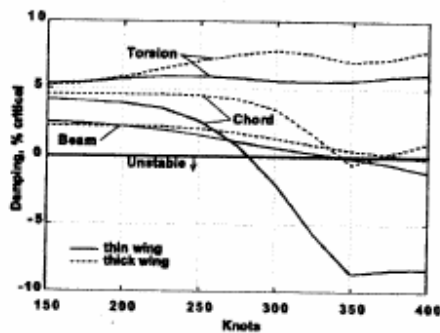


Fig. 5a. Symmetric whirl-mode damping versus airspeed for the thick- and thin-wing models (457 rpm, sea level).

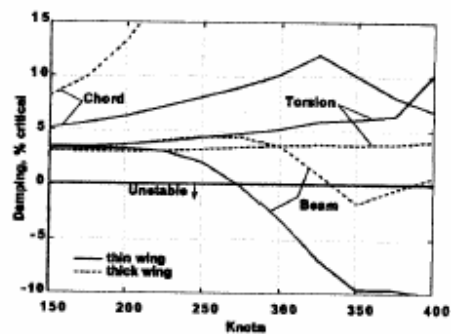


Fig. 5b. Antisymmetric whirl-mode damping versus airspeed for the thick- and thin-wing models (457 rpm, sea level).

Figura 33 - L'analisi di flutter del XV-15

In questo caso, al contrario di quanto succedeva nel V-22, i modi che presentano instabilità nel range di velocità indagato (150-400 Knts) e relativamente al caso di riferimento (thick wing model, linee tratteggiate), sono il modo di "chord" nel caso simmetrico e quello di "beam" nel caso antisimmetrico. La differenza principale sta nel fatto che nel caso dell' XV-15 l'ala è più corta e più rigida torsionalmente, rispetto a quella del V-22. Le frequenze dell' XV-15 sono tutte significativamente più alte di quelle del V-22.

E' interessante notare nelle figure relativamente al comportamento al flutter dell' XV-15, il diverso comportamento dell'ala di riferimento (thick) con quella denominata (thin) e relativa ad una possibile versione modificata per ridurre il peso dell'ala e quindi aumentare il carico utile o con un più elevato allungamento e quindi permettere un più elevato range utile del convertiplano.

Si nota come riducendo lo spessore dell'ala, e quindi la sua rigidità c'è un generalizzato abbassamento delle frequenze a cui, logicamente, corrisponde un significativo abbassamento della velocità di flutter che passa da 330 Knts (ala thick) a 275 Knts (ala thin), rimanendo critici gli stessi modi (chord per il flutter simmetrico e beam per quello antisimmetrico).

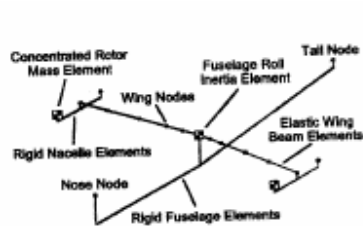


Fig. 15. XV-15 finite element stick model.

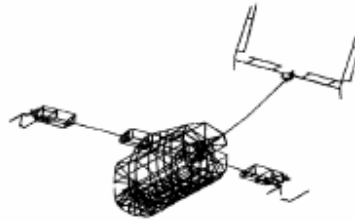


Fig. 16. XV-15 detailed finite element model from Ref. 15.

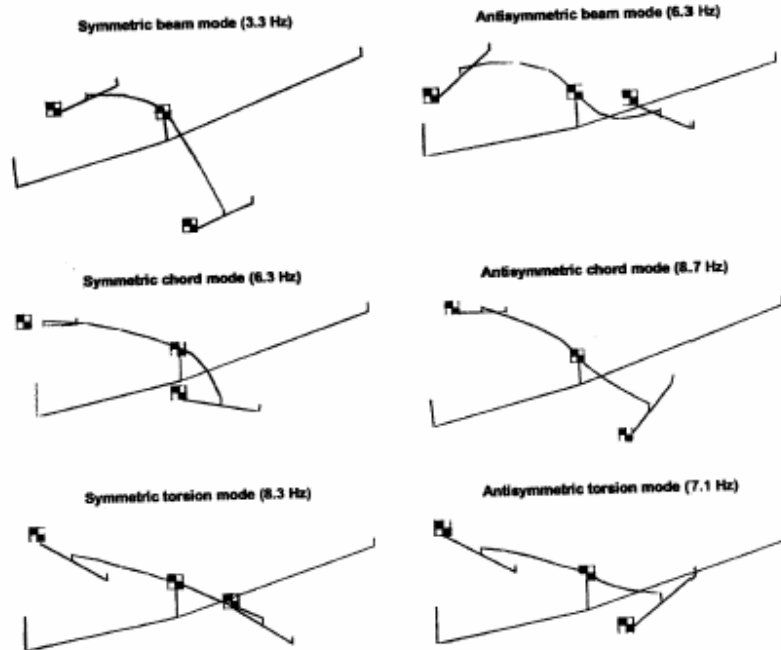


Fig. 17. XV-15 stick model mode shapes and frequencies (23% thick wing).

Figura 34 - Modello FEM a beam del XV-15

Pur manifestandosi con le instabilità dei modi dell'ala, come visto in precedenza, il fenomeno del whirl flutter del convertiplano in configurazione "velivolo", è un fenomeno molto complesso in cui giocano un ruolo molto importante tutti i

parametri che influenzano il progetto del rotore che rappresenta, come nel caso dell'elica per i turboprop, la fonte principale di sorgente di forze aerodinamiche instabilizzanti. Sono, infatti, tali forze aerodinamiche che vanno ad eccitare il modi dell'ala e che ne determinano il valore più o meno elevato di smorzamento o, nel caso di flutter, l'azzeramento.

E' ovvio quindi che nella definizione del comportamento aeroelastico intervengono le caratteristiche e le distribuzioni di rigidezza ed inerziali delle pale del rotore, nonché la loro corretta rappresentazione in termini di modello FEM tenendo in conto, in aggiunta, degli effetti centrifughi e le relative non linearità.

Un ruolo fondamentale viene giocato dal disegno e dalle caratteristiche di connessione delle pale all'albero motore. Diverse possibili soluzioni sono state proposte , in generale nel caso dei rotori degli elicotteri, così come nel caso dei rotori dei convertiplani. Queste connessioni, così come le diverse soluzioni di controllo dei moti di flappeggio e di pitch delle pale, hanno una profonda influenza sul comportamento aeroelastico dei convertiplani.

Nei rif. [38], [40], [45]-[47] sono illustrate queste influenze, così come viene puntualizzata la necessità che in fase di modellazione questi aspetti siano tenuti in debito conto e si faccia in modo di porre la massima attenzione nella corretta schematizzazione e modellazione di questi particolari.

Alcuni esempi di connessioni realizzate nel caso degli attuali tiltrotors, insieme ad alcuni schemi di rappresentazione di questi particolari sono illustrate nelle figure seguenti.

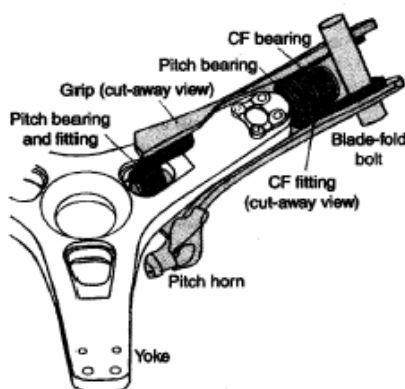


Fig. 6. V-22 yoke and grip; pitching components are shaded.

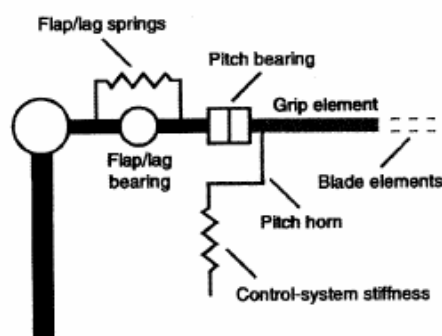


Fig. 8. Schematic of single load-path model.

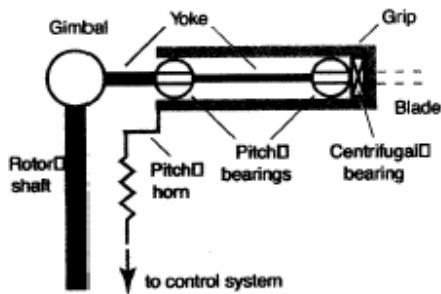


Fig. 7. Schematic of grip and yoke assembly.

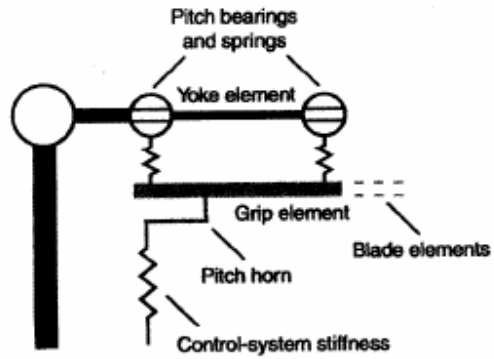


Fig. 9. Schematic of dual load-path model.

Figura 35 - Schemi di dettagli connessioni mozzo/pale e relativa modellazione

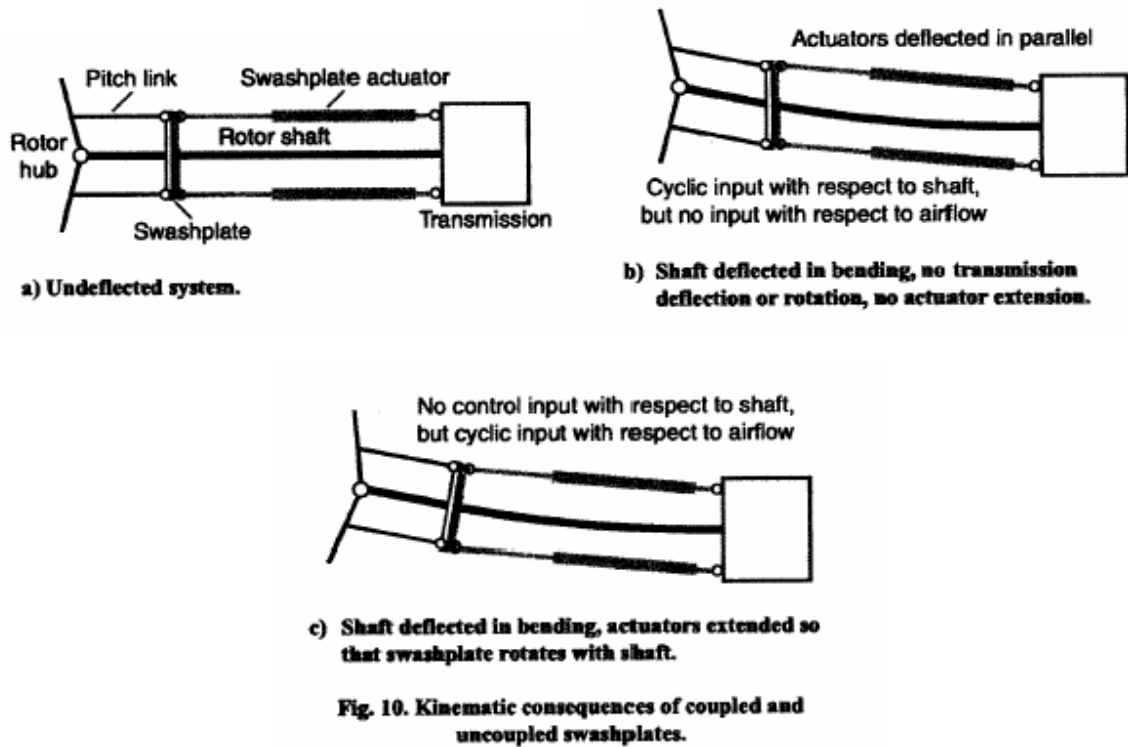


Fig. 10. Kinematic consequences of coupled and uncoupled swashplates.

Figura 36 - Schemi di modellazione connessioni mozzo/pale

In rif. [40], utilizzando differenti modelli del V-22 realizzati tramite il software CAMRAD, sono stati ottenuti interessanti risultati sull'influenza dei vari parametri degli organi di trasmissione e di controllo , sulla velocità di flutter.

Nelle figure che seguono si evidenziano questi effetti che come si può notare , in alcuni casi sono molto significativi.

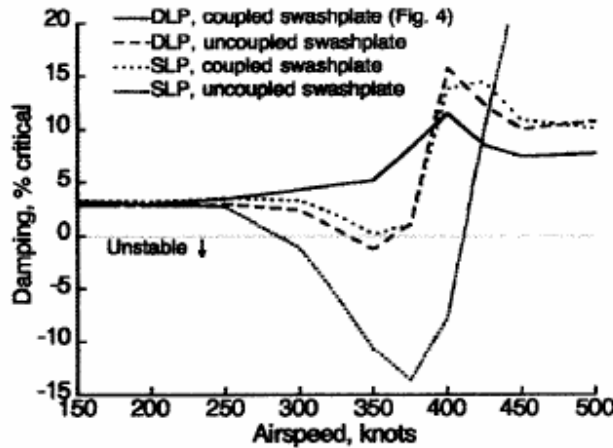


Fig. 11. Predicted symmetric wing beamwise mode damping for different grip and swashplate models.

Figura 37 - Effetti sul flutter di diverse soluzioni costruttive di attacco mozzo/pale

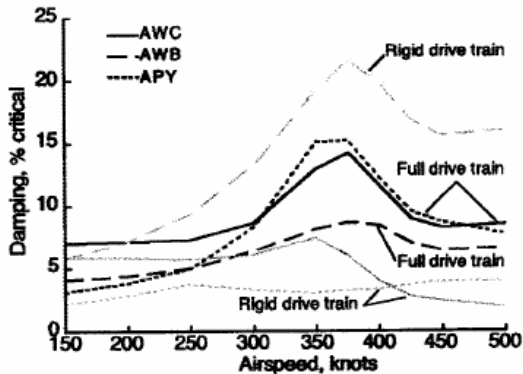


Fig. 16. Predicted damping of the V-22 antisymmetric wing/pylon modes, with flexible and rigid drive train models. Predictions for the rigid model are in gray.

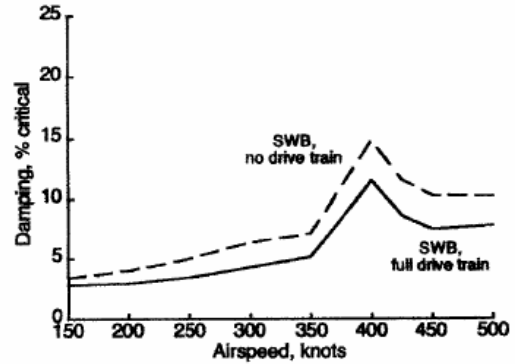


Fig. 17. Predicted damping of the V-22 symmetric wing beamwise mode, with and without a drive train model.

Figura 38 - Effetti sul flutter di diverse soluzioni costruttive di attacco mozzo/pale (continuo)

Un parametro molto significativo è l'angolo θ_3 evidente nella figura seguente, insieme con il suo significativo effetto sulla velocità di flutter.

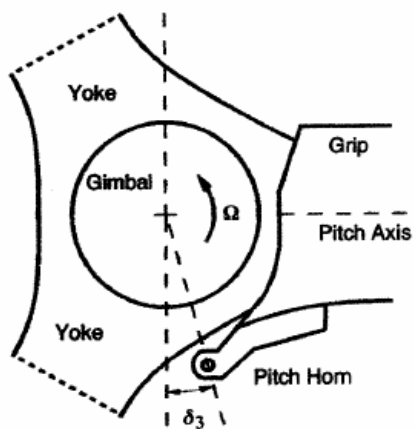


Fig. 18. Kinematics of V-22 hub and pitch horn, showing design δ_3 of -15 deg.

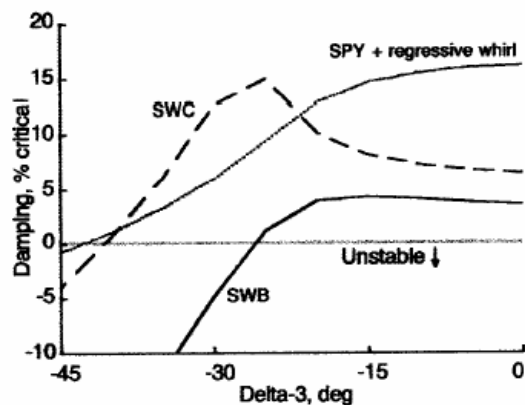


Fig. 19. Variation of damping with δ_3 for the unmodified V-22 rotor at 300 knots. Only adversely affected symmetric modes are shown.

Figura 39 - Effetti sul flutter di diverse soluzioni costruttive di attacco mozzo/pale (continuo)

Da quanto detto in precedenza, risulta chiaro che per migliorare le prestazioni dei convertiplani, sia in termini di velocità massima che di range o capacità di carico utile, è necessario migliorare il loro comportamento dal punto di vista del whirl flutter.

Prendendo spunto da questa esigenza, numerosi sono stati gli studi finalizzati a trovare il modo di migliorare le prestazioni di velocità critica di flutter dei convertiplani. In rif. [17] si citano, tra le altre proposte, quelle di:

- ottimizzare la rigidità dell'ala ricorrendo all'impiego di composito opportunamente disegnato (aeroelastic tailoring),
- ricorrere all'impiego di sistemi di controllo attivo,
- rotori a geometria variabile;
- estremità delle pali fortemente a freccia;
- rotori ripiegabili,
- modificare la posizione del fuoco e del baricentro delle sezioni delle pale del rotore.

Sempre in rif. [40] è stato quantificato l'effetto della freccia dell'estremità della pala, così come dell'effetto dello spostamento del fuoco e del baricentro.

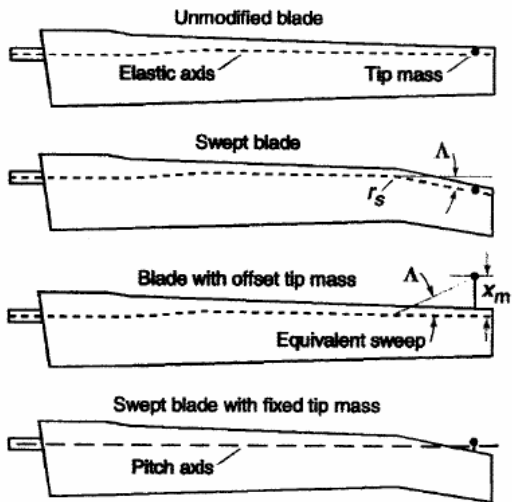


Fig. 21. V-22 rotor blade planform (47.5-deg nonlinear twist not shown).

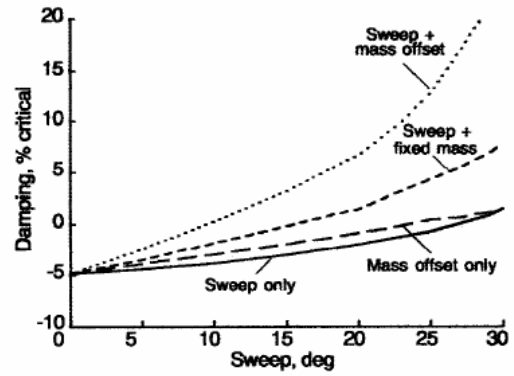


Fig. 26. Comparison of the effects of sweep and mass offset on the SWB mode at 300 knots with -30 deg δ_3 . Offset is calculated as equivalent sweep.

Figura 40 - Effetti sul flutter del design delle pale

Un altro aspetto significativo ed in parte non ancora del tutto chiarito, è quello connesso all'influenza del calcolo delle forze aerodinamiche sulle pale e sull'ala. Nei rif. [14], [18] e [40] viene preso in esame questo aspetto e dal rif. [40] è ripresa la figura seguente che mette in evidenza questo effetto.

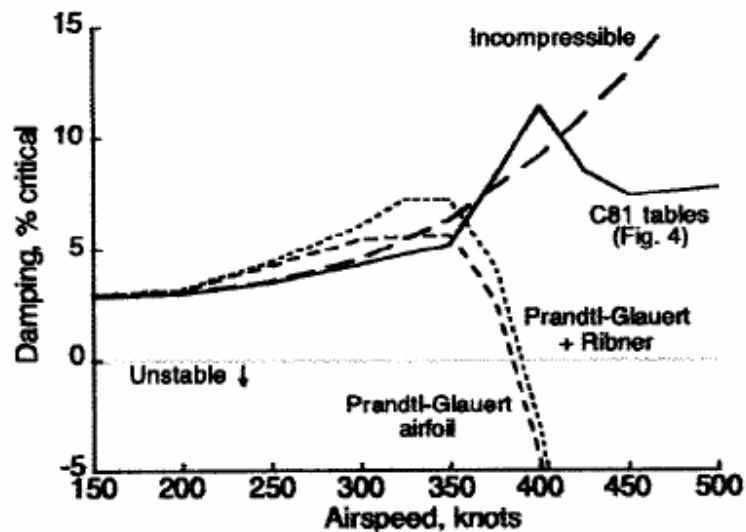


Fig. 15. Predicted symmetric wing beamwise mode damping for different aerodynamic models.

Figura 41 - Effetto del differente calcolo delle forze aerodinamiche agenti sulle pale sul flutter

Un altro aspetto oggetto di attento studio [46] in relazione al calcolo aeroelastico dei convertiplani, è quello connesso al tipo di articolazione del rotore. Gli attuali convertiplani in produzione (V-22) e/o in via di essere messi in produzione (BA-609), hanno dei rotori con articolazioni delle pale rigide nel piano. Tale soluzione, ben visibile nella parte inferiore della figura seguente, presenta degli indubbi vantaggi. In particolare tale soluzione garantisce che i convertiplano in hover non presenti problemi di “risonanza a terra” (un fenomeno molto pericoloso che si realizza nella fase di decollo ed atterraggio nel modo elicottero) e presenta delle condizioni di stabilità al whirl flutter, ben definite e sicuramente con velocità critiche superiori alle velocità massime possibili (in termini di potenza disponibile) per i convertiplani. Lo svantaggio di questa soluzione è che in questi tipi di rotori si sviluppano sulle pale, specie in manovra, forze dinamiche nel piano molto elevate. La possibilità di impiegare rotori con articolazioni non rigide nel piano potrebbe comportare la riduzione di tali forze con la conseguente diminuzione dei requisiti di resistenza, e quindi di peso, per le pale e la piastra di collegamento (hub). Per lo stesso motivo, già negli elicotteri, questo è stato già fatto. Ovviamente per ottenere questo risultato anche nel caso dei convertiplani è necessario trovare il modo di aumentare la velocità critica di flutter. In rif. [46] sono riportati i risultati di uno studio

sperimentale condotto utilizzando il modello del WARST di NASA Langley, già citato in precedenza, e la soluzione trovata, basata sull'impiego di un sistema di controllo attivo, sembra interessante in termini di mantenimento e/o miglioramento delle attuali velocità di flutter e di carichi ridotti sulle pale.

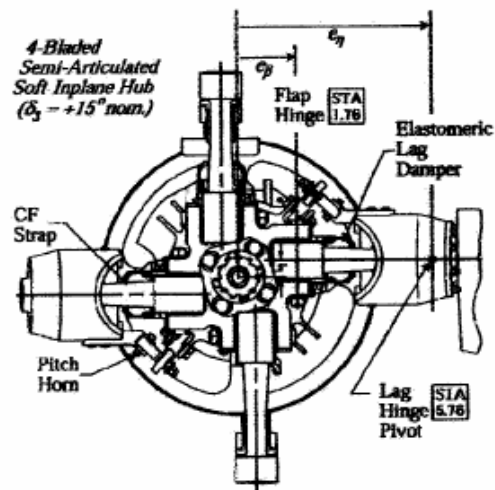


Figura 42 - Mozzo soft-in-plane

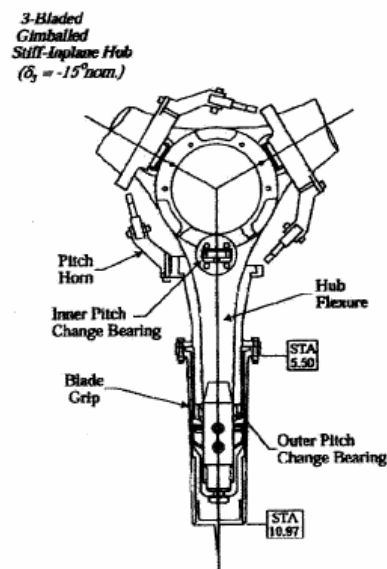


Figure 1: Schematics of the two hub types tested.

Figura 43 - Mozzo stiff-in-plane

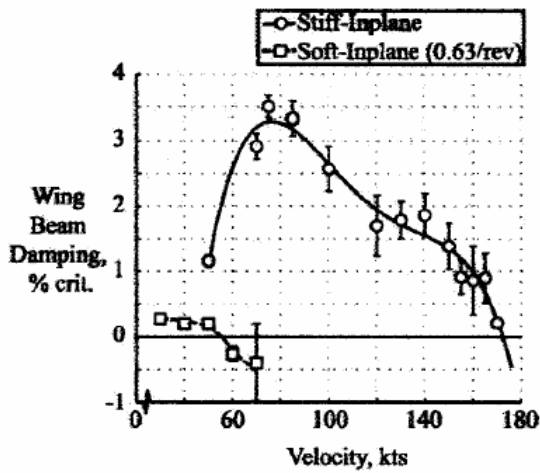


Figure 8: Comparison of wing beam mode damping between the soft-inplane (0.63/rev damper set) and the stiff-inplane rotor systems (742 RPM, off-D/S, windmilling).

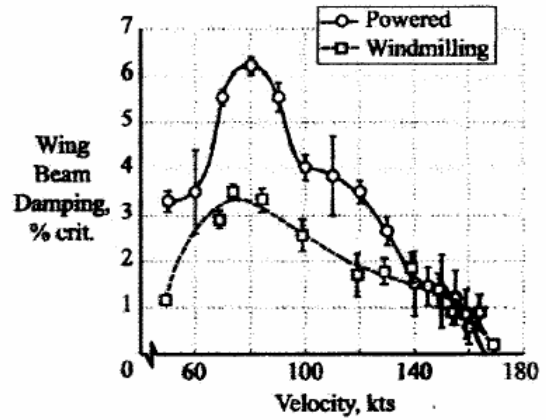


Figure 10: Comparison of wing beam mode damping between the windmilling and powered conditions for the stiff-inplane rotor system (742 RPM, off-D/S).

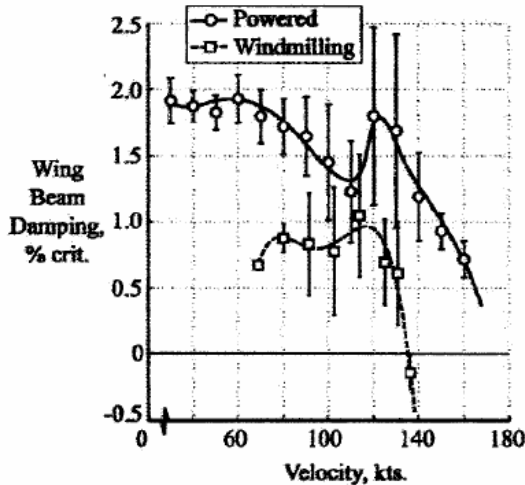


Figure 9: Comparison of wing beam mode damping between the windmilling and powered conditions for the soft-inplane rotor system (0.63/rev damper set, 742 RPM, on-D/S).

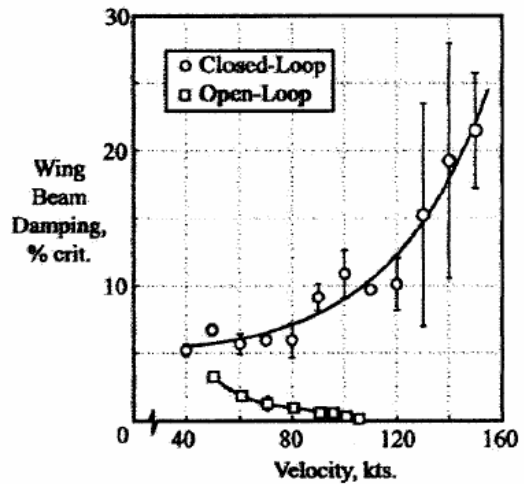


Figure 11: Effect of GPC active stability augmentation on wing beam mode damping for the stiff-inplane rotor system (742 RPM, off-D/S).

Figura 44 - Confronto mozzi soft-in-plane e stiff-in-plane ed effetto di un controllo attivo sul flutter

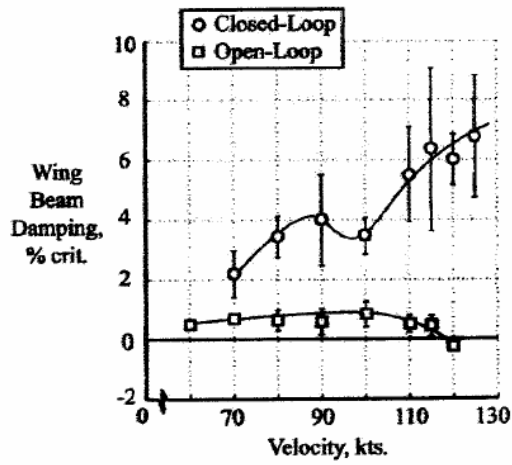


Figure 12: Effect of GPC active stability augmentation on wing beam mode damping for the soft-inplane rotor system (742 RPM, on-D/S, wind-milling, 0.63/rev damper set).

Figura 45 - Effetto sul flutter di un controllo attivo per soluzione con mozzo soft-in-plane

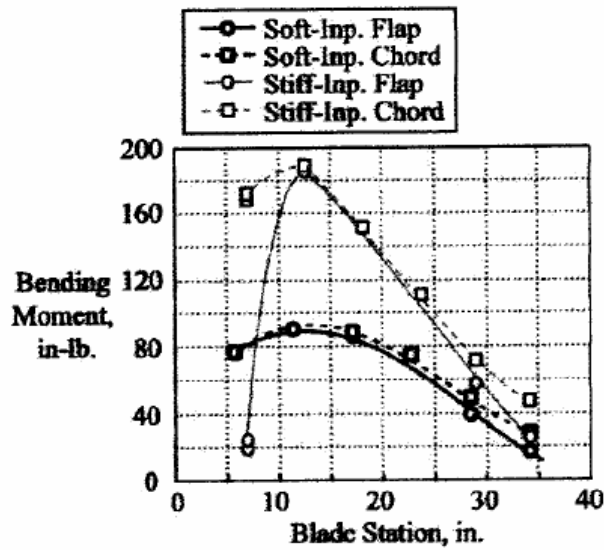


Figure 13: Effect of hub type on rotor dynamic loads (half-peak).

Figura 46 - Effetto del tipo di mozzo su carichi dinamici agenti sul rotore

Ovviamente nel presente lavoro non si vuole trattare in maniera esaustiva tutte le problematiche già risolte e/o gli aspetti critici che ancora restano da risolvere relativamente al comportamento aeroelastico dei convertiplani, ma sicuramente si è avuto modo di delineare quello che è lo stato dell'arte di questo problema.

E' opportuno inoltre puntualizzare un ultimo aspetto del problema, strettamente connesso *agli aspetti certificativi del convertiplano BA-609*.

Questo velivolo, così come il suo predecessore ed ispiratore, l' XV-15, così come il fratello maggiore, il V-22 Osprey, come si è avuto modo di chiarire, non presenta aspetti critici irrisolti rispetto al comportamento aeroelastico, questo dal punto di vista del progetto e della funzionalità intrinseca del velivolo.

Ma come è ben noto a chi si interessa di certificazione, questo non significa che il velivolo può essere certificato dal punto di vista del flutter.

Tenuto conto che si tratta di velivoli che devono soddisfare sia quelle che sono le norme valide in campo elicotteristico, che quelle valide nel campo velivolistico e che al momento non esiste nessun velivolo di questo tipo già certificato, è molto probabile che la definizione di quelli che dovranno essere i requisiti di rispondenza al flutter, presenterà qualche problema.

Così come nel campo puramente velivolistico perché sia soddisfatta la normativa deve essere verificata la possibilità che in occasione di un singola failure (inconveniente), il comportamento aeroelastico del velivolo continua ad essere garantita. Si è avuto modo di verificare la estrema dipendenza della velocità critica di flutter da alcuni dettagli e/o scelte relative all'articolazione ed al controllo. Ebbene dovrà essere verificato che in presenza di qualche difetto, le prestazioni del velivolo da questo punto di vista non vengano a peggiorare in maniera operativa.

Capitolo 4

L'analisi aeroelastica agli elementi finiti con il codice MSC/Nastran

Questo capitolo descrive in dettaglio il metodo agli elementi finiti applicato all'analisi aeroelastica così come implementato nel codice di calcolo MSC/Nastran. A partire dalla definizione delle equazioni di base si entra nel dettaglio delle successive operazioni di calcolo effettuate. Tale studio ha consentito di individuare le matrici sulle quali agire per aggiungere gli effetti prodotti dalla rotazione di un rotore accoppiato all'ala e soprattutto acquisire gli strumenti di programmazione DMAP necessari a fare ciò.

4.1 Generalità

Il codice MSC.Nastran oltre all'analisi strutturale statica e dinamica consente di effettuare l'analisi aeroelastica. In particolare esso opera nelle seguenti fasi:

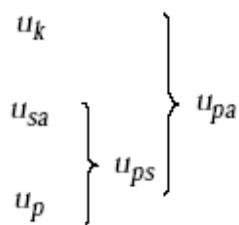
- Generazione dei grid aerodinamici
- Computazione delle matrici aerodinamiche
- Connessione, mediante interpolazione, tra grid aerodinamici e grid strutturali
- Soluzione delle equazioni per aeroelasticità statica, flutter, risposta aeroelastica dinamica, design sensitivity analysis, Optimization a seconda dei casi.

Le equazioni sono risolte per mezzo di quattro moduli DMAP dedicati: uno per l'aeroelasticità statica, uno per l'analisi modale di flutter con i metodi K, KE e PK, uno per la risposta aeroelastica dinamica e uno per l'analisi di *design sensitivity and optimization*.

Così come l'analisi strutturale, l'analisi aeroelastica è basata su un approccio agli elementi finiti. Il velivolo viene modellato attraverso elementi finiti strutturali ed elementi finiti aerodinamici rappresentati, questi ultimi, da strisce o pannelli su cui agiscono le forze aerodinamiche. Essi devono essere organizzati in array ordinati seguendo delle regole precise a seconda del metodo usato. Ad esempio nel Doublet Lattice Method, come si vedrà meglio in dettaglio nel seguito, sono organizzati in array di pannelli trapezoidali con i lati disposti parallelamente alla direzione della corrente indisturbata.

Un elemento finito è definito dalla propria geometria mentre il suo moto è descritto dai gradi di libertà associati ai relativi grid point. I grid point aerodinamici sono posizionati diversamente a seconda del metodo impiegato.

Nel caso di aeroelasticità dinamica i gradi di libertà sono definiti dal Nastran nel modo seguente:



u_k Aerodynamic Box and Body Degrees of Freedom

u_{sa} Permanently Constrained Degrees of Freedom associated with Aerodynamic Grid Points

u_p Physical Degrees of Freedom

Nel caso di aeroelasticità statica invece sono:

u_a Structural analysis set

u_x Aerodynamic “extra” points esati per descriver le deflessioni di superfici aerodinamiche di controllo e moti di corpo rigido complessivi, es.: angolo d’attacco o accelerazione angolare di rollio

Infine si indica con j-set il set di punti di controllo sugli elementi finiti aerodinamici nei quali viene computato il downwash. Tali punti sono diversamente ubicati a seconda del metodo utilizzato. In generale tuttavia con il pedice j si indicano le matrici aerodinamiche non definite dall’utente.

Inoltre poiché i grid strutturali solitamente non coincidono con quelli aerodinamici è necessario operare una interpolazione tra essi. Tale operazione è molto importante in quanto consente di definire gli elementi finiti strutturali e quelli aerodinamici in maniera completamente indipendente gli uni dagli altri.

Forze aerodinamiche instazionarie si generano allorché la struttura immessa nel flusso aerodinamico si deforma o nel caso in cui ci si muova in una atmosfera turbolenta nel qual caso il flusso è esso stesso instazionario.

Nel primo caso si definisce una opportuna matrice che relaziona le forze agenti sulla struttura alle deformazioni della stessa. I metodi di soluzione basati sull’interazione aerodinamica degli elementi finiti aerodinamici (come il DLM) sono relativi al solo caso di moto stazionario sinusoidale. Poiché vi è uno sfasamento tra i moti e le forze, gli elementi delle matrici sono numeri complessi.

Tali matrici dipendono dalla frequenza ridotta (k^1) e dal numero di Mach (M) e nei metodi basati sull’interazione aerodinamica sono molto pesanti da calcolare. Per questo motivo esse sono calcolate per un numero ridotto di parametri k e M e poi i risultati ottenuti vengono interpolati per includere un gran numero di parametri k e M. Ciò è svolto dal codice automaticamente.

L’analisi di sensitivity aeroelastica consiste nel valutare l’influenza che la variazione di certi parametri strutturali quali l’area degli elementi oppure il loro spessore ha ad esempio sulle derivate di stabilità. Tale analisi risulta particolarmente utile se

¹ $k = \omega c / 2V$

opportunamente accoppiata ad una ottimizzazione. In tal caso è l'utente dall'esterno a selezionare gli obiettivi da perseguire quali ad esempio ottenere il minimo peso possibile oppure evitare che vi sia flutter all'interno dell'involucro operativo del velivolo, mentre il codice effettuerà le opportune modifiche al progetto allo scopo di raggiungerli.

Il codice MSC.Nastran utilizza sei diverse teorie per l'analisi aeroelastica:

1. Doublet Lattice Method (DLM) per il moto subsonico
2. ZONA51 per il moto supersonico
3. DLM+slender body theory per tenere conto dell'interferenza wing-body
4. Mach Box Method
5. Strip Theory
6. Piston Theory.

Per i nostri scopi prenderemo in esame con maggiore dettaglio le teorie 1 e 3.

Nei paragrafi che seguono daremo una descrizione generale della teoria per poi descriverne la specifica applicazione nel codice MSC.Nastran.

4.2 Il Doublet Lattice Method (DLM): Teoria

Il Doublet Lattice Method si basa sulla teoria linearizzata del potenziale aerodinamico. Il flusso indisturbato è uniforme e può essere stazionario o variabile armonicamente. Il DLM è un'estensione del Vortex Lattice Method.

Il DLM è un metodo a pannelli per il calcolo dei carichi aerodinamici relativamente veloce e semplice paragonato ai più moderni metodi a pannelli instazionari o alla soluzione diretta delle equazioni di Navier-Stokes. Il suo impiego è pienamente giustificato nelle fasi preliminari di progettazione di un velivolo in cui è necessario un calcolo rapido dei suddetti carichi e in cui l'accuratezza della geometria nonché della distribuzione di masse e rigidità è piuttosto bassa.

Albano, Rodden, Giesing e Kalman hanno sviluppato il DLM attorno al 1965. Il metodo consiste nel dividere la superficie portante in un certo numero di pannelli

(elementi finiti aerodinamici). I pannelli sono disposti allineati alla direzione della corrente libera che può essere stazionaria o instazionaria armonicamente. Su ogni pannello è posta una distribuzione di doppiette (potenziale di accelerazione), equivalente ad un salto di pressione tra dorso e ventre del pannello stesso. Ciascuna doppietta è di intensità oscillante ed incognita disposta sulla linea posta ad $\frac{1}{4}$ della corda. Ogni elemento ha inoltre un punto di controllo (collocation point) posto a metà della linea posta a $\frac{3}{4}$ della corda in cui viene computato il downwash normale al pannello o normalwash (vedi figure sotto). Il normalwash indotto su un pannello è dato dal contributo di tutti i pannelli. Tale normalwash viene posto uguale ad un normalwash assegnato, per esempio dovuto all'oscillazione elastica della struttura stessa. Scrivendo queste equazioni per tutti i pannelli del modello, si ottiene un set di equazioni algebriche. La risoluzione di queste equazioni consente il calcolo delle intensità delle doppiette e quindi il calcolo del salto di pressione attraverso la superficie portante. L'integrazione di dette pressioni sulla superficie consente il calcolo delle forze aerodinamiche e dei coefficienti aerodinamici del velivolo.

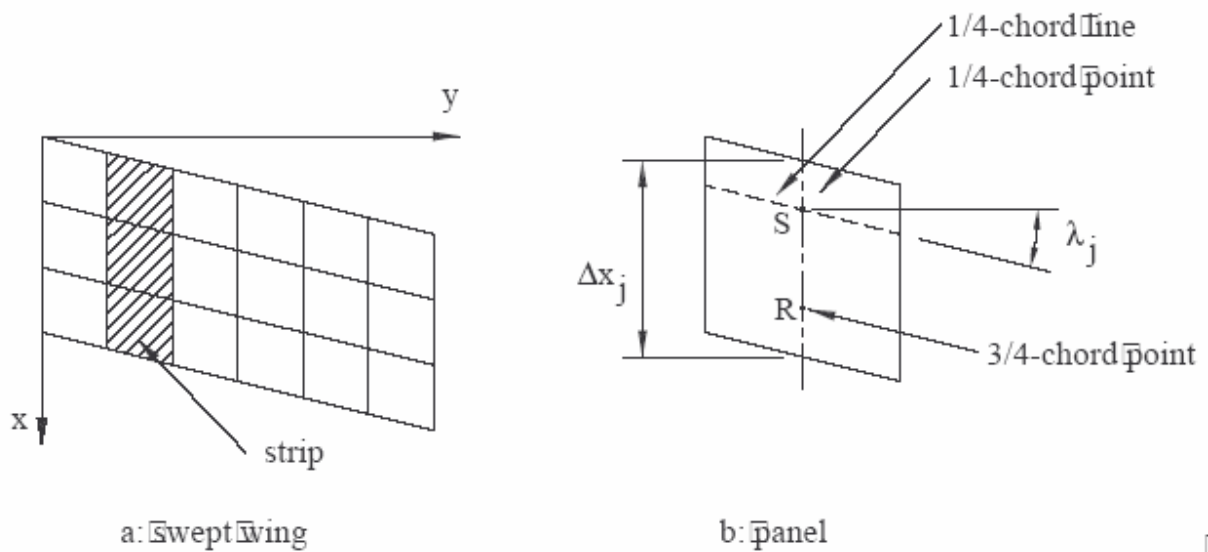


Figura 47 –Superficie portante rappresentata da pannelli quadrilateri

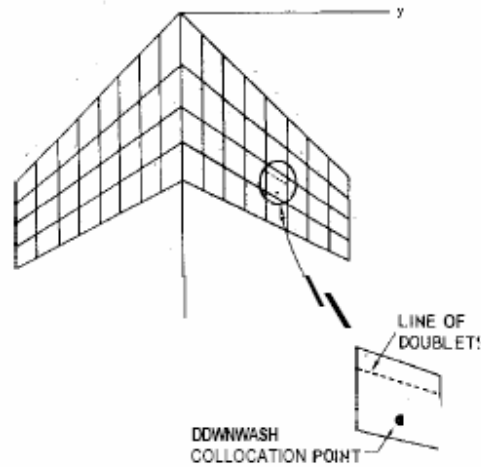


Figura 48 – Schematizzazione alla base del Doublet Lattice Method (DLM)

Nell'ambito di validità della teoria linearizzata si può ottenere una espressione che mette in relazione la velocità normale indotta sul pannello (normalwash) alla differenza di pressione attraverso la superficie del pannello stesso[1],[3]:

$$w(x, y, z) = \frac{1}{8\pi} \iint \Delta C_p(\xi, \delta) K(x, y, z, k, M; \xi, \delta) d\xi d\delta \quad (4.1)$$

che è in generale un termine complesso in cui:

$$\bar{w}(x, y, z, t) = \text{Re} \left[w(x, y, z) \cdot e^{i\omega t} \right] \quad (4.2)$$

e

$$\bar{p}(x, y, z, t) = \frac{1}{2} \rho U^2 \cdot \text{Re} \left[\Delta C_p(x, y, z) \cdot e^{i\omega t} \right] \quad (4.3)$$

La condizione di tangenza del flusso può essere posta pari a:

$$w(x, y, z) = \frac{d}{dx} h(x, y, z) + i \frac{k}{l} h(x, y, z) \quad (4.4)$$

in cui $h(x,y,z)$ è il modo di deformazione della superficie misurato ortogonalmente alla superficie stessa. Assegnando $h(x,y,z)$ e eguagliando la (1) e la (4) si ottiene un'equazione integrale nell'incognita intensità di pressione $\bullet C_p$ (Salto di pressione attraverso la superficie del pannello diviso la pressione dinamica q della corrente indisturbata).

Come si vede dalla (4) la condizione al contorno è costituita da un termine reale ed uno immaginario. Il termine immaginario identifica la condizione di instazionarietà e in particolare l'effetto di ritardo ad essa connesso.

Nel caso stazionario invece la distribuzione portante e la sua scia può essere ugualmente ben rappresentata da uno sheet di doppiette di potenziale di velocità anziché accelerazione e in tal caso la differenza di pressione attraverso i pannelli portanti è proporzionale alla derivata delle doppiette lungo la direzione della corrente.

Nel caso in cui l'intensità delle doppiette è posta costante, lo sheet di doppiette può essere sostituito da un vortice a staffa e il salto di pressione diviene proporzionale all'intensità di tali vortici.

Quindi la determinazione della funzione $\bullet C_p$ sia per il caso stazionario che per quello instazionario, si riduce al calcolo di un certo numero di costanti rappresentanti le intensità delle linee di doppiette o dei vortici a staffa a seconda dei casi.

Infatti, ritornando al generico caso instazionario, sostituendo lo sheet di doppiette con un sistema di pannelli e linee di doppiette la (1) si riduce a:

$$w(x, y, z) = \sum_{j=1}^n \frac{1}{8\pi} \Delta C_p^j \Delta x^j \cdot \cos \lambda^j \cdot \int_0^{l_j} K(x_i, y_i, z_i, k, M; \mu) \partial \mu \quad (4.5)$$

in cui μ è la variabile di integrazione lungo la linea di doppiette posta sul j -simo pannello e dove K è la funzione di kernel che dipende dalla geometria, dalla frequenza ridotta e dal numero di Mach.

Ponendo

$$D_{ij} = \frac{\Delta x^j \cdot \cos \lambda^j}{8\pi} \int_0^{l_j} K(x_i, y_i, z_i, k, M; \mu) d\mu. \quad (4.6)$$

il set di equazioni lineari diviene:

$$w(x_i, y_i, z_i) = \sum_{j=1}^n D_{ij} \cdot \Delta C_p^j \quad (4.7)$$

Ritroviamo in questo modo esattamente la forma generale espressa nella (13) secondo il formalismo matriciale utilizzato dal codice MSC.Nastran.

Per risolvere il sistema algebrico (7) è necessario, è bene sottolinearlo, invertire una matrice piena antisimmetrica e complessa per quanto sopra detto.

Dal calcolo dei coefficienti di salto di pressione ΔC_p si possono calcolare i coefficienti di portanza e momento con le seguenti formule [3]:

$$k(y) = \frac{\int_{x_i}^{x_t} \Delta C_p \cdot dx}{\pi(x_t - x_i)} \approx \frac{\sum_j \Delta C_p^j \cdot \Delta x_j}{\pi(x_t - x_i)} \quad (4.8)$$

per il coefficiente di portanza,

$$m(y) = 2 \frac{\int_{x_i}^{x_t} \Delta C_p \cdot (x - x_{c/4}) \cdot dx}{\pi(x_t - x_i)^2} \approx 2 \frac{\sum_j \Delta C_p^j \cdot \Delta x_j \cdot (x_j - x_{c/4})}{\pi(x_t - x_i)^2} \quad (4.9)$$

per il coefficiente di momento,

$$r(y) = \frac{\int_{x_h}^{x_t} \Delta C_p \cdot dx}{\pi(x_t - x_i)} \approx \frac{\sum_k \Delta C_p^k \cdot \Delta x_k}{\pi(x_t - x_i)} \quad (4.10)$$

per il coefficiente di portanza della superficie di controllo e

$$n(y) = 2 \frac{\int_{x_i}^{x_t} \Delta C_p \cdot (x - x_{c/4}) \cdot dx}{\pi(x_t - x_i)^2} \approx 2 \frac{\sum_k \Delta C_p^k \cdot \Delta x_k \cdot (x_k - x_h)}{\pi(x_t - x_i)^2} \quad (4.11)$$

per il coefficiente di momento della superficie di controllo.

Per calcolare i coefficienti di forza generalizzata aerodinamica si può utilizzare la formula seguente in cui (j) ed (i) sono i numeri identificativi dei modi di deflessione.

$$Q_{ij} = -\frac{1}{l_s^2} \iint_O \Delta C_p^{(j)} \cdot f^{(i)} \cdot dx dy \approx -\frac{1}{l_s^2} \sum_{k=1}^n \Delta C_p^{(j)} \cdot W_j \cdot f_k^{(i)} \cdot O_k \quad (4.12)$$

in cui:

l = semiapertura di riferimento

s = semicorda di riferimento

W_j = Fattore di scala (opzionale)

$f_k^{(i)}$ = deflessione nel modo i-simo del punto di mezzo a $\frac{1}{4}$ della corda del pannello k-simo

O_k = Area del pannello k-simo.

4.3 Il DLM nel codice MSC/Nastran

Il metodo, descritto in termini teorici generali nel paragrafo precedente, nel codice MSC.Nastran è tradotto nella scrittura delle seguenti tre equazioni matriciali fondamentali:

$$\{w_j\} = [A_{jj}] \cdot \{f_j / q\} \quad (4.13)$$

$$\{w_j\} = [D_{jk}^1 + ikD_{jk}^2] \cdot \{u_k\} + \{w_j^s\} \quad (4.14)$$

$$\{P_k\} = [S_{kj}] \cdot \{f_j\} \quad (4.15)$$

dove:

w_j downwash

w_j^s static aerodynamic downwash; esso include, principalmente, la distribuzione statica di incidenze dovuta ad esempio ad un angolo d'attacco iniziale, curvature o svergolamento

f_j pressione sul pannello j

q pressione dinamica di volo

k frequenza ridotta, $k = \omega \cdot b / V$ in cui ω è la frequenza angolare, b è la semicorda di riferimento, e V è la velocità della corrente indisturbata

$A_{jj}(m, k)$ matrice dei coefficienti di influenza aerodinamici, funzione del numero di Mach (m), e della frequenza ridotta (k)

u_k, P_k spostamento e forze sui grid point aerodinamici

D_{jk}^1, D_{jk}^2 parte reale e immaginaria della matrice di derivate sostanziali, rispettivamente (adimensionali)

S_{kj} matrice d'integrazione

La (13) è la relazione che consente il calcolo del downwash nel punto di controllo del pannello aerodinamico j in funzione della pressione agente sul pannello stesso f_j . Essa non è altro che la (5) scritta in forma matriciale.

La (14) è la condizione al contorno, nello specifico la relazione che serve ad imporre l'uguaglianza del downwash sul generico pannello al moto del pannello stesso. E' costituito da un termine reale ed un termine immaginario dipendente dalla frequenza ridotta k ed esprime lo sfasamento (ritardo) tra spostamento e downwash prodotto. Nella (14) compare infine un downwash costante w_j^g .

La (15) è l'operazione di integrazione delle pressioni aerodinamiche per ottenere forze e momenti agenti sui singoli pannelli.

Le equazioni precedenti possono essere riarrangiate conducendo alla definizione della seguente *Matrice dei Coefficienti di Influenza Aerodinamica*:

$$[Q_{kk}] = [S_{kj}] \cdot [A_{jj}]^{-1} [D_{jk}^1 + ikD_{jk}^2] \quad (4.16).$$

In tutti i metodi il codice Nastran esegue il calcolo delle matrici S e D a valori di k e M fissati dall'utente. Il DLM inoltre esegue il calcolo della matrice di influenza A . Alla fine il codice assembla la matrice di influenza aerodinamica suddetta.

4.4 L'interferenza wing-body in campo subsonico

Il codice MSC.Nastran consente di tenere conto dell'interferenza wing-body accoppiando al DLM il metodo delle immagini e la teoria dei corpi sottili (Slender Body Theory-SBT) [Giesing, Kalman and Rodden 1972°, 1972b e 1972c].

Il DLM è utilizzato per la modellazione delle superfici portanti interferenti mentre la SBT è impiegata per il calcolo delle caratteristiche di portanza di ciascun corpo sottile (nacelle, fusoliera, pod esterni etc.). L'interferenza primaria wing-body è modellata mediante un sistema di immagini dei vortici liberi di estremità e doppiette del DLM all'interno di una regione di interferenza che circonda ciascun corpo sottile.

L'interferenza secondaria wing-body prodotta dai vortici attaccati e dalle doppiette è invece modellata con una linea di doppiette posta sull'asse longitudinale di ciascun corpo sottile.

Imponendo le condizioni al contorno di flusso nullo attraverso le superfici portanti dei corpi sottili, si ricavano le equazioni esprimenti le forze portanti sulle superfici dei corpi nonché le forze longitudinali e laterali sui corpi in termini di normalwash sulla combinazione wing-body.

Il metodo consente il calcolo delle forze di pressione sulle superfici portanti e sui corpi in funzione del loro moto. Il velivolo è quindi idealizzato modellando le ali e i corpi. I primi sono modellati, come detto attraverso dei pannelli (box) portanti, i secondi attraverso elementi di due tipi: "slender" body che simulano il corpo vero e proprio e "interference" body che simulano l'interferenza dei corpi con altri corpi o con le superfici portanti.

Tali elementi possono avere il grado di libertà verticale, laterale o entrambi.

Il calcolo è effettuato mediante l'introduzione di opportune singolarità e rispettive immagini. Le singolarità possono essere di due tipi: "forces", utilizzate ad esempio per i pannelli portanti ed equivalenti a linee di doppiette poste ad $\frac{1}{4}$ della corda di ciascun pannello. Gli interference body utilizzano invece le doppiette "duoblets" mentre gli "slender" body utilizzano entrambi i tipi di singolarità.

Mettendo in relazione il downwash con le suddette distribuzioni di singolarità, possiamo scrivere:

$$\begin{Bmatrix} w_w \\ 0 \\ w_s \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{ww} & A_{wI} & A_{ws} \\ A_{Iw} & A_{II} & A_{Is} \\ 0 & 0 & A_{ss} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} f_w / \bar{q} \\ \mu_I \\ \mu_s \end{Bmatrix} \quad (4.17)$$

in cui

w_w = downwash del pannello (wing box) a $\frac{3}{4}$ della corda

w_s = downwash per gli elementi slender body

f_w = pressioni concentrate lungo $\frac{1}{4}$ della corda del pannello

μ_I = acceleration potential interference doublets

μ_s = acceleration potential slender element doublets.

Inoltre si hanno le seguenti definizioni:

$$\begin{bmatrix} A_{ww} & A_{wI} \\ A_{Iw} & A_{II} \end{bmatrix} = [DT] \quad (4.18)$$

$$\begin{bmatrix} A_{ws} \\ A_{Is} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} DZ \\ DY \end{bmatrix} \quad (4.19)$$

$$A_{ss} = D2D^{-1} \quad (4.20)$$

Quest'ultima è una matrice diagonale definite come segue:

$$D2D = \begin{cases} 2\pi a_0^2(1 + AR) \text{ for vertical motion} \\ 2\pi a_0^2 AR(1 + AR) \text{ for lateral motion} \end{cases} \quad (4.21)$$

con $AR = \text{altezza body/larghezza body}$.

La relazione tra forze e singularità è invece la seguente:

$$\begin{Bmatrix} P_w \\ P_s \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{ww} & 0 & 0 \\ S_{sw} & S_{sl} & S_{ss} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} f_w \\ \mu \vec{Iq} \\ C_{sq} \end{bmatrix} \quad (4.22)$$

in cui:

$P_w =$ Forza sul pannello

$P_s =$ Forza sul body element

$C_s =$ Forze sullo slender element per unità di lunghezza diviso la pressione dinamica

$[S_{ww}] =$ Aree dei pannelli (matrice diagonale)

$[S_{sw} \ S_{sl} \ S_{ss}] = [BFS]$ (riorganizzata per righe)

$S_{ss} = \bullet_x =$ lunghezza del body element

Le matrici nella (17) e nella (22) includono le immagini delle sorgenti prodotte dal piano di simmetria.

Vale inoltre la seguente relazione relativa ai corpi sottili:

$$C_s(x) = \left(\frac{d}{dx} + i \frac{\omega}{U} \right) \mu_s(x) \quad (4.23)$$

con

$C_s(x)$ = portanza per unità di lunghezza/pressione dinamica (che ha unità di lunghezza)

$\mu_s(x)$ = velocity potential doublet strength per unità di lunghezza/velocità della corrente libera (che ha unità di lunghezza al quadrato)

x = coordinate lungo la linea di corrente

ω/U = frequenza ridotta unitaria (che ha dimensione di una lunghezza a meno uno).

Gli elementi costituenti il vettore $\{C_s\}$ sono i $C(x_{center})Dx$. Quelli di $\{\mu_s\}$ sono $\mu(x_{center})$.

Quindi gli elementi di $\{C_s\}$ sono calcolati mediante la

$$C_s = \Delta x \left[\left(\frac{d}{dx} + i \frac{\omega}{U} \right) \mu_s(x) \right]_{x = x_{center}} \quad (4.24)$$

e

$$\mu_s(x) = (SB)w_s(x) \quad (4.25)$$

con

$$(SB) = \begin{cases} 2\pi a_0^2(1 + AR) & \text{for vertical motion} \\ 2\pi a_0^2 AR(1 + AR) & \text{for lateral motion} \end{cases}$$

dove:

ws = downwash (adimensionale)

ao(x) = semilarghezza del corpo (raggio)

AR = altezza corpo/larghezza corpo

Otteniamo quindi una relazione tra i vettori $\{C_s\}$ e $\{\mu_s\}$ espressa per mezzo della matrice [G]:

$$\{C_s\} = [G] \cdot \{\mu_s\} \quad (4.26)$$

che sostituita nella (22) consente di scrivere:

$$\begin{Bmatrix} f_w \\ f_s \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} S_{ww} & 0 & 0 \\ S_{sw} & S_{sI} & S_{ss} G \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} C_w \\ \mu_I \\ \mu_s \end{Bmatrix} = [S_{kj}] \{P_j\} \quad (4.27)$$

Anche in questo caso quindi possiamo ritrovare una struttura delle equazioni matriciali analoga a quella descritta dalle (13),(14) e (15) del precedente paragrafo.

4.5 Correzioni all'aerodinamica con dati sperimentali

E' possibile correggere i calcoli aerodinamici tenendo conto di risultati sperimentali mediante la definizione da parte dell'utente di una opportuna matrice di coefficienti correttivi. Infatti essendo:

$$\{f_j\} = \bar{q} [A_{jj}]^{-1} \{w_j\} \quad (4.28)$$

sostituendo nella (15) del paragrafo 3:

$$\{P_k\} = [W_{kk}][S_{kj}]\{f_j\} + \bar{q}[S_{kj}]\left\{f_j^e / \bar{q}\right\} \quad (4.29)$$

in cui:

$[W_{kk}]$ = Matrice di fattori correttivi empirici che hanno lo scopo di “tarare” la portanza e momento di ciascun pannello per farla coincidere con i dati sperimentali per variazioni di incidenza.

$\{f_j^e / \bar{q}\}$ = vettore di coefficienti di pressione sperimentali a date incidenze di riferimento (es. angolo d’attacco nullo) per ciascun elemento aerodinamico.

I termini correttivi suddetti sono inseriti nel file di input Nastran usando il DMI bulk data.

4.6 Interpolazione dei grid strutturali e grid aerodinamici

I grid strutturali e quelli aerodinamici sono interconnessi mediante un’operazione di interpolazione spline. Tale operazione consente di definire i due gruppi di grid suddetti in maniera indipendente gli uni dagli altri e ciò consente una modellizzazione strutturale ed aerodinamica migliore.

Esistono tre metodi distinti di interpolazione che possono però essere usati in maniera combinata su parti distinte di uno stesso modello.

I metodi di interpolazione sono i seguenti:

- linear splines, (generalizzazione della teoria della trave infinita, consente i gradi di libertà torsionale e flessionale)
- surface splines, (basato sulla teoria della piastra infinita)
- interpolazione definite dall’utente.

Per questo terzo metodo di interpolazione la forma più semplice è quella costituita dalla scrittura di una semplice equazione di vincolo tra i gradi di libertà indipendenti (strutturali) e quelli dipendenti (aerodinamici) del tipo seguente:

$$u_d = \sum_i A_i u_i \quad (4.30)$$

Nella figura seguente si riporta una rappresentazione grafica dei metodi di interpolazione linear e surface.

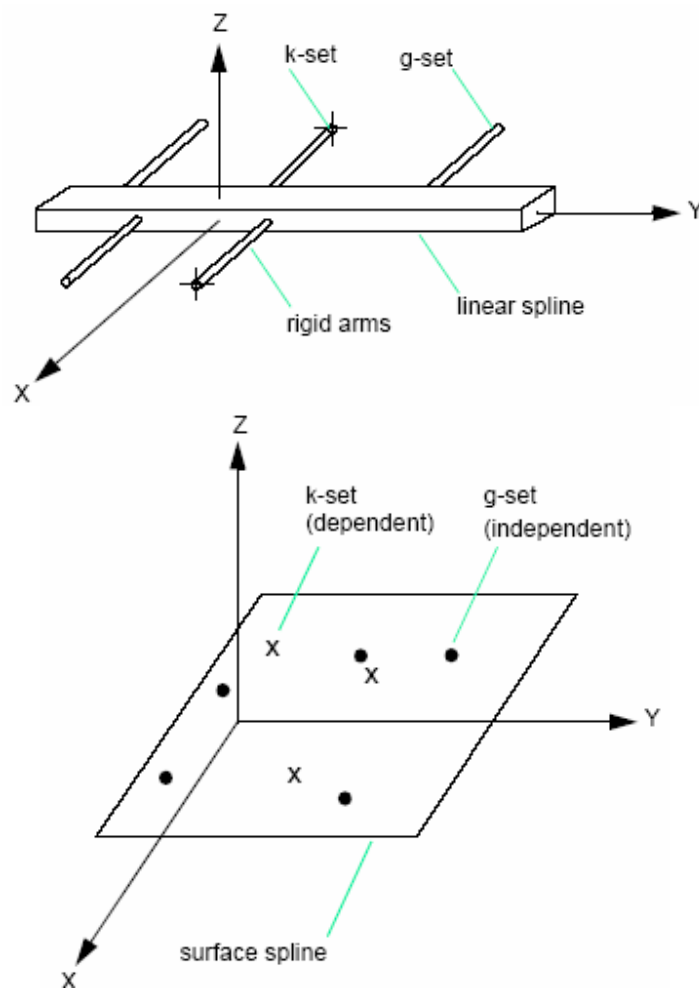


Figura 49 - Linear spline e Surface spline

Sono necessarie due operazioni di interpolazione: la prima tra gli spostamenti dei grid strutturali (gradi di libertà indipendenti) e grid aerodinamici (gradi di libertà dipendenti)

$$\boxed{\{u_k\} = [G_{kg}]\{u_g\}} \quad (4.31)$$

$\{u_g\}$ = gradi di libertà dei grid strutturali

$\{u_k\}$ = gradi di libertà dei grid aerodinamici

$[G_{kg}]$ = matrice di interpolazione

e la seconda che consente il trasferimento delle forze aerodinamiche (agenti sui grid aerodinamici) sui grid strutturali.

Questa seconda trasformazione è molto importante in quanto deve garantire che i due sistemi di forze (quello agente sui grid aerodinamici e quello agente sui grid strutturali), siano “equivalenti strutturalmente” e non staticamente. Equivalenti strutturalmente significa che entrambi i sistemi di forze devono generare la stessa deformazione della struttura.

Imponendo l’uguaglianza dei lavori virtuali compiuti dai due sistemi di forza otteniamo la seconda relazione cercata:

$$\{\delta u_k\}^T \{F_k\} = \{\delta u_g\}^T \{F_g\}$$

$$\{\delta u_g\}^T ([G_{kg}]^T \{F_k\} - \{F_g\}) = 0$$

$$\boxed{\{F_g\} = [G_{kg}]^T \{F_k\}} \quad (4.32)$$

La matrice di interpolazione $[G_{kg}]$ è scritta rispetto ai sistemi di riferimento definiti sulle spline stesse trasformata sul sistema di riferimento globale. Tale matrice viene

poi ridotta alla $[G_{ka}]$ dopo aver applicato le condizioni di vincolo dei multi point constraint, single point constraint e omit constraint.

$[G_{ka}]$ è quindi la matrice finale che coinvolge i grid strutturali e aerodinamici interessati dall'analisi che si vuole effettuare.

4.7 Aeroelasticità statica

L'aeroelasticità statica si occupa dell'interazione tra forze aerodinamiche e forze elastiche strutturali agenti su un velivolo flessibile. In funzione della velocità cambia il carico aerodinamico responsabile della deformazione della struttura portante. Tale deformazione strutturale determina una redistribuzione del carico aerodinamico che genererà una nuova deformazione strutturale e così via fino all'equilibrio.

In questo caso l'equazione generale (14) si scrive nella forma particolareggiata:

$$\{w_j\} = [D_{jk}]\{u_k\} + [D_{jx}]\{u_x\} + \left\{w_j^g\right\} \quad (4.33)$$

in cui

w_j downwash

w_j^g downwash aerodinamico statico iniziale dovuto ad esempio alla distribuzione di incidenze statiche iniziali, curvatura iniziale o svergolamento

u_k spostamento dei grid aerodinamici

u_x spostamento dei "extra point aerodinamici" (tali extra point aerodinamici sono impiegati ad esempio per definire la deflessione delle superfici aerodinamiche di controllo oppure i gradi di libertà totali di corpo rigido).

$D_{jk} = D_{jk}^1$ parte reale della matrice di derivazione sostanziale per gli spostamenti dei grid aerodinamici (la parte immaginaria è ovviamente nulla nel caso di aeroelasticità statica o quasi statica)

$D_{jx} = D_{jx}^1$ parte reale della matrice di derivazione sostanziale per gli spostamenti degli extra point aerodinamici (la parte immaginaria è ovviamente nulla nel caso di aeroelasticità statica o quasi statica).

Le pressioni aerodinamiche si ottengono dalla:

$$\{f_j\} = \bar{q}[A_{jj}]^{-1}\{w_j\} \quad (4.34)$$

mentre le forze dalla:

$$\{P_k\} = \bar{q}[W_{kk}][S_{kj}][A_{jj}]^{-1}\{w_j\} + \bar{q}[S_{kj}]\left\{f_j^e / \bar{q}\right\} \quad (4.35)$$

tenendo conto dell'interpolazione spline tra grid strutturali ed aerodinamici e della riduzione dei gradi di libertà dovuta all'imposizione delle condizioni di vincolo che conducono alla individuazione del numero di gradi di libertà oggetto dell'analisi (a-set), otteniamo la seguente espressione della matrice dei coefficienti di influenza aerodinamica necessaria al calcolo delle forze sui grid strutturali:

$$[Q_{aa}] = [G_{ka}]^T [W_{kk}][S_{kj}][A_{jj}]^{-1}[D_{jk}][G_{ka}] \quad (4.36)$$

e la analoga matrice dei coefficienti di influenza necessaria al calcolo delle forze sui grid strutturali dovute ad una deflessione unitaria degli "extra point" aerodinamici:

$$[Q_{ax}] = [G_{ka}]^T [W_{kk}][S_{kj}][A_{jj}]^{-1}[D_{jx}] \quad (4.37)$$

si ottiene infine l'equazione fondamentale per l'analisi aeroelastica statica scritta per il set di grid da analizzare (a-set) seguente:

$$\boxed{[K_{aa} - \bar{q}Q_{aa}]\{u_a\} + [M_{aa}]\{\ddot{U}_a\} = \bar{q}[Q_{ax}]\{u_x\} + \{P_a\}} \quad (4.38)$$

in cui

K_{aa} matrice di rigidezza strutturale

M_{aa} matrice di massa strutturale

P_a Vettore dei carichi applicati (es., carichi meccanici, termici più i termini aerodinamici dovuti a pressioni o velocità di downwash imposte dall'utente).

In tale equazione in generale è possibile includere i gradi di libertà di corpo rigido del velivolo attraverso il comando Nastran SUPPORT. In tal caso quindi la (38) è partizionata nel modo seguente:

$$\begin{bmatrix} K_{ll}^a & K_{lr}^a \\ K_{rl}^a & K_{rr}^a \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} u_l \\ u_r \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} M_{ll} & M_{lr} \\ M_{rl} & M_{rr} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \ddot{u}_l \\ \ddot{u}_r \end{Bmatrix} = - \begin{bmatrix} K_{lx}^a \\ K_{rx}^a \end{bmatrix} \{u_x\} + \begin{Bmatrix} P_l \\ P_r \end{Bmatrix} \quad (4.39)$$

con

$$[K_{aa}^a] = [K_{aa} - \bar{q}Q_{aa}]$$

$$[K_{ax}^a] = -\bar{q}[Q_{ax}]$$

in cui è possibile identificare i gradi di libertà vincolati (r-set) e quelli liberi utilizzati per la valutazione dei gradi di libertà di corpo rigido (l-set).

4.8 L'analisi di flutter con il software MSC.Nastran

Il flutter è un fenomeno di instabilità aeroelastica dinamica che si ottiene quando lo smorzamento del sistema costituito da struttura e fluido in cui essa si muove, si annulla.

Esistono diversi modi in cui l'analisi di flutter può essere eseguita a seconda dei diversi modi in cui è possibile includere i carichi aerodinamici nelle equazioni interessate.

Esistono fondamentalmente tre diversi metodi di soluzione nel Nastran così definiti:

K-method or American Method: in esso i carichi aerodinamici sono introdotti nelle equazioni dinamiche impiegate per l'analisi di vibrazione come *termini inerziali complessi* e pertanto l'analisi di flutter viene condotta come se fosse un'analisi di vibrazioni coinvolgente l'aritmetica complessa. Contemporaneamente si introduce nelle equazioni uno smorzamento strutturale complesso fittizio, proporzionale alla rigidità, per poter sostenere il moto armonico assunto. L'analisi di flutter diviene quindi un problema agli autovalori doppio in termini di frequenza e velocità risolto iterativamente usando come parametro la frequenza ridotta del moto armonico fino a convergere ad una condizione di equilibrio indifferente (a cui corrisponde una velocità e una frequenza di flutter appunto) alla quale non occorre più alcuno smorzamento artificiale.

Perciò lo smorzamento artificiale non è fisicamente significativo eccetto che a velocità prossime a quelle di flutter.

PK-Method or British Method: in esso i carichi aerodinamici sono introdotti nelle equazioni del moto come rigidità e smorzamenti dipendenti dalla frequenza. Pertanto in questo caso solo leggermente dipendenti dalla frequenza ridotta, a differenza del K-Method in cui i termini inerziali (masse) utilizzati per introdurre i carichi aerodinamici, sono molto più dipendenti dalla frequenza ridotta. Una variante di questo metodo consiste nel trattare i carichi aerodinamici come *molle complesse*. Tale ultimo metodo prende il nome di PK-Method.

KE-Method: E' una variante molto efficiente del K-Method che non prevede il calcolo degli autovettori e non impiega termini di smorzamento viscoso.

Matrici aerodinamiche generalizzate

Connettendo i grid aerodinamici a quelli strutturali ed effettuando una trasformazione in coordinate modali, la matrice dei coefficienti di influenza aerodinamici

$$[Q_{kk}] = [S_{kj}] \cdot [A_{jj}]^{-1} [D_{jk}^1 + ikD_{jk}^2]$$

otteniamo la matrice aerodinamica generalizzata:

$$[Q_{ii}] = [\phi_{ai}]^T [G_{ka}]^T [WTFACT] [Q_{kk}] [G_{ka}] [\phi_{ai}] \quad (4.40)$$

in cui

$[Q_{ii}]$ Matrice Aerodinamica generalizzata

$[\phi_{ai}]$ Matrice di i-set modi relativi ai gradi di libertà del set di analisi a-set

$[G_{ka}]$ Matrice spline ridotta al set di analisi a-set

$[WTFACT]$ Matrice di correzione analoga alla W_{kk} .

Nel caso in cui si vogliono modellare superfici mobili di comando per eseguire un'analisi aeroservoelastica, è necessario inserire gli extra point e-set cioè i gradi di libertà delle superfici di comando.

In tal caso per tali grid è necessario inserire direttamente nel file di input Nastran (DMI entry) le matrici necessarie al calcolo del downwash nonché al calcolo della matrice aerodinamica generalizzata.

$$\{w_j\} = [D1JE + ik D2JE] \{u_e\} \quad (4.41)$$

in cui $\{u_e\}$ è il vettore spostamento degli extra point e D1JE e D2JE le matrici che devono essere inputtate direttamente. $\{w_j\}$ è il downwash corrispondente.

La matrice aerodinamica generalizzata è invece:

$$[Q_{ie}] = [\phi_{ai}]^T [G_{ka}]^T [WTFACT][Q_{ke}] \quad (4.42)$$

in cui

$$[Q_{ke}] = [WTFACT][S_{kj}][A_{jj}]^{-1}[D1JE + ikD2JE] \quad (4.43)$$

Pertanto l'analisi di flutter utilizza la matrice unione:

$$[Q_{hh}] = \begin{bmatrix} Q_{ii} & Q_{ie} \\ 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (4.44)$$

nella quale appare chiaramente che la deflessione dei modi i non producono forze aerodinamiche sugli extra points e la deflessione degli extra point non produce forze aerodinamiche sugli extra point stessi.

In un'analisi di flutter generalmente il calcolo delle matrici aerodinamiche e il successivo assemblaggio delle matrici aerodinamiche generalizzate richiede una porzione significativa delle risorse totali impiegate dal calcolatore per l'esecuzione dell'intera analisi. Tali matrici poi, come detto in precedenza, sono funzioni del numero di Mach e della frequenza ridotta k . Tali matrici infatti sono calcolate a valori discreti del numero di Mach e della frequenza ridotta. Il codice MSC.Nastran esegue quindi una interpolazione delle matrici Q_{hh} . I metodi di interpolazione sono diversi a seconda del metodo di analisi utilizzato: nel metodo K e KE si utilizzano i metodi di interpolazione lineare e di superficie, mentre il metodo PK utilizza un

metodo di interpolazione lineare opportunamente modificato e denominato special linear spline.

Nei paragrafi che seguono analizzeremo con maggiore dettaglio i differenti metodi di soluzione di flutter elencati all'inizio del paragrafo.

4.9 Il metodo K

L'equazione fondamentale per l'analisi modale di flutter con il K-Method è:

$$\left[-M_{hh} \omega^2 + iB_{hh} \omega + (1 + ig)K_{hh} - \left(\frac{1}{2} \rho V^2 \right) Q_{hh}(m,k) \right] \{u_h\} = 0 \quad (4.45)$$

in cui:

M_{hh} Matrice di massa modale, solitamente ma non necessariamente diagonale

B_{hh} Matrice di smorzamento modale

K_{hh} Matrice di rigidità modale, solitamente ma non necessariamente diagonale; può essere complessa (con lo smorzamento strutturale reale); sarà singolare se ci sono modi di corpo rigido

m Numero di Mach

k Frequenza ridotta ($k = c/(2V)$)

c Lunghezza di riferimento

$Q_{hh}(m,k)$ Matrice di forza aerodinamica, funzione di m e k

\bullet Frequenza angolare ($= 2 \bullet f$)

g	Smorzamento strutturale artificiale
\bullet	Densità dell'aria
V	Velocità
u_h	Vettore ampiezza modale, a volte detto anche fattori di partecipazione modale

Come detto al paragrafo precedente nell'equazione del moto della struttura con questo metodo si introduce uno smorzamento artificiale (g) funzione della rigidità strutturale che ha la funzione di sostenere il moto armonico assunto e inoltre la forza aerodinamica è introdotta come termine inerziale complesso. Ciò è più chiaramente osservabile dall'equazione seguente nella quale la forza aerodinamica è stata convertita in una massa equivalente:

$$\left[-\left[M_{hh} + \frac{\rho}{2} \left(\frac{\bar{c}}{2k} \right)^2 Q_{hh}(m, k) \right] \frac{\omega^2}{1+ig} + B_{hh} \frac{i\omega}{\sqrt{1+ig}} + K_{hh} \right] \{u_h\} = 0 \quad (4.46)$$

ottenuta dividendo ambo i membri della (45) per $(1+ig)$ e moltiplicando il termine noto di B_{hh} per $\sqrt{1+ig}$. Il termine riguardante B_{hh} è valido solo in condizioni di flutter per cui $g=0$ in quanto g è lo smorzamento che abbiamo aggiunto in maniera fittizia. La (46) è risolta come un problema agli autovalori per assegnati valori di m , k e \bullet . Sapendo che:

$k = \frac{\omega c}{2V}$, la (46) diviene:

$$\left[\left[\left(\frac{2k}{\bar{c}} \right)^2 M_{hh} + \frac{\rho}{2} Q_{hh}(m, k) \right] \left(\frac{-V^2}{1+ig} \right) + \left(\frac{2k}{\bar{c}} \right) B_{hh} \frac{iV}{\sqrt{1+ig}} + K_{hh} \right] \{u_h\} = 0 \quad (4.47)$$

in cui l'autovalore è:

$$p^2 = \left(\frac{-V^2}{(1 + ig)} \right) \quad (4.48)$$

ovvero:

$$p^2 = V^2 \frac{(1 - ig)}{1 + g^2} = a + ib \quad (4.49)$$

così che:

$$\begin{array}{l} g = -b/a \\ V = \sqrt{\frac{(a^2 + b^2)}{a}} \\ f = \frac{kV}{\pi c} \end{array} \quad (4.50)$$

Il metodo K è un metodo risolutivo iterativo che consente il calcolo di V,g e f per assegnati valori di m,k e •. Riportando su un grafico l'andamento di V in funzione di g è possibile individuare la velocità di flutter come quella velocità in corrispondenza della quale g=0.

4.10 Il metodo KE

Questo metodo è una variante del metodo K. La differenza consiste nel fatto che il termine di smorzamento è completamente trascurato. Ciò comporta una notevole semplificazione nella soluzione e ciò rende tale metodo particolarmente efficiente

consentendo di ricavare un gran numero di punti della curva di stabilità al flutter per un dato costo computazionale. Il trascurare il termine di smorzamento non significa però trascurare lo smorzamento artificiale g che continua, infatti, ad essere presente nel termine inerziale.

Con questo metodo si ottengono curve V-g e V-f estremamente semplici da interpretare in quanto gli autovalori estratti per dati valori di k vengono interpolati a partire da quelli noti e poi successivamente ordinati. L'ordinamento avviene mediante un confronto tra l'autovalore calcolato risolvendo le equazioni e quello calcolato con l'algoritmo di interpolazione.

4.11 Il metodo PK

L'equazione fondamentale per l'analisi modale aeroelastica con il metodo PK è la seguente:

$$\left[M_{hh} p^2 + \left(B_{hh} - \frac{1}{4} \rho \dot{c} V Q_{hh}^I / k \right) p + \left(k_{hh} - \frac{1}{2} \rho V^2 Q_{hh}^R \right) \right] \{ u_h \} = 0 \quad (4.51)$$

in cui:

Q_{hh}^I Matrice di smorzamento modale aerodinamica funzione del numero di Mach (m) e della frequenza ridotta (k). (Parte immaginaria della matrice $Q_{hh}(m,k)$).

Q_{hh}^R Matrice di rigidezza modale aerodinamica funzione del numero di Mach (m) e della frequenza ridotta (k). (Parte reale della matrice $Q_{hh}(m,k)$)

$p = \bullet(\bullet \pm i)$ Autovalore

\bullet Coefficiente di decadimento ($g=2\bullet$).

Vale inoltre la relazione:

$$k = (c/2V)\text{Im}(p) \quad (4.52)$$

La (51) può essere riscritta nello spazio di stato:

$$[A - pI]\{u_h\} = 0 \quad (4.53)$$

In cui la matrice [A] reale è:

$$[A] = \left[\begin{array}{c|c} 0 & I \\ \hline -M_{hh}^{-1} \left[K_{hh} - \frac{1}{2} \rho V^2 Q_{hh}^R \right] & -M_{hh}^{-1} \left[B_{hh} - \frac{1}{4} \rho \bar{c} V Q_{hh}^I / k \right] \end{array} \right] \quad (4.54)$$

mentre $\{u_h\}$ rappresenta adesso sia gli spostamenti che le velocità dei nodi.

Gli autovalori della matrice [A] possono essere sia reali che complessi. Se sono reali essi indicheranno una convergenza o una divergenza come nel caso del modo roll subsidence o una divergenza torsionale. Nel caso di radici reali, lo smorzamento è espresso come coefficiente di decadimento, che è la distanza percorsa (misurata in unità di corda) affinché l'ampiezza si raddoppi o dimezzi:

$$\begin{aligned} g &= 2\gamma \\ &= \frac{2p\bar{c}}{(\ln 2)V} \end{aligned} \quad (4.55)$$

In ogni caso la maggior parte degli autovalori sarà costituita da coppie complesse coniugate. Le soluzioni oscillanti e cioè quando l'autovalore ha anche parte immaginaria e quindi anche $k \neq 0$ (le radici di roll subsidence o divergenza strutturale si ottengono senza alcuna iterazione ponendo $k=0$) è necessario che la (51) e la (52) siano soddisfatte contemporaneamente e ciò richiede una soluzione iterativa.

Sia le soluzioni oscillanti di corpo rigido (corto periodo o Dutch Roll) che non di corpo rigido sono ottenute con il seguente algoritmo.

L'iterazione comincia per $k=0$ (Q_{hh}^R e Q_{hh}^I/k si estrapolano per il valore $k=0$ a partire dai valori noti di $Q_{hh}(m,k)$ per dati valori di m e k).

In generale il generico autovalore si scrive come:

$$p_{rs}^{(j)} = \omega_{rs}^{(j)} (\gamma_{rs}^{(j)} \pm i) \quad (4.56)$$

in cui r denota il modo oscillatorio ordinato per frequenza crescente ($\bullet_{1s} < \bullet_{2s} < \dots$), s denota il numero del modo oscillatorio sotto osservazione e j denota il numero di iterazione cosicché il successivo valore di $k \bullet 0$ sarà:

$$\dot{k}_s^{(j)} = \omega_{ss}^{(j)} \left(\frac{\dot{c}}{2V} \right) \quad (4.57)$$

La stima della prima frequenza ridotta diversa da zero si ottiene ponendo:

$$\dot{k}_1^{(0)} = \omega_{11} \left(\frac{\dot{c}}{2V} \right) \quad (4.58)$$

La convergenza alla prima radice (autovalore soluzione) si ottiene quando:

$$\begin{cases} |k_1^{(j)} - k_1^{(j-1)}| < \varepsilon & \text{for } k_1^{(j-1)} < 1.0 \\ |k_1^{(j)} - k_1^{(j-1)}| < \varepsilon k_1^{(j-1)} & \text{for } k_1^{(j-1)} \geq 1.0 \end{cases} \quad (4.59)$$

in cui \bullet è un valore imposto dall'utente che di default è pari a 0.001. Il valore che è giunto a convergenza si indica con:

$$p_{rs}^{(c)} = \omega_{rs}^{(c)} (\gamma_{rs}^{(c)} \pm i) \quad (4.60)$$

in cui soltanto p_{ss}^c soddisfa entrambe le (51) e (54) o alternativamente le (51) e (52). La ricerca del successivo modo oscillante si ottiene incrementando la s di un'unità e la prima stima della relativa frequenza ridotta è:

$$\dot{k}_s^{(0)} = \omega_{s, s-1}^{(c)} \left(\frac{\bar{c}}{2V} \right) \quad (4.61)$$

l'iterazione si arresta quando è verificata la seguente condizione di convergenza:

$$\left| \dot{k}_s^{(j)} - \dot{k}_s^{(j-i)} \right| < \varepsilon \text{ for } \dot{k}_s^{(j-1)} < 1.0, \text{ or } < \varepsilon \dot{k}_s^{(j-1)} \text{ for } \dot{k}_s^{(j-1)} \geq 1.0 \quad (4.62)$$

dopodiché si procede alla ricerca di tutti gli altri modi che interessano.

Il vantaggio principale del metodo PK è che produce risultati direttamente per fissati valori della velocità, mentre i metodi K e KE necessitano di un processo iterativo per la determinazione della frequenza di flutter. In aggiunta lo smorzamento γ_{ss}^c che si ricava dalla (60) è una stima fisicamente più realistica di quella data dal parametro g degli altri metodi che risulta essere un puro artificio matematico.

4.12 La programmazione DMAP di Nastran e la soluzione di flutter

Il codice MSC/Nastran ha un proprio linguaggio di programmazione denominato DMAP (Direct Matrix Abstraction Program) di alto livello dotato di un compilatore proprio e di regole proprie.

Un programma DMAP è costituito da un insieme di blocchi detti “moduli” ognuno dei quali ha un proprio nome e specifiche funzioni.

Componenti fondamentali del linguaggio DMAP sono:

- Parametri: utili per il controllo del flusso di operazioni svolte dal programma
- Data Blocks: insiemi di dati organizzati in matrici e tabelle

- Istruzioni: con cui si processano parametri e/o data block come dati di input e/o output.

Noi prenderemo in esame le soluzioni aeroelastiche presenti nel codice e in particolare la soluzione di flutter (SOL 145) che è di centrale interesse per la presente attività di ricerca.

Il programma che effettua l'analisi aeroelastica di flutter è, secondo le definizioni date precedentemente, costituito da un programma principale ovvero una subDMAP main driver alla quale sono connesse altre subDMAP e moduli.

Nel caso dell'analisi di flutter la subDMAP main driver è denominata SEFLUTTER ed è rappresentata schematicamente nel diagramma di flusso della figura seguente.

I riquadri rappresentano le subDMAP (nei riquadri evidenziati quelle più importanti) appunto cioè i sottoprogrammi veri e propri mentre gli ovali rappresentano i diversi moduli.

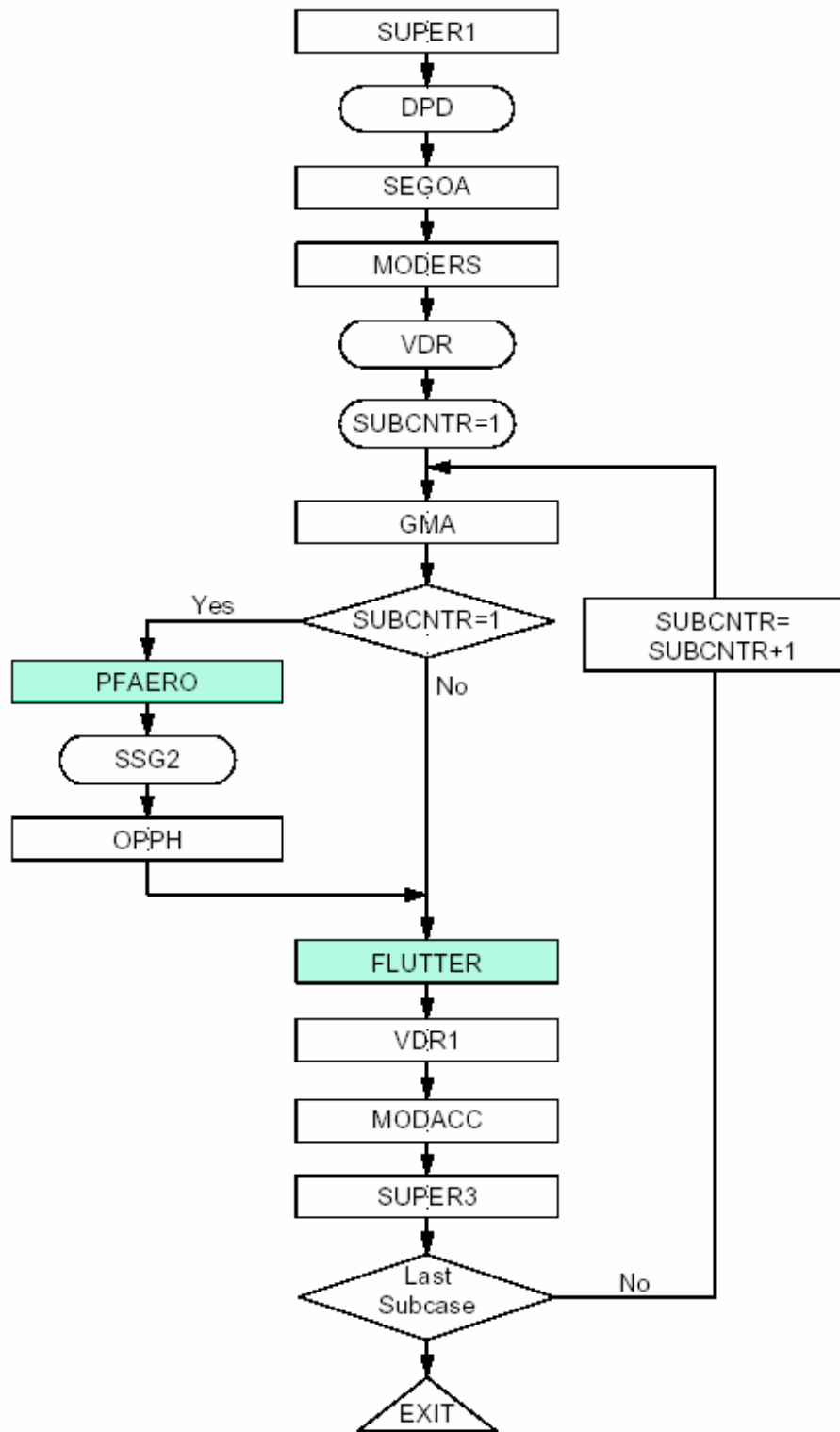


Figura 50 - I moduli e sottomoduli DMAP della SOL 145

Procediamo con una brevissima descrizione dei vari blocchi del diagramma di flusso sufficiente per una rapida comprensione dell'algoritmo di soluzione di flutter.

SUPER1 – processa i file di input per la costruzione delle matrici globali

DPD – Processa i relativi dati dinamici

SEGOA – genera il set di analisi a-set a partire dalle sottomatrici t e q. E' utile nelle operazioni di riduzione dinamica (Generalized Dynamic Reduction)

MODERS – Esegue l'analisi modale

VDR – Acquisisce le richieste di plottaggio

SUBCNTR – Contatore dei sottocasi

GMA – converte le matrici fisiche in coordinate modali

PFAERO – esegue i calcoli aerodinamici preliminari

SSG2 – Modulo dedicato alla riduzione delle matrici. In questo caso è devoluto alla riduzione delle matrici di interpolazione spline (aerodinamica- struttura) dal g-set al a-set.

OPPH – Processa i modi propri per il ricovero dei dati e per i grafici

FLUTTER – esegue l'analisi di flutter

VDR1 – Processa i grafici xy e i set di soluzioni richieste

MODACC – seleziona i vettori per ulteriori postprocessing

SUPER3 – Processa i file di output.

In dettaglio la **subDMAP PFAERO** esegue le seguenti operazioni principali (tra parentesi è riportato il nome dei moduli interessati e in grassetto i passi salienti nel caso di applicazione del DLM che è direttamente di nostro interesse):

1. Legge i dati in input DMI (**DMIN**).
2. Processa il modello geometrico aerodinamico (**APD**)
3. Se ci sono richieste di plottaggio, il modello aerodinamico viene opportunamente processato e plottato (PLOT)
4. Stampa gli USET data, se richiesto (TABPRT)
5. Forma la matrice spline (**GI**)
6. Determina quali metodi sono presenti
7. Se sono richiesti solo risultati instazionari va al punto 20
8. Forma le matrici aeroelastiche statiche che sono solo funzioni della geometria (ADG)
9. Loop sul numero di sottocasi aeroelastici
10. Loop sui diversi numeri di Mach per i diversi sottocasi. Per l'analisi di trim questo numero è uno. Nel caso di analisi di divergenza questo è il numero di numeri di Mach inserito per mezzo del comando DIVERG nel Bulk Data
11. Determina il numero di Mach nel passo corrente (AELOOP)
12. Se i dati aerodinamici sono già presenti per questo numero di Mach va allo step 18

13. Genera le matrici aerodinamiche (**AMG**)
14. Applica i pesi se ci sono $[WSKJ]=[WKK][SKL]$
15. Nel caso di analisi di divergenza è possibile mixare metodi aerodinamici diversi
16. Forma $[QKKS]=[WSKJ][AJJ]^{-1}[DJK]$
17. Forma $[QKX]=[WSKJ][AJJ]^{-1}[DJK]$
18. Prossimo Mach
19. Prossimo sottocaso
20. Se si richiedono solo risultati stazionari va al punto 36
21. Determina se devono essere generate ancora le matrici aerodinamiche
22. Loop sulle coppie di numero di Mach e frequenza ridotta
23. Determina il numero di Mach e la frequenza ridotta
24. Se i dati aerodinamici richiesti sono già presenti va al punto 35
25. Computa le matrici aerodinamiche (AMG)
26. Applica i pesi, se ci sono $[SKJ1]=[WTFAC T][SKJF]$
27. Forma $[DKJB]=[D1JK]+ik[D2JK]$
28. E' possibile mixare diversi metodi aerodinamici

29. Se si impiega la Strip Theory, il Mach Box Method o la Piston Theory va al punto 34

30. Forma $[QKJ]=[AJJ]^{-1}[SKJ1]^T$

31. Forma $[QKK]=[QKJ][DJKB]$

32. Se ci sono matrici di downwash dovute a extra points inserite dall'utente in input, forma $[QKE]=[QKJ][D1JE]+ik[D2JE]$

33. Va allo step 35

34. Forma $[QKK]=[SKJ1][AJJT][DKJB]$

35. Processa la successiva coppia di numeri di Mach e frequenza ridotta

36. Ritorna al main.

Infine in dettaglio la **subDMAP FLUTTER**.

I primi 9 passi sono omessi per brevità perché riguardano la gestione dei sottocasi. Per un maggiore dettaglio si rimanda al Rif.[126].

Procediamo quindi con i punti successivi più significativi e che sinteticamente ci consentono di focalizzare l'attenzione sulle operazioni matriciali effettuate da questa subDMAP.

10. Genera le matrici modali generalizzate ad eccezione delle matrici aerodinamiche (**GMA**)

11. Se non è il primo sottocaso va al punto 16

12. Chiama la subDMAP PFAERO

13. Riduce la matrice spline globale al a-set (**SSG2**)
14. Stampa la matrice di spline se richiesto (MATGPR)
15. Se richiesto chiama la subDMAP OPPH per stampare o plottare gli autovettori dei modi propri incluso gli spostamenti ai grid aerodinamici
16. Chiama la subDMAP FLUTTER
17. Se non è il primo sottocaso va al punto 32
18. Se ci sono extra point aerodinamici estrae le partizioni dalla matrice PHDH corrispondente agli extra point (la matrice PHDH trasforma la matrice dei modi propri dal h-set al d-set laddove il d-set è pari all'insieme dell'a-set e dell'e-set).
19. Forma **$[GPKI]=[GKA][PHAI]$**
20. Determina quali metodi devono essere impiegati (PARAML)
21. Determina se devono essere generate matrici generalizzate (PARAML)
22. Loop sulle coppie di numeri di Mach e frequenza ridotta
23. Setta le coppie di numeri di Mach e frequenza ridotta
24. Forma **$[QKI]=[QKK][GPKI]$** e **$[QII]=[GPKI][QKI]$**
25. Se non ci sono extra point eguaglia **$[QKI]$** e **$[QII]$** a **$[QKH]$** e **$[QHH]$** rispettivamente e va al punto 29
26. Forma **$[QIE]=[GPKI][QKE]$**
27. Forma **$[QHH]$** conglobando **$[QII]$** e **$[QIE]$**

28. Forma [QKH] conglobando [QKI] e [QKE]

29. Congloba [QHH] e [QKH] in [QHHA] e [QKHA] rispettivamente (SDR1)

30. Fine del loop sulle coppe di numeri di Mach e frequenza ridotta

31. Genera le matrici lista [QHHL] e [QKHL] (**MATMOD**)

I successivi punti sono omessi in quanto non significativi per la seguente trattazione che ha, come più volte, specificato, come scopo la individuazione delle operazioni che la soluzione di flutter del Nastran esegue e soprattutto le matrici che sono interessate nei calcoli.

Mediante la descrizione appena fatta è quindi parso evidente la genesi delle matrici che sono direttamente interessate nelle equazioni che sono alla base dei metodi impiegati, soprattutto il metodo P-K così come definite completamente nel capitolo precedente.

A questo punto resta da analizzare con maggiore dettaglio in che modo possa essere effettuata una analisi di whirl flutter all'interno del codice MSC/Nastran agendo appunto su "alterazioni" della SOL 145 appena descritta e mediante l'utilizzo della programmazione DMAP propria del codice MSC/NASTRAN.

Capitolo 5

Una procedura innovativa che consente l'analisi di whirl flutter con il codice MSC/Nastran

Questo è il capitolo centrale del presente lavoro di tesi. A partire dalla descrizione della teoria alla base dei calcoli si descrive la procedura messa a punto per includere nell'analisi di flutter classica, così come implementata dal codice MSC/Nastran, gli effetti non secondari della dinamica e aerodinamica di un rotore installato su un'ala.

5.1 Generalità sul whirl flutter

Il Whirl Flutter è un fenomeno di instabilità aeroelastica dinamica che nasce dall'accoppiamento tra coppie di reazione giroscopica generate dal rotore (o propeller) ed effetti aerodinamici instazionari prodotti dalla variazione delle forze aerodinamiche agenti sul rotore per effetto delle stesse reazioni giroscopiche.

Inizialmente tale fenomeno fu identificato come instabilità dinamica del solo propeller emerso per la prima volta nel 1938 quando furono costruiti velivoli con motori alternativi che erano relativamente molto più pesanti ed imponenti rispetto alle eliche che essi stessi spingevano. Il fenomeno fu per un pò di tempo dimenticato finché esso non riapparve nuovamente nel 1960 quando due velivoli ad elica furono persi in volo. In entrambi i casi il problema fu risolto individuando le caratteristiche progettuali di soluzione installativa elica-supporto che garantivano l'assenza del fenomeno.

Le caratteristiche peculiari di questo fenomeno di instabilità possono essere descritte abbastanza semplicemente usando un semplice modello dinamico basato sul classico funzionamento di un giroscopio. E' ciò che faremo nel prosieguo del presente capitolo.

5.2 Acronimi e simboli

Di seguito si riportano per comodità di lettura l'elenco di simboli ed acronimi utilizzati nel prosieguo del presente capitolo.

A	= Aspect Ratio della pala; anche fattore di downwash nella teoria dell'aerodinamica wing/body
A_w, A_{ii}, A_{is}	= Fattori di downwash sugli interference body generati da pannelli alai, elementi di interferenza e slender body elements rispettivamente
A_0	= Pendenza della curva di portanza del profilo 2D della pala in regime incompressibile
a_M	= Pendenza della curva di portanza del profilo 2D della pala in regime transonico
C_m	= Coefficiente di momento di beccheggio del propeller, positivo se il bordo d'attacco ruota verso l'alto
C_n	= Coefficiente di momento di imbardata del propeller, positivo se il nose ruota verso destra
C_w	= Intensità della doppietta del pannello d'ala
C_y	= Coefficiente di forza laterale del propeller, positivo a dritta (destra)
C_z	= Coefficiente di forza normale (portanza) del propeller, positivo verso il basso
C	= Corda locale di pala; anche smorzamento strutturale viscoso equivalente
c_r	= Corda di pala di riferimento
D	= Diametro del propeller
D_{jk}	= Generico elemento della matrice di derivate sostanziali
F	= Forza sul propeller

f	=	Frequenza ciclica
F(k)	=	Parte reale della Theodorsen Lag Function
G(k)	=	Parte immaginaria della Theodorsen Lag Function
G_{ks}	=	Generico elemento della matrice di interpolazione aerodinamica/struttura
G	=	Accelerazione di gravità; anche coefficiente di smorzamento strutturale
I_i	=	In-phase blade integral
I_n	=	Momento di inerzia complessivo del gruppo rotore/propeller e della gondola motore rispetto al punto di pivot
I_p	=	Momento di inerzia polare del propeller
I_r	=	Momento di inerzia del rotore
I_x	=	Momento di inerzia polare effettivo del gruppo propeller/rotore
I_y	=	Momento di inerzia del propeller in pitch e yaw (beccheggio e imbardata)
J	=	Advance Ratio $J = V / R$
J_i	=	Out of phase (lag) blad integral
k	=	Frequenza ridotta della sezione di pala $k = c / 2R \sqrt{\mu^2 + \eta^2}$
l_0	=	Distanza tra il pivot e il mozzo
M	=	Momento di beccheggio del propeller; anche numero di Mach
N	=	Momento di imbardata del propeller
N_b	=	Numero di pale del propeller
N_r	=	Rapporto di riduzione motore/propeller
n	=	Velocità rotazionale ciclica del propeller , rev/s
P_1, P_2	=	Matrici di partizione
Q_{jn}	=	Generico elemento della matrice delle forze generalizzate
Q	=	Velocità di beccheggio
\bar{q}	=	Pressione dinamica della corrente indisturbata
R	=	Raggio del propeller
Re()	=	Parte reale di
r	=	Coordinata radiale del propeller; anche velocità di imbardata
S	=	Area del disco del propeller
S_a	=	Area della sezione a valle (di slipstream) del propeller
T	=	Spinta del propeller

V	=	Velocità della corrente indisturbata
V_s	=	Velocità a valle (di slipstream) del propeller
V	=	Sidewash indotto da componenti portanti
W_{kk}	=	Fattori di correzione aerodinamica per tener conto dello slipstream del propeller
W	=	Downwash indotto da componenti portanti
w_s	=	Larghezza dello slipstream del propeller
x,y,z	=	Sistema di coordinate cartesiano; anche sistema di assi stabilità NACA per il propeller; anche sistema di riferimento aerodinamico per le superfici portanti nel codice MSC/NASTRAN
Δy	=	Ampiezza della regione d'ala dietro il propeller per i fattori di correzione dello slipstream
$\beta_{0.75R}$	=	Angolo di pala al 75% dell'apertura della pala
η	=	Raggio adimensionalizzato $\bullet=r/R$
θ	=	Angolo di beccheggio (pitch)
ψ	=	Angolo di imbardata (yaw)
μ	=	Advance ratio $\bullet=J/\bullet=V/\bullet R$
$\mu_1 \bullet \mu_s$	=	Intensità delle doppiette degli interference elements e slender body elements
ρ	=	Densità dell'atmosfera
ϕ_{ai}	=	Generico elemento del i-esimomodo della matrice modale
Ω	=	Velocità di rotazione angolare del propeller rad/s
ω	=	Frequenza di vibrazione rad/s
$\dot{}$	=	Derivata rispetto al tempo
()	=	
θ	=	Riferito al pitch; anche differenziazione parziale rispetto al pitch, cioè $\partial/\partial\theta$
ψ	=	Riferito allo yaw; anche differenziazione parziale rispetto allo yaw, cioè $\partial/\partial\psi$
\mathcal{Q}	=	Derivazione parziale rispetto a q, cioè $\partial/\partial(qD/2V)$
r	=	Derivazione parziale rispetto a r, cioè $\partial/\partial(rD/2V)$

5.3 La descrizione elasto-meccanica

Una pala di un rotore di elicottero o convertiplano, diversamente da un'ala di un velivolo convenzionale, è piuttosto flessibile ed ottiene la sua rigidità principalmente dalle forze centrifughe. Le forze principali che vi agiscono sono quelle di inerzia e i carichi aerodinamici. Anche in condizioni di volo stazionarie trimmate i carichi aerodinamici su un rotore sono di natura instazionaria.

Lo schema di base è quello descritto nella figura sotto in cui è rappresentato il rotore, o propeller, sede essenzialmente di forze di natura aerodinamica e reazione giroscopica. Il rotore è supportato orizzontalmente da un pilone opportunamente collegato ad una struttura di supporto in un punto "pivot". Il pivot può coincidere o meno con il mozzo e la sua elasticità è rappresentativa del collegamento con la struttura di supporto che in generale può essere quella di collegamento alla fusoliera di un elicottero o all'ala di un più moderno convertiplano.

Se indichiamo con:

I_x il momento di inerzia polare effettivo del gruppo motore/propeller e con

I_n il momento di inerzia complessivo del gruppo rotore/propeller e della gondola motore rispetto al punto di pivot, le equazioni generali del moto possono scriversi come segue:

$$\begin{aligned} I_n \ddot{\theta} + C_\theta \dot{\theta} + K_\theta \theta + I_x \Omega \dot{\psi} &= M_\theta \\ I_n \ddot{\psi} + C_\psi \dot{\psi} + K_\psi \psi - I_x \Omega \dot{\theta} &= M_\psi \end{aligned} \quad (5.1)$$

In cui M_θ e M_ψ sono le coppie aerodinamiche rispetto al pivot e

$$\begin{aligned} I_x \Omega \dot{\psi} &= M \\ -I_x \Omega \dot{\theta} &= N \end{aligned} \quad (5.2)$$

cambiate di segno, sono le coppie di reazione giroscopica (forze di inerzia)².

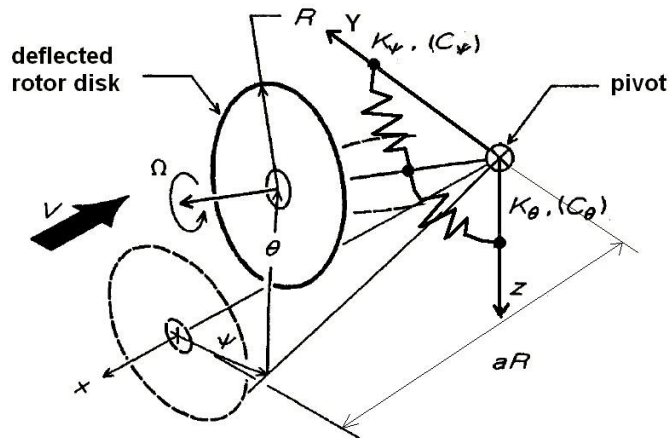


Figura 51 - Schema elasto-meccanico di un giroscopio

5.4 L'aerodinamica instazionaria del rotore rigido

Per quanto sinteticamente detto al paragrafo precedente il rotore è un sistema elasto-meccanico soggetto essenzialmente a forze di inerzia e forze aerodinamiche. Queste ultime sono essenzialmente di natura instazionaria essendo legate al moto periodico di rotazione e alla deformazione elastica.

Le formule impiegate per il calcolo dei coefficienti aerodinamici instazionari da utilizzare per la valutazione dei carichi sul mozzo dell'elica sono ricavate in accordo a cfr. [99-102] e [112].

Le ipotesi alla base della teoria sono le seguenti:

² In generale se si applica un momento torcente t si osserverà una velocità di precessione (effetto giroscopio) secondo la formula: $\vec{\tau} = \vec{\Omega}_{prec} \wedge \vec{\Omega}_{rot}$ con \wedge prodotto vettoriale.

- 1) *bidimensionalità*: I carichi aerodinamici instazionari sono, ad eccezione di zone ristrette in prossimità del mozzo e dell'estremità delle pale, essenzialmente indipendenti dalla posizione in apertura e pertanto possono essere trattati con un approccio 2D. Ciò deriva essenzialmente dal fatto che le pale dei rotori di elicottero e convertiplano hanno allungamenti piuttosto elevati ($AR=R/c \cdot 10$) e inoltre si osserva che la propagazione degli effetti instazionari in campo 3D è piuttosto contenuta.
- 2) *Frequenza ridotta*: in campo 2D l'instazionarietà del moto è misurata per mezzo del parametro adimensionale noto col nome di frequenza ridotta e pari a: $k = c \cdot \omega / 2V$ misurata prendendo a riferimento la velocità tangenziale sull'elemento di pala posto al 75% di apertura della pala, come segue:

$$k \approx \frac{c}{2} \frac{\omega}{(0.75\Omega R)} = \frac{2}{3} \frac{c}{R} \frac{\omega}{\Omega}$$

- 3) *Il profilo della pala è schematizzato con una lastra piana con un piccolo angolo d'attacco iniziale e con una scia che si estende all'infinito a valle senza alcuna distorsione verticale;*
- 4) *Il campo di moto è non viscoso e incompressibile;*
- 5) *Il campo di moto è potenziale e lineare;*
- 6) *Le instazionarietà derivanti sia dal moto delle pale che del fluido sono di natura semplicemente armonica.*
- 7) *Pale supposte rigide*: da un punto di vista strutturale le pale del rotore sono supposte rigide e l'elasticità confinata al mozzo o pivot.

La teoria implementata è quella di Theodorsen sviluppata per ali fisse e adattata per superfici aerodinamiche rotanti. Questa teoria consente di calcolare le forze aerodinamiche agenti nella generica sezione lungo l'apertura della pala (elemento di pala) poi integrate su tutta la lunghezza della pala e moltiplicate per il numero di pale costituenti il rotore nell'ipotesi di quasi stazionarietà. Le forze aerodinamiche quasi stazionarie così calcolate vengono corrette per mezzo della funzione complessa di Theodorsen detta "Lift deficiency function".

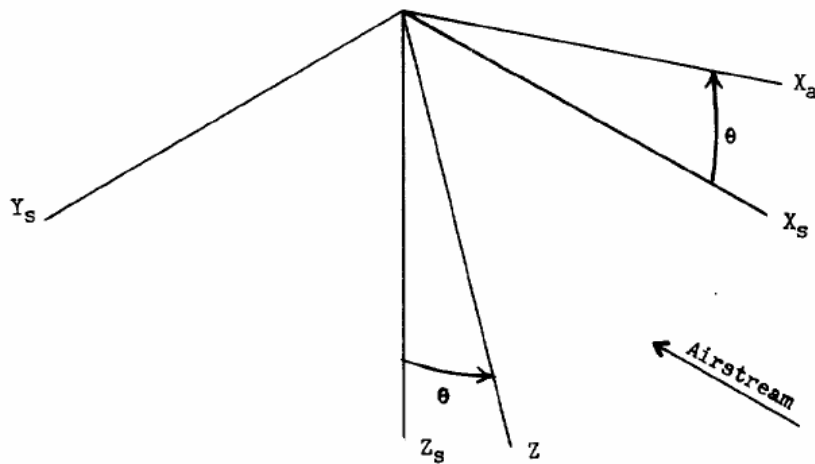
$$C(k) = F(k) + iG(k)$$

che tiene conto di una instazionarietà del moto di natura armonica. Tale funzione è tabellata in funzione della frequenza ridotta oppure è possibile approssimarla come segue:

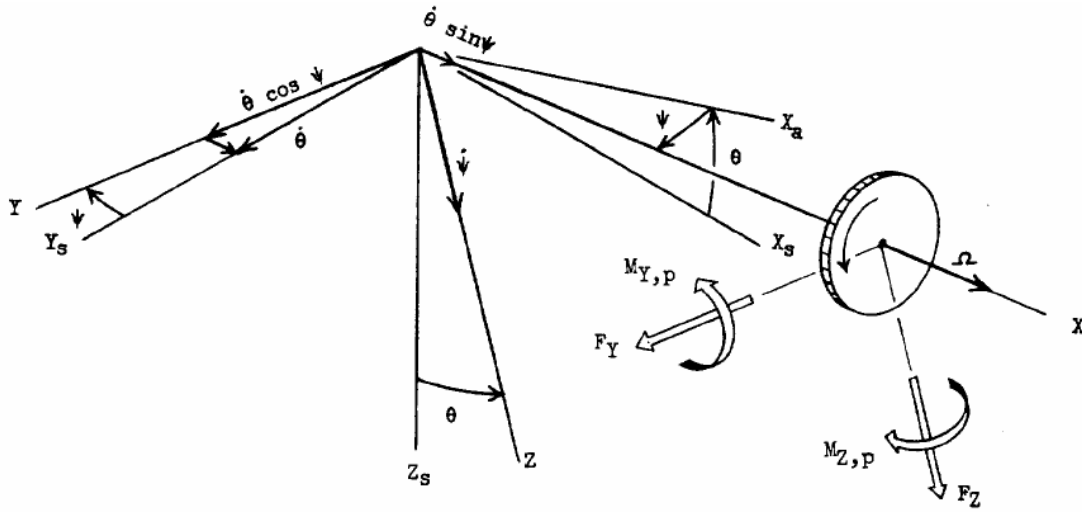
$$C(k) \approx 1 - \frac{0.165}{1 - (0.0455/k)i} - \frac{0.335}{1 - (0.3/k)i}$$

Tale funzione introduce un'attenuazione del carico aerodinamico e un angolo di fase (lag). E' opportuno notare che $F > 0$ e $G \neq 0$ ed è proprio il valore negativo di quest'ultimo che introduce il ritardo di fase (aerodynamic phase lag).

Il sistema di riferimento per il calcolo delle suddette forze aerodinamiche ha asse x orientato lungo l'asse del propeller positivo con rotazione del propeller in senso antiorario, asse y orientato verso destra e quindi verso l'estremità destra dell'ala, per propeller installato sulla semiala destra, e asse z rivolto verso il basso e in modo da formare con gli assi x ed y una terna ortogonale levogira (vedi figura sotto).



(a) θ rotation.



(b) ψ rotation.

Figura 52 - sistema di riferimento per il computo delle forze aerodinamiche del propeller

In accordo con l'approccio di calcolo di Ribner [99-102] le forze aerodinamiche sono calcolate a partire dalla teoria dell'elemento di pala accoppiata alla trattazione instazionaria. In particolare le forze aerodinamiche sono espresse come segue:

$$\begin{aligned}
 F_z &= \bar{q} S \left[C_{z\theta} (\theta + \dot{z}/V - w/V) + C_{z\psi} (\psi - \dot{y}/V + v/V) + C_{zq} (\dot{\theta}D/2V) + C_{zr} (\dot{\psi}D/2V) \right] \\
 M &= \bar{q} S D \left[C_{m\theta} (\theta + \dot{z}/V - w/V) + C_{m\psi} (\psi - \dot{y}/V + v/V) + C_{mq} (\dot{\theta}D/2V) + C_{mr} (\dot{\psi}D/2V) \right] \\
 F_y &= \bar{q} S \left[C_{y\theta} (\theta + \dot{z}/V - w/V) + C_{y\psi} (\psi - \dot{y}/V + v/V) + C_{yq} (\dot{\theta}D/2V) + C_{yr} (\dot{\psi}D/2V) \right] \\
 N &= \bar{q} S D \left[C_{n\theta} (\theta + \dot{z}/V - w/V) + C_{n\psi} (\psi - \dot{y}/V + v/V) + C_{nq} (\dot{\theta}D/2V) + C_{nr} (\dot{\psi}D/2V) \right]
 \end{aligned} \tag{5.3}$$

in cui S è l'area del disco dell'elica $S = \pi D^2/4$.

$$(\theta + \dot{z}/V - w/V)$$

è l'angolo effettivo di beccheggio (pitch) dato dalla somma dell'angolo proprio θ , la velocità di traslazione verticale e l'effetto di interferenza aerodinamica dell'ala in termini di downwash (vedi figura seguente),

$$\left(\psi - \dot{y}/V + v/V\right)$$

l'angolo effettivo di imbardata (yaw) dato dalla somma dell'angolo proprio ϕ , dalla velocità di traslazione laterale e dall'effetto di interferenza aerodinamica dell'ala in termini di sidewash (vedi figura seguente) e

$$\left(\dot{\theta}D/2V\right)$$

$$\left(\dot{\psi}D/2V\right)$$

le velocità di pitch e yaw rispettivamente.

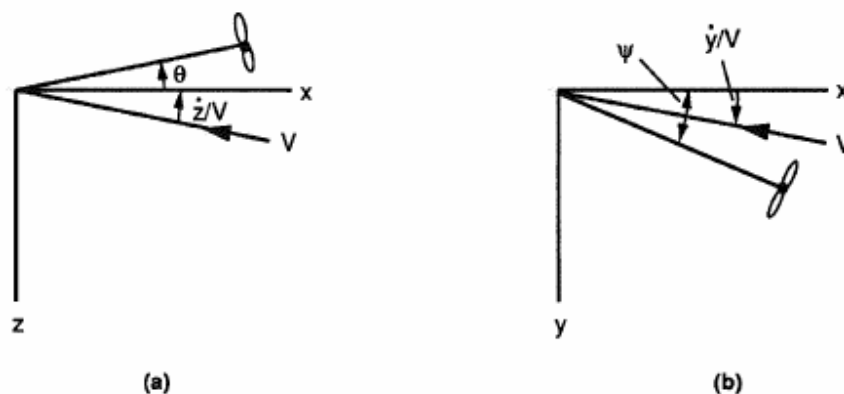


Figura 53 - Angoli effettivi di beccheggio (pitch) e imbardata (yaw)

In accordo alla teoria classica dell'elemento di pala nel caso di aerodinamica instazionaria armonica è possibile trovare un'espressione per i coefficienti aerodinamici che compaiono nelle (.3) come di seguito riportato:

$$\begin{aligned}
C_{Z\theta} &= -(4 \Omega c_r / V) I_1 \\
C_{m\theta} &= -(2 \Omega c_r / V) J_2 \\
C_{Y\theta} &= -(4 \Omega c_r / V) J_1 \\
C_{n\theta} &= -(2 \Omega c_r / V) I_2 \\
C_{Zq} &= (4 \Omega c_r / V) J_2 \\
C_{mq} &= -(2 \Omega c_r / V) I_3 \\
C_{Yq} &= -(4 \Omega c_r / V) I_2 \\
C_{nq} &= -(2 \Omega c_r / V) J_3
\end{aligned} \tag{5.4}$$

e in accordo a [101] per simmetria:

$$C_{Z\psi} = C_{Y\theta}$$

$$C_{m\psi} = -C_{n\theta}$$

$$C_{Y\psi} = -C_{Z\theta}$$

$$C_{n\psi} = C_{m\theta} \quad (5.5)$$

$$C_{Zr} = C_{Yq}$$

$$C_{mr} = -C_{nq}$$

$$C_{Yr} = -C_{Zq}$$

$$C_{nr} = C_{mq}$$

In cui I_i e J_i sono gli integrali di pala dati dalle formule seguenti:

$$\begin{aligned}
I_1 &= \left(\frac{N_b}{4}\right) \left(\frac{a_0}{2\pi}\right) \frac{\mu^2 A}{c_r} \int_{\eta_0}^1 \frac{c(\eta) F(k)}{\sqrt{\mu^2 + \eta^2} \left[2 + A\sqrt{1 - M^2(1 + \eta^2 / \mu^2)}\right]} d\eta \\
J_1 &= \left(\frac{N_b}{4}\right) \left(\frac{a_0}{2\pi}\right) \frac{\mu^2 A}{c_r} \int_{\eta_0}^1 \frac{c(\eta) G(k)}{\sqrt{\mu^2 + \eta^2} \left[2 + A\sqrt{1 - M^2(1 + \eta^2 / \mu^2)}\right]} d\eta \\
I_2 &= \left(\frac{N_b}{4}\right) \left(\frac{a_0}{2\pi}\right) \frac{\mu A}{c_r} \int_{\eta_0}^1 \frac{\eta^2 c(\eta) F(k)}{\sqrt{\mu^2 + \eta^2} \left[2 + A\sqrt{1 - M^2(1 + \eta^2 / \mu^2)}\right]} d\eta \\
J_2 &= \left(\frac{N_b}{4}\right) \left(\frac{a_0}{2\pi}\right) \frac{\mu A}{c_r} \int_{\eta_0}^1 \frac{\eta^2 c(\eta) G(k)}{\sqrt{\mu^2 + \eta^2} \left[2 + A\sqrt{1 - M^2(1 + \eta^2 / \mu^2)}\right]} d\eta \\
I_3 &= \left(\frac{N_b}{4}\right) \left(\frac{a_0}{2\pi}\right) \frac{A}{c_r} \int_{\eta_0}^1 \frac{\eta^4 c(\eta) F(k)}{\sqrt{\mu^2 + \eta^2} \left[2 + A\sqrt{1 - M^2(1 + \eta^2 / \mu^2)}\right]} d\eta \\
J_3 &= \left(\frac{N_b}{4}\right) \left(\frac{a_0}{2\pi}\right) \frac{A}{c_r} \int_{\eta_0}^1 \frac{\eta^4 c(\eta) G(k)}{\sqrt{\mu^2 + \eta^2} \left[2 + A\sqrt{1 - M^2(1 + \eta^2 / \mu^2)}\right]} d\eta
\end{aligned} \tag{5.6}$$

in cui

$$k = \frac{c}{2R\sqrt{\mu^2 + \eta^2}}$$

è la frequenza ridotta e l'allungamento alare delle pale è scritto come:

$$A = \frac{D}{c_r} \frac{(1 - \eta_0)^2}{\int_{\eta_0}^1 (c/c_r) d\eta}$$

Come si vede dalle formule, gli integrali di pala (5.6) includono le correzioni dovute al numero di Mach e all'allungamento nonché il "lift deficiency factor". Da notare inoltre che:

- L'estremo inferiore per il calcolo degli integrali è α_0 inteso come stazione di pala adimensionale a partire dalla quale comincia la zona in cui la pala genera spinta.
- La pendenza della retta di portanza è $\alpha_0/2$ per tener conto dello scostamento dalla pendenza della retta di portanza teorica pari a $2\alpha_0$ e che tiene conto degli effetti di compressibilità.
- Il fattore $N_b/4$ è stato introdotto per tener conto dei casi in cui il numero di pale è diverso da 4, caso al quale sono riferite le formule prive di tale termine moltiplicativo.
- Allo scopo di evitare problemi con la correzione di Mach nel caso in cui l'estremità delle pale sia in regime supersonico è stata introdotta una pendenza massima della retta di portanza (α_m) che opera come valvola di sicurezza: nel caso in cui si abbia che $M^2(1+\alpha^2/\alpha_m^2) > 1 - (\alpha_0/\alpha_m)^2$ $M^2(1+\alpha^2/\alpha_m^2)$ è posto pari a $1 - (\alpha_0/\alpha_m)^2$.
- I coefficienti aerodinamici $C_{mr} = -C_{nq}$ e $C_{yr} = -C_{zq}$ sono posti uguali a zero in quanto sono solitamente trascurabili e allo stato dell'arte mancano per essi correlazioni sperimentali.

Per concludere la scrittura delle equazioni e includere gli effetti dell'elica sulla dinamica della struttura alare è necessario introdurre l'effetto di precessione giroscopica:

$$\begin{aligned} I_x \Omega \dot{\psi} &= M \\ -I_x \Omega \dot{\theta} &= N \end{aligned} \quad (5.7)$$

Queste coppie cambiate di segno sono le coppie di inerzia giroscopiche in cui

$$I_x = I_p + N_r I_r$$

con I_p momento di inerzia polare del propeller, I_r è il momento di inerzia polare della turbina, N_r è il rapporto di riduzione turbina/elica (>1) e cioè il rapporto tra la velocità di rotazione della turbina e quella dell'elica.

5.5 La procedura implementata per l'analisi di whirl flutter con il codice MSC/NASTRAN.

Allo stato dell'arte il codice commerciale agli elementi finiti MSC/Nastran consente di effettuare, come detto anche in dettaglio nel cap.4, l'analisi di flutter di una superficie aerodinamica fissa quale l'ala di un tradizionale velivolo. Gli effetti prodotti da un'eventuale elica o rotore installati non sono, o meglio, non erano includibili prima del presente lavoro di ricerca.

Un tale tipo di analisi (di whirl flutter) è oggi possibile mediante l'impiego accoppiato di software dedicati, spesso sviluppati internamente alle aziende e il più delle volte di complicata e non rapida implementazione cosicché risultano poco applicabili specie nelle fasi tipiche della progettazione concettuale e preliminare in cui i parametri dimensionali sono solo sommariamente definiti e soggetti a numerose, anche sostanziali, variazioni in corso d'opera.

In tali fasi dell'attività progettuale è infatti più proficuo disporre di strumenti in grado di fornire risposte rapide e adeguate ad indirizzare le successive fasi di definizione di configurazione e progettazione di dettaglio.

Per questo motivo si è pensato di indagare le potenzialità di impiego del codice di analisi strutturale F.E.M. oggi commercialmente più diffuso e affidabile in ambito industriale cercando di estenderne le potenzialità di analisi. Nel caso specifico si è individuata una procedura in grado di estendere le capacità di tale codice all'analisi aeroelastica di whirl flutter ovvero ad una analisi di flutter in grado però di portare in conto gli effetti aerodinamici e inerziali prodotti sull'ala dalla rotazione di un propeller o rotore che dir si voglia.

Le ipotesi di applicabilità della procedura sono quelle alla base della teoria implementata per il calcolo delle forze aerodinamiche instazionarie agenti su un rotore e riportate nei paragrafi precedenti. In aggiunta a queste:

- 1) Le pale sono supposte rigide
- 2) L'influenza aerodinamica dell'ala è confinata al mozzo
- 3) Non si tiene conto dell'influenza aerodinamica delle pale sull'ala e di converso la modificata influenza di questa ultima di nuovo sulle pale.

E' opportuno precisare che in relazione al punto 1) l'analisi implementata di whirl flutter consente di valutare l'instabilità aeroelastica della sola ala. Le instabilità del rotore non sono analizzabili essendo il rotore supposto rigido.

Benché questa ultima ipotesi possa apparire molto limitativa, i risultati delle analisi condotte sul convertiplano ERICA e riportate in dettaglio nel capitolo successivo, hanno mostrato che l'approccio implementato consente di cogliere in pieno la fenomenologia aeroelastica dell'ala avendo confrontato i risultati con altri disponibili e ottenuti con più complesse metodologie che tenessero in conto anche della elasticità del rotore e dell'influenza dei modi di quest'ultimo sull'analisi dell'ala. Nel caso di velivoli convenzionali propulsi ad elica le ridotte dimensioni in aperture delle pale rendono accettabile l'ipotesi di rigidità delle stesse. Nel caso invece di rotore di elicottero o in particolare di convertiplano, in cui le dimensioni delle pale sono notevolmente superiori e la possibilità di operare in transitorio da "modo elicottero" a "modo velivolo" introduce una ulteriore labilità al rotore, tale approssimazione può essere accettabile sicuramente per un'analisi preliminare. Il forte allungamento che contraddistingue le pale di tali rotori nonché le caratteristiche "cedevolezza" associate ai collegamenti tipici pala-mozzo di questi sistemi rotanti fa sì, infatti, che un'analisi esatta non possa assolutamente prescindere dal considerarli adeguatamente.

Relativamente al punto 3) invece è opportuno sottolineare che è possibile includere il sideslip e in generale gli effetti di scia dell'elica sull'ala mediante l'introduzione di una opportuna matrice di coefficienti correttivi come sarà descritto in dettaglio nel paragrafo 5.6.

La procedura consta dei seguenti passi:

- 1) Creazione del modello aeroelastico (modello strutturale più modello aerodinamico) dell'ala. Il gruppo engine-nacelle-propeller è schematizzato

come masse ed inerzie concentrate nel mozzo (a cui corrisponde uno specifico grid strutturale).

- 2) Con un comando di alter opportunamente sviluppato e inserito nella SOL 145 è possibile calcolare previamente l'influenza aerodinamica dell'ala sul rotore (sul grid identificativo del mozzo del rotore). Mediante tale comando di alter in output da questa preventiva SOL 145 è prodotto un file PUNCH che contiene il downwash e/o sidewash prodotto dall'aerodinamica dell'ala.
- 3) Con l'impiego di un codice esterno opportunamente sviluppato si calcolano quindi le forze aerodinamiche e giroscopiche prodotte dal rotore installato sul velivolo secondo le (5.6) e (5.7). Tale codice in particolare calcola dette forze agenti sul mozzo in termini di matrici di rigidità e smorzamento aerodinamico del suo grid identificativo per prefissati valori di velocità e quota di volo. Tale codice prende in conto il downwash e/o sidewash prodotto dall'aerodinamica dell'ala prendendo in input anche il PUNCH file di cui al punto 2).
- 4) Le matrici di rigidità (del grid del mozzo) così calcolate sono inserite nel modello completo del velivolo di cui al punto 1) mediante DMIG entries.
- 5) I modello comprensivo adesso anche degli effetti prodotti dal propeller (rigido) viene sottoposto ad analisi di flutter (SOL 145).

Relativamente al precedente punto 2 andando un po' in dettaglio gli angoli di downwash (w/V) e sidewash (v/V) indotti possono essere calcolati mediante una opportuna partizione della matrice dei coefficienti di interferenza aerodinamica $[A_{ij}]$ operata attraverso un comando di "alter" Nastran DMAP nella SOL 145 Nastran.

La matrice aerodinamica di downwash (33) può essere ridotta nel seguente modo:

$$\{w/V, v/V\} = R_t [A_{iw} \quad 0 \quad A_{is}] \begin{Bmatrix} C_w \\ \mu_i \\ \mu_s \end{Bmatrix}$$

Da essa è possibile estrarre le sole informazioni relative al mozzo dell'elica. Inoltre consideriamo le sole soluzioni reali in quanto trascuriamo lo smorzamento aerodinamico connesso all'interferenza (modellata con gli interference body).

Al solito, passando in coordinate modali otteniamo:

$$\begin{Bmatrix} C_w \\ \mu_i \\ \mu_s \end{Bmatrix} = [A]^{-1} [D_{jk}] [G_{ka}] \{\phi_{ai}\}$$

e scrivendo per tutti i modi propri:

$$\begin{Bmatrix} C_w \\ \mu_i \\ \mu_s \end{Bmatrix} = [Q_{jh}]$$

il significato dei termini che vi compaiono è noto (vedi cap 4).

Il comando di alter consiste nella definizione delle due matrici di partizione [P1] e [P2] e nell'esecuzione del seguente prodotto matriciale:

$$[w/V, v/V] = R_l [P1] [A_{iw} \ A_{ii} \ A_{is}] [P2] [Q_{jh}]$$

in cui [P1] è una partizione generata dall'utente per selezionare il grado di libertà verticale e laterale del mozzo, mentre [P2] è una partizione generata per annullare il termine $[A_{ii}]$. Il downwash e sidewash così calcolati vengono inseriti nel computo delle forze aerodinamiche (5.6).

5.6 Inclusione dell'effetto aerodinamico di scia del rotore sull'ala (slipstream)

I precedenti paragrafi 4.3, 4.4 e 4.5 mostrano la possibilità di includere nelle analisi aeroelastiche con il codice MSC/Nastran i seguenti effetti:

- 1) *Effetto curvatura del profilo, incidenza iniziale, svergolamento:*
- 2) *Effetto aerodinamica nacelle e fusoliera o altri corpi affusolati;*

E' possibile inoltre aggiungere un altro significativo effetto aerodinamico:

- 3) *Effetto aerodinamico della scia prodotta dal rotore (slipstream):* Il rotore agisce essenzialmente accelerando il flusso a valle di esso e questo si traduce in una maggiore pressione dinamica sull'ala investita dalla sua scia.

Dalla teoria classica del disco attuatore ovvero dal principio di conservazione della quantità di moto attraverso il disco del rotore possiamo ricavare l'espressione della spinta generata:

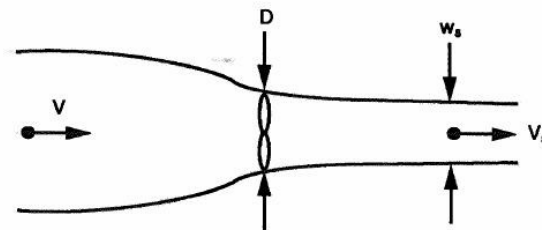


Figura 54 - Bilancio della quantità di moto attraverso il disco del rotore

$$T = S_s \rho V_s (V_s - V) \quad (5.8)$$

Il pedice s individua le grandezze relative al flusso nella scia del rotore. Le grandezze senza pedice quelle in corrispondenza del disco del rotore. V è la velocità del flusso assiale, ρ la densità del flusso S l'area della sezione del tubo di flusso.

La spinta può essere ricavata anche dall'equazione dell'energia:

$$T = \frac{1}{2} S \rho (V_s^2 - V^2) \quad (5.9)$$

Da cui è possibile ricavare l'espressione della velocità nella scia del rotore (velocità di slipstream):

$$V_s = V \sqrt{1 + \frac{2T}{S \rho V^2}} \quad (5.10)$$

Combinando l'equazione di conservazione della quantità di moto e quella dell'energia troviamo:

$$\frac{S_s}{S} = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{2T}{S \rho V^2}}} \right) \quad (5.11)$$

Esplicitando l'espressione di S otteniamo l'espressione dell'ampiezza della scia del rotore w_s :

$$w_s = \frac{D}{\sqrt{2}} \sqrt{1 + \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{2T}{S \rho V^2}}}} \quad (5.12)$$

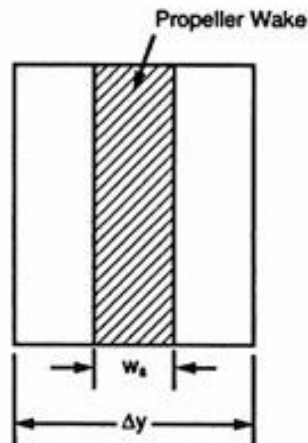


Figura 55 - Zone d'ala investite dalla scia del rotore

A questo punto è possibile ricavare l'espressione del fattore correttivo che rappresenta l'incremento di pressione dinamica nella scia del rotore. Tale fattore amplificativo sarà pertanto proporzionale al rapporto tra $(V_s/V)^2$.

Le forze e momenti aerodinamici sui pannelli investiti dalla scia del rotore saranno moltiplicati per tale fattore correttivo che dipenderà dalla posizione del singolo pannello relativamente alla scia. Indicando con $\bullet y$ la regione interessata dalla correzione aerodinamica avremo:

$$W_{kk} = 1 + \frac{D}{\Delta y} \left(\sqrt{1 + \frac{1}{\sqrt{1 + \frac{2T}{S\rho V^2}}}} \right) \left(\frac{\sqrt{2}T}{S\rho V^2} \right) \quad (5.13)$$

Tale fattore moltiplicativo di forze e momenti aerodinamici sui pannelli d'ala e sugli slender body come applicabile viene introdotto in input all'analisi aeroelastica MSC/Nastran attraverso comandi DMI (Direct Matrix Input).

Capitolo 6

L'analisi di flutter e whirl flutter della semiala del convertiplano ERICA

Nel presente capitolo si mostrano i risultati delle analisi di flutter classica e whirl flutter della semiala del convertiplano ERICA applicando per quest'ultima la procedura implementata e descritta in capitoli precedenti. Si sono inoltre aggiunti gli effetti aerodinamici di fusoliera e/o nacelle nonché slipstream del rotore. L'analisi di whirl flutter mostra come gli effetti aerodinamici e giroscopici prodotti dal rotore siano, nel caso specifico, causa di instabilizzazione dell'ala. In questo capitolo si sono riportati i risultati ottenuti su un modello di semiala rappresentativo di un modello per prove di galleria e per il quale non è stato considerato l'effetto della massa e inerzia di fusoliera. Tale modello è conforme a quello implementato da Agusta Westland e rispetto al quale, avendone a disposizione risultati di analisi di flutter e whirl flutter, è stato possibile confrontare i risultati ottenuti. In appendice A è riportata l'analisi di flutter classico su un semimodello inclusivo del contributo della fusoliera e rispetto al quale è stata condotta un'analisi sia rispetto ai modi simmetrici che antisimmetrici.

6.1 Generalità

ERICA è un convertiplano di nuova generazione appartenente alla categoria dei "tiltrotor" con l'implementazione delle caratteristiche peculiari dei velivoli "tilt-wing". Ciò che contraddistingue ERICA da tutti gli altri convertiplani è che la parte esterna dell'ala è in grado di ruotare in maniera da seguire la rotazione del gruppo propulsivo (passando dalla configurazione velivolo a quella elicottero). La conseguente minore resistenza aerodinamica e minore effetto schermo in modalità

elicottero consentono ad ERICA di avere un rotore di diametro ridotto da cui discendono maggiore velocità massima in modo turboprop e capacità di decollo e atterraggio anche in modalità elicottero.

Il profilo di missione tipica di ERICA è il trasporto passeggeri punto a punto o l'impiego S.A.R.

Le principali caratteristiche di progetto sono indicate nella tabella seguente:

Tabella 1 - Caratteristiche di progetto di ERICA

Gross weight (VTOL)	10000	Kg
Alternate gross weight (STOL)	11000	Kg
Payload (VTOL)	19	Pax with luggage
Payload (STOL)	22	Pax with luggage
Cruise speed	180	m/s
Cruise altitude	7500	m
Operative range (VTOL)	650	NM
Operative range (STOL)	820	NM
Trasporto missiona share	95% A/C	5% H/C
S.A.R. mission share	85% A/C	15% H/C

I due rotori sono installati in due gondole poste alle estremità alari. Le gondole sono supportate dal longherone alare costituito da un tubo in materiale composito. Il tubo è passante in fusoliera e, messo in rotazione da servomeccanismi, garantisce la rotazione delle due gondole e quindi dei due rotori in maniera sincronizzata senza necessità di aggiuntivi sistemi di sincronizzazione, rendendo il meccanismo semplificato.

Il rotore è quadripala con mozzo stiff-in-plane.

Nella figura che segue si riportano le velocità di progetto.

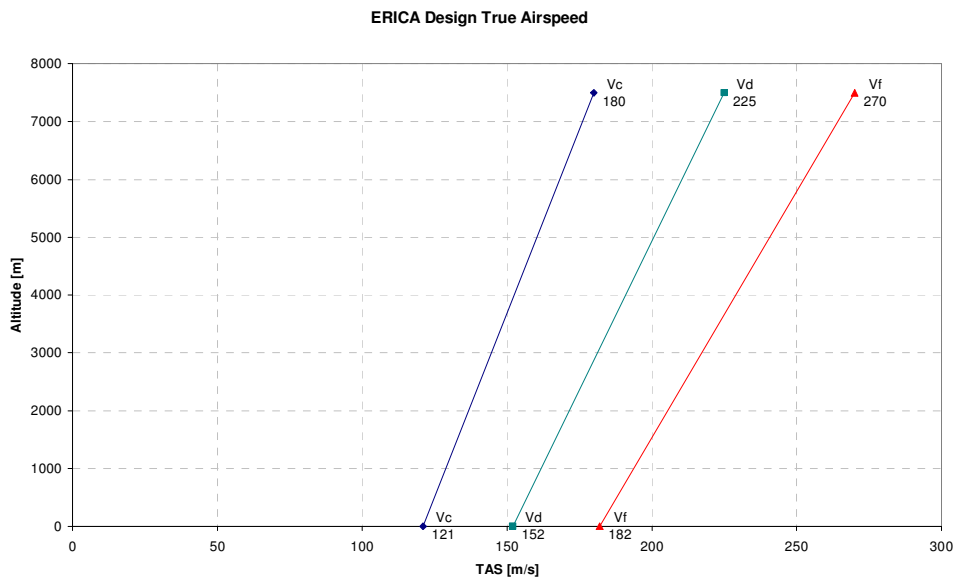


Figura 56 - Velocità di progetto ERICA (TAS)

Tabella 2 - Velocità di progetto ERICA

V_C = Velocità di crociera	121	m/s (EAS)
V_D = Velocità di affondata	152	m/s (EAS)
V_F = Velocità di flutter clearance	182	m/s (EAS)

6.2 Il modello F.E.M. della semiala del convertiplano ERICA

Modello strutturale

Il modello F.E.M. della semiala del convertiplano ERICA è stato costruito sulla base dei dati riportati in [110].

La semiala del convertiplano ERICA è schematicamente suddivisa nelle seguenti parti:

- 1) Ala fissa o fixed wing (FW)
- 2) Ala mobile o movable wing (MW)

3) Tubo di torsione o torque tube (TT)

All'estremità del tubo di torsione è posto il gruppo propeller-engine-nacelle.

Il gruppo propeller-engine-nacelle e la parte mobile dell'ala possono ruotare indipendentemente attorno al tubo di torsione per mezzo di attuatori installati su cerniere poste nelle sezioni a 3.4m, 4.2m e 6.8m rispettivamente.

Il tubo di torsione è libero di ruotare attorno al proprio asse all'interno della parte fissa dell'ala.

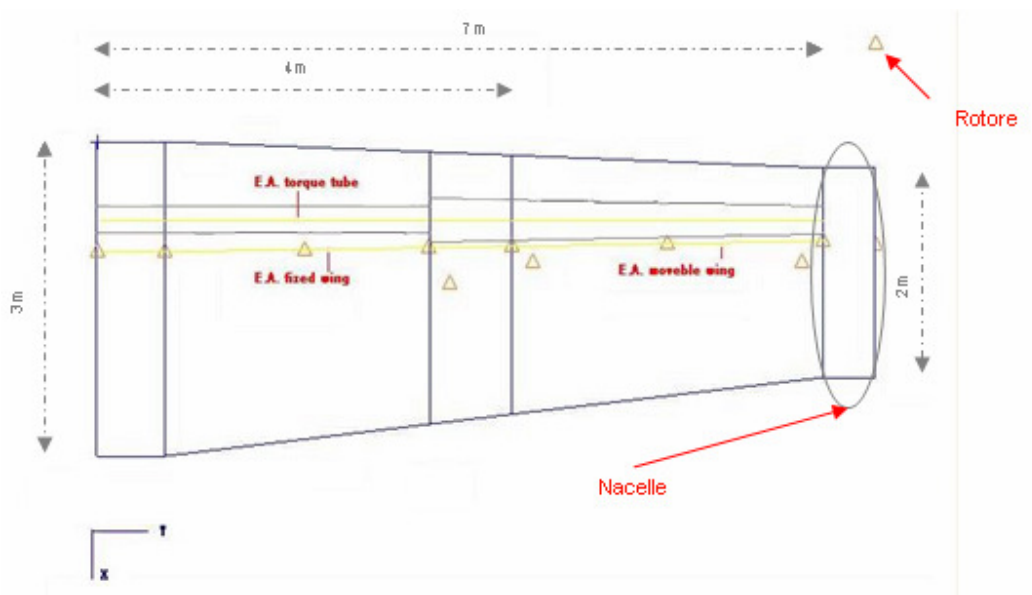


Figura 57 - Modello F.E.M. della semiala del convertiplano ERICA

Il modello di analisi è stato realizzato con una schematizzazione agli elementi finiti nell'ipotesi di comportamento traviforme dei vari componenti.

In dettaglio il modello è costituito da:

- 85 GRID
- 70 elementi CBEAM
- 15 elementi RBE2 a simulare le cerniere
- 13 elementi CONM2 (masse concentrate)
- 3 elementi CELAS2 (molle concentrate)

Il sistema di riferimento ha asse x posto lungo l'asse longitudinale dell'aeromobile rivolto verso dietro in verso opposto a quello della corrente asintotica, l'asse y posto lungo l'apertura al 25% della MAC esattamente lungo l'asse elastico del tubo di torsione e con verso positivo verso destra, l'asse z rivolto verso l'alto in modo da formare con i x e y una terna ortogonale levogira.

La semiala è stata schematizzata con gli elementi CBEAM disposti lungo gli assi elastici di tubo di torsione e struttura alare. Le masse sono state definite per tali elementi come masse non strutturali e imponendo un offset del rispettivo baricentro rispetto all'asse dell'elemento e quindi all'asse elastico.

Il link tra i due assi elastici è stato modellato con elementi rigidi e definendo opportune condizioni come riportate nella tabella che segue.

Tabella 3 - Condizioni di vincolo modello semiala ERICA

	Posizione in apertura [m]	DOF vincolati	Rigidezza
Ala fissa / Tubo	3.2	X, Y, Z,	Rigid
Ala fissa / Tubo	4.0	X, Z	Rigid
Ala fissa / Tubo	3.4	RY	3.43×10^6 Nm/rad
Tubo / Ala mobile	4.0	X, Y, Z,	Rigid
Tubo / Ala mobile	7.0	X, Z	Rigid
Tubo / Ala mobile	4.2	RY	1.13×10^6 Nm/rad
Tubo / Ala mobile	6.8	RY	1.13×10^6 Nm/rad
Tubo / Nacelle	7.0	X, Y, Z, RX, RY, RZ	Rigid
Ala fissa / Ground	0.65	X, Y, Z, RY	Rigid
Ala fissa / Ground	0.0	Y, RX, RZ ³	Rigid
Tubo / Ground	0.0	Y, RX, RZ	Rigid

Il gruppo propeller-engine-nacelle è stato modellato con masse concentrate (e relative inerzie) connesse alla struttura da link rigidi.

Le caratteristiche del materiale non erano disponibili per cui si è scelto un materiale unico sia per tubo di torsione che per ala fissa e mobile con le seguenti caratteristiche:

³ Tali condizioni di vincolo sono quelle di simmetria.

Modulo di elasticità lineare: $E = 7.7E10 \text{ N/m}^2$

Modulo di elasticità tangenziale: $G = 2.8E10 \text{ N/m}^2$.

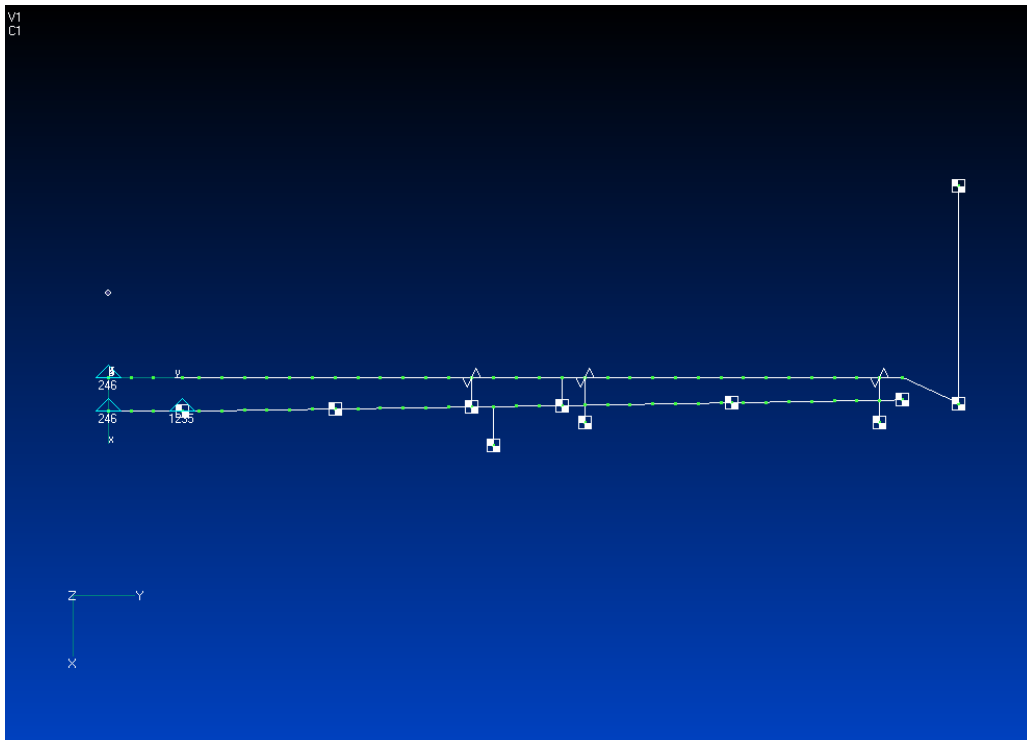


Figura 58 - Modello F.E.M. semiala ERICA

Le rigidezze della struttura sono riportate nelle figure che seguono:

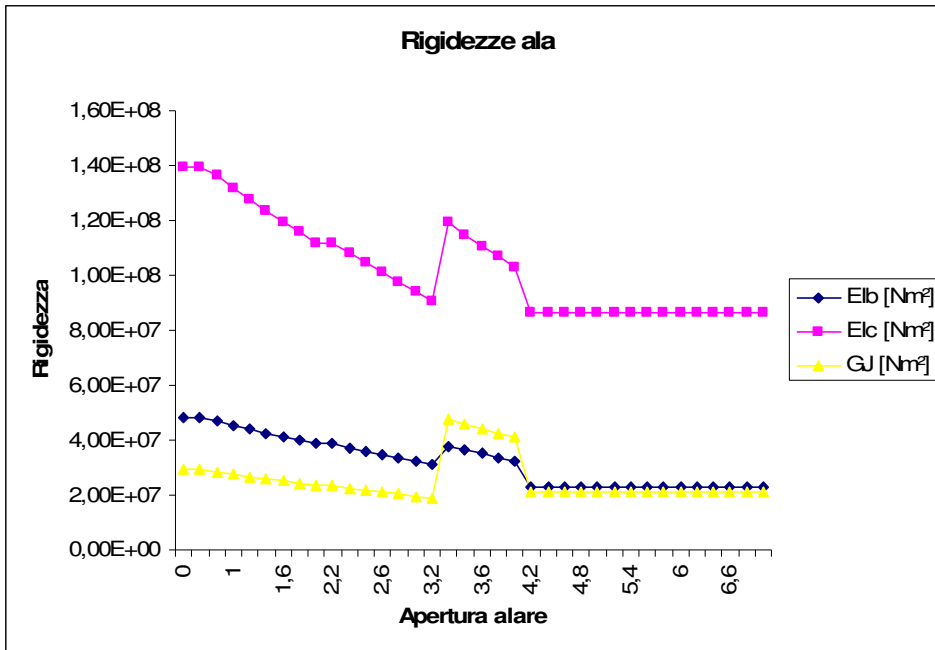


Figura 59 - Rigidezze semiala ERICA

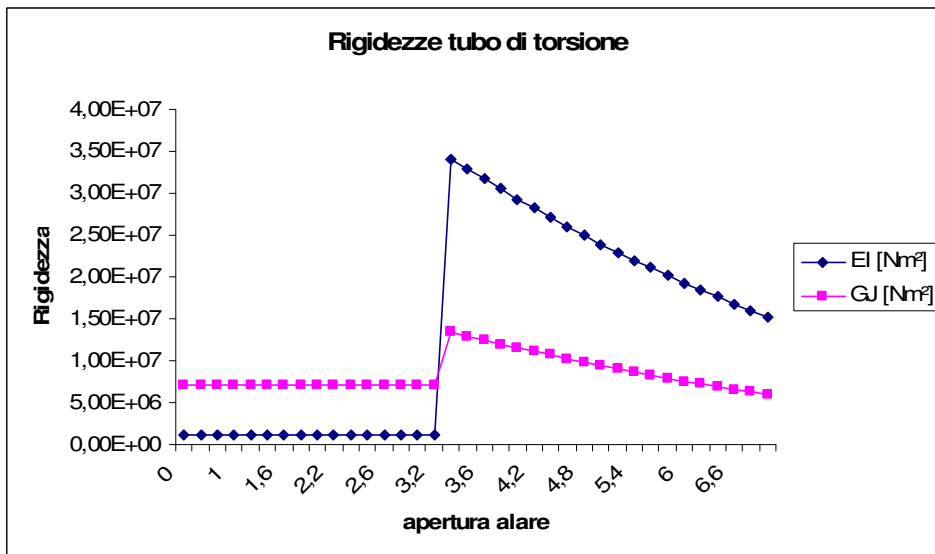


Figura 60 - Rigidezze tubo di torsione ERICA

E a seguire le corrispondenti caratteristiche inerziali:

Tabella 4 – Caratteristiche inerziali della struttura semiala ERICA

B.L. (m)	Inerzie dell'intera ala			Massa (kg/m)	tubo di torsione	
	I_b (m⁴)	I_c (m⁴)	J (m⁴)		I (m⁴)	J (m⁴)
0	0,000687	0,001994	0,001109	47,04	1,79E-05	0,000269
0,65	0,000687	0,001994	0,001109	47,04	1,79E-05	0,000269
0,8	0,000671	0,001947	0,001083	46,83	1,79E-05	0,000269
1	0,00065	0,001886	0,001049	46,56	1,79E-05	0,000269
1,2	0,000629	0,001827	0,001016	46,29	1,79E-05	0,000269
1,4	0,000609	0,001769	0,000983	46,02	1,79E-05	0,000269
1,6	0,000589	0,00171	0,000951	45,75	1,79E-05	0,000269
1,8	0,00057	0,001654	0,00092	45,47	1,79E-05	0,000269
2	0,000551	0,0016	0,000889	45,2	1,79E-05	0,000269
2,2	0,000551	0,0016	0,000889	43,59	1,79E-05	0,000269
2,2	0,000532	0,001546	0,00086	43,34	1,79E-05	0,000269
2,4	0,000514	0,001494	0,00083	43,08	1,79E-05	0,000269
2,6	0,000497	0,001443	0,000802	42,83	1,79E-05	0,000269
2,8	0,00048	0,001392	0,000774	42,58	1,79E-05	0,000269
3	0,000463	0,001344	0,000747	42,32	1,79E-05	0,000269
3,2	0,000446	0,001296	0,000721	42,07	1,79E-05	0,000269
3,2	0,000539	0,001704	0,00181	36,63	0,000487	0,00051
3,4	0,000519	0,001643	0,001745	36,25	0,00047	0,00049
3,6	0,0005	0,001583	0,001682	35,87	0,000453	0,000475
3,8	0,000482	0,001526	0,00162	35,5	0,000436	0,000456
4	0,000464	0,001469	0,00156	35,12	0,000419	0,000437
4,2	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,000403	0,000422
4,4	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,000387	0,000407
4,6	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,000371	0,000388
4,8	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,000357	0,000373
5	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,000341	0,000358
5,2	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,000327	0,000343
5,4	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,000314	0,000329
5,6	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,000301	0,000315
5,8	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,000287	0,000302
6	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,000276	0,000289
6,2	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,000263	0,000276
6,4	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,000251	0,000263
6,6	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,00024	0,000251
6,8	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,000229	0,00024
7	0,000326	0,001231	0,000806	10	0,000217	0,000228

Le masse concentrate sono:

Tabella 5 - Masse concentrate

Masse concentrate (Kg)	
Gondola e motore	864
Rotore	400
Attuatore gondola motore	20

Va precisato al riguardo che tale modello non prevede la modellazione della massa di fusoliera e relative inerzie per renderlo conforme al modello impiegato da Agusta Westland, concepito per la simulazione di prove di galleria, e rispetto al quale è stato possibile confrontare i risultati.

Modello aerodinamico

Per eseguire l'analisi aeroelastica di flutter al modello strutturale traviforme descritto precedentemente è necessario associare un modello aerodinamico.

Tale modello aerodinamico dell'ala è costituito da una doppia pannellazione: 150 pannelli per l'ala fissa e 150 pannelli per la parte tiltable per un totale quindi di 30 pannelli, in direzione spanwise, per 10 pannelli, in direzione chordwise (vedi figura sotto).

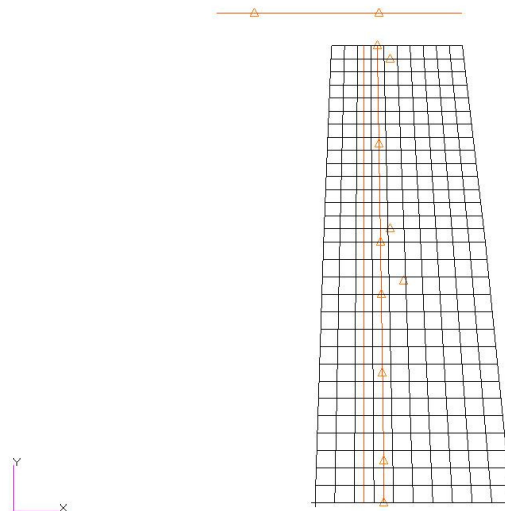


Figura 61 - Pannellazione aerodinamica su semiala ERICA

Il modello aerodinamico della parte fissa della semiala è stato accoppiato mediante spline lineari ai grid strutturali dell'asse elastico mentre il modello aerodinamico della parte di semiala tiltabile è stato accoppiato ai grid strutturali del tubo di torsione.

6.3 Analisi modale semiala convertiplano ERICA

Nella tabella che segue si riportano i primi quattro modi propri della struttura relativi, come detto, a condizioni di vincolo simmetriche come indicate in tabella 3.

Tabella 6 - Modi simmetrici modello semiala ERICA

MODI SIMMETRICI

Modo	Frequenza (Hz)	Descrizione
1	2,27	1° flessionale
2	3,24	1° fore & aft
3	4,5	1° torsionale
4	16,3	2° fore & aft

Le rispettive deformate sono di seguito riportate.

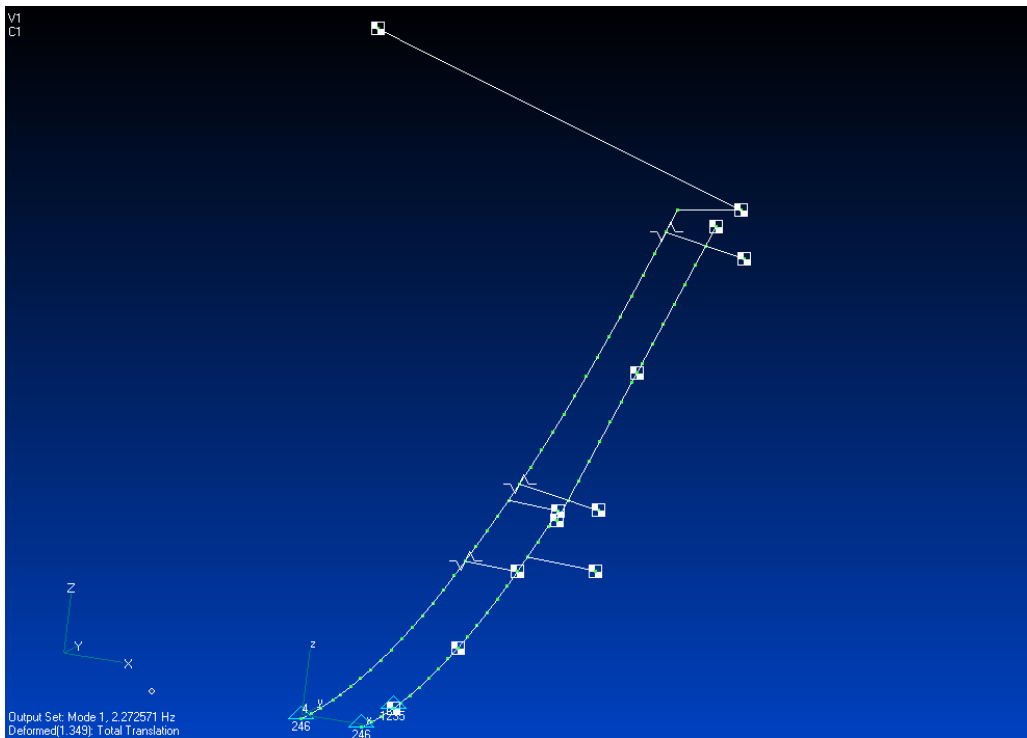


Figura 62 - Modo 1 simmetrico: bend



Figura 63 - Modo 2 simmetrico: fore&aft



Figura 64 - Modo 3 simmetrico: tors



Figura 65 - Modo 4 simmetrico: 2nd fore&aft

6.4 Analisi di flutter classico semiala convertiplano ERICA

Prima di condurre l'analisi di flutter è necessario verificare il corretto accoppiamento tra modello strutturale e modello aerodinamico. Quest'ultimo deve seguire correttamente la deformazione della struttura. Nelle immagine riportate sotto è possibile verificare il corretto accoppiamento dei due modelli. La deformazione strutturale considerata per il test è quella modale riportata nel paragrafo precedente relativamente alla sola struttura.

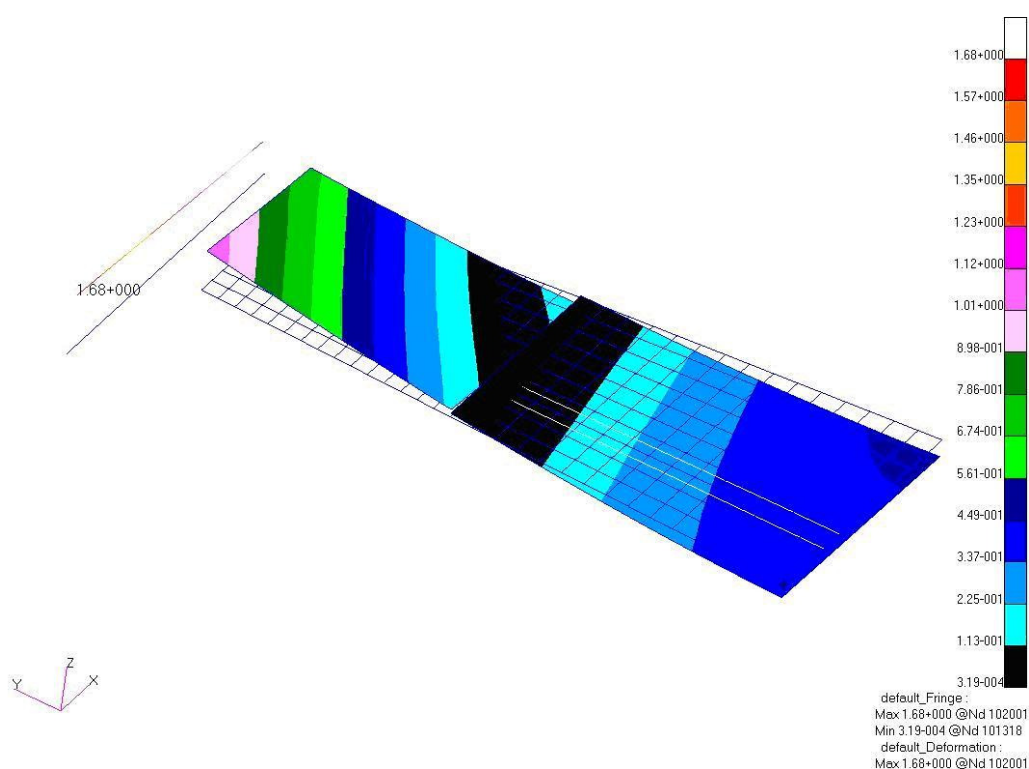


Figura 66 - Modo 1 simmetrico: 1° flessionale

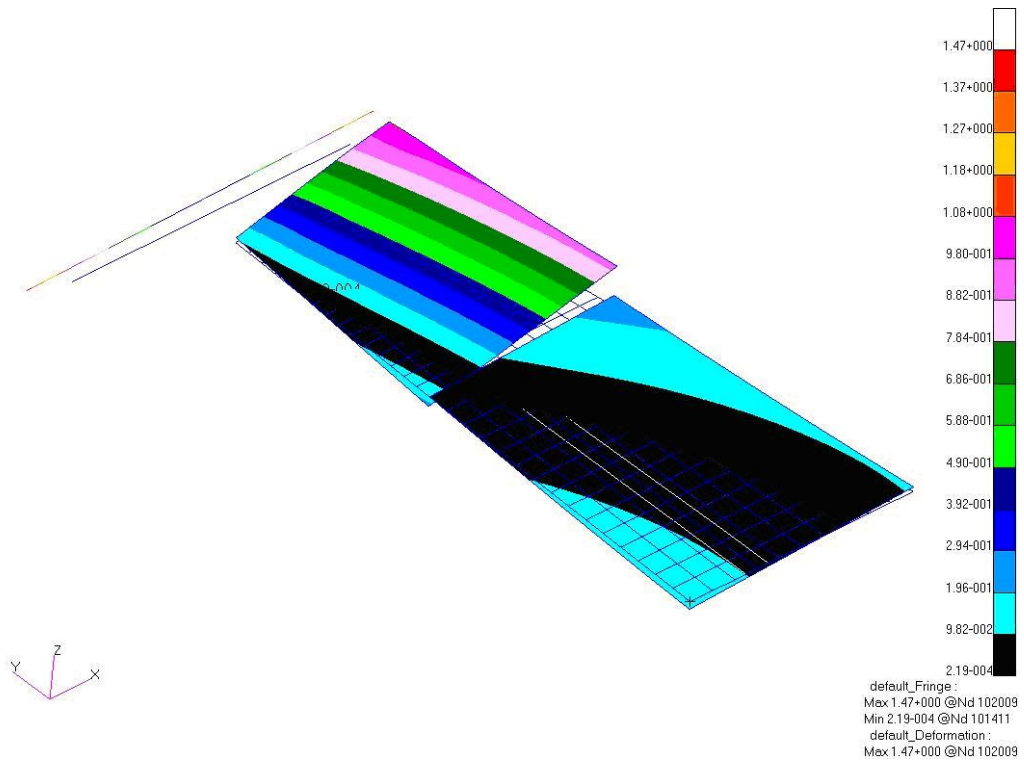


Figura 67 - Modo 2 simmetrico: 1° fore&aft

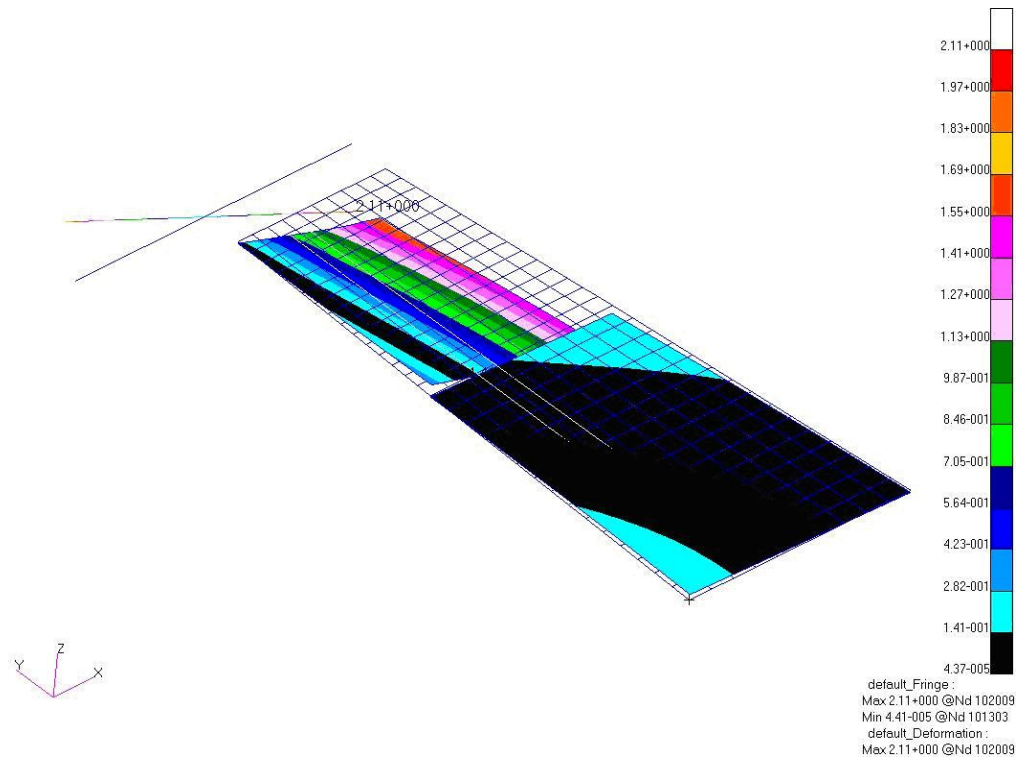


Figura 68 - Modo 3 simmetrico: 1° torsionale

L'analisi di flutter è stata condotta a quota zero e $M=0.45$ indagando un range di velocità variabile da 1 m/s a 180 m/s.

L'attenzione è stata concentrata sui primi quattro modi e i risultati ottenuti non hanno mostrato alcuna instabilità all'interno del range di velocità selezionato.

I diagrammi di frequenza e smorzamento in funzione delle velocità di volo sono riportati nelle figure seguenti.

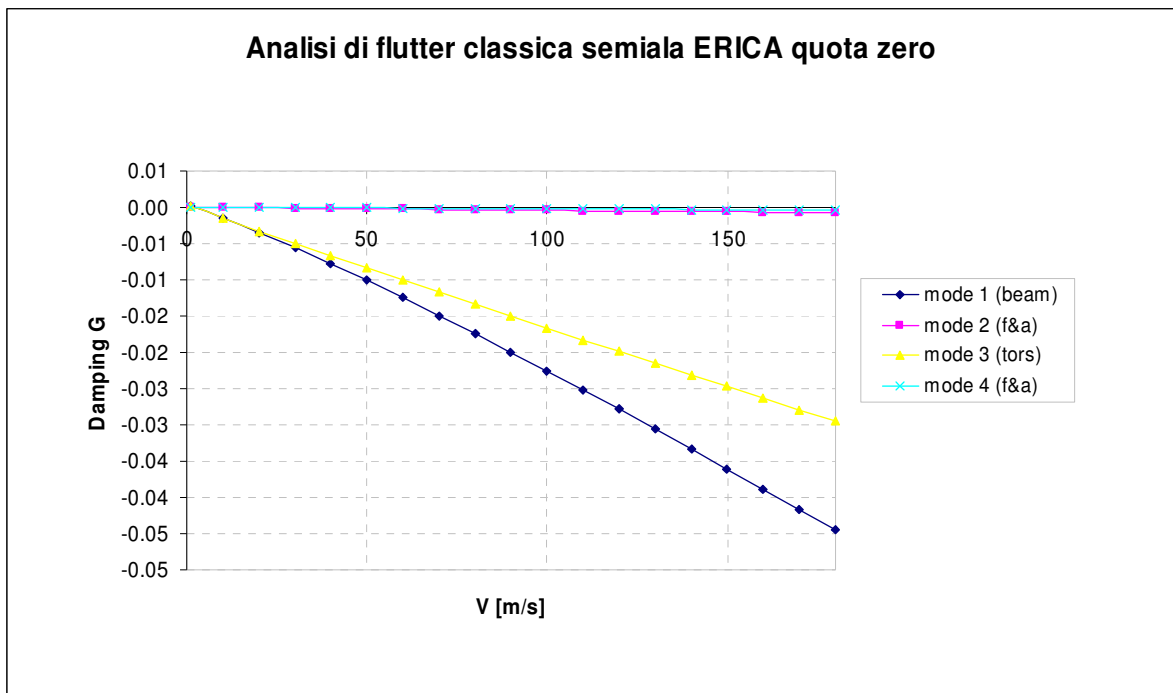


Figura 69 – Diagramma (G,V) - Analisi di flutter classica (Modi simmetrici)

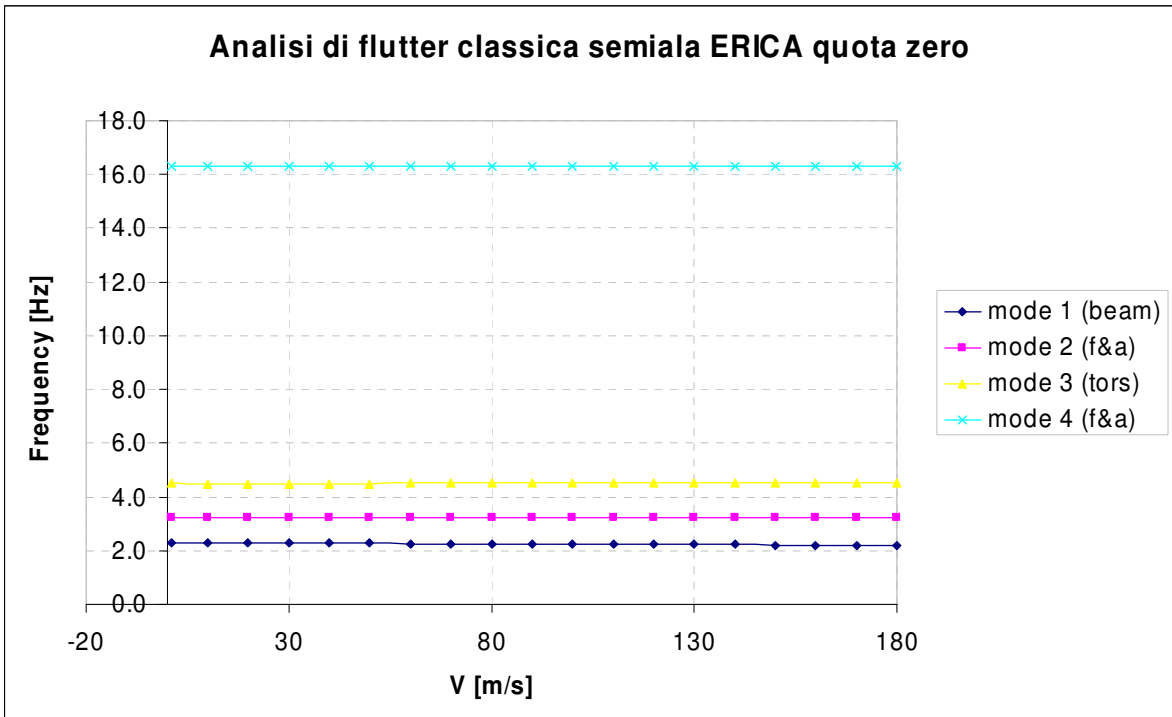


Figura 70 - Diagramma (F,V) - Analisi di flutter classica (Modi simmetrici)

6.5 Analisi di whirl flutter con la innovativa procedura implementata

L'analisi di flutter classica è stata arricchita con l'aggiunta degli effetti prodotti dalla presenza di un rotore installato in ala.

Il primo passo è la determinazione dell'effetto aerodinamico prodotto dall'ala sul rotore in termini di downwash.

Il downwash dell'ala può essere calcolato eseguendo un'analisi classica di flutter sul modello aeroelastico costruito e con l'impiego di un comando di alter scritto in linguaggio proprio Nastran DMAP (Direct Matrix Abstract Programming).

A tale scopo si procede come segue:

- 1) Definizione delle dimensioni della matrice di influenza aerodinamica AJJ;
- 2) Partizione della stessa allo scopo di identificare il pannello aerodinamico in corrispondenza del mozzo del rotore con il comando PARTN nel bulk data entry del file di input Nastran;
- 3) Generazione di un PUNCH file con il downwash richiesto;
- 4) Caricamento del PUNCH file nel programma esterno Fortran per il calcolo di forze aerodinamiche e giroscopiche per tener conto del downwash dell'ala coerentemente con la trattazione teroica sviluppata nel capitolo 5.

Il rotore è stato simulato in termini di forze aerodinamiche instazionarie e coppie di reazione giroscopica secondo quanto descritto in dettaglio nel capitolo 5.

Per il calcolo di queste azioni si è utilizzato un codice esterno scritto in linguaggio Fortran il quale necessita in input del set di dati riportato sotto, specializzato per il rotore di ERICA nel nostro caso.

```
ERICA PROPELLER
426.          numero di giri rotore [RPM]
980.          momento di inerzia di massa turbina [kgm2]
12           rapporto velocità turbina/velocità rotore
7861.3       momento di inerzia di massa rotore [kgm2]
0.          Clalfa profilo [0=2pi]
0.          Clalfa max profilo [0=4pi]
1           flag per calcolo del lag term
1.225       densità di riferimento [kg/m3]
4           numero di pale
0.525       corda di riferimento pala [m]
0           aspect ratio [0=calcolato internamente]
27          numero di stazioni con cui definiamo la geometria della pala
```



```

76          grid identificativo del mozzo nel modello F.E.M.
2          asse di pitch
3          asse di yaw
0          flag downswash [0=no downwash altrimenti nome file downwash]
1.         velocità di volo [m/s]
340.      velocità del suono [m/s]
1.225     densità dell'aria di riferimento [kg/m3]

```

La geometria della pala è descritta come sequenza di stazione lungo l'apertura e rispettiva corda, come sotto riportato.

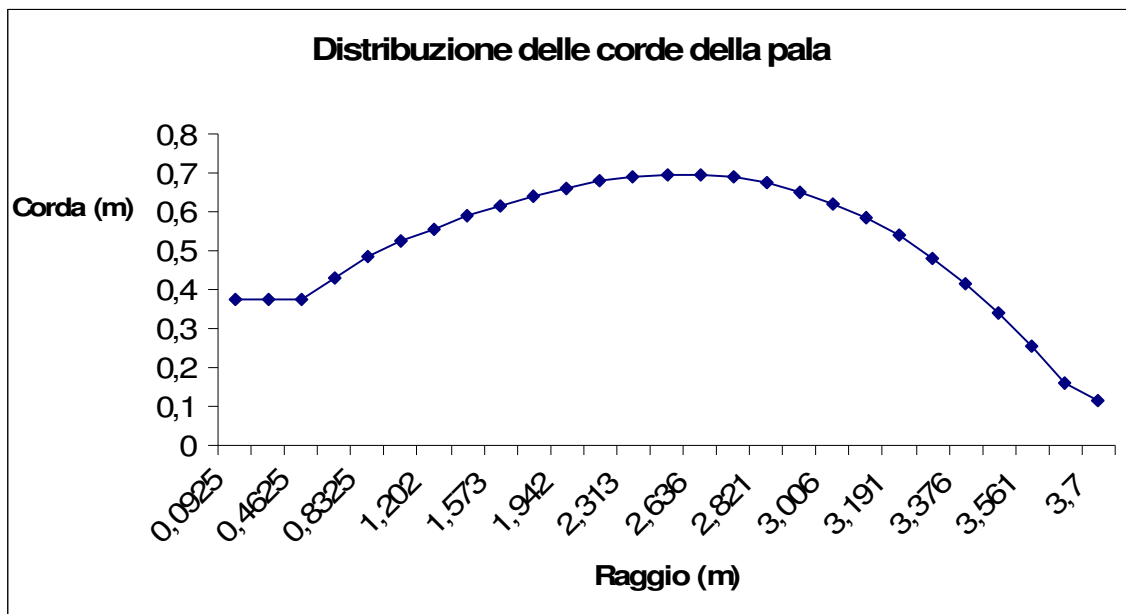


Figura 71 - Distribuzione della corda di pala lungo l'apertura

Viene infine fornito il set di velocità per l'analisi di whirl flutter che nel nostro caso variano da 1 m/s a 250 m/s.

Le azioni prodotte dal rotore sono calcolate in termini di matrici di rigidità e smorzamento relative al nodo identificativo del mozzo del modello strutturale e per ciascuna velocità di analisi selezionata.

Le matrici sono in forma di DMIG entry pronte per essere inserite nel fine di input dell'analisi di flutter Nastran SOL 145. Nella figura sotto è riportato un esempio del formato di tali matrici.

DMIG	AEROS101	0	1	1	
DMIG	*AEROS101		76	3	*S100001
*S100001	76			3	0.000000000E+00
*S100002	76			5	0.000000000E+00
*S100003	76			2	0.000000000E+00
*S100004	76			6	0.000000000E+00
*S100005					
DMIG	*AEROS101		76	5	*S100006
*S100006	76			3	2.790421000E-01
*S100007	76			5	0.000000000E+00
*S100008	76			2	0.000000000E+00
*S100009	76			6	2.250004000E+01
*S100010					
DMIG	*AEROS101		76	2	*S100011
*S100011	76			3	0.000000000E+00
*S100012	76			5	0.000000000E+00
*S100013	76			2	0.000000000E+00
*S100014	76			6	0.000000000E+00
*S100015					
DMIG	*AEROS101		76	6	*S100016
*S100016	76			3	0.000000000E+00
*S100017	76			5	-2.250004000E+01
*S100018	76			2	-2.790421000E-01
*S100019	76			6	0.000000000E+00
*S100020					
DMIG	AEROB101	0	1	1	
DMIG	*AEROB101		76	3	*D100021
*D100021	76			3	2.790421000E-01
*D100022	76			5	0.000000000E+00
*D100023	76			2	0.000000000E+00
*D100024	76			6	2.250004000E+01
*D100025					
DMIG	*AEROB101		76	5	*D100026
*D100026	76			3	0.000000000E+00
*D100027	76			5	7.003201000E+03
*D100028	76			2	2.250004000E+01
*D100029	76			6	-8.922715000E+04
*D100030					
DMIG	*AEROB101		76	2	*D100031
*D100031	76			3	0.000000000E+00
*D100032	76			5	2.250004000E+01
*D100033	76			2	2.790421000E-01
*D100034	76			6	0.000000000E+00
*D100035					
DMIG	*AEROB101		76	6	*D100036
*D100036	76			3	2.250004000E+01
*D100037	76			5	8.922715000E+04
*D100038	76			2	0.000000000E+00
*D100039	76			6	7.003201000E+03
*D100040					

Una volta inserite nel file di input Nastran si procede all'analisi di flutter SOL 145 che adesso terrà in conto degli effetti del rotore.

I risultati sono di seguito riportati:

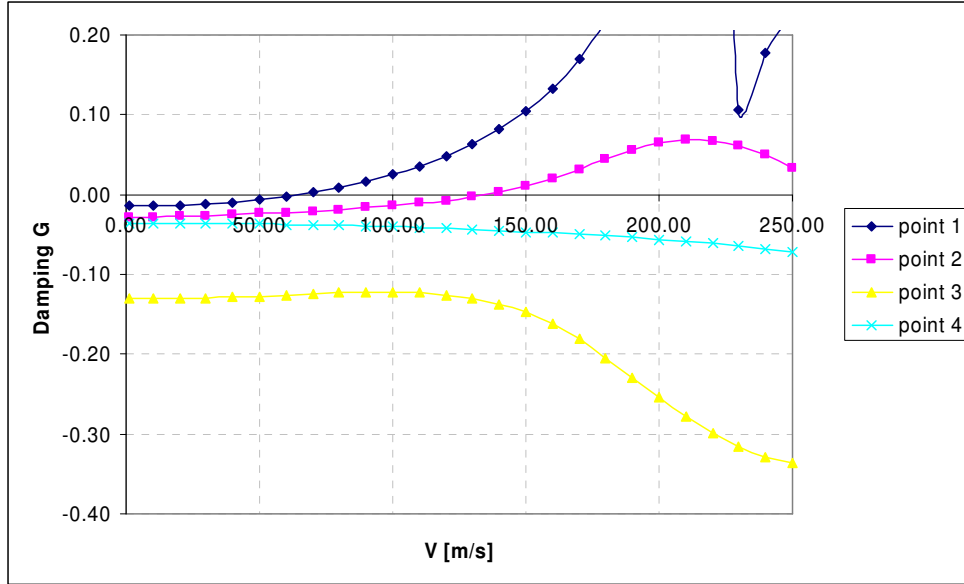


Figura 72 - Diagramma (G,V) - Analisi di whirl flutter (Modi simmetrici)

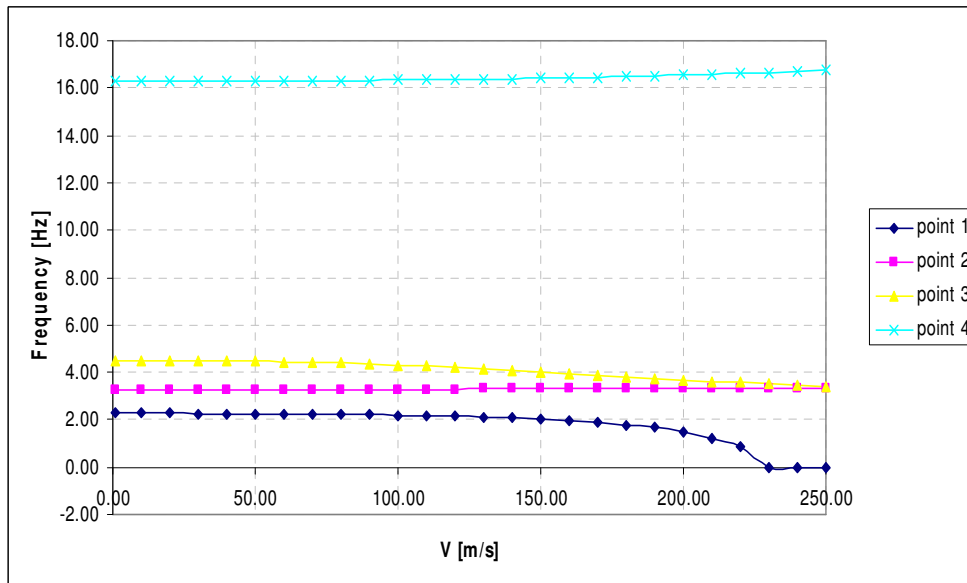


Figura 73 - Diagramma (F,V) - Analisi di whirl flutter (Modi simmetrici)

In cui point 1,2,3 e 4 indicano i modi 1,2,3 e 4 rispettivamente così come dall'analisi modale riportata in precedenza.

Come si osserva dai diagrammi, l'introduzione degli effetti aerodinamici e giroscopici del rotore provoca un'instabilizzazione dei primi due modi d'ala, quello flessionale fuori dal piano e quello flessionale nel piano o fore&aft.

6.6 Confronto con risultati delle analisi modale, di flutter e whirl flutter ottenuti da altri gruppi di ricerca

I risultati delle analisi condotte finora con la procedura messa a punto sono stati confrontati con quelli resi disponibili da altri gruppi di ricerca ed ottenuti attraverso metodologie di gran lunga più complicate di quella sviluppata nel presente lavoro di ricerca e basati sull'impiego congiunto dei codici MSC/Nastran e CAMRAD/JA. L'impiego di quest'ultimo codice in particolare implica un più complesso lavoro di modellazione del gruppo rotore affiancato ad un'attività di tuning del modello strutturale sulla base di quello più accurato ottenibile con Nastran. Questa metodologia consente una trattazione del problema più accurata in quanto consente di introdurre nelle analisi di flutter anche i modi elastici del rotore, cosa questa non possibile con la procedura implementata.

Tuttavia è interessante notare che nonostante questa importante limitazione nella trattazione matematica del problema, la metodologia implementata nella procedura semplificata sviluppata in questo lavoro di ricerca consente di cogliere a pieno la fenomenologia aeroelastica dell'ala. Entrambe le analisi infatti mostrano la instabilizzazione degli stessi modi, il primo e il secondo appunto e nella stessa sequenza anche se a velocità differenti. La differenza nel valore assoluto di tale velocità è probabilmente imputabile anche ad una maggiore approssimazione del modello aerodinamico del rotore così come implementato nella procedura sviluppata.

Confronto base modale

Nelle figure e tabelle che seguono si riportano le frequenze e forme modali dei primi quattro modi simmetrici della struttura della semiala di ERICA così come ottenuti dagli altri gruppi di ricerca coinvolti. Il confronto con i risultati calcolati mostra un ottimo accordo.

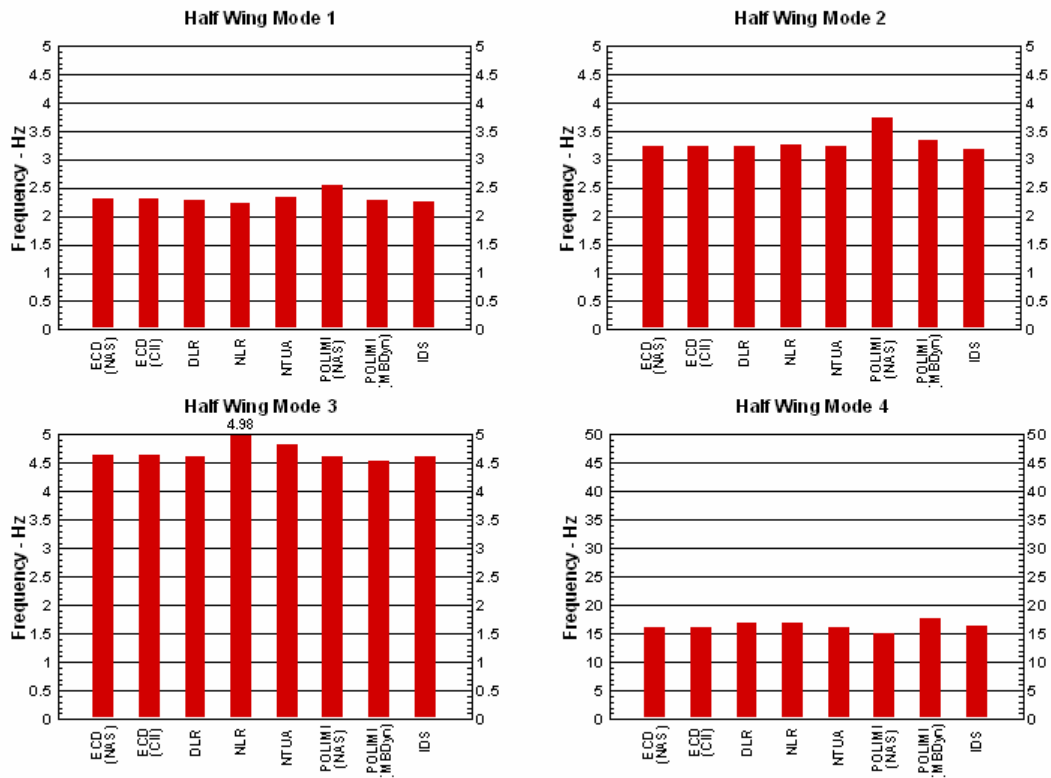


Figura 74 - Riferimento base modale altri gruppi di ricerca ERICA

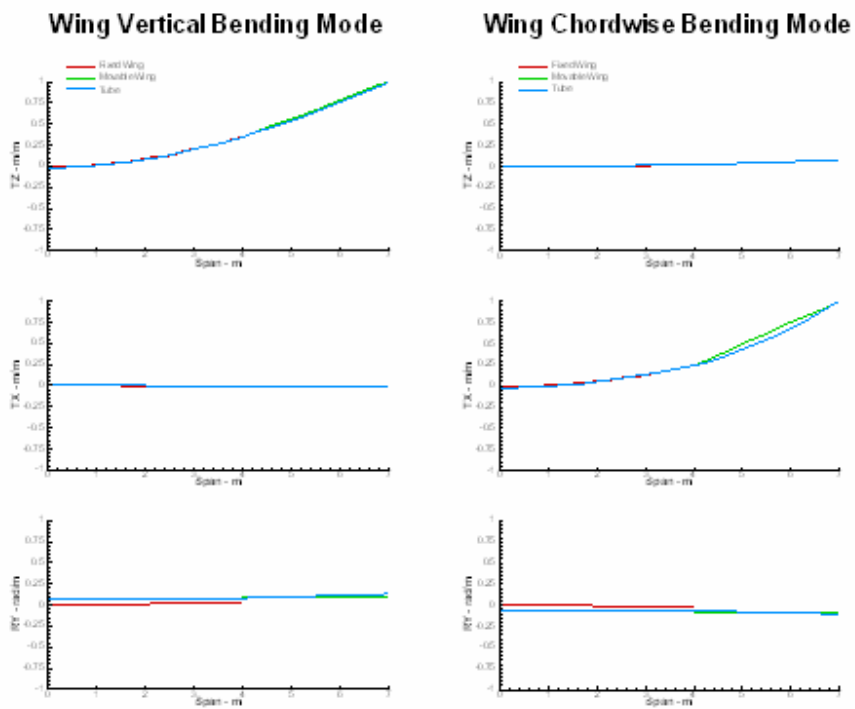


Figura 75 - Deformata modi 1 e 2 semiala ERICA riferimento

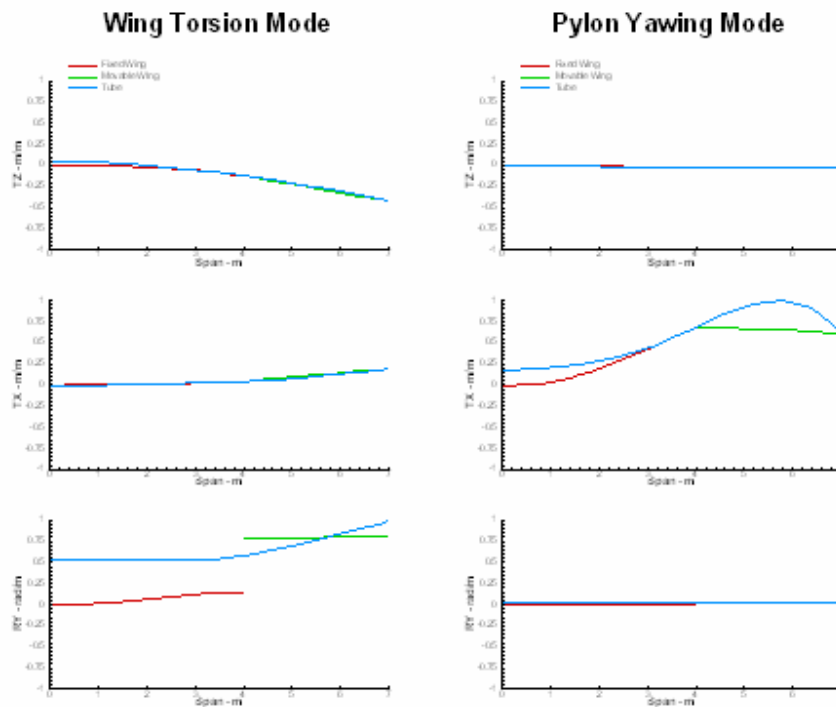


Figura 76 - Deformata modi 3 e 4 semiala ERICA riferimento

Tabella 7 - Modi simmetrici ERICA di riferimento

Modo	Frequenza [Hz]
1	2.268
2	3.179
3	4.620
4	16.449

Confronto flutter e whirl flutter

L'osservazione dei diagrammi di flutter riportati sotto e ottenuti con metodologia più laboriosa e accurata, confrontati con i risultati da noi ottenuti è evidenza della bontà dei risultati ottenuti.

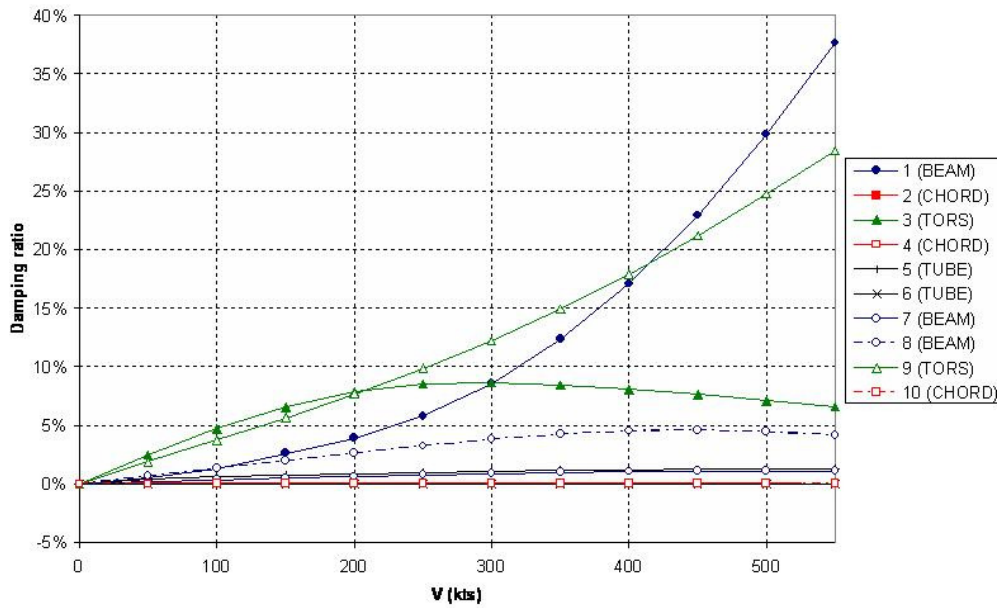


Figura 77 - Diagramma (G,V) flutter semiala ERICA riferimento

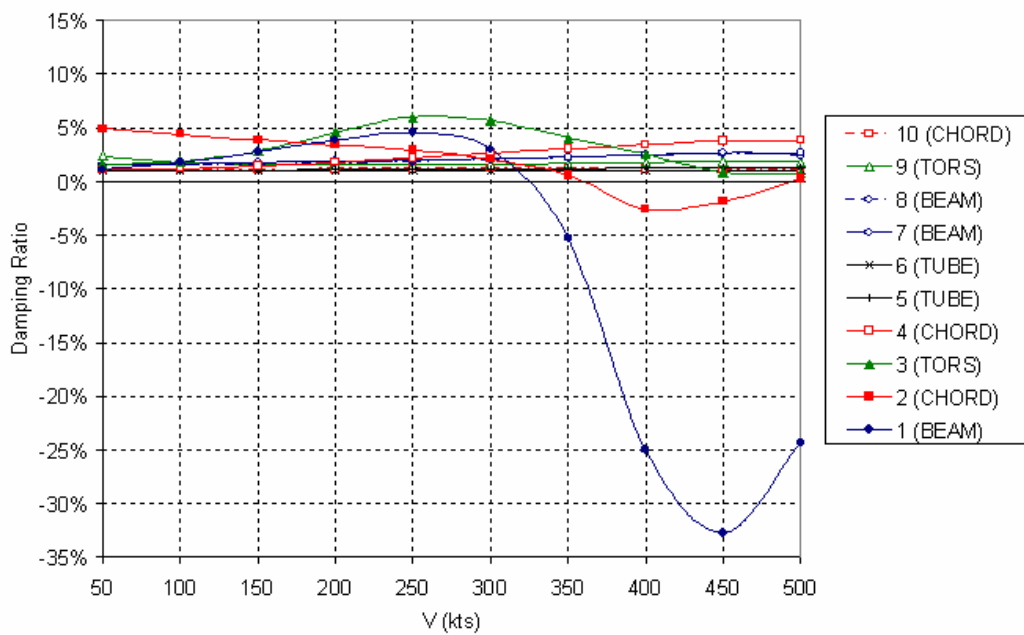


Figura 78 - Diagramma (G,V) whirl flutter semiala ERICA riferimento

6.7 Aggiunta dell'effetto aerodinamico della nacelle all'analisi di flutter classico

L'effetto aerodinamico del corpo gondola motore o nacelle può essere simulato attraverso la definizione di uno slender body element supportato dal codice MSC/Nastran con la definizione di schede CAERO2 nel bulk data entry coerentemente con la teoria descritta nel capitolo 4.

Nel caso specifico il gruppo nacelle ri ERICA è stato simulato con otto slender body element e otto interference element come mostrato nella figura che segue.

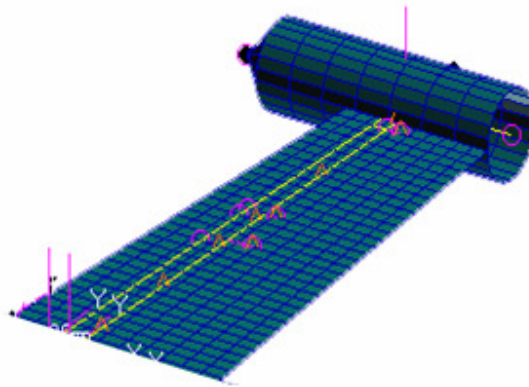


Figura 79 - Modellazione gruppo nacelle ERICA

L'analisi di flutter classica è stata condotta nelle stesse condizioni di quella precedente e cioè a quota zero, $M=0.45$ e indagando un range di velocità variabile da 1 m/s a 180 m/s al solito concentrando l'attenzione sui primi quattro modi.

I risultati dell'analisi sono riportati nelle figure seguenti in cui sono rappresentati in confronto a quelli ottenuti nell'analisi precedente in assenza di nacelle.

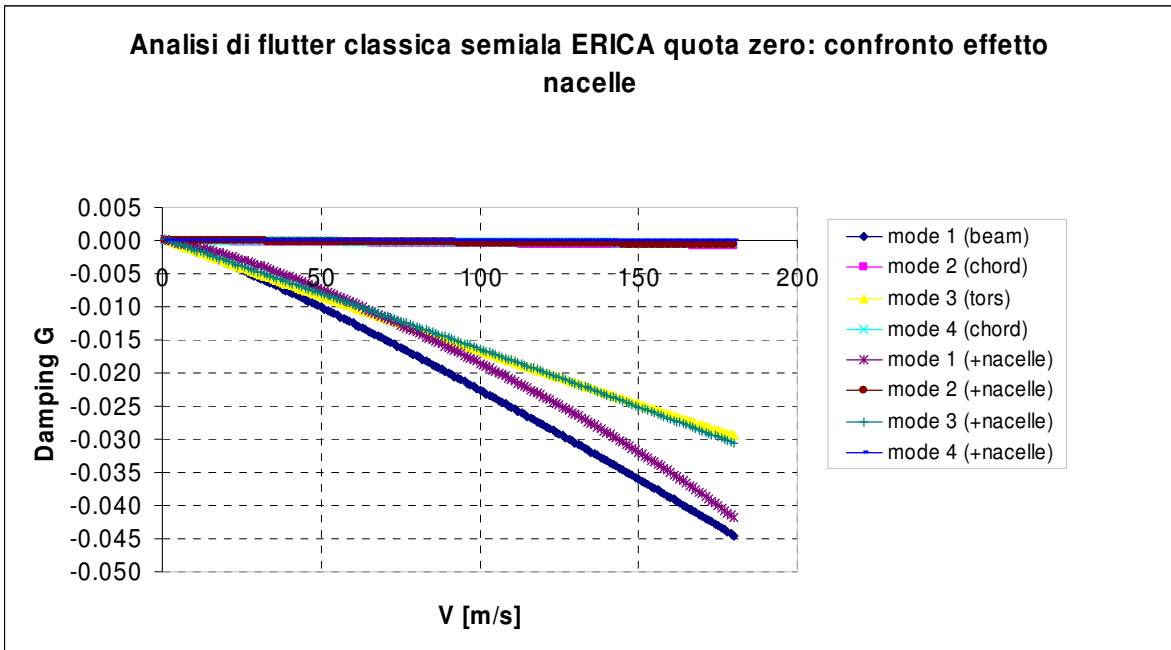


Figura 80 – Confronto diagrammi (G,V) flutter classico semiala ERICA modi simmetrici

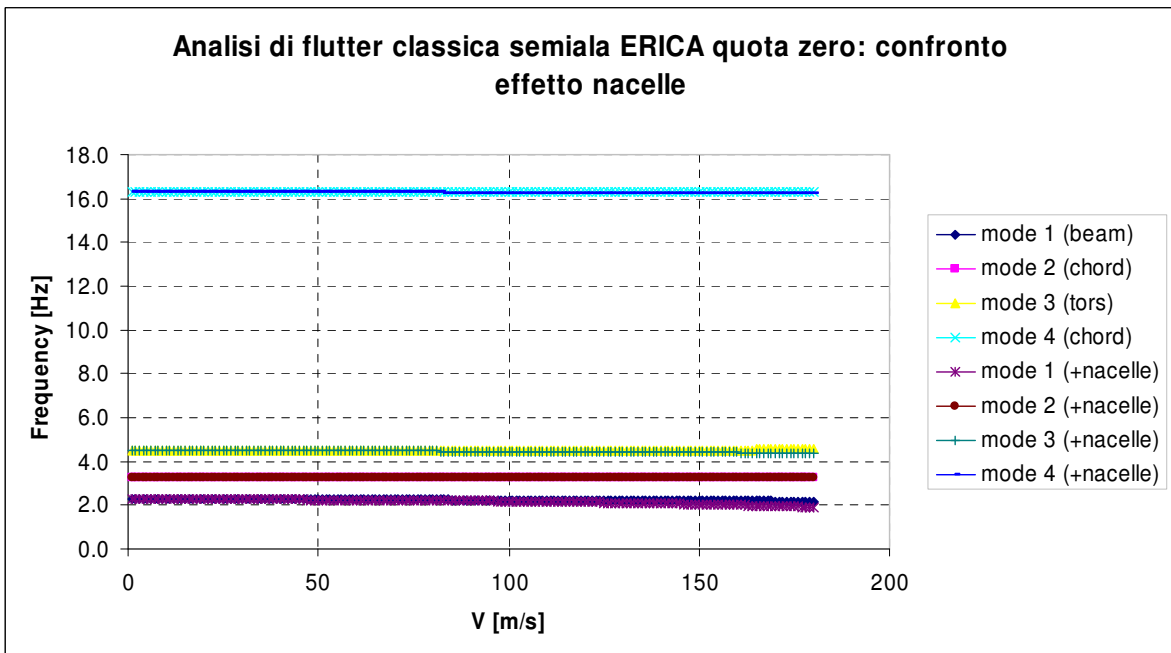


Figura 81 - Confronto diagrammi (F,V) flutter classico semiala ERICA modi simmetrici

L'osservazione dei diagrammi di flutter mostra un incremento medio del damping G sul primo modo del 22%. Ciò significa che la presenza del gruppo nacelle determina una in stabilizzazione di tutti e tre i modi e in particolare sul primo.

6.8 Aggiunta dell'effetto slipstream del rotore all'analisi di flutter classico

L'effetto aerodinamico della scia dell'elica o slipstream può essere simulato coerentemente a quanto detto nel capitolo 5 mediante la definizione e input di opportune matrici correttive delle forze e momenti aerodinamici agenti sui pannelli d'ala investiti dalla scia del rotore.

Procedendo con l'applicazione delle formule descritte nel capitolo 5 appunto è possibile definire la seguente matrice di coefficienti correttivi.

Tabella 8 - Dati input calcolo slipstream ERICA

Dati input	
D [m]	7,40
rho [Kg/m ³]	1,225
S [m ²]	43,01
V [m/s]	152,00
T [N]	6867,00

Tabella 9 - Coefficienti correttivi per slipstream del rotore sull'ala

	Deltay [m]	B.L. [m]	Wkk
TILTWING	1,00	7,00	1,083
	2,00	6,50	1,042
	3,00	6,00	1,028
	4,00	5,50	1,021
	5,00	5,00	1,017
	6,00	4,50	1,014
FIXED WING	7,00	4,00	1,012
	8,00	3,50	1,010
	9,00	3,00	1,009
	10,00	2,50	1,008

11,00	2,00	1,008
12,00	1,50	1,007
13,00	1,00	1,006
14,00	0,50	1,006
15,00	0,00	1,006

Tali coefficienti vengono inseriti in input nel bulk data entry del modello di analisi flutter di Nastran tramite le schede WKK.

Nelle figure che seguono si riportano il diagrammi di flutter relativi e confrontati con quelli ottenuti senza l'effetto suddetto. Si sono considerati i primi tre modi simmetrici.

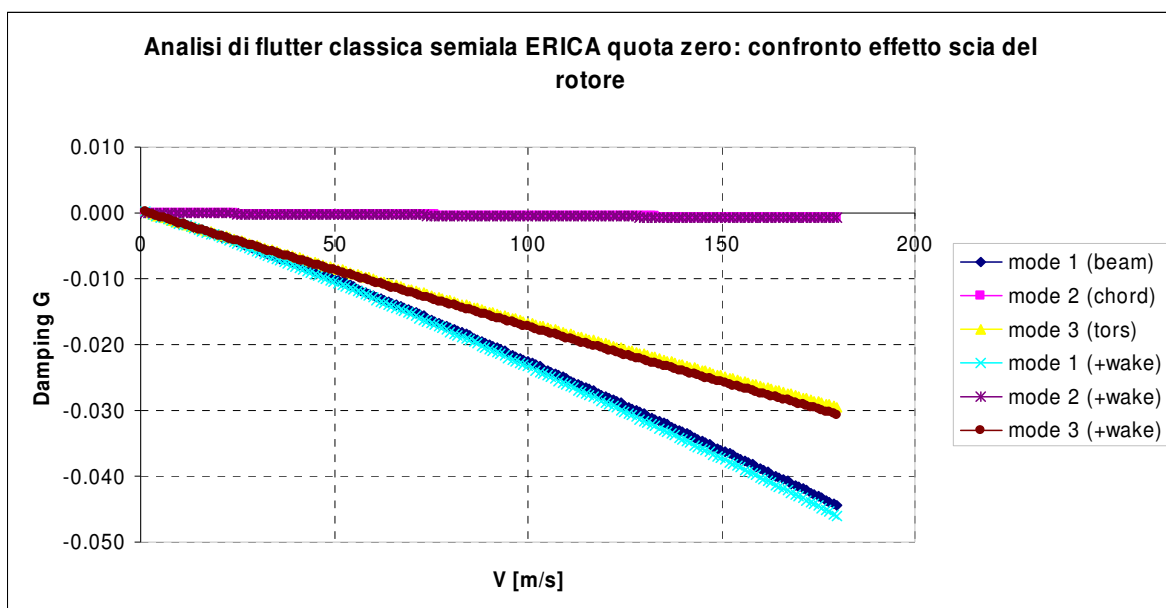


Figura 82 - Confronto diagrammi (G,V) flutter classico semiala ERICA modi simmetrici

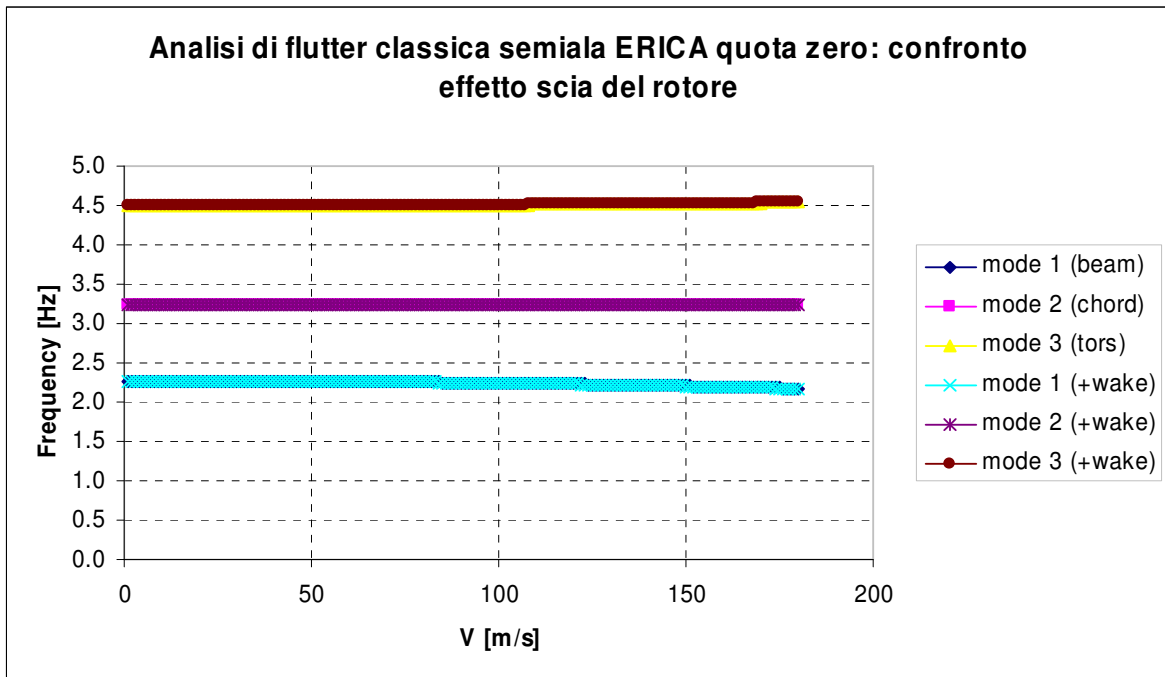


Figura 83 - Confronto diagrammi (F,V) flutter classico semiala ERICA modi simmetrici

L'osservazione dei diagrammi di flutter mostra un decremento medio del damping G sul primo modo del 3.5%. Ciò significa che la presenza dello slipstream del rotore determina una stabilizzazione di tutti e tre i modi e in particolare del primo.

Appendice A

Analisi di flutter classico semiala ERICA con massa e inerzia di fusoliera

In quanto segue si riportano i risultati dell'analisi modale e di flutter classico condotto sul modello di semiala del convertiplano ERICA simulando in aggiunta a quanto sviluppato nel capitolo 6, per le ragioni ivi riportate, la presenza della fusoliera in termini di relativa massa e inerzia.

Tabella 10 - Modello semiala e rotore concentr.-Modi Simm.

MODI SIMMETRICI		
Modo	Frequenza (Hz)	Descrizione
1	2,64	1° flessionale
2	3,63	1° fore & aft
3	4,16	1° torsionale
4	16,6	2° fore & aft
5	26,6	flessionale yz(tubo torsione)
6	28,7	flessionale xy(tubo torsione)

MSC.Patran 12.0.041 22-Jul-04 17:34:43

Deform:SC1:DEFAULT, A1:Mode 4 : Freq. = 2.6369, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)

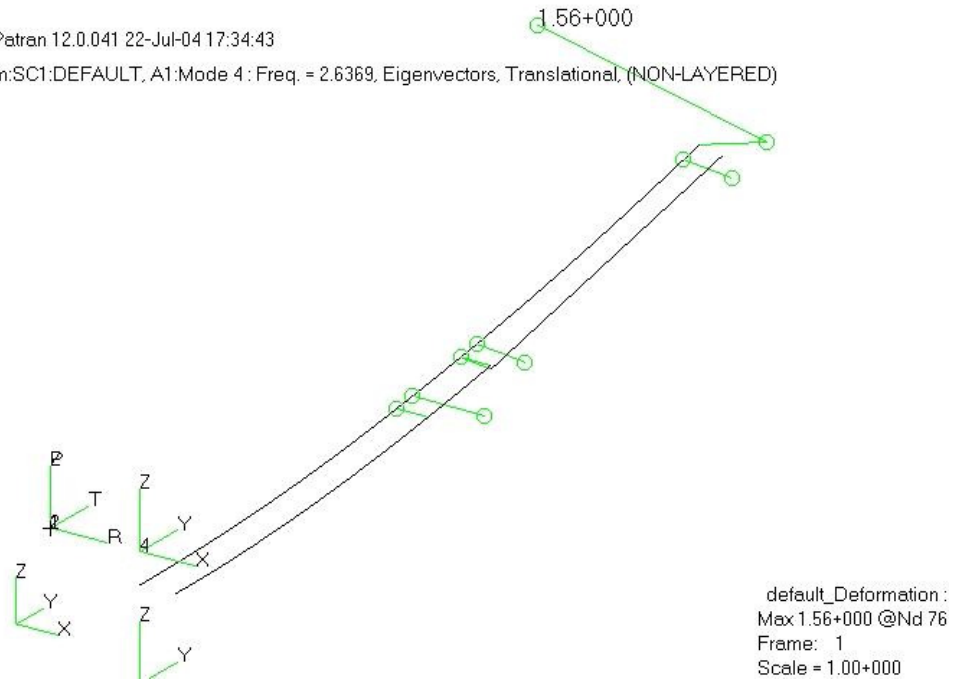


Figura 84 - Modo 1 simmetrico: 1° flessionale

MSC.Patran 12.0.041 22-Jul-04 17:33:21

Deform:SC1:DEFAULT, A1:Mode 5 : Freq. = 3.636, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)

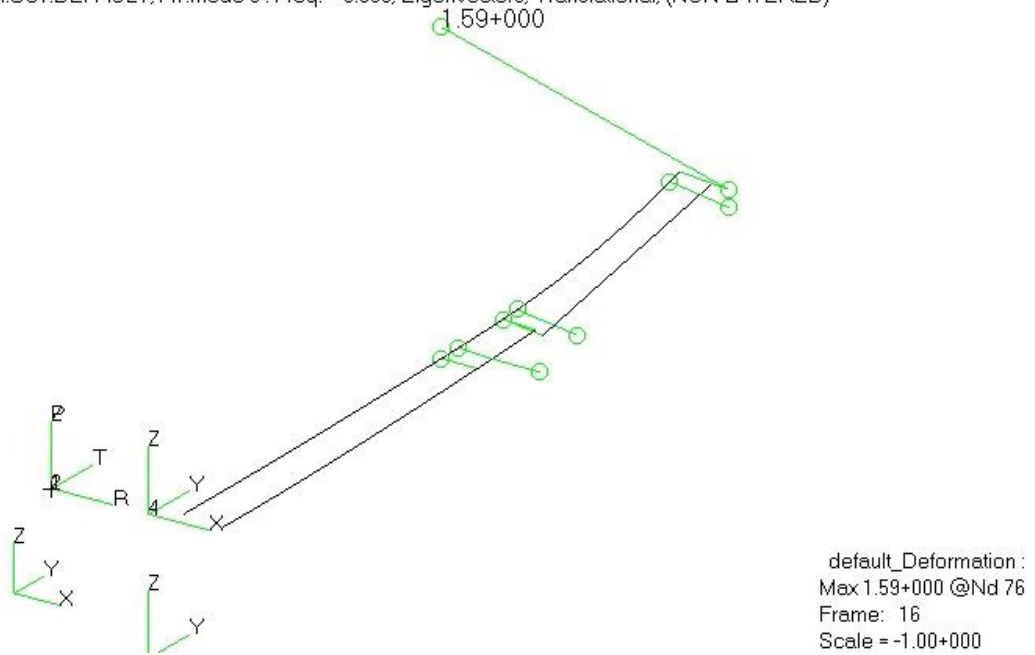


Figura 85 - Modo 2 simmetrico: 1° fore&aft

MSC.Patran 12.0.041 22-Jul-04 17:36:09

Deform:SC1:DEFAULT,A1:Mode 6 : Freq. = 4.1643, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)

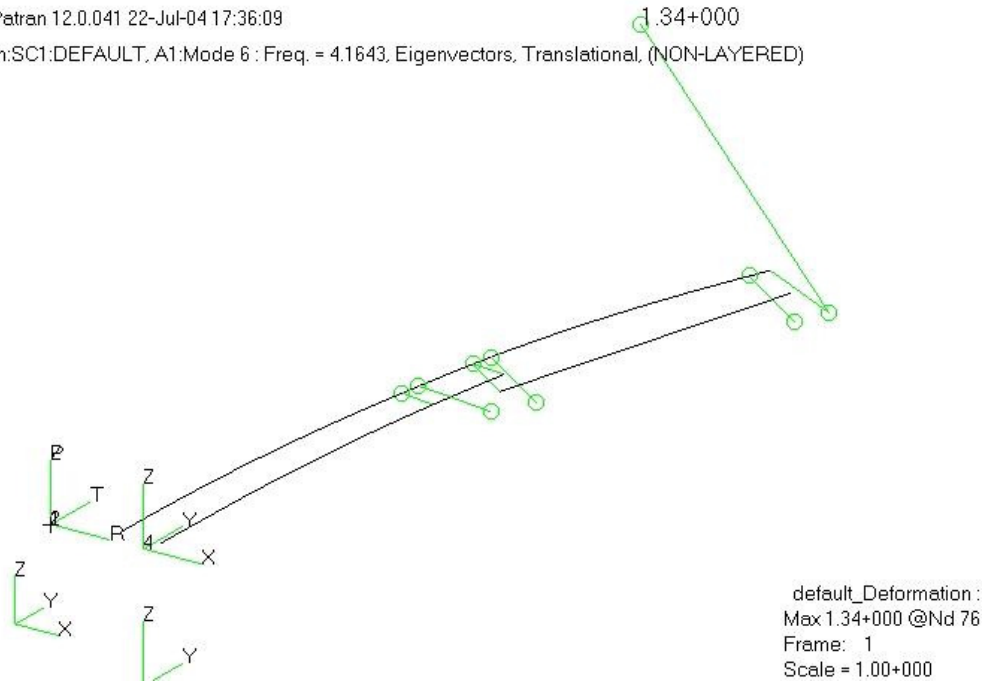


Figura 86 - Modo 3 simmetrico: 1° torsionale

MSC.Patran 12.0.041 22-Jul-04 17:36:52

Deform:SC1:DEFAULT,A1:Mode 7 : Freq. = 16.602, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)

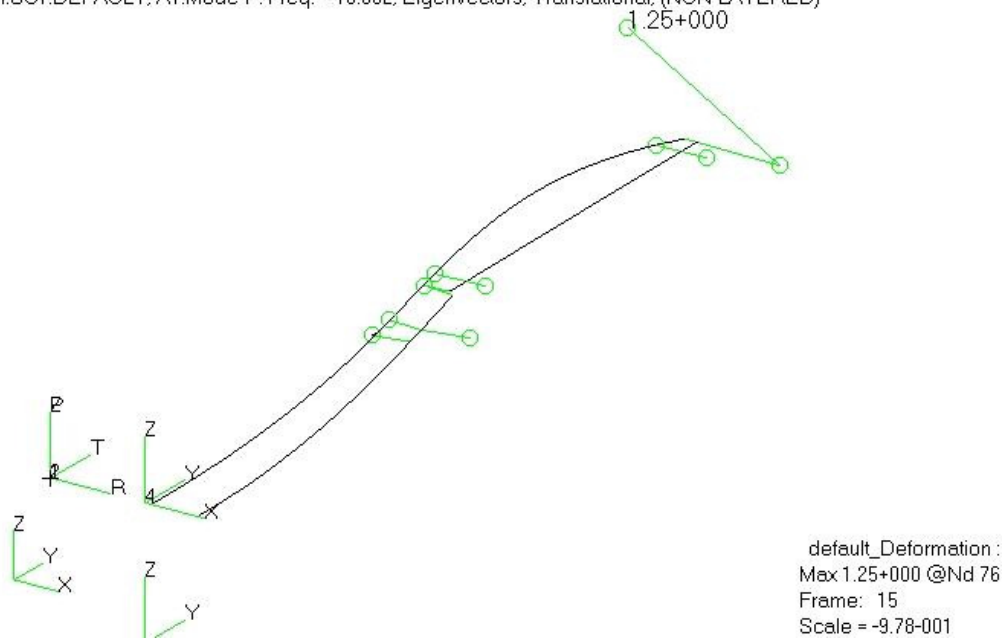


Figura 87 - Modo 4 simmetrico: 2° flessionale

MSC.Patran 12.0.041 22-Jul-04 17:37:31

Deform:SC1:DEFAULT, A1:Mode 8 : Freq. = 26.597, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)

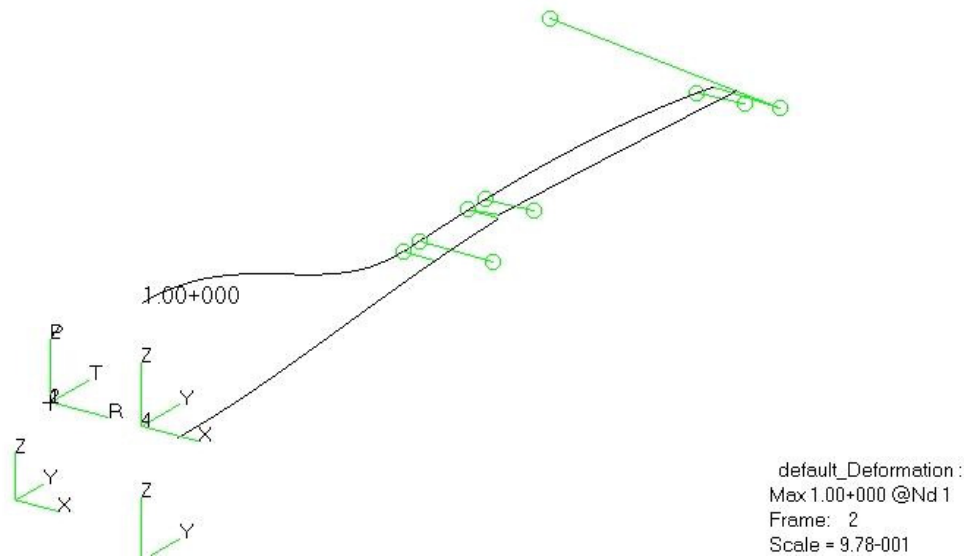


Figura 88 - Modo 5 simmetrico: flessionale yz (tubo di torsione)

MSC.Patran 12.0.041 22-Jul-04 17:37:56

Deform:SC1:DEFAULT, A1:Mode 9 : Freq. = 28.731, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)

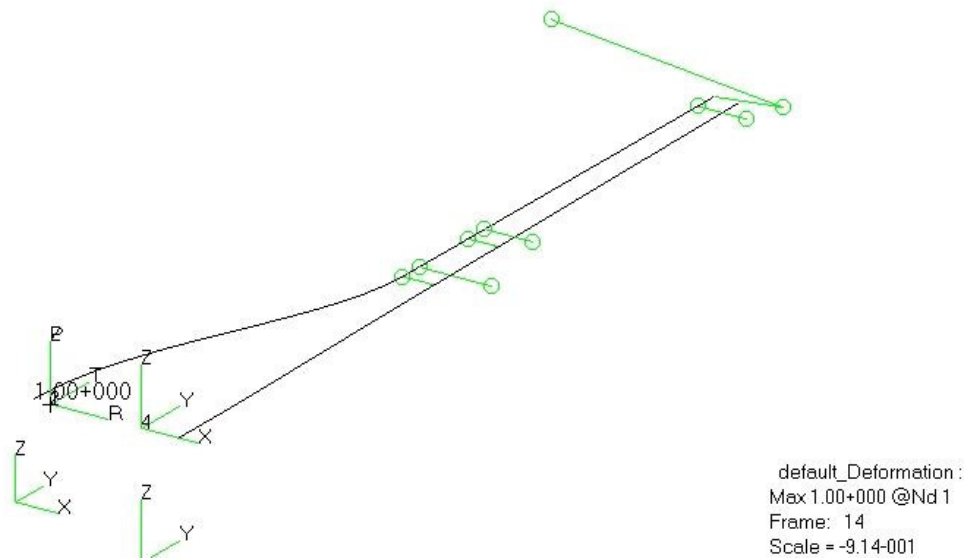


Figura 89 – Modo 6 simmetrico: flessionale xy (tubo di torsione)

Relativamente ai modi antisimmetrici invece:

Tabella 11 - - Modello semiala e rotore concentr.-Modi AntiSimm.

MODI ANTI-SIMMETRICI		
Modo	Frequenza (Hz)	Descrizione
1	4,29	1° torsionale
2	5,45	1° flessionale
3	5,59	1° fore & aft
4	17,4	2° fore & aft

MSC.Patran 12.0.041 09-May-05 14:36:20

Deform:SC1:DEFAULT, A1:Mode 5 : Freq. = 4.2929, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)

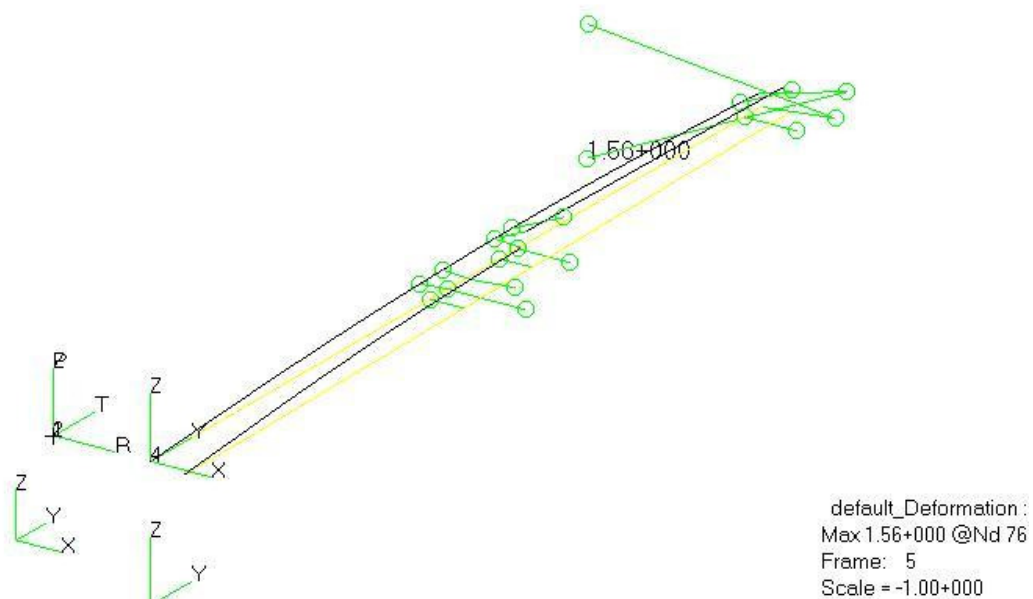


Figura 90 - Modo 1 antisimmetrico: 1° torsionale

MSC.Patran 12.0.041 09-May-05 14:39:04

Deform:SC1:DEFAULT, A1:Mode 6 : Freq. = 5.4466, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)

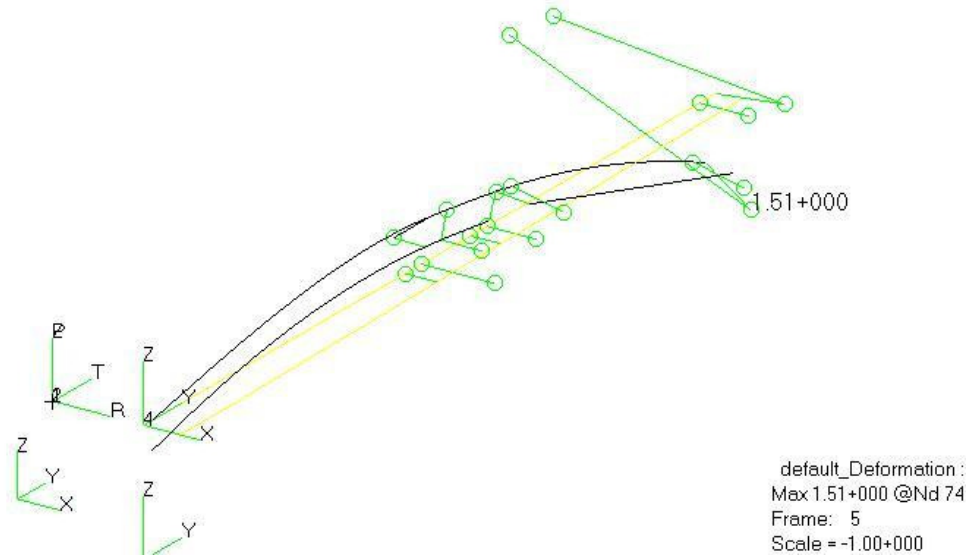


Figura 91 - Modo 2 antisimmetrico: 1° flessionale

MSC.Patran 12.0.041 09-May-05 14:41:29

Deform:SC1:DEFAULT, A1:Mode 7 : Freq. = 5.5898, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)

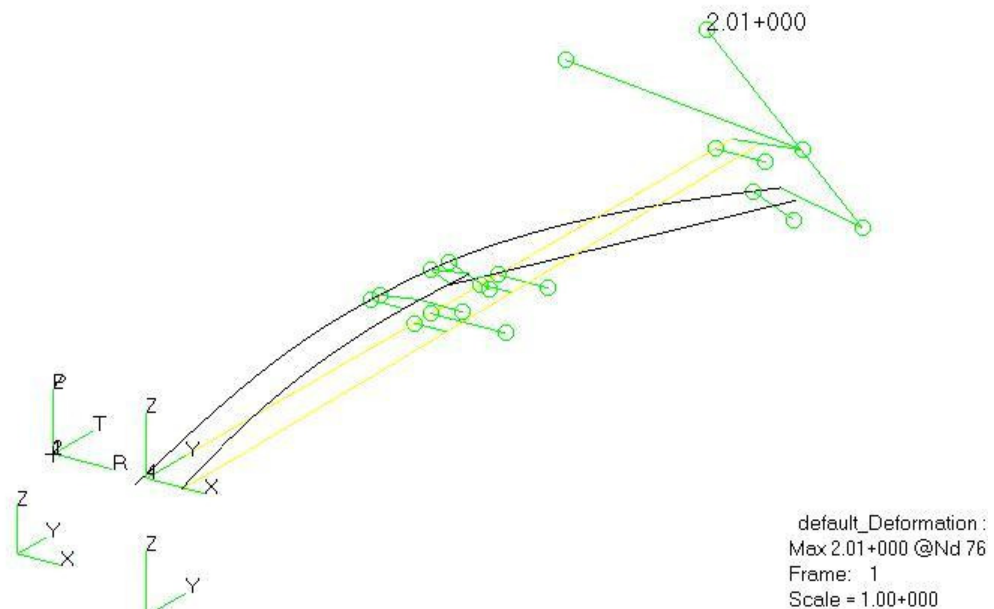


Figura 92 - Modo 3 antisimmetrico: 1° fore&aft

MSC.Patran 12.0.041 09-May-05 14:42:08

Deform:SC1:DEFAULT, A1:Mode 8 : Freq. = 17.432, Eigenvectors, Translational, (NON-LAYERED)

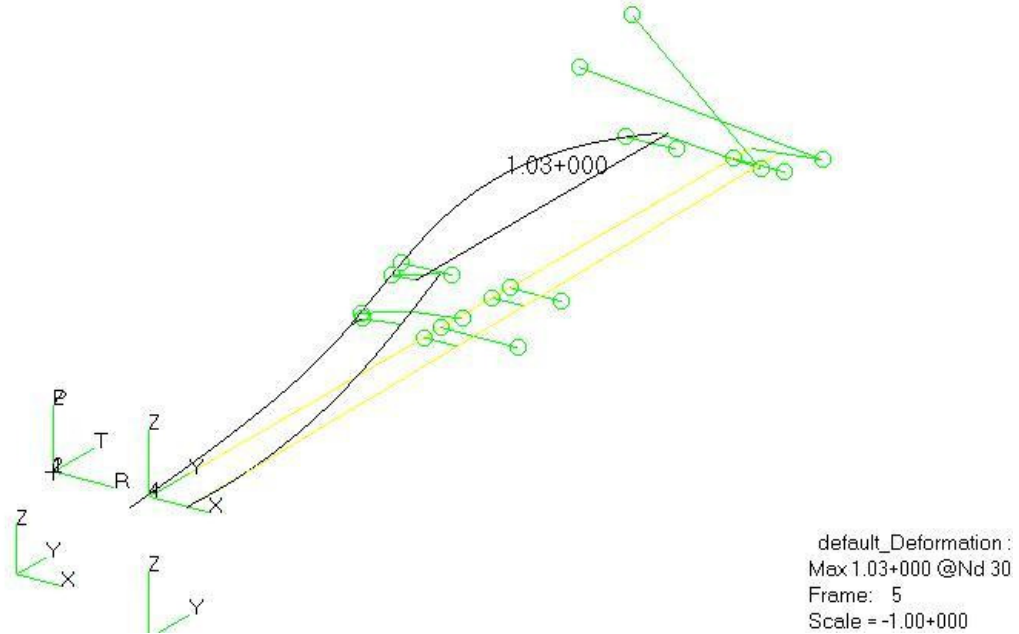


Figura 93 - Modo 4 antisimmetrico: 2° flessionale

E' stata condotta un'analisi di flutter a quota zero e $M=0.45$ indagando un range di velocità variabile da 1 m/s a 300 m/s.

L'attenzione è stata concentrata sui primi tre modi (1° flessionale, 1° fore&aft, 1° torsionale) e i risultati ottenuti non hanno mostrato alcuna instabilità all'interno del range di velocità selezionato.

I diagrammi di frequenza e smorzamento in funzione delle velocità di volo sono riportati nelle figure seguenti.

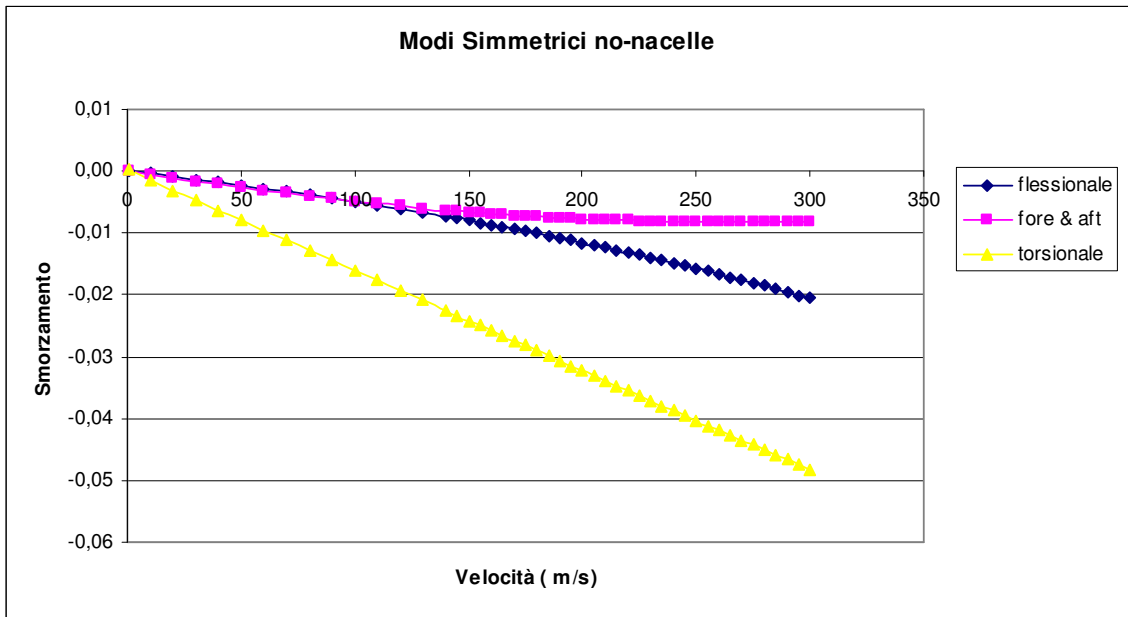


Figura 94 – Diagrammi (G,V) analisi flutter classico semiala ERICA: Modi simmetrici

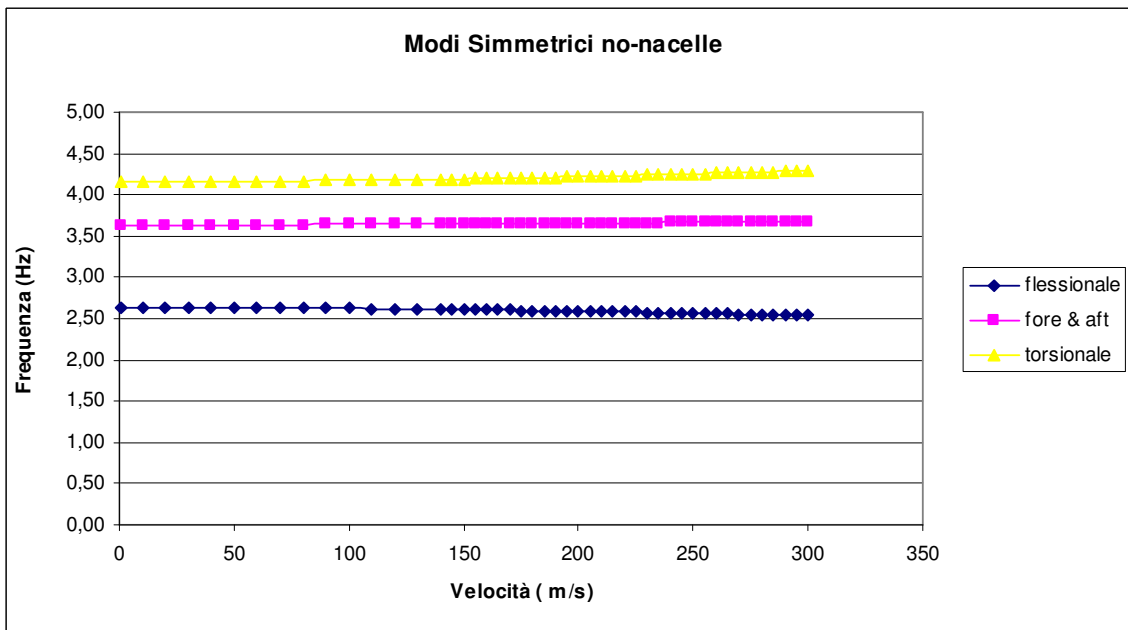


Figura 95 - Diagrammi (F,V) analisi flutter classico semiala ERICA: Modi simmetrici

Nelle figure seguenti è invece riportata la verifica sul corretto accoppiamento modello strutturale-modello aerodinamico.

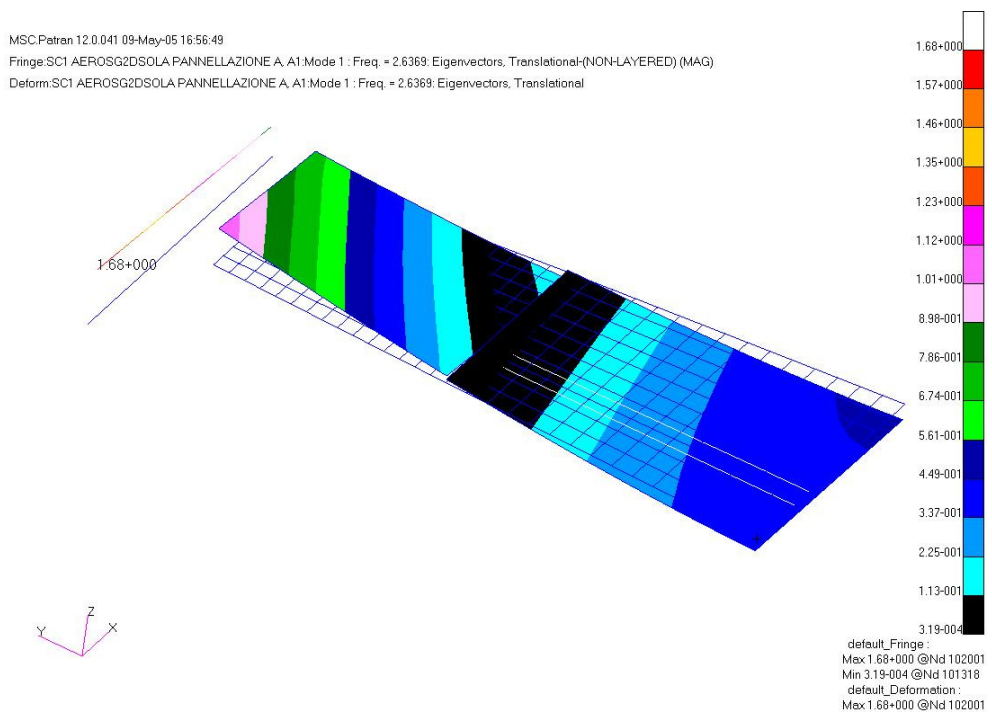


Figura 96 - Modo 1 simmetrico: 1° flessionale

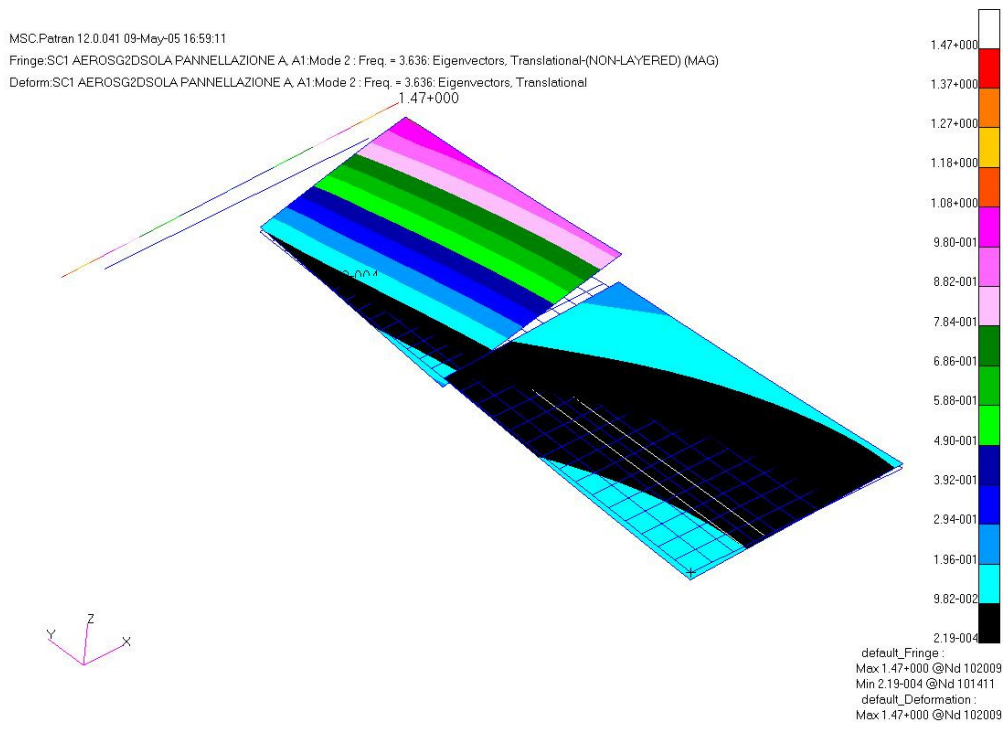


Figura 97 - Modo 2 simmetrico: 1° fore&aft

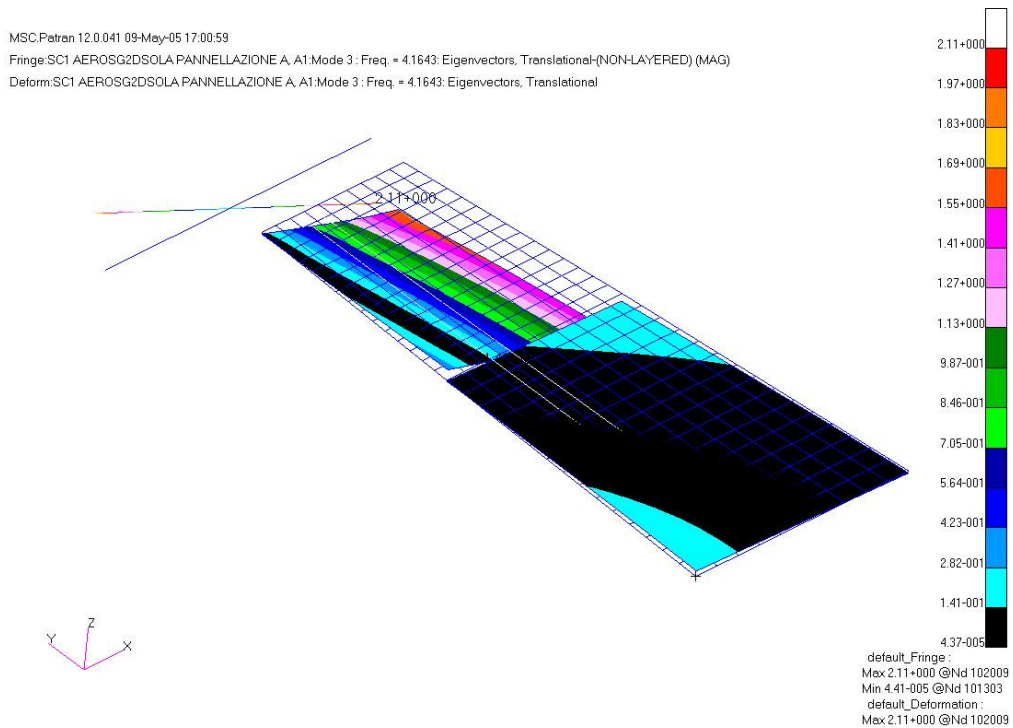


Figura 98 - Modo 3 simmetrico: 1° torsionale

I risultati dell'analisi di flutter relativamente ai modi antisimmetrici mostrano quanto segue:

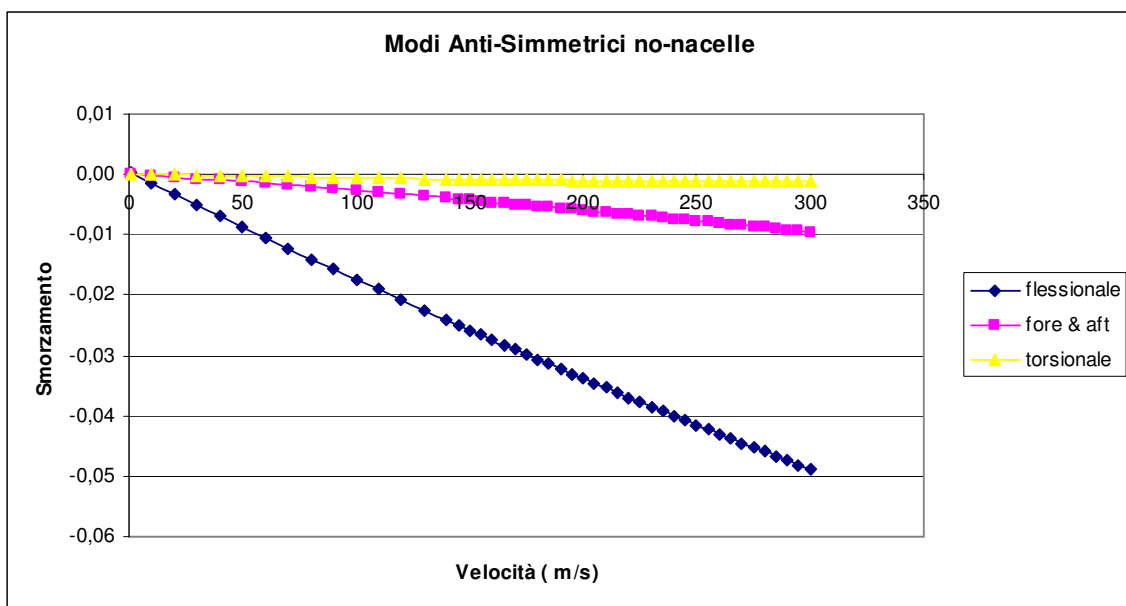


Figura 99 - Diagrammi (G,V) analisi flutter classico semiala ERICA: Modi antisimmetrici

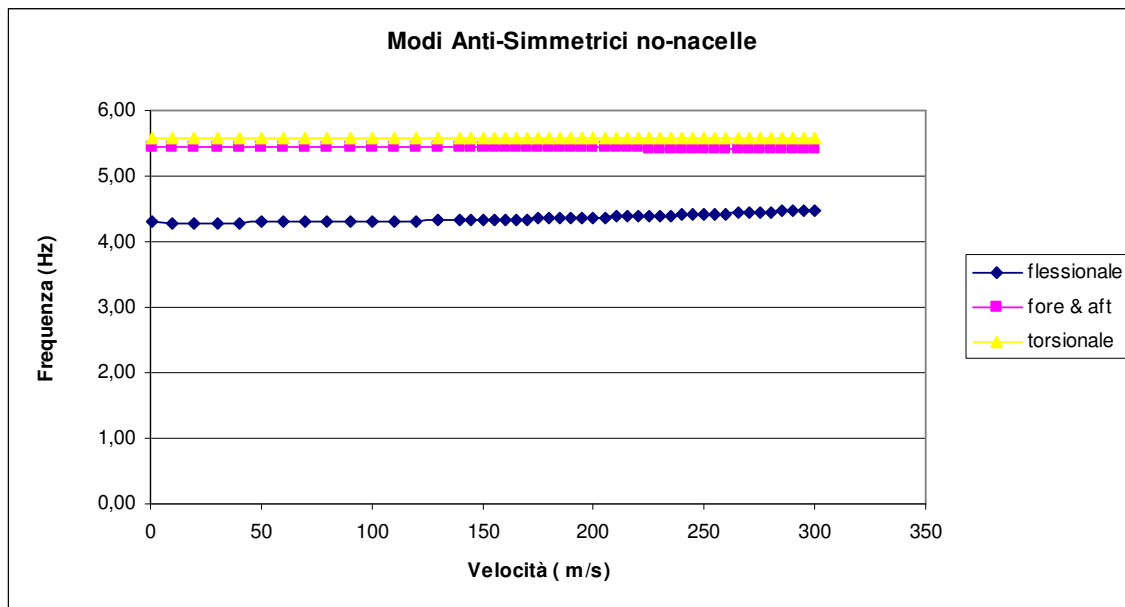


Figura 100 - Modi Diagrammi (F,V) analisi flutter classico semiala ERICA: Modi antisimmetrici

E ancora nelle figure seguenti è riportata la verifica sul corretto accoppiamento modello strutturale-modello aerodinamico.

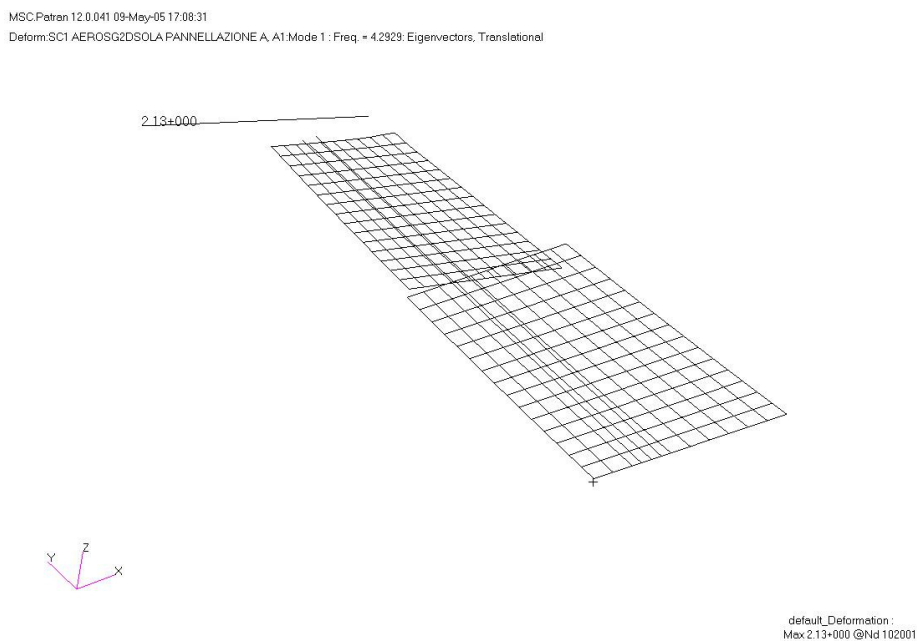


Figura 101 - Modo 1 antisimmetrico: 1° torsionale

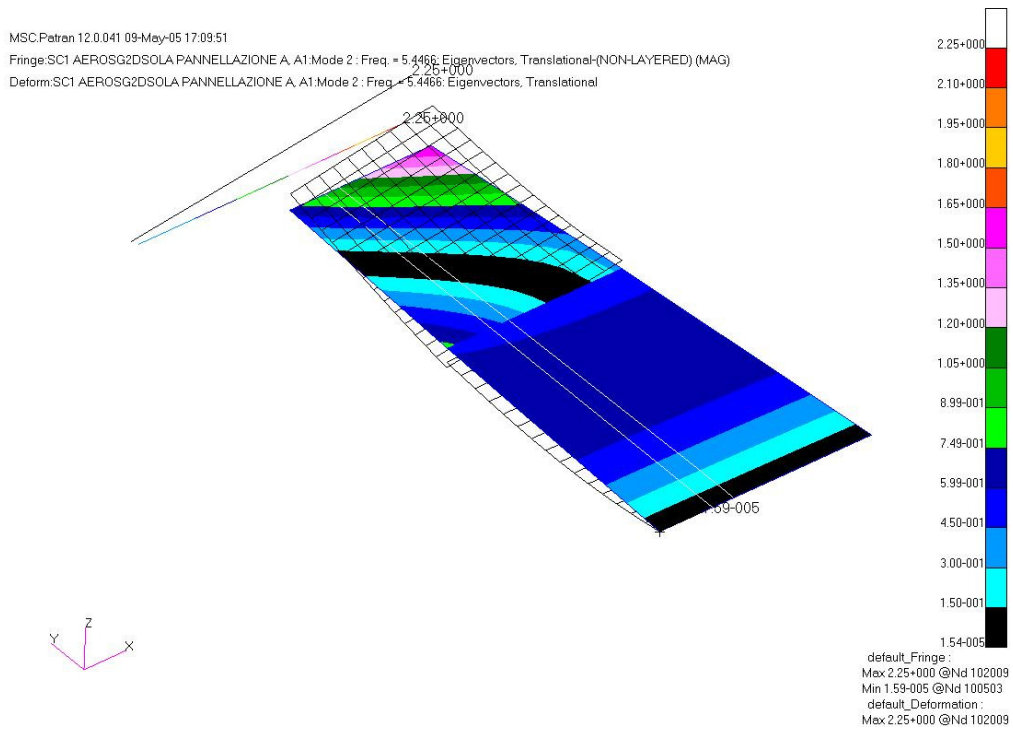


Figura 102 - Modo 2 antisimmetrico: 1° flessionale

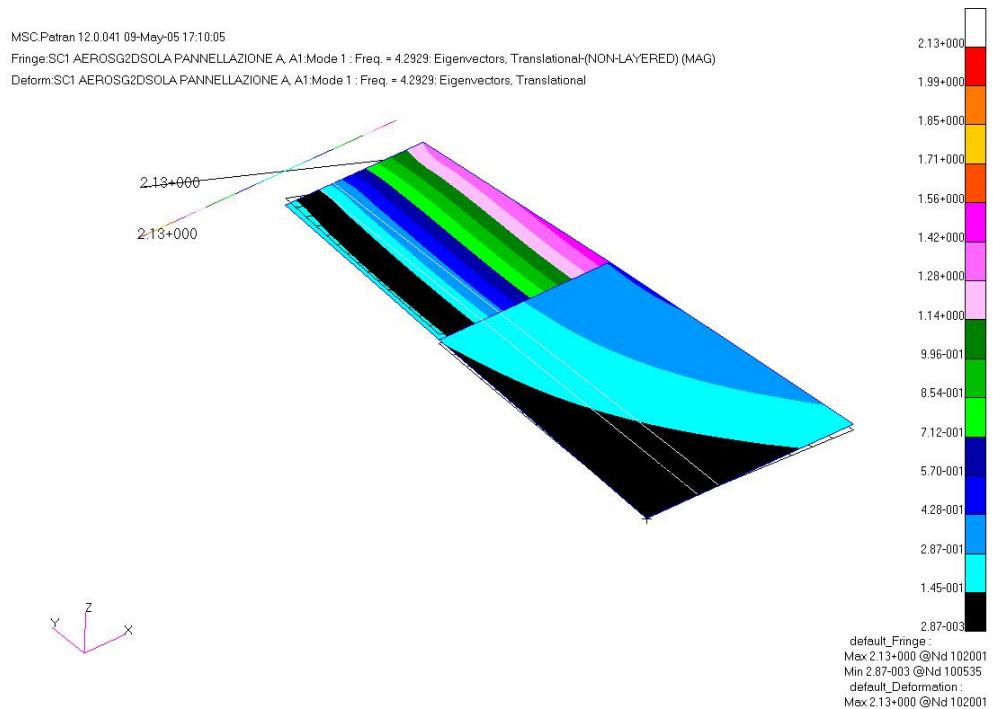


Figura 103 - Modo 3 antisimmetrico: 1° fore&aft

L'analisi di flutter sulla semiala del convertiplano ERICA con modellazione di massa e inerzia di fusoliera non mostra alcuna instabilità nel range di volo analizzato e quindi nell'inviluppo di volo operativo. Risultano invece evidentemente diverse le frequenze proprie della struttura se confrontate al modello analizzato nel capitolo 6 privo della modellazione di fusoliera.

Appendice B

Analisi modale rotore ERICA

In questa appendice sono riportati per completezza di trattazione i risultati dell'analisi modale in vacuum condotta sul rotore quadripala di ERICA. Tale analisi è riportata in appendice in quanto l'analisi di whirl flutter implementata nel presente lavoro di ricerca considera il contributo del rotore supposto rigido.

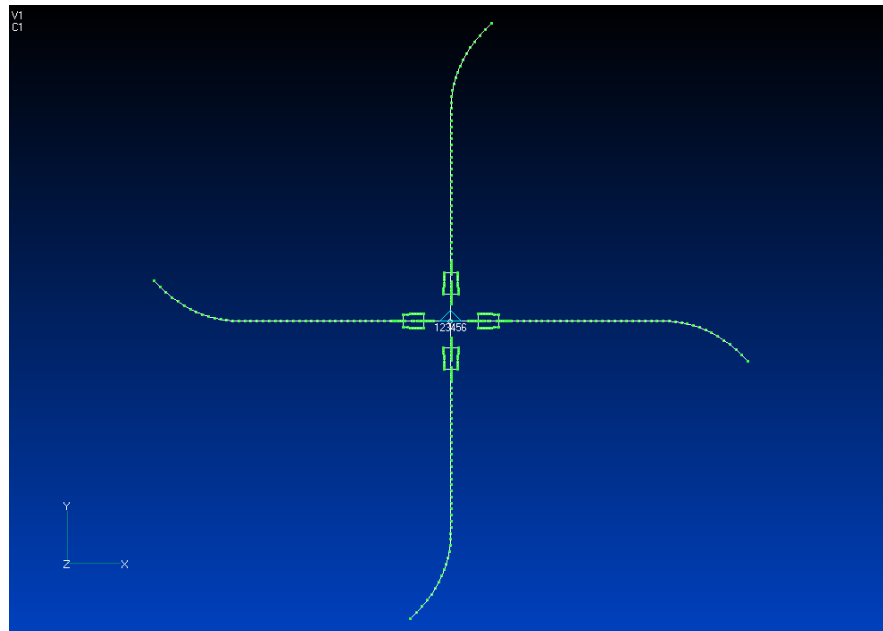


Figura 104 – Modello F.E.M. Rotore quadripala ERICA

Più in dettaglio la singola pala può essere schematizzata come riportato nella figura sotto.

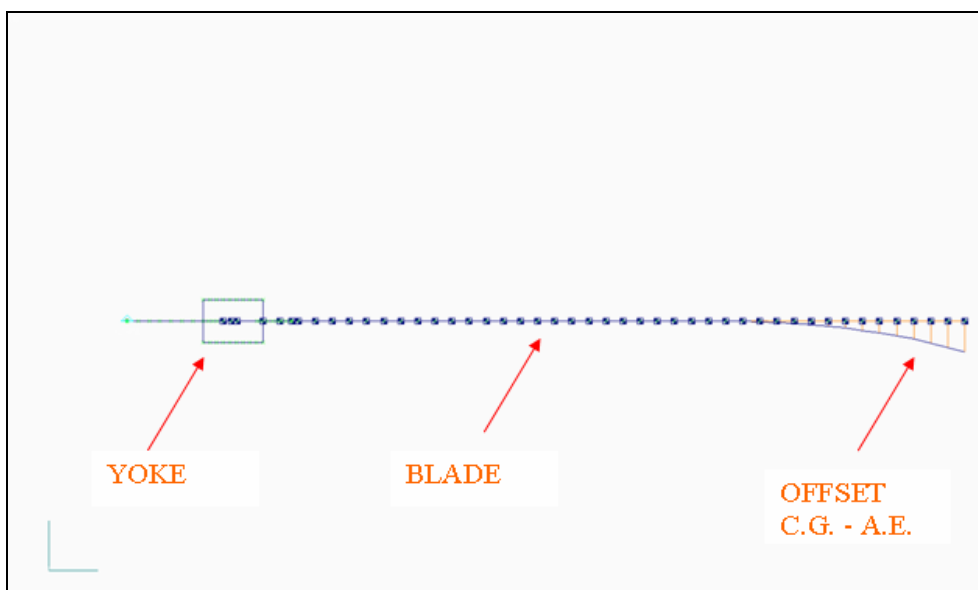


Figura 105 - Schematizzazione pala del rotore ERICA

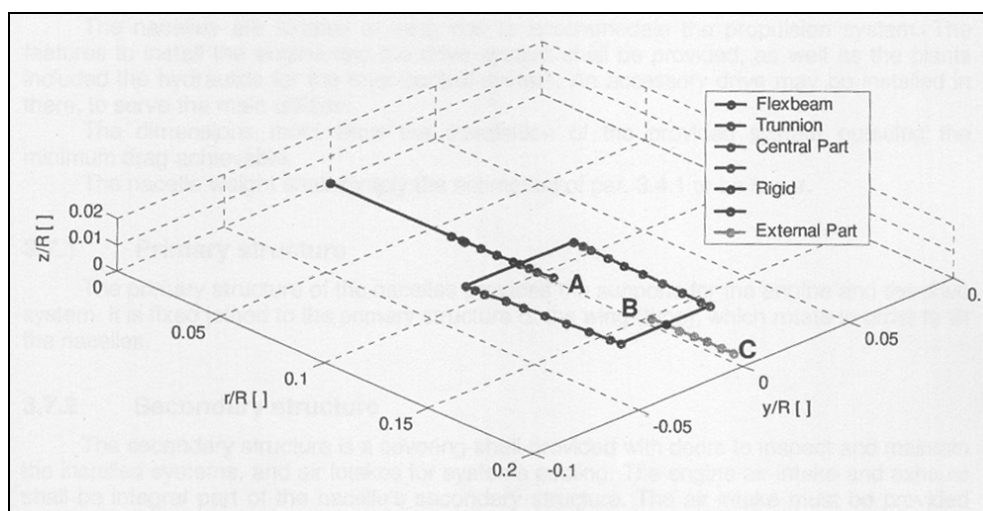


Figura 106 - Modello F.E.M. di dettaglio dello Yoke

La pala è collegata allo Yoke nei punti A,B,C rappresentati nella figura precedente mentre la tipologia di collegamento tra pala e Yoke è indicata nella tabella seguente.

Point	Radial position of the constrain x/R []	blade radial station constrained r/R []	D.O.F. constrained	Stiffness [Kgf/mm; Kgf mm/rad]
A	0.10742	0.1142	Y Displacement Z Displacement	Infinite Infinite
B	0.15537	0.1317	X Displacement X Rotation	13300 33490
C	0.19536	0.1966	Y Displacement Z Displacement	Infinite Infinite

Figura 107 - Condizioni di vincolo Pala-Yoke

Nella tabella che segue sono riportate le frequenze proprie del rotore quadripala nelle condizioni di funzionamento riportate corrispondenti alla condizione di volo di crociera.

Tabella 12 - Modi propri rotore ERICA a 426 RPM e coll.55.2°

		426 RPM, coll = 55.2°		426 RPM, coll = 13°	
Modo tipo / numero		Frequenza Hz	Forma modo	Frequenza Hz	Forma modo
Collettivo	1	9.23	1st Flap	9.15	1st Flap
	2	11.59	1st Lag	15.56	1st Lag
	3	47.11	2nd Flap	41.4	2nd Flap
	4	70.24	1st Pitch	66.83	1st Pitch
Ciclico	1	7.54	Gimbal	7.02	Gimbal
	2	11.45	1st Lag	14.89	1st Lag
	3	29.73	1st Pitch	28.78	1st Pitch/Flap
	4	52.98	Coupled	51.62	2nd Pitch/Flap

I modi propri sono stati raggruppati per tipo. I modi di collettivo sono caratterizzati dal fatto che le pale si muovono tutte simultaneamente. I modi di ciclico sono caratterizzati da due pale contrapposte fisse e le altre due in opposizione di fase. Ci sono poi i modi detti reactionless a risultante nulla sul mozzo con due pale contrapposte in fase e le altre due in opposizione di fase. Questi ultimi sono simili a quelli di collettivo e non influenti nel fenomeno del whirl flutter.

Bibliografia

1. Alexander. H.R., Hengen, L.H, and Weiberg, J.A.: “*Aeroelastic-Stability Characteristics of a V/STOL Tilt-Rotor Aircraft with Hingeless Blades: Correlation of Analysis and Test*”, American Helicopter Society , 30th Annual National Forum, Washington D.C., May. 1974.
2. Magee. J.P., Alexander, H.R.. Gillmore, K.B.. Richardson. D.A., and Peck, W.B.: “*Wind Tunnel Tests of a Full Scale Hingeless Prop/Rotor Design for the Boeing Model 222 Tiltrotor Aircraft.*” Report No. D222-10059-1. Contract NAS2-6505, April 1973.
3. Johnson. W.: “*Dynamics of Tilting Proprotor Aircraft in Cruise Flight.*” NASA TN D-7677. May. 1974.
4. Parham, T. C., and Chao, D., “*Tiltrotor Aeroservoelastic Design Methodology at BHTI,*” 45th Annual Forum of the American Helicopter Society, Boston, Massachusetts, May 1989.
5. Brunken, J. E. and Vlaminc, R. R., “*V-22 MSC/NASTRAN Airframe Vibration Analysis and Correlation,*” National Technical Specialists Meeting on Rotorcraft Dynamics, Arlington, TX, November 1989.
6. Peters, D. A., Boyd, D. B., and He, C. J., “*Finite-State Induced Flow Model for Rotors in Hover and Forward Flight,*” *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 34, No. 4, October 1989.
7. van Aken, J. M., “*Alleviation of Whirl-Flutter on Tiltrotor Aircraft using Active Controls,*” 47th Annual Forum of the American Helicopter Society, Phoenix, Arizona, May 1991.
8. Nibbeink, B. D., and Peters, D. A., “*Flutter Calculations for Fixed and Rotating Wings with State-Space Inflow Dynamics,*” 34th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, La Jolla, California, April 1992
9. Settie. T.B., and Kidd. D.L.: “*Evolution and Test History of the V-22 0.2 Scale Aeroelastic Model.*” *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. **37**, No. 1, January. 1992.
10. Mark W. Nixon ; “*Parametric Studies for Tiltrotor Aeroelastic Stability in High-speed Flight*”, NASA Langley Research Center, 33rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Dallas, TX, Apr. 13-15, 1992, AIAA Paper 92-2568, 1992

11. Martin Stettner, Daniel P. Schrage ; “*An Approach to Tiltrotor Wing Aeroelasticity Optimization Through Increased Productivity*”, Georgia Tech University, Atlanta, AIAA Paper 92-4781, 1992
12. Mark W. Nixon ; “*Aeroelastic Response and Stability of Tiltrotor with Elastically-Coupled Composite Rotor Blades*”, NASA Langley Research Center, PhD Dissertation; Sponsored by NASA Langley Research Center , September 1993
13. Johnson, W., “*CAMRAD II Comprehensive Analytical Model of Rotorcraft Aerodynamics and Dynamics Theory Manual*,” Johnson Aeronautics, Palo Alto, CA, 1993.
14. Stettner, M., Peters, D. A., and Schrage, D. P., “*Application of a State-Space Wake Model to Tiltrotor Unsteady Aerodynamics*,” American Helicopter Society Aeromechanics Specialists Meeting, San Francisco, CA, January 1994.
15. Dadone, L., Liu, i., Wilkerson, J., and Acree, C. W., “*Proprotor Design Issues for High Speed Tiltrotors*,” American Helicopter Society 50th Annual Forum, Washington, D.C., May 1994.
16. David Popelka; David Lindsay; Tom Parham, Jr.; Victor Berry; Donald J. Bake; “*Results of an Aeroelastic Tailoring Study for a Composite Tiltrotor Wing*”, NASA Langley Research Center; American Helicopter Society's 51st Annual Forum and Technology Display , May 9-11, 1995
17. Idol, R., and Parham, T., “*V-22 Aeroelastic Stability Analysis and Correlation with Test Data*,” American Helicopter Society, 51st Annual Forum, Ft. Worth, TX, May 1995.
18. Martin Stettner, Dimitri N. Mavris, Daniel P. Schrage, “*Aeroelastic Tailoring Of A Civil Tiltrotor Configuration*” .Presented at the American Helicopter Society Vertical Lift Aircraft Design Conference, San Francisco, California, Jan 18-20, 1995.
19. Venkat Srinivas, Inderjit Chopra, Mark W. Nixon; “ *Aeroelastic Analysis of Advanced Geometry Tiltrotor Aircraft*”, Maryland Univ. & NASA Langley Research Center, AIAA Paper 95-1454, 1995
20. Venkat Srinivas and Inderjit Chopra; “*Formulation of a Comprehensive Aeroelastic Analysis for Tiltrotor Aircraft*”, Maryland Univ, 37rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference, Salt Lake City, UT, Apr. 15-17, 1996, AIAA Paper 96-1546, 1996
21. Parham, T. and Froebel, A., “*V-22 EMD Intermediate Flutter and Divergence Report*,” Bell-Boeing Report no. 901-910-039, September 1997.
22. Madden, J. F. III, and Peyran, R. J., “*Aeroelastic Stability Enhancer for Tilt-Rotor Aircraft*,” Invention Disclosure, NASA Case No. ARC-14298-iCU, May 1998.

23. Srinivas, V., Chopra, I., and Nixon, M. W., "Aeroelastic Analysis of Advanced Geometry Tiltrotor Aircraft," *Journal of the American Helicopter Society*, Vol. 43, No. 3, July 1998.
24. G. L. Ghiringhelli; P. Masarati; P. Mantegazza; M. W. Nixon; "Multi-Body Analysis of a Tilt-Rotor Configuration", NASA Langley Research Center, Seventh Conference on Nonlinear Vibrations, Stability and Dynamics of Structures, Blacksburg, Virginia, July 26- 30, 1998
25. G. L. Ghiringhelli; P. Masarati; P. Mantegazza; M. W. Nixon; "Multi-Body Analysis of the 1/5 Scale Wind Tunnel Model of the V-22 Tiltrotor", NASA Langley Research Center, American Helicopter Society 55th Annual Forum and Technology Display, Montreal, Canada, May 25-27, 1999
26. Mark W. Nixon; David J. Piatak; Lawrence M. Corso; David Popelka; "Aeroelastic Tailoring for Stability Augmentation and Performance Enhancements of Tiltrotor Aircraft", NASA Langley Research Center, American Helicopter Society 55th Annual Forum and Technology Display, Montreal, Canada, May 25-27, 1999
27. C. W. Acree, Jr. R. J. Peyran, Wayne Johnson, "Rotor Design For Whirl Flutter: An Examination Of Options For Improving Tiltrotor Aeroelastic Stability Margins" . Presented at the American Helicopter Society 55th Annual Forum, Montréal, Quebec, Canada, May 25-27, 1999.
28. Corso L.M., Popeika, D.A., and Nixon, M.W.: "Design, Analysis, and Test of a Composite Tailored Tiltrotor Wing.", *Journal of the American Helicopter Society*. Vol. 45, No. 3, July, 2000.
29. Kvaternik. R. C., Juang, J., and Bennett, R. L.: "Exploratory Studies in Generalized Predictive Control for Active Aeroelastic Control of Tiltrotor Aircraft." Presented at the American Helicopter Society Northeast Region Specialists' Meeting on Active Controls Technology. Bridgeport, CT, October 4-5, 2000 (Paper is also available as NASA/TM-2000-210552).
30. C.W.Acree, Jr. "Effects Of Rotor Design Variations On Tiltrotor Whirl-Mode Stability" . Presented at the Tiltrotor/Runaway Independent Aircraft Technology and Applications Specialists' Meeting of the Helicopter Society, Arlington, Texas, 20-21 March 2001.
31. Pierangelo Masarati, Giuseppe Quaranta, Massimiliano Lanz, Paolo Mantegazza, "Dynamic Characterization and Stability of a Large Size Multibody Tiltrotor Model by POD Analysis"
32. Mark W. Nixon; Chester W. Langston; Jeffrey D. Singleton; David J. Piatak; Raymond G. Kvaternik; Lawrence M. Corso; Ross Brown; "Aeroelastic Stability of a Soft-Inplane Gimballed Tiltrotor Model in Hover", NASA Langley Research Center, AIAA 2001- 1533; 42nd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, Seattle, Washington, April 16-19, AIAA Paper 2001-1533, 2001

33. David J. Piatak; Raymond G. Kvaternik; Mark W. Nixon; Chester W. Langston; Robert L. Bennett; Ross K. Brown ; “*A Wind-Tunnel Parametric Investigation of Tiltrotor Stability Whirl-Flutter Stability Boundaries*”, NASA Langley Research Center, AHS International
34. 57th Annual Forum and Technology Display, Washington, DC, May 9-11, 2001
35. Raymond G. Kvaternik; David J. Piatak; Mark W. Nixon; Chester W. Langston; Jeffrey D. Singleton; Richard L. Bennett; Ross K. Brown; “*An Experimental Evaluation of Generalized Predictive Control for Tiltrotor Aeroelastic Stability Augmentation in Airplane Mode of Flight*” , NASA Langley Research Center, AHS International 57th Annual Forum and Technology Display, Washington, DC, May 9-11, 2001
36. Acree, C. W., Peyran, R. J., and Johnson, W., “*Rotor Design Options for Improving Tiltrotor Whirl-Flutter Stability Margins,*” Journal of the American Helicopter Society, Vol. 46, No. 2, April 2001.
37. Bauchau O.A., Bottasso C.L., Nikishkov Y.G., “*Modeling Rotorcraft Dynamics With Finite Element Multibody Procedures*” Elsevier Science Ltd., 2001 39. William T. Yeager, Jr.; Raymond G. Kvaternik; “*A Historical Overview of Aeroelasticity Branch and Transonic Dynamics Tunnel Contributions to Rotorcraft Technology and Development*”, NASA Langley Research Center, NASA/TM-2001-211054, ARL-TR-2564, August 2001
38. C. W. Acree, “*Rotor Design Options For Improving V-22 Whirl-Mode Stability*” . Presented at the American Helicopter Society 58th Annual Forum, Montréal, Quebec, Canada, June 11-13, 2002.
39. Quaranta, G., Masarati, P., and Mantegazza, P., “*Multibody analysis of Controlled Aeroelastic Systems on Parallel Computers*”, Multibody Systems Dynamics, 8 (1), 2002, pp. 71–102.
40. Piatak, D.J.. Kvaternik, R.G.. Nixon, M.W.. Langston, C.W., Singleton. J.D., Bennett, R.L.. and Brown. R.K.: “*A Parametric Investigation of Whirl-Flutter Stability on the WRATS Tiltrotor Model.*” Journal of the American Helicopter Society, Vol. 47, No. 3. July, 2002.
41. E. Hathaway and F. Gandhi; “*Modelling Refinements in Simple Tiltrotor Aeroelastic Stability Analyses*”, Penn State University, 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference, AIAA Paper 2002-1604, 2002 45. Nixon, M.W.. Langston, C.W.. Singleton, J.D., Piatak, D.J.. Kvaternik. R.G.. Corso. L.M.. and Brown. R.K.: “*Hover Test of a Soft-Inplane Gimballed Tiltrotor Model.*”, Journal of the American Helicopter Society, Vol. 48, No. 1. January. 2003.
42. Mark W. Nixon; Chester W. Langston; Jeffrey D. Singleton; David J. Piatak; Raymond G. Kvaternik; Lawrence M. Corso; Ross Brown; “*Aeroelastic Stability of a Four-Bladed Semi-Articulated Soft-Inplane Tiltrotor Model*”, NASA Langley Research Center, AHS 59th Annual Forum and Technology Display, Phoenix, Arizona, May 6-8, 2003 , also presented at IFASD 2003—International Forum

- on Aeroelasticity and Structural Dynamics, Amsterdam, The Netherlands, June 4-6, 2003.
43. C.L.Bottasso, W. Sirchi, L. Tranelli ; *“On the Non-Linear Effects of The Gimbal Design on the Aeroelastic Behavior of a Tilt Rotor”*; In XVII Congresso Nazionale AIDAA, Roma, 15-19 Settembre, 2003.
 44. Albano, E., and Rodden, W.P. (1969). *A doublet-Lattice Method for Calculating Lift Distributions on Oscillating Surfaces in Subsonic Flows*. AIAA J., Vol.7,pp.279-285, p.2192.
 45. Rodden, W.P. Giesing, J.P., and Kalman, T.P (1972). *Refinement of Nonplanar Aspects of Subsonic Doublet-Lattice Lifting Surface Method*. J.Aircraft, Vol.9, pp.69-73.
 46. Arendsen P. (2002). *The B2000 Doublet Lattice Processor;B2DL*. National Aerospace Laboratory NLR.
 47. Peretz P.Friedman, *“Rotary-Wing Aeroelasticity: Current Status and Future Trends”*, AIAA Journal vol.42, No.10, October 2004.
 48. Rodden W.P. and E. Dean Bellingert, *“Aerodynamic Lag Functions, Divergence, and the British Flutter Method”*, AIAA J. Aircraft Vol.19, No 7 pp.596-598.
 49. W. Eversman and A. Tewarif, *“Modified Exponential Series Approximation for the Theodorsen Function”*, AIAA J.Aircraft Vol.28, No.9 September 1991.
 50. Buschow & Kane, Whirl Flutter Studies, ASE 363Q Final Report, Spring 1995.
 51. Houbolt & Reed, Propeller-Nacelle Whirl Flutter, Journal of the Aerospace Sciences, March 1962, p. 335.
 52. Reed, A Review of Propeller-Rotor Whirl Flutter, NASA TR R-264, 1967.
 53. Mayoral et. al., Propeller Whirl Flutter Analysis, ASE 363Q Final Report, Summer 1996.
 54. I. Abel, *“Research and applications in aeroelasticity and structural dynamics at the NASA Langley Research Center”*.
 55. W.T. Yeager, Jr.; R.G. Kvaternik, *“Contributions of the Langley Transonic Dynamics Tunnel to rotorcraft technology and development”*.
 56. W.T. Yeager, Jr.; M.L. Wilbur; M.W. Nixon, *“A review of recent rotorcraft investigations in the Langley Transonic Dynamics Tunnel”*.

57. M.J. Hirschberg; T. Muller; E. Pinero, *“Italian V/STOL concepts of the twentieth century”*.
58. S.M. Barkai; O. Rand; R.J. Peyran; R.M. Carlson, *“Modeling and analysis of tilt-rotor aeromechanical phenomena”*.
59. J.P. Renaud, *“Advanced technologies and new roles for VTOL aircraft”*.
60. M. Stettner; D.N. Mavris; D.P. Schrage, *“ An approach to tiltrotor wing aeroservoelastic optimization through increased productivity”*.
61. M.S. McCluer; J.L. Johnson, *“Full-span tiltrotor aeroacoustic model (FS TRAM) overview and initial testing”*.
62. B.D. Edwards; D.A. Conner; W.A. Decker; M.A. Marcolini; P.D. Klein, *“NASA/ARMY/BELL XV-15 tiltrotor low-noise terminal area operations flight research program”*.
63. J. Johnson; V. Stouffer; D. Long; J. Gribko, *“Evaluation of the national throughput benefits of the civil tilt rotor”*.
64. G.L. Ghiringhelli; P. Masarati; P. Mantegazza; M.W. Nixon, *“Multi-body analysis of an active control for a tiltrotor”*.
65. K.H. Lyle, *“XV-15 structural- acoustic data”*.
66. G.L. Ghiringhelli; P. Masarati; P. Mantegazza; M.W. Nixon, *“Multi-body analysis of a tiltrotor configuration”*.
67. V. Stouffer; J. Johnson; J. Gribko, *“Civil tiltrotor feasibility study for the New York and Washington terminal areas”*.
68. C.W. Acree, Jr.; R.J. Peyran; W. Johnson, *“Improving tiltrotor whirl-mode stability with rotor design variations”*.
69. G. Quaranta; P. Masarati; M. Lanz; G.L. Ghiringhelli; P. Mantegazza; M.W. Nixon, *“Dynamic stability of soft-in-plane tiltrotors by parallel multibody analysis”*.
70. J.M.Wang; C.T. Jones; M.W. Nixon, *“A variable diameter short haul civil tiltrotor”*.
71. D.J. Piatak; R.G. Kvaternik; M.W. Nixon; C.W. Langston; J.D. Singleton; R.L. Bennett; R.K. Brown, *“An experimental evaluation of generalized predictive control for tiltrotor aeroelastic stability augmentation in airplane mode of flight”*.
72. M.W. Nixon; C.W. Langston; J.D. Singleton; D.J. Piatak; R.G. Kvaternik; L.M. Corso; R. Brown, *“Aeroelastic stability of a four-bladed semi-articulated soft-inplane tiltrotor model”*.

73. D. Popelka; D. Lindsay; T. Parham, Jr.; V. Berry; D.J. Baker, *"Results of an aeroelastic tailoring study for a composite tiltrotor wing"*.
74. M.W. Nixon; C.W. Langston; J.D. Singleton; D.J. Piatak; R.G. Kvaternik; L.M. Corso; R. Brown, *"Aeroelastic stability of a soft-inplane gimballed tiltrotor model in hover"*.
75. M.W. Nixon; C.W. Langston; J.D. Singleton; D.J. Piatak; R.G. Kvaternik; L.M. Corso; R. Brown, *"Experimental Investigations of generalized predictive control for tiltrotor stability augmentation"*, Presented at 2001 CEAS/AIAA/AIAE International forum of Aeroelasticity and structural dynamics, Madrid Spain June 5-7 2001.
76. M.W. Nixon, *"Aeroelastic response and stability of tiltrotors with elastically-coupled composite rotor blades"*.
77. C.L. Burley; T.F. Brooks; B.D. Charles; M. McCluer, *"Tiltrotor Aeroacoustic Code (TRAC) Prediction assessment and initial comparisons with TRAM test data"*.
78. G. Naccarato, *"Instabilite du flottement gyroscopique des convertibles"*.
79. A.K.T. Howard, *"The aeromechanical stability of soft-inplane tiltrotors"*.
80. C.L. Bottasso; A. Croce; D. Leonello; L. Riviello, *"Steering of flexible multibody systems with application to the maneuvering flight of rotorcraft vehicles"*.
81. G. Quaranta; G. Bindolino; P. Masarati; P. Mantegazza, *"Toward a computational framework for rotorcraft multi-physics analysis: adding computational aerodynamics to multibody rotor models"*.
82. M.W. Floros; W. Johnson; M.P. Scully, *"Advanced rotor aerodynamics concepts with application to large rotorcraft"*.
83. O. Soykasap; D.H. Hodges, *"Performance enhancement of a composite Tiltrotor using aeroelastic tailoring"*.
84. L.A. Young; E.R. Booth, Jr.; G.K. Yamauchi; G.Botha; S. Dawson, *"Overview of the testing of a small-scale proprotor"*.
85. P. Masarati; D.J. Piatak; G. Quaranta; J.D. Singleton, *"Further results of soft-in-plane tiltrotor aeromechanics investigation using two multibody analyses"*.
86. M.A. Meyer; G.D. Padfield, *"First steps in the development of handling qualities criteria for a civil Tiltrotor"*.
87. D.D. Boyd, Jr., *"Challenges in rotorcraft acoustic flight prediction and validation"*.
88. M.W. Nixon; R.G. Kvaternik; T.B. Settle, *"Higher harmonic control for Tiltrotor vibration reduction"*.

89. H. Tadghighi; R.G. Rajagopalan, "A user's manual for ROTILT solver: Tiltrotor fountain flow field prediction".
90. D.J. Piatak; D.L. Kunz, "Experimental investigation of a full span Tiltrotor model with higher-harmonic vibration control".
91. G. Padfield; M. White, "Flight simulation in academia, heliflight in its first year of operation".
92. O.L. Santa Maria; J.B. Wellman; D.A. Conner; C.K. Rutledge, "Tiltrotor acoustic flight test: terminal area operations".
93. M.D. Maisel; D.J. Giulianetti; D.C. Dugan, "The history of the XV-15 tilt rotor research aircraft: from concept to flight".
94. B. Manimala; G.D. Padfield; D. Walker; M. Naddei; L. Verde; U. Ciniglio; P. Rollet; F. Sandri, "Load alleviation in tilt rotor aircraft through active control; modelling and control concept".
95. N. Cameron; G.D. Padfield, "Handling qualities degradation in tilt-rotor aircraft following flight control system failure".
96. M.J. Hirschberg, "An overview of the History of vertical and/or Short Take Off and Landing (V/STOL) aircraft".
97. C. Bolkcom, "V-22 Osprey Tilt-rotor Aircraft".
98. R. Ransone, "A photo history of experimental VSTOL aircraft and their contributions".
99. Herbert S. Ribner, "Formulas for propellers in yaw and charts", NASA TR, May 1943.
100. Ribner, Herbert S., "Propeller in Yaw", NASA Report No. 820 1945.
101. Wilmer H. Reed III and Samuel R. Bland, "An analytical Treatment of Aircraft Propeller Precession Stability", NASA Langley Research Center Technical Note, January 1961.
102. Reed Wilmer H., III, "Review of Propeller Whirl Flutter", NASA TR R-264 July 1967.
103. Haubolt, John C., and Reed, Wilmer H., III, "Propeller Nacelle Whirl Flutter", J.Aero. Sci., March 1962, pp.333-346.
104. Rodden W.P. and Ted I. Rose, "Propeller Whirl Flutter Addition to MSC/Nastran", MSC/Corporation.
105. Martin R. Waszak and Carey S. Buttrill, David K. Schmidt, "Modeling and Model Simplification of Aeroelastic Vehivles: An Overview", NASA Technical Memorandum 107691.

106. R. L. Bisplinghoff; H. Ashley; R.L.Halfman, "Aeroelasticity".
107. Arra Michele, "Lelicottero", Hoepli
108. Agusta Westland, "Preliminary ERICA Whirl Flutter an Stability Results", Agusta Report.
109. Mario Ribaldone, "Aerotecnica I e II", Ing. Giorgio Torino.
110. ACT-TILT, "ERICA: General Specifications and Design Data", ACT-TILT/AG/WP.1 TR02/1.0, 30 Novembre 2002.
111. Emanuele Bianchi, Anselmo Russo, Fritz Kießling, Rogelio Ferrer, Oliver Dieterich, Mauro Frosoni, Richard Bakker, Vasilis Riziotis, Didier Petot, and Massimiliano Lanz, "Numerical Whirl Flutter Investigation of the European tiltrotor concept: current status and future prospects", ADYN consortium WP1 Partners.
112. Richard L. Bielawa, "Rotary Wing Structural Dynamics and Aeroelasticity", AIAA Education Series.
113. Wayne Johnson, "Helicopter Theory", Dover.
114. Gianfranco Chioggia, "Principi di Aeroelasticità", Leprotto&Bella Torino
115. Joseph Katz, Allen Plotkin, "Low Speed Aerodynamics", McGraw-Hill, Inc.
116. Mario Calcara, "Elementi di Dinamica del Velivolo", CUEN.
117. Prof. Ing. Valentino Losito, "Fondamenti di Aeronautica Generale", Accademia Aeronautica 1991.
118. L.I. Nagy, "Introduction to finite element analysis and Nastran Utilization", MSC.
119. Warren C Young, "Roark's Formulas for Stress & Strain", McGraw Hill International Editions.
120. "AIAA Aerospace Design Engineers Guide", AIAA.
121. MSC.Nastran 2004, "Quick reference Guide", MSC Software
122. MSC.Nastran 2004, "Design sensitivity and Optimization", MSC Software
123. MSC.Nastran 2004, "Basic Dynamics", MSC Software
124. MSC.Nastran 2004, "Advanced Dynamics", MSC Software
125. MSC.Nastran 2004, "Aeroelastic Analysis and FlightLoads Utilization", MSC Software.

126. MSC.Nastran 2004, *"DMAP Programmer's Guide"*, MSC Software.

127. MSC.Nastran 2004, *"Reference Manual"*, MSC Software.