

POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in Ingegneria Aeronautica



## Studio di una wing tip aeroelastica passiva

Relatore: Prof. Sergio Ricci

Tesi di Laurea di:

Michele Castellani matr. 735126

Anno Accademico 2010/2011



## Ringraziamenti

Desidero ringraziare il Prof. Sergio Ricci per essere sempre stato presente e disponibile durante il percorso di tesi ed essersi interessato al mio futuro.

Ringrazio Lorenzo Travaglini per i consigli e l'aiuto con NeoCASS.

Un sentito ringraziamento va a Giulio Romanelli, che mi ha seguito con grande pazienza nell'ultima parte del lavoro, assecondando le mie richieste e dimostrandosi non solo estremamente competente ma anche costantemente gentile e disponibile.

Grazie infine ai miei genitori per avermi dato la possibilità di affrontare questo percorso di studi ed avermi sostenuto in questi anni.





# Indice

Elenco delle figure . . . . .	V
Elenco delle tabelle . . . . .	IX
<b>Introduzione</b>	<b>3</b>
<b>1 Dispositivi di estremità</b>	<b>5</b>
1.1 Cenni storici . . . . .	5
1.2 Winglet . . . . .	6
1.2.1 Impatto aerodinamico e strutturale . . . . .	7
1.2.2 Confronto con estensione orizzontale . . . . .	9
1.3 Wing tip aeroelastica passiva . . . . .	11
<b>2 Modello di riferimento</b>	<b>13</b>
2.1 Modello aeroelastico . . . . .	14
2.1.1 Modello strutturale . . . . .	16
2.1.2 Modello aerodinamico . . . . .	20
<b>3 Wing tip discreta</b>	<b>23</b>
3.1 Caratteristiche generali . . . . .	23
3.1.1 Integrazione con la struttura alare . . . . .	24
3.2 Condizione di riferimento e variabili di progetto . . . . .	25
3.3 Aeroelasticità statica . . . . .	28
3.4 Comportamento fuori progetto . . . . .	37
3.4.1 Variazione del Mach . . . . .	38
3.4.2 Variazione della pressione dinamica . . . . .	39
3.4.3 Variazione della massa . . . . .	39
3.5 Influenza sulla meccanica del volo . . . . .	41
3.6 Flutter . . . . .	47
3.6.1 Influenza dell'elemento di collegamento . . . . .	50
3.6.2 Analisi di sensitività . . . . .	56
3.6.3 Influenza delle proprietà inerziali . . . . .	57
3.6.4 Inviluppo di flutter . . . . .	61
3.7 Risposta a raffica . . . . .	62
3.7.1 Raffica deterministica . . . . .	63
3.7.2 Raffica stocastica . . . . .	70
3.8 Ottimizzazione al flutter . . . . .	71

<b>4 Wing tip continua</b>	<b>79</b>
4.1 Caratteristiche generali . . . . .	79
4.1.1 Aeroelastic tailoring . . . . .	80
4.1.2 Raked tip . . . . .	83
4.2 Modello strutturale . . . . .	85
4.2.1 Scelta dei materiali . . . . .	87
4.3 Ottimizzazione . . . . .	88
4.4 Aeroelasticità statica . . . . .	99
4.4.1 Analisi di buckling linearizzata . . . . .	105
4.5 Flutter . . . . .	105
4.6 Risposta a raffica . . . . .	106
4.6.1 Raffica deterministica . . . . .	106
4.6.2 Raffica stocastica . . . . .	111
4.7 Confronto tra winglet e wing tip . . . . .	111
<b>5 Analisi di trim con CFD</b>	<b>121</b>
5.1 Solutore aerodinamico . . . . .	121
5.1.1 Griglia di calcolo aerodinamica . . . . .	122
5.1.2 Interfaccia aeroelastica e condizioni al contorno . . . . .	122
5.2 Procedura di trim . . . . .	124
5.3 Risultati . . . . .	127
5.3.1 Analisi di convergenza della griglia . . . . .	136
<b>Conclusioni</b>	<b>139</b>
Bibliografia . . . . .	144

# Elenco delle figure

1.1	Andamento del prezzo del petrolio al barile e sviluppo dei dispositivi di estremità.	5
1.2	Resistenza aerodinamica in crociera per un velivolo da trasporto subsonico (1) ed un business jet (2); V=viscosa, I=indotta, F=d'interferenza, O=d'onda, A=altro.	6
1.3	Differenti tipologie di alette d'estremità su velivoli da trasporto civile e militare (tratta da [2]).	7
1.4	Confronto tra diversi dispositivi di estremità (tratta da [5]).	10
1.5	Riduzione media di resistenza in crociera con differenti dispositivi di estremità su velivoli Boeing (tratta da [4]).	11
2.1	Airbus A320.	13
2.2	Viste in AcBuilder, modello CAD e distribuzione di combustibile.	16
2.3	Diagramma a blocchi di GUESS.	16
2.4	Posizione dei longheroni alari e del piano di coda orizzontale.	18
2.5	Distribuzioni di rigidità.	19
2.6	Distribuzioni di massa.	19
2.7	Modello a travi e masse e baricentri dei componenti non strutturali.	20
2.8	Mesh aerodinamica.	21
2.9	Modello aeroelastico.	22
3.1	Funzionamento della wing tip in diverse condizioni di volo.	24
3.2	Wing tip discreta e sistema di collegamento con l'ala.	25
3.3	Modello aeroelastico con wing tip.	26
3.4	Modello aeroelastico con wing tip, dettaglio.	27
3.5	Distribuzione di carico aerodinamico, manovra 2.5 g tip discreta.	29
3.6	Angolo d'incidenza dovuto alla flessibilità, tip discreta.	29
3.7	Riduzione del momento flettente in apertura, tip discreta.	30
3.8	Riduzione delle azioni interne in apertura, tip discreta.	31
3.9	Tip discreta a crescenti fattori di carico.	31
3.10	Momento flettente per unità di portanza, asse 36%.	32
3.11	Forza aerodinamica per unità di fattore di carico, asse 36%.	32
3.12	Posizione del centro di pressione della wing tip e degli assi.	33
3.13	Riduzione di momento flettente in radice in funzione della rigidità rotazionale, manovra 2.5 g.	33
3.14	Deflessione relativa della wing tip in funzione della rigidità rotazionale, manovra 2.5 g.	34
3.15	Deflessione relativa richiesta a velocità nulla in funzione della rigidità rotazionale.	35
3.16	Riduzione di momento flettente in radice in funzione della deflessione richiesta a velocità nulla.	35
3.17	Riduzione del momento flettente in apertura, diverse configurazioni.	36



3.18	Riduzione di momento flettente in radice in funzione della rigidità rotazionale, confronto orientazione assi. . . . .	36
3.19	Manovra di rollio, tip discreta. . . . .	37
3.20	Manovra di rollio, tip discreta. . . . .	38
3.21	Variazione del Mach. . . . .	38
3.22	Variazione della pressione dinamica. . . . .	39
3.23	Deflessione relativa della wing tip a Mach 0.50 e 7.5 kPa in funzione della riduzione di momento flettente in radice. . . . .	40
3.24	Variazione della massa, condizioni di crociera. . . . .	40
3.25	Variazione della massa, Mach 0.40 pressione dinamica 7.5 kPa. . . . .	41
3.26	Efficienza aeroelastica a livello del mare, velivolo base. . . . .	42
3.27	Rapporto tra le derivate di stabilità e controllo del velivolo rigido base ed esteso. . . . .	43
3.28	Efficienza aeroelastica a livello del mare, velivolo esteso wing tip rigida. . . . .	43
3.29	Confronto sulle distribuzioni di carico aerodinamico, velivolo base rigido e deformabile, Mach 0.5 quota zero. . . . .	44
3.30	Confronto sulle distribuzioni di carico aerodinamico, velivolo esteso rigido e deformabile, Mach 0.5 quota zero. . . . .	44
3.31	Efficienza aeroelastica a livello del mare, velivolo esteso tip flessibile. . . . .	45
3.32	Rapporto tra le derivate di stabilità e controllo del velivolo flessibile base ed esteso. . . . .	46
3.33	Poli del velivolo base ed esteso. . . . .	46
3.34	Rapporto tra la derivate di controllo in rollio delle wing tip e degli alettoni, caso rigido e flessibile, quota zero. . . . .	47
3.35	Diagrammi $V - f$ e $V - g$ del velivolo base ed esteso, Mach 0.50 quota zero. . . . .	48
3.36	Diagrammi $V - f$ e $V - g$ del velivolo base ed esteso, Mach 0.85 quota 10500 m. . . . .	48
3.37	Modo 7. . . . .	49
3.38	Modo 8. . . . .	50
3.39	Modo 13. . . . .	50
3.40	Diagramma $V - f$ e $V - g$ del velivolo con tip flessibile, Mach 0.50 quota zero. . . . .	51
3.41	Modi instabili 18 e 19. . . . .	51
3.42	Modi instabili 21 e 22. . . . .	51
3.43	Variazione della velocità di flutter in funzione della rigidità rotazionale e dell'orientazione dell'asse. . . . .	52
3.44	Modifica dello smorzamento dei modi instabili al variare della posizione dell'asse, $K_{rot}$ 9500 Nm/rad. . . . .	53
3.45	Modifica dello smorzamento dei modi instabili all'aumentare della rigidità rotazionale, asse 24%. . . . .	53
3.46	Variazione della velocità di flutter in funzione delle rigidità flessionali, asse 24% $K_{rot}$ 33000 Nm/rad. . . . .	54
3.47	Variazione della velocità di flutter in funzione dello smorzamento rotazionale. . . . .	55
3.48	Modifica dello smorzamento dei modi instabili all'aumentare dello smorzamento rotazionale, asse 24% $K_{rot}$ 33000 Nm/rad. . . . .	55
3.49	Variazione della velocità di flutter in funzione della massa di bilanciamento sull'asse elastico. . . . .	58
3.50	Variazione della velocità di flutter in funzione dello spostamento del baricentro, asse 24% $K_{rot}$ 33000 Nm/rad. . . . .	58
3.51	Modifica dello smorzamento dei modi instabili all'aumentare della massa di bilanciamento sull'ala, asse 24% $K_{rot}$ 33000 Nm/rad. . . . .	59
3.52	Variazione della velocità di flutter in funzione della massa di bilanciamento sull'ala, asse 24% $K_{rot}$ 33000 Nm/rad. . . . .	59

3.53	Variazione della velocità di flutter in funzione dello spostamento del baricentro dell'estremità alare. . . . .	60
3.54	Variazione della velocità di flutter in funzione della massa del velivolo. . . . .	60
3.55	Calcolo dell'inviluppo di flutter. . . . .	61
3.56	Calcolo dell'inviluppo di flutter. . . . .	62
3.57	Momento flettente in radice dovuto alla raffica, andamento per diversi $H$ . . . . .	64
3.58	Deflessione relativa della wing tip, raffica $H$ 120 ft. . . . .	64
3.59	Ampiezze modali dei primi due modi flessionali simmetrici, raffica $H$ 120 ft. . . . .	65
3.60	Momento flettente in radice, raffica $H$ 120 ft. . . . .	65
3.61	Riduzione del momento flettente in apertura, raffica $H$ 120 ft. . . . .	66
3.62	Riduzione del taglio in apertura, raffica $H$ 120 ft. . . . .	66
3.63	Riduzione di momento flettente in radice in funzione della rigidità rotazionale, raffica $H$ 120 ft. . . . .	67
3.64	Riduzione dei carichi al variare del gradiente di raffica. . . . .	68
3.65	Riduzione di momento flettente in radice in funzione dello smorzamento rotazionale, raffica $H$ 120 ft. . . . .	68
3.66	Riduzione del momento flettente in apertura per diversi smorzamenti, raffica $H$ 120 ft, asse 24% $K_{rot}$ 33000 Nm/rad. . . . .	69
3.67	Riduzione di momento flettente in radice in funzione della rigidità flessionale verticale, raffica $H$ 120 ft. . . . .	69
3.68	Riduzione del momento flettente in apertura per diversi spostamenti del baricentro dell'estremità alare, raffica $H$ 120 ft, asse 24% $K_{rot}$ 33000 Nm/rad. . . . .	70
3.69	Numero di occorrenze di livello di momento flettente incrementale in radice, raffica stocastica. . . . .	72
3.70	Numero di occorrenze di livello di momento flettente incrementale all'estremità alare, raffica stocastica. . . . .	72
3.71	Velocità di flutter in funzione della riduzione di carico, variazione parametri. . . . .	74
3.72	Ottimizzazione e vincolo di flutter. . . . .	75
3.73	Velocità di flutter in funzione del Mach, soluzione iniziale ed ottimizzata. . . . .	76
3.74	Riduzione delle azioni interne, soluzione ottimizzata. . . . .	77
4.1	Laminazione CAS e CUS (tratta da [31]). . . . .	80
4.2	Meccanismo di accoppiamento flesso-torsionale (tratta da [32]). . . . .	81
4.3	Disposizione delle fibre e benefici ottenibili (tratta da [30]). . . . .	82
4.4	Raked wing tip su B767-400ER. . . . .	84
4.5	Wing tip. . . . .	86
4.6	Raked wing tip. . . . .	86
4.7	Funzione obiettivo e vincoli, ottimizzazione tip <i>full depth</i> . . . . .	92
4.8	Wing tip carbonio, struttura <i>full depth</i> . . . . .	95
4.9	Wing tip vetro, struttura <i>full depth</i> . . . . .	95
4.10	Raked wing tip carbonio, struttura <i>full depth</i> . . . . .	96
4.11	Raked wing tip vetro, struttura <i>full depth</i> . . . . .	96
4.12	Raked wing tip carbonio, struttura sandwich. . . . .	97
4.13	Raked wing tip vetro, struttura sandwich. . . . .	97
4.14	Variazione del limite di vita a fatica (in termini di deformazione) con l'orientazione delle fibre in un laminato simmetrico <i>off-axis</i> (linea tratteggiata) ed angle-ply (linea continua) in fibra di vetro e resina epossidica, carico tensione-tensione (tratta da [44]). . . . .	98
4.15	Carico aerodinamico in apertura, manovra 2.5 g, wing tip continua. . . . .	100

4.16	Riduzione del momento flettente in apertura, manovra 2.5 g, tip continua. . . . .	101
4.17	Angolo d'incidenza dovuto alla flessibilità, manovra 2.5 g, tip continua. . . . .	102
4.18	Deformata in richiamata a 2.5 g, wing tip <i>full depth</i> in fibra di vetro. . . . .	103
4.19	Deformata in richiamata a 2.5 g, raked wing tip <i>full depth</i> in fibra di vetro. . . . .	103
4.20	Riduzione del taglio in apertura, manovra 2.5 g, tip continua. . . . .	103
4.21	Riduzione del momento torcente in apertura, manovra 2.5 g, tip continua. . . . .	104
4.22	Riduzione del momento flettente in apertura, manovra 2.5 g, raked wing tip <i>full depth</i> con laminazioni [45-0] ed angle-ply. . . . .	104
4.23	Primo modo di buckling. . . . .	106
4.24	Diagrammi $V - f$ e $V - g$ del velivolo con wing tip continua, Mach 0.85 quota 10500 m. . . . .	106
4.25	Rotazioni flessionale e torsionale lungo l'ala del primo modo flessionale, raked wing tip in fibra di vetro. . . . .	107
4.26	Variazione elastica relativa rispetto all'estremità alare dell'angolo d'incidenza, wing tip e raked wing tip, raffica $H$ 120 ft. . . . .	108
4.27	Momento flettente, raffica $H$ 120 ft. . . . .	109
4.28	Riduzione del momento flettente in apertura, raffica $H$ 120 ft. . . . .	109
4.29	Riduzione del taglio in apertura, raffica $H$ 120 ft. . . . .	110
4.30	Riduzione del momento flettente in apertura, raffica a diversi $H$ , raked wing tip vetro. . . . .	110
4.31	Riduzione del momento flettente in apertura, raffica $H$ 120 ft, raked tip <i>full depth</i> con laminazioni [45-0] ed angle-ply. . . . .	111
4.32	Numero di occorrenze di livello di momento flettente incrementale in radice, wing tip continua, raffica stocastica. . . . .	112
4.33	Numero di occorrenze di livello di momento flettente incrementale all'estremità alare, wing tip continua, raffica stocastica. . . . .	112
4.34	Deformazione dell'ala in VORU. . . . .	113
4.35	Carico aerodinamico in apertura, VORU. . . . .	114
4.36	Carico aerodinamico in apertura, VORU. . . . .	114
4.37	Momento flettente alare critico. . . . .	116
4.38	Inviluppo di carico radice alare. . . . .	117
4.39	Inviluppo di carico estremità alare. . . . .	117
4.40	Momento flettente alare nel piano. . . . .	118
4.41	Diminuzione della resistenza indotta dei diversi dispositivi rispetto all'impatto strutturale. . . . .	119
4.42	Diminuzione della resistenza indotta e d'attrito dei diversi dispositivi rispetto all'impatto strutturale. . . . .	119
5.1	Modello geometrico creato in SUMO del velivolo con wing tip e raked wing tip. . . . .	122
5.2	Dettagli delle mesh CFD. . . . .	123
5.3	Diagramma di flusso della procedura di trim. . . . .	126
5.4	Velivolo con raked wing tip. . . . .	128
5.5	Applicazione dell'interfaccia per alcune forme modali. . . . .	128
5.6	Storia di convergenza del velivolo con wing tip convenzionale, crociera. . . . .	129
5.7	Storia di convergenza del velivolo con raked wing tip, crociera. . . . .	129
5.8	Distribuzioni di pressione e Mach in crociera, wing tip convenzionale. . . . .	129
5.9	Distribuzioni di pressione e Mach in crociera, raked wing tip. . . . .	130
5.10	Confronto fra le distribuzioni di pressione sulle wing tip, crociera. . . . .	130
5.11	Deformata velivolo con wing tip convenzionale, crociera. . . . .	131

5.12	Deformata velivolo con raked wing tip, crociera. . . . .	131
5.13	Deformazione dell'ala con wing tip convenzionale, crociera. . . . .	132
5.14	Deformazione dell'ala con raked wing tip, crociera. . . . .	132
5.15	Momento flettente in apertura velivolo con wing tip convenzionale, crociera. . . . .	133
5.16	Momento flettente in apertura velivolo con raked wing tip, crociera. . . . .	133
5.17	Riduzione del momento flettente in apertura con raked wing tip, crociera, confronto DLM-CFD. . . . .	134
5.18	Storia di convergenza del velivolo con wing tip convenzionale, 1.5 g. . . . .	135
5.19	Distribuzioni di pressione e Mach a 1.5 g, wing tip convenzionale. . . . .	135
5.20	Deformata velivolo con wing tip convenzionale, 1.5 g. . . . .	135
5.21	Deformazione dell'ala con wing tip convenzionale, 1.5 g. . . . .	136
5.22	Momento flettente in apertura velivolo con wing tip convenzionale, 1.5 g. . . . .	136
5.23	Mesh aerodinamiche per lo studio di convergenza. . . . .	137
5.24	Distribuzione di numero di Mach al 40% dell'apertura all'infittirsi della mesh aerodinamica. . . . .	137
5.25	Variabili di trim e prima ampiezza modale all'infittirsi della mesh aerodinamica. . . . .	138
5.26	Momento flettente all'infittirsi della mesh aerodinamica. . . . .	138



# Elenco delle tabelle

2.1	Caratteristiche Airbus A320. . . . .	15
2.2	Manovre per il dimensionamento iniziale. . . . .	17
2.3	Massa della fusoliera e delle superfici portanti. . . . .	18
2.4	Posizione del baricentro e momenti d'inerzia baricentrici. . . . .	18
2.5	Pesi del velivolo. . . . .	18
2.6	Discretizzazione del modello strutturale. . . . .	20
2.7	Discretizzazione del modello aerodinamico. . . . .	21
3.1	Caratteristiche geometriche del velivolo base ed esteso. . . . .	26
3.2	Condizione di riferimento per le analisi. . . . .	27
3.3	Disallinamento della wing tip in alcune fasi di volo. . . . .	41
3.4	Incidenza e deflessione dell'equilibratore in crociera. . . . .	47
3.5	Derivate di sensibilità dello smorzamento del sistema aeroelastico in corrispondenza della prima velocità di flutter. . . . .	57
3.6	Condizione di riferimento per le analisi di raffica deterministica. . . . .	63
3.7	Quote, velocità e Mach per i vincoli di flutter. . . . .	75
3.8	Soluzione iniziale e ottimizzata. . . . .	76
4.1	Geometria della raked wing tip. . . . .	85
4.2	Numero di elementi modello strutturale wing tip continua. . . . .	85
4.3	Proprietà meccaniche dei materiali impiegati. . . . .	88
4.4	Sequenze di laminazione tip <i>full depth</i> ottimizzate, spessori in <i>mm</i> . . . . .	93
4.5	Sequenze di laminazione tip sandwich ottimizzate, spessori in <i>mm</i> . . . . .	93
4.6	Sequenze di laminazione tip <i>full depth</i> alternative ottimizzate, spessori in <i>mm</i> . . . . .	99
4.7	Primo autovalore di buckling. . . . .	105
4.8	Riduzione di resistenza indotta ed indotta più resistenza d'attrito. . . . .	115
5.1	Base modale scelta per il trim. . . . .	127
5.2	Soluzione di trim, crociera. . . . .	131
5.3	Soluzione di trim del velivolo con wing tip convenzionale, 1.5 g. . . . .	134



## SOMMARIO

La necessità di ridurre i consumi dei velivoli da trasporto commerciale ha portato alla diffusione delle winglet, le quali permettono di ridurre la resistenza indotta introducendo tuttavia problemi dal punto di vista strutturale. Questo elaborato di tesi ha come oggetto lo studio di un dispositivo alternativo (wing tip) per la diminuzione della resistenza indotta con capacità di alleviazione passiva dei carichi, basata sullo sfruttamento degli effetti aeroelastici. Si esaminano due differenti soluzioni, effettuando analisi parametriche ed ottimizzazioni numeriche (aeroelastic tailoring) per verificarne il comportamento e l'impatto sul velivolo dal punto di vista dei carichi, delle qualità di volo e del flutter utilizzando un modello aeroelastico a travi per la struttura con un metodo lineare a potenziale per l'aerodinamica. Nella parte finale, si passa ad un livello di sofisticazione maggiore e si verifica il comportamento del dispositivo con analisi di trim del velivolo flessibile in regime transonico effettuate tramite un codice CFD.

**Parole chiave:** winglet, alleviazione dei carichi, aeroelastic tailoring, aeroelasticità computazionale.

## ABSTRACT

The need for a reduction in fuel consumption of commercial airliners has led to a widespread use of winglets, which reduce the lift-induced drag but have a negative impact from a structural point of view. The subject of this thesis is the study of an alternative device (wing tip device) for induced drag reduction with an integrated passive load alleviation capability, based on aeroelastic effects. Two different solutions are examined, various parametric analyses and optimizations (aeroelastic tailoring) are carried out to assess how they affect the structural loads, the flight mechanics characteristics and the flutter stability, employing a stick model for the structure and a linear potential flow aerodynamic method. In the last part of the work, an higher fidelity aerodynamic model is used and the capability of the proposed device is verified performing trim analyses of the flexible aircraft in the transonic regime by means of a CFD code.

**Keywords:** winglet, load alleviation, aeroelastic tailoring, computational aeroelasticity.





# Introduzione

Negli ultimi anni, a causa dell'aumento esponenziale del prezzo del petrolio, si sono moltiplicati gli sforzi di ricerca volti a ridurre i consumi e le emissioni inquinanti dei velivoli da trasporto commerciale attraverso un miglioramento dell'efficienza aerodinamica. Una delle soluzioni che si è imposta con maggior successo è costituita dalle winglet, applicate sia su progetti di nuova concezione che come retrofit su velivoli già in servizio. Soprattutto per quest'ultima applicazione tali dispositivi hanno diversi svantaggi dal punto di vista strutturale, generano infatti un aumento dei carichi lungo l'ala e provocano un'abbassamento della velocità di flutter, inconvenienti che richiedono rinforzi della struttura alare e quindi un conseguente incremento di peso e costi di installazione.

In questa tesi si propone ed analizza una soluzione alternativa, costituita da una estensione orizzontale dell'apertura alare, che analogamente alle winglet garantisce un calo di resistenza indotta, con una funzione integrata di alleviazione dei carichi del tutto passiva, basata sulla ridistribuzione aeroelastica dei carichi. Il lavoro si colloca quindi nel filone di ricerca, d'interesse crescente in tempi recenti, che ha come obiettivo lo sviluppo di strutture flessibili che sfruttino gli effetti aeroelastici in maniera benefica.

Lo scopo del lavoro è la verifica delle capacità di alleviazione dei carichi e dell'impatto sul flutter del dispositivo proposto, valutando con studi parametrici ed ottimizzazioni numeriche l'influenza delle variabili di progetto. Gli strumenti impiegati sono un modello a travi per la struttura mentre per l'aerodinamica si segue un approccio *multi-fidelity*: per le analisi parametriche ed ottimizzazioni si utilizza un classico metodo lineare come il Doublet Lattice Method, una volta determinata la configurazione più promettente se ne verifica il comportamento con analisi di trim del velivolo flessibile effettuate mediante un codice CFD.

## Riassunto del lavoro

Il lavoro è presentato in cinque capitoli.

### Capitolo 1

Nel primo capitolo si presenta una rassegna dei principali dispositivi di estremità per la riduzione della resistenza indotta, winglet ed altri, esponendone i principali vantaggi e svantaggi dal punto di vista aerodinamico e strutturale con una breve rassegna degli studi disponibili in letteratura che trattano il confronto tra le diverse soluzioni. Si introducono due differenti soluzioni di wing tip passive con funzione di alleviazione dei carichi integrata.

### Capitolo 2

Nel secondo capitolo è riportata la descrizione dei modelli strutturale ed aerodinamico utilizzati per le analisi.

### **Capitolo 3**

Nel terzo capitolo si presenta la prima soluzione di wing tip passiva esaminata. Sono eseguite analisi di trim, di raffica e di flutter al variare delle principali variabili di progetto per verificarne le capacità di alleviazione, l'influenza sul flutter e sulle qualità di volo del velivolo.

### **Capitolo 4**

Nel quarto capitolo si presenta la seconda soluzione di wing tip passiva esaminata, realizzata in materiale composito. Il progetto viene effettuato attraverso un'ottimizzazione aeroelastica con l'obiettivo di massimizzare la capacità di riduzione dei carichi sfruttando le proprietà di ortotropia dei materiali compositi. Ottenute le soluzioni ottime se ne verifica il comportamento in manovra, raffica e l'effetto sul flutter.

### **Capitolo 5**

Nel quinto capitolo si presentano le analisi di trim del velivolo flessibile condotte con un codice CFD. La miglior configurazione tra quelle studiate viene verificata in condizioni di volo transoniche con un metodo aerodinamico a più alta fedeltà.

# Capitolo 1

## Dispositivi di estremità

Il presente lavoro di tesi si propone di presentare una soluzione alternativa alle winglet che ne eviti gli svantaggi e garantisca benefici prestazionali simili. Vengono perciò inizialmente presentate le diverse tipologie di dispositivi di estremità esistenti, winglet ed altri, con relativi vantaggi e problematiche.

### 1.1 Cenni storici

Sin dagli Anni '70, quando il prezzo del combustibile iniziò vertiginosamente ad aumentare, c'è stato un interesse crescente da parte delle industrie aeronautiche e delle linee aeree commerciali verso la diminuzione dei consumi tramite il miglioramento dell'efficienza operativa dei velivoli, giustificata più recentemente anche dalla volontà di ridurre le emissioni inquinanti.

L'importanza che assume al giorno d'oggi la riduzione dei consumi risulta chiara analizzando l'andamento del prezzo del petrolio, mostrato in Fig. 1.1. L'aumento dell'efficienza operativa è stato sempre un obiettivo primario per il trasporto aeronautico ma per anni il prezzo del combustibile ha costituito una piccola porzione del costo diretto operativo. Oggi invece ha assunto una rilevanza fondamentale, triplicandosi nel giro di pochi anni.

Questo contesto giustifica gli investimenti in tale direzione, non solo per velivoli di nuova progettazione ma anche per modifiche a quelli già in servizio da anni.

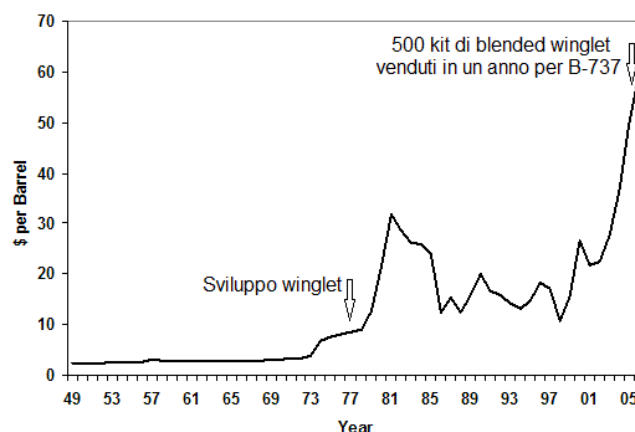


Figura 1.1: Andamento del prezzo del petrolio al barile e sviluppo dei dispositivi di estremità.

Per ridurre il consumo di combustibile, una delle strategie perseguite con più successo è l'aumento dell'efficienza aerodinamica, ottenibile attraverso la riduzione della resistenza.

Nel caso di un velivolo subsonico, i maggiori contributi alla resistenza sono dati dalla resistenza viscosa ed indotta (Fig. 1.2). Quest'ultima risulta essere circa il 40% della resistenza totale in condizioni di crociera e raggiunge l'80-90% durante il decollo e nel successivo segmento di salita, fasi che, pur essendo di breve durata, hanno un forte impatto sul progetto generale del velivolo e dunque sulle prestazioni in tutti gli altri punti del profilo di missione.

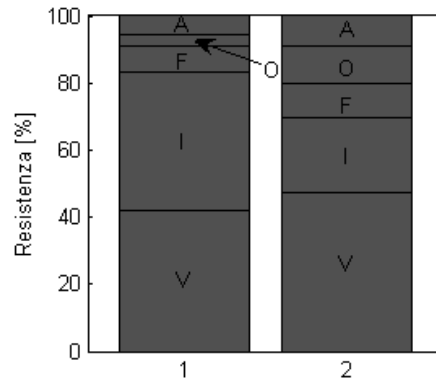


Figura 1.2: Resistenza aerodinamica in crociera per un velivolo da trasporto subsonico (1) ed un business jet (2); V=viscosa, I=indotta, F=d'interferenza, O=d'onda, A=altro.

L'impiego di dispositivi posti all'estremità alare per diminuire la resistenza indotta è nota sin dagli inizi del secolo scorso. Nel 1897 l'ingegnere inglese Lanchester brevettò delle superfici verticali poste alle estremità alari, dette *end plate*, tuttavia il calo di resistenza indotta ottenibile attraverso questa semplice appendice viene superato dall'aumento della resistenza viscosa, senza perciò produrre un beneficio netto. Questa idea venne ripresa e migliorata negli Anni '70 da Richard T. Whitcomb al NASA Langley Research Center e portò alle winglet [1]. Da allora, diversi dispositivi d'estremità per la riduzione della resistenza indotta sono stati progettati, sperimentati e posti in servizio su velivoli da trasporto, sia commerciali sia militari, e business jet; una panoramica è mostrata in Fig. 1.3 (tratta da [2]). Escludendo soluzioni esotiche, come le *spiroid winglets* o le *tip feathers*, sono state sostanzialmente due le configurazioni adottate: una superficie verticale posta all'estremità alare, appunto la winglet, oppure un'estensione orizzontale dell'apertura.

## 1.2 Winglet

Come precedentemente detto, le winglet furono ideate dalla NASA negli Anni '70 in risposta alla crisi energetica del 1973. Le analisi e le prove in galleria del vento diedero risultati positivi e ad esse seguirono le prove in volo sul KC-135 Stratotanker, che dimostrarono un miglioramento dell'efficienza aerodinamica dell'8.5% con un aumento di peso di circa 300 kg, per un incremento netto dell'autonomia chilometrica pari al 7% [3]. A seguito di ciò, le winglet vennero applicate ad altri velivoli, in nuovi progetti ma specialmente come retrofit in postproduzione:

- B747-400: al fine di ottenere un aumento di autonomia chilometrica, l'apertura alare venne estesa di 6 ft e venne aggiunta una winglet verticale di 6 ft di altezza, ottenendo un miglioramento dell'efficienza del 4% dovuto però in gran parte all'estensione dell'apertura [2];
- MD-11: venne applicata una doppia winglet, con appendici sia verso l'alto che verso il basso per un risparmio di *mission block fuel* di circa il 2.5% [2];

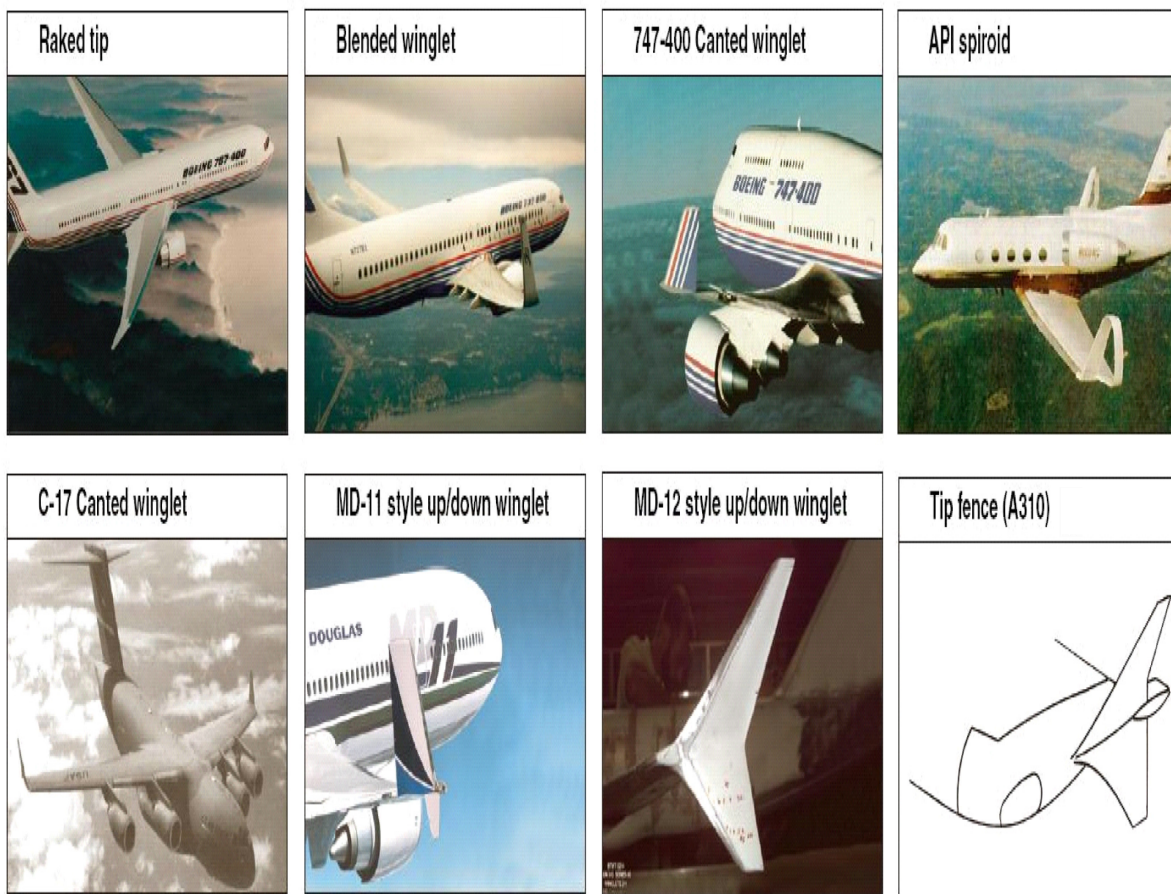


Figura 1.3: Differenti tipologie di alette d'estremità su velivoli da trasporto civile e militare (tratta da [2]).

- C-17: le winglet furono considerate già a livello di progetto e prevalsero rispetto ad una estensione orizzontale per ragioni legate alla compatibilità con le infrastrutture esistenti, le fasi di taxi e parcheggio; la diminuzione di resistenza stimata è del 2.5% [2];
- B737-800/BBJ: fu aggiunta una *blended winglet* di 8 ft dal peso di 60 kg (Fig. 1.3), brevettata da Aviation Partners Inc., che grazie all'attento progetto della zona di transizione tra ala e winglet minimizza la resistenza di interferenza e la separazione del flusso; il risparmio di *mission block fuel* ottenuto risulta pari al 4% o, alternativamente, l'autonomia chilometrica aumenta di 130 nm. Questa risulta essere l'applicazione di maggior successo delle winglet, grazie al fatto che il B737 è il più diffuso aereo di linea per rotte medio-brevi con più di 6200 esemplari consegnati, ed il tasso di produzione annuale di kit di *blended winglet*, dal costo di 700000 \$ ciascuno, supera le 500 unità.

### 1.2.1 Impatto aerodinamico e strutturale

Dalla teoria aerodinamica è ben noto come il metodo più diretto per ridurre la resistenza indotta sia, a parità di portanza generata, l'aumento dell'apertura alare. La causa della diminuzione di resistenza indotta è la diffusione su di una lunghezza maggiore della vorticità rilasciata dal bordo d'uscita quindi, ciò che conta, è la lunghezza del sistema portante, indipendentemente dal

fatto che essa sia aumentata grazie ad un'estensione orizzontale dell'apertura o ad una superficie portante verticale, come nel caso delle winglet.

La presenza delle winglet provoca tuttavia un incremento di resistenza viscosa, dovuta all'area bagnata aggiuntiva, di resistenza di trim se l'ala è a freccia, a causa dell'arretramento del punto neutro, di resistenza d'interferenza ed eventuali separazioni nella zona di transizione con l'ala e la ridistribuzione di carico aerodinamico che genera può variare l'intensità della resistenza d'onda, ma questo effetto è secondario e può essere sia favorevole che contrario. Il calo di resistenza indotta è quindi sempre parzialmente controbilanciato dall'aumento delle altre componenti. Per ottenere un beneficio aerodinamico netto è fondamentale un'attenta progettazione della winglet (forma in pianta, profili, svergolamento, zona di giunzione con l'ala) che varia da velivolo a velivolo, dato che il comportamento di tali appendici dipende fortemente dalla distribuzione di portanza sull'ala.

Il miglioramento dell'efficienza aerodinamica non è però un indice sufficiente per valutare l'utilità delle winglet, o di altri dispositivi di estremità. I benefici ricercati sono infatti prestazionali e di consumo ed il loro raggiungimento dipende dall'impatto strutturale di queste superfici aerodinamiche, specialmente quando sono installate come retrofit su velivoli già in servizio.

L'aggiunta di dispositivi di estremità, sia che si tratti di un'estensione dell'apertura che di una winglet, genera un carico aerodinamico addizionale all'estremo dell'ala ed un aumento delle azioni interne lungo l'intera apertura. Sono quindi solitamente necessari rinforzi strutturali, che aggiungono peso, oltre al peso del dispositivo stesso, e si contrappongono ai miglioramenti aerodinamici.

Per quanto riguarda le winglet, le tre aree che influiscono sulle modifiche strutturali sono i carichi statici, i carichi dinamici ed il flutter. I carichi statici tipicamente dimensionanti per il cassone alare sono le manovre a 2.5 g e, per la parte più esterna, la manovra di rollio. La distribuzione di portanza sulla winglet aumenta il momento flettente in apertura tanto più quanto maggiori sono l'altezza del dispositivo ed il *cant angle*, angolo rispetto alla perpendicolare all'ala, ma è soprattutto all'estremità che si hanno gli incrementi di azioni interne più consistenti. Per questa zona non è più dimensionante il rollio bensì la manovra di sideslip, dal momento che sulla winglet agisce un alto carico aerodinamico che si trasmette all'estremità del cassone alare con un forte aumento di momento flettente non solo verticale ma anche nel piano.

All'inviluppo dei carichi contribuiscono in maniera rilevante anche i carichi dinamici. In raffica, oltre all'incremento di azioni interne indotto dalla distribuzione di portanza sulle winglet, la massa del dispositivo stesso e la sua posizione all'estremità generano carichi dinamici aggiuntivi, tanto più alti quanto più essa è pesante.

Nel caso del B737-800, l'installazione delle *blended winglets* come retrofit richiede rinforzi sul 35% del tratto esterno di ala, ottenuti aumentando gli spessori dei longheroni, dei correnti e dei pannelli, in più l'estensione degli spoiler in volo è limitata al 50% per evitare l'insorgere di carichi eccessivi [4]. Il peso strutturale aggiuntivo è di circa 100 kg ma se il cassone alare del B737-800 base non avesse avuto margini strutturali in eccesso l'aumento di peso necessario sarebbe stato di 300 kg [5].

Un ulteriore problema è l'impatto negativo sul flutter. La massa delle winglet non è trascurabile, ciascuna può essere attorno all'1-2% di quella dell'ala, ed è collocata all'estremità alare dietro ed al di sopra dell'asse elastico. Ciò provoca una diminuzione significativa della pressione dinamica di flutter, tanto maggiore quanto più pesante è la winglet [6]; la frequenza del primo modo torsionale è infatti ridotta e questo si ripercuote sul modo critico di flutter, che tipicamente consiste nell'accoppiamento tra il primo modo flessionale ed il primo torsionale. Non vi è solo un effetto inerziale che riduce il margine di flutter ma anche aerodinamico, dipendente però dalla configurazione del velivolo [7]. Oltre al flutter flesso-torsionale, possono inoltre comparire altri meccanismi instabili a frequenza più alta non presenti nel velivolo senza winglet [7, 8].

Per risolvere questo problema, la soluzione più utilizzata è stata l'aggiunta di masse di bilanciamento sul longherone anteriore all'estremità alare, più semplice ed economico rispetto all'irrigidimento della struttura. Alcuni esempi sono i 225 kg di massa di bilanciamento per semiala che vennero installati per le prove di volo del DC-10 con winglet [8] ed i 90 kg necessari sul B737-800 a seguito dell'installazione delle winglet come retrofit [4].

Sommando a questa la massa dei rinforzi necessari per sostenere i carichi indotti e rispettare i requisiti di fatica si capisce quindi come l'impatto strutturale possa totalmente annullare i benefici aerodinamici.

Altri punti critici da valutare riguardano le modifiche della controllabilità e delle qualità di volo del velivolo, in particolare quelle latero-direzionali. Le winglet producono un sostanziale aumento dell'effetto diedro e, in maniera minore e nel caso l'ala sia a freccia, della stabilità statica direzionale. Durante gli atterraggi con vento trasverso, queste variazioni vanno contrastate con una maggior deflessione di alettoni e timone per mantenere la traiettoria ed il velivolo potrebbe essere certificato per atterraggi con una massima velocità di vento trasverso più bassa [9].

Se il bilancio tra calo di resistenza totale ed aumento di peso è favorevole, i potenziali benefici delle winglet e di altri dispositivi di estremità sono:

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

### 1.2.2 Confronto con estensione orizzontale

Nel corso degli anni sono stati effettuati numerosi studi volti a verificare quale dispositivo, tra le winglet ed un'estensione orizzontale dell'apertura (nel seguito chiamate anche wing tip), garantisca i risultati migliori dal punto di vista delle prestazioni e dell'efficienza netta.

Le prime prove sperimentali sulle winglet, eseguite da Whitcomb negli Anni '70 [1], mostrano la superiorità di queste rispetto alle estensioni dell'apertura. Altre pubblicazioni successive giungono a conclusioni contrastanti.

In [10] è presentata una comparazione, esclusivamente computazionale, tra numerose winglet e wing tip, e la maggiore diminuzione di resistenza indotta è ottenuta, a parità di incremento di momento flettente in radice, tramite le winglet.

In [11] vengono riportati i risultati di un'analisi numerica in cui si considera la resistenza indotta ma anche quella viscosa e si assume il momento flettente in radice come indicatore dell'impatto strutturale. Si conclude che le wing tip permettono benefici leggermente superiori rispetto alle winglet. In [12] si confrontano diverse wing tip e winglet ottimizzate numericamente con vincolo sulla massa strutturale, calcolata pesando il momento flettente per lo spessore locale del cassone alare, e si giunge alla conclusione opposta.

In un altro studio [13] viene assunto come indice del peso strutturale l'integrale del momento flettente in apertura e, fissato questo, viene ottimizzata la distribuzione di portanza sull'ala con winglet o wing tip per minimizzare la resistenza indotta. I risultati indicano che entrambi i dispositivi producono sostanzialmente la medesima riduzione di resistenza indotta, con le winglet che necessitano di una lunghezza quasi doppia rispetto alle estensioni orizzontali.

A conclusioni simili si è giunti in [5], dove è presentata un'analisi comparativa tra diversi dispositivi d'estremità applicati ad un velivolo di riferimento. Sia l'ala sia il dispositivo vengono



ottimizzati aerodinamicamente e la resistenza calcolata mediante un codice CFD. La Fig. 1.4 (tratta da [5]) mostra come l'andamento del calo di resistenza per incremento di peso sia contenuto in una stretta fascia per tutti i dispositivi esaminati. Le differenze tra una configurazione e l'altra sono piccole e possono essere facilmente offuscate dalle scelte effettuate a livello di progetto di dettaglio.

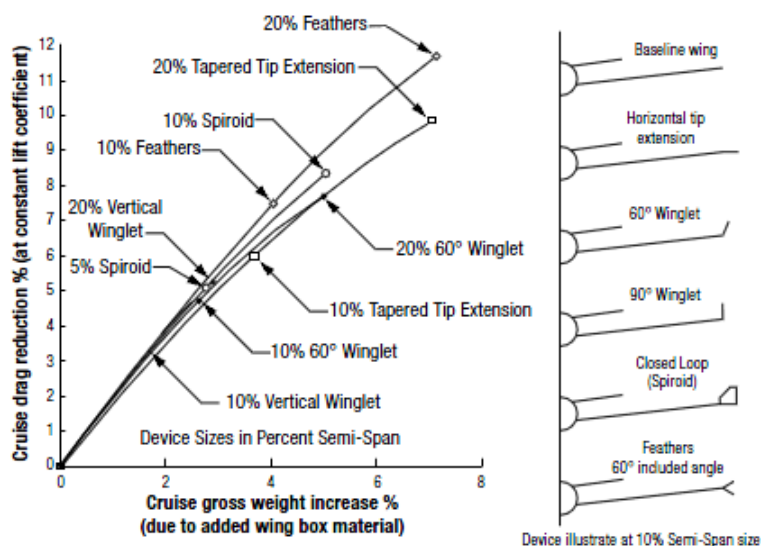


Figura 1.4: Confronto tra diversi dispositivi di estremità (tratta da [5]).

Da questo breve excursus è chiaro quindi che non esiste una soluzione in assoluto migliore tra winglet e wing tip orizzontale ma la scelta dell'una o dell'altra dipende fortemente dal velivolo in esame. La stessa Boeing ha adottato entrambe le soluzioni per i suoi aerei da trasporto (Fig. 1.5, tratta da [4]).

Tale considerazione è ancor più valida quando si tratta di decidere quale dispositivo installare su un velivolo già in servizio e progettato senza di esso.

In questi casi, la diminuzione di resistenza indotta è minore di quella ottenibile progettando da zero l'ala poiché la distribuzione di portanza del velivolo base non è ottimale per il dispositivo, in particolare se il carico aerodinamico sulla porzione esterna di ala è relativamente basso il potenziale beneficio può essere estremamente ridotto, specie per le winglet [10].

Dal punto di vista strutturale la decisione dipende da quale vincolo è critico. Se, ad esempio, il flutter è critico od il velivolo deve poter volare ad elevate pressioni dinamiche con alti angoli di sideslip, la winglet non è adatta in quanto abbassa la velocità di flutter ed induce forti carichi all'estremità alare durante le manovre di sideslip. In altre situazioni la prevalenza dell'una o dell'altra soluzione, od al contrario la scelta di non installare alcun dispositivo, si basa sui margini strutturali dell'ala. Se questa ha margini strutturali in eccesso all'estremità, grazie, ad esempio, ai vincoli di minimo spessore, ed invece ridotti alla radice, generalmente è più indicata una winglet che un'estensione orizzontale. Nel caso in cui l'apertura alare debba essere limitata per mantenere la compatibilità con le infrastrutture esistenti allora la soluzione migliore è chiaramente una winglet verticale o quasi verticale.

La studio comparativo tra winglet e wing tip è dunque un problema multidisciplinare che deve essere affrontato nell'ambito del progetto di un velivolo specifico senza generalizzazioni.

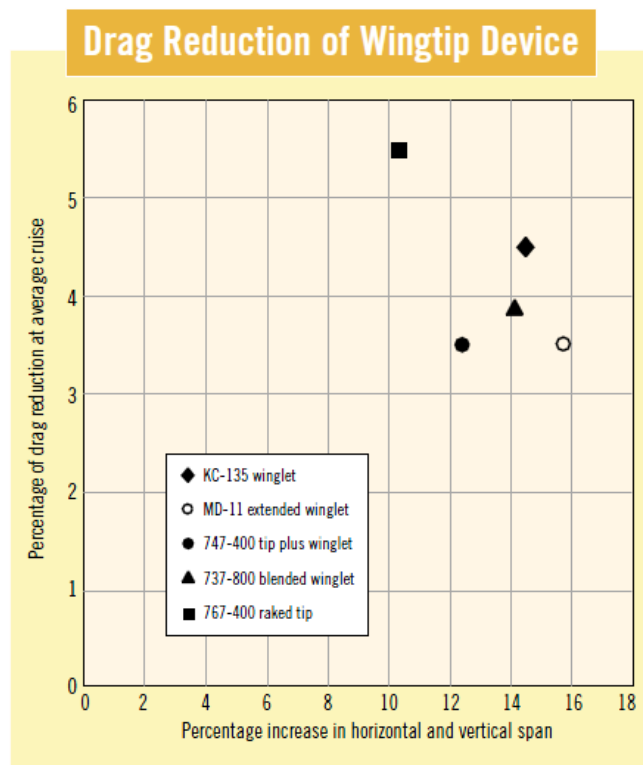


Figura 1.5: Riduzione media di resistenza in crociera con differenti dispositivi di estremità su velivoli Boeing (tratta da [4]).

### 1.3 Wing tip aeroelastica passiva

In questo lavoro di tesi si propone ed analizza una soluzione alternativa alle winglet, che consiste in una estensione orizzontale dell'apertura alare (wing tip) con funzione integrata di alleviazione passiva dei carichi. Essa permette di aumentare l'efficienza aerodinamica, riducendo la resistenza indotta, ed al contempo di limitare l'incremento dei carichi associato ai dispositivi di estremità convenzionali. La funzione di alleviazione si basa sulla ridistribuzione aeroelastica del carico aerodinamico a seguito della deformazione in senso favorevole della wing tip stessa ed è totalmente passiva.

Un sistema di alleviazione dei carichi passivo è preferibile ad uno attivo considerando che i problemi di affidabilità e manutenzione sono notevolmente ridotti e non sono necessari né attuatori né sensori, che richiederebbero modifiche agli impianti di bordo e peso aggiuntivo. Inoltre un sistema passivo può essere reso *fail-safe* senza bisogno di pesanti e costose ridondanze.

La wing tip proposta può essere incorporata dal principio nel progetto di un nuovo velivolo ma è particolarmente adatta come retrofit in quanto la potenziale riduzione dei carichi limita i rinforzi strutturali necessari.

Sono due le tipologie di wing tip passiva analizzate. La prima, chiamata wing tip discreta, consiste in una superficie addizionale all'estremità alare non continua con la struttura dell'ala ma collegata a questa esclusivamente attraverso un elemento di collegamento flessibile in torsione, che ne permetta la deflessione relativa sotto carico. La seconda, detta wing tip continua, è invece una estensione dell'apertura, continuazione del cassone alare, in materiale composito con sequenze di laminazione progettate per renderla flessibile al fine di deformarsi e ridistribuire il carico aerodinamico in maniera favorevole.



## Capitolo 2

# Modello di riferimento

Come caso studio per le wing tip proposte nel Cap. 1 è stato scelto il velivolo da trasporto commerciale Airbus A320.

L'Airbus A320 (Fig. 2.1) è un aereo di linea narrow body per rotte a breve-medio raggio e costituisce il modello base di una famiglia di velivoli che comprende anche A318 e A319, modelli più piccoli, e A321, versione di dimensioni maggiori. È stato il primo velivolo da trasporto commerciale prodotto in serie con pilotaggio fly-by-wire e comandi side-stick. Il sistema di controllo comprende anche l'alleviazione dei carichi da raffica tramite gli alettoni e gli spoiler esterni. Il successo di questo progetto è dimostrato dall'alto numero di esemplari consegnati, più di 4600 con circa 2300 ordini in essere, dall'entrata in servizio nel Marzo 1988.



Figura 2.1: Airbus A320.

Attualmente, l'A320 è dotato di *tip fence* all'estremità alare. Essa è impiegata anche sugli Airbus A310 e A380. Per l'A310 e l'A320 la *tip fence* fu introdotta al fine di sfruttare i margini strutturali esistenti nell'ala in seguito alla certificazione effettuata senza dispositivi d'estremità. L'impatto sul momento flettente è infatti estremamente ridotto e si ottiene, secondo quanto riportato in [14], una riduzione della resistenza in crociera dell'1.5%. Nel caso dell'A380, l'apertura alare è limitata dalle infrastrutture aeroportuali esistenti e la *tip fence* venne adottata poiché permette di ottenere l'apertura alare effettiva ottima contenendo le dimensioni.

Viste le richieste delle compagnie aeree operanti l'A320, in anni recenti sono stati condotti progetti di ricerca riguardanti nuovi dispositivi di estremità. In [15], ad esempio, si confrontano i risultati di prove in galleria del vento tra una winglet di grandi dimensioni ed una *tip fence*.

Nel 2006, Airbus ha effettuato prove di volo su A320 equipaggiati con diversi dispositivi di estremità ma, nonostante vi fosse un miglioramento dal punto di vista aerodinamico, i carichi addizionali prodotti avrebbero richiesto un eccessivo incremento del peso e, in conclusione, nessun beneficio. Inoltre, vi erano timori di effetti negativi a lungo termine sull'integrità strutturale dell'ala [16].

Nel 2009, Airbus ha annunciato che, a partire dal 2012, verranno consegnati velivoli dotati di winglet, chiamate *sharklets*, progettate da Airbus stessa e disponibili anche come retrofit su esemplari già in servizio. Le prove di volo sono previste per la metà del 2011 ed è stato stimato un risparmio di combustibile del 3.5% su rotte lunghe, corrispondenti ad una riduzione di 700 tonnellate di emissioni annuali di  $CO_2$  per velivolo, o alternativamente, un aumento dell'autonomia chilometrica di 100 nm.

La Tab. 2.1 riassume le caratteristiche principali del velivolo.

Le ragioni della scelta dell'A320 come candidato primario per questo studio sono molteplici:

- il profilo di missione di un velivolo da trasporto subsonico a medio raggio è ideale per l'impatto di una diminuzione della resistenza indotta su consumi e prestazioni;
- il potenziale profitto per le compagnie aeree e per il costruttore è molto elevato, considerata la grande diffusione del velivolo;
- il velivolo concorrente, Boeing B737-800, può essere equipaggiato con *blended winglets* che garantiscono un sensibile risparmio di combustibile e permettono alle linee aeree di rimanere fortemente competitive;
- studi e prove di volo su dispositivi per la riduzione della resistenza indotta sono stati effettuati in passato senza esiti positivi e nel 2011 sono previste le prove di volo atte a confermare i benefici delle *sharklets* di nuova concezione.

## 2.1 Modello aeroelastico

Al fine di valutare l'effetto delle wing tip proposte ed il comportamento al variare di un significativo numero di parametri di progetto è opportuno impiegare un modello aeroelastico che permetta di effettuare una elevata quantità di analisi con efficienza.

Pur avendo scelto come caso studio un velivolo esistente, non è possibile ottenere dal costruttore dati riguardanti la distribuzione di masse e rigidità né le caratteristiche aerodinamiche quali svergolamento e profili alari pertanto il modello generato ha, in comune con il velivolo reale, solo la geometria e le masse totali di combustibile e carico pagante. Da queste limitate informazioni è necessario ottenere una plausibile rappresentazione inerziale e strutturale del velivolo.

A tal scopo, si utilizza il tool NeoCASS, che permette di generare in maniera del tutto automatica efficienti modelli *low-fidelity*, a travi per la struttura ed a superfici portanti per l'aerodinamica. NeoCASS è un pacchetto facente parte di un più ampio software, CEASIOM (*Computerized Environment for Aircraft Synthesis and Integrated Optimization Methods*), sviluppato all'interno del progetto europeo SimSAC (*Simulating Aircraft Stability And Control Characteristics for Use in Conceptual Design*), il quale ha l'obiettivo di migliorare il progetto concettuale e preliminare di un velivolo integrando in un ambiente multidisciplinare moduli relativi all'aerodinamica, la meccanica del volo e le strutture per ottenere, ad un livello di precisione deciso dall'utente, informazioni sulle caratteristiche di stabilità e controllo di configurazioni di velivoli convenzionali o innovative.

In questo contesto, NeoCASS è impiegato per fornire un dimensionamento iniziale della struttura, per ottenere una stima della massa strutturale più realistica rispetto ai metodi semi-empirici

Piloti	2
Passeggeri	150
Massima capacità di combustibile [l]	24210
Capacità di carico [ $m^3$ ]	37.41
Velocità di crociera	Mach 0.78
Quota di crociera [m]	10500
MTOW [kg]	73500
MZFW [kg]	61000
OEW [kg]	42600
Motori	2xCFM-56-5

(a) Caratteristiche generali

Lunghezza [m]	37.57
Apertura alare [m]	34.1
Altezza [m]	11.76
Diametro fusoliera [m]	3.95
Larghezza cabina [m]	3.68
$\Lambda_{LE}$ ala [deg]	28
$\Lambda_{LE}$ piano orizzontale [deg]	35
$\Lambda_{LE}$ piano verticale [deg]	41
Diedro ala [deg]	5.11/3.70
Diedro coda orizzontale [deg]	6.0

(b) Caratteristiche geometriche

Tabella 2.1: Caratteristiche Airbus A320.

ancora ampiamente usati a livello di progetto preliminare e per introdurre, già in tale fase, l'analisi e l'ottimizzazione aeroelastica. Esso si compone di tre moduli:

- Weight & Balance: fornisce una stima delle masse non strutturali e della loro posizione principalmente per via statistica;
- GUESS: fornisce un dimensionamento iniziale della struttura, basato sulla stima dei carichi ultimi, compresi anche i limiti di instabilità di pannelli e correnti, su semplici tipologie strutturali, su aerodinamica lineare e distribuzione delle masse predetta da Weight & Balance; genera inoltre le mesh strutturali ed aerodinamiche per le successive analisi;
- SMARTCAD: è il modulo che, data la mesh strutturale e aerodinamica generata da GUESS, permette di effettuare analisi aeroelastiche e ottimizzazioni multidisciplinari.

Essi possono essere combinati e utilizzati in sequenza o ciascuno indipendentemente. Per approfondimenti su NeoCASS e sui vari moduli si rimanda a [17, 18, 19].

Il punto di partenza per la generazione del modello aeroelastico è un file XML contenente la descrizione parametrica della geometria del velivolo, ottenuta a partire semplicemente dalle informazioni su corde e aperture alari delle superfici portanti, angoli di freccia e diedro, dimensioni della fusoliera, ed i dati relativi alle tipologie strutturali e proprietà dei materiali per il primo dimensionamento in GUESS. Il file XML viene creato tramite il modulo AcBuilder, contenuto in CEASIOM, che presenta una interfaccia grafica di immediato utilizzo.

La Fig. 2.2 mostra una vista in AcBuilder del modello geometrico e la distribuzione del combustibile nei serbatoi alari, estesi sino al 78% dell'apertura, e nel serbatoio centrale.

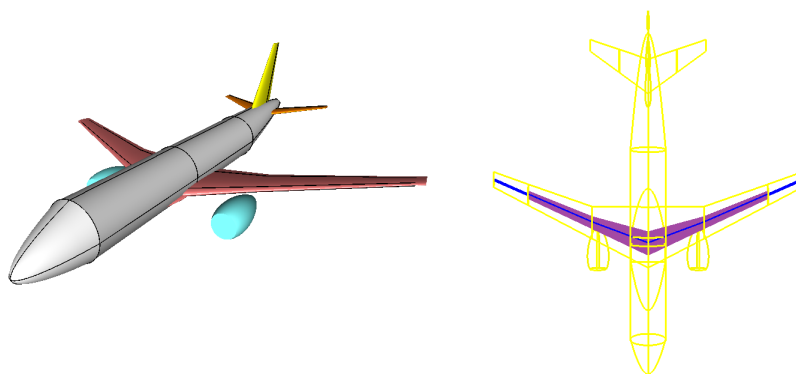


Figura 2.2: Viste in AcBuilder, modello CAD e distribuzione di combustibile.

### 2.1.1 Modello strutturale

Il file XML viene ricevuto in ingresso da GUESS insieme ad una serie di manovre critiche individuate dall'utente e definite mediante il vettore degli stati del velivolo. Tramite un solutore di trim, viene ricavato il trimmaggio rigido ed i carichi agenti su superfici portanti e fusoliera stazione per stazione, con i quali effettuare il dimensionamento. Il procedimento viene ripetuto iterativamente sino a convergenza della massa strutturale secondo lo schema di Fig. 2.3.

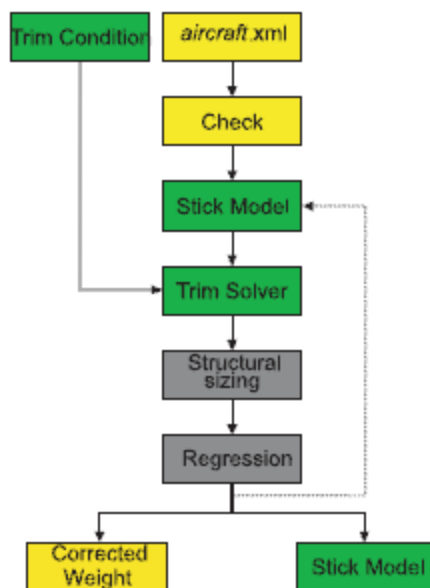


Figura 2.3: Diagramma a blocchi di GUESS.

I vincoli strutturali da soddisfare sono di resistenza a trazione e compressione, di instabilità globale e locale e di minimo spessore. La struttura della fusoliera è modellata come sezione cilindrica con pannelli collaboranti, quella delle superfici portanti come un cassone rettangolare multi-cella. L'utente ha la possibilità di scegliere tra diverse tipologie di costruzioni, che si differenziano per gli irrigidimenti presenti sui pannelli di rivestimento e sulle anime (irrigidimenti a Z, struttura a traliccio, nessun irrigidimento). Va sottolineato come questa procedura attui un dimensionamento principalmente a flessione ed a taglio perciò la rigidità torsionale potrebbe risultare non in buon accordo con le caratteristiche reali del velivolo. Inoltre, sono presi in considerazione solo requisiti di resistenza e non altri, ad esempio la vita a fatica, che risultano

spesso essere tra i più critici. Un'ulteriore approssimazione è data dall'inserimento del motore solo come massa senza la deformabilità del pilone subalare.

Al termine del processo di dimensionamento, attraverso un'analisi a semiguscio delle sezioni, il codice genera il modello a travi, descritto da un file ASCII, da impiegare con il solutore aeroelastico SMARTCAD. Le masse strutturali secondarie (bordi d'attacco e d'uscita, superfici mobili, giunzioni e rinforzi) e le masse dei motori e degli impianti sono introdotte come masse concentrate sui nodi mentre le masse del carico pagante, della vernice, dell'arredamento e del combustibile sono rappresentate da masse per unità di lunghezza lungo gli elementi di trave. Tramite una semplice routine disponibile, il file ASCII contenente il modello a travi per SMARTCAD può essere convertito in un modello Nastran, in cui le travi sono rappresentate da elementi CBEAM, a proprietà costanti e senza deformabilità a taglio, e le masse da elementi CONM2.

La rappresentazione della struttura con un modello a travi, pienamente accettabile considerando gli allungamenti delle superfici portanti e della fusoliera del velivolo in esame, risulta essere la più adatta per gli scopi del lavoro. Essa è lo strumento più utilizzato dall'industria aeronautica nella fase di progetto concettuale poiché, al contrario di una discretizzazione ad elementi finiti, richiede una quantità minima di informazioni e garantisce il miglior compromesso tra semplicità di modellazione e capacità di calcolare caratteristiche globali in modo sufficientemente preciso, con un costo computazionale ridotto, vantaggio importante dovendo eseguire un numero elevato di analisi parametriche.

Per generare le distribuzioni di masse e rigidzze del velivolo in esame, si sono definite le manovre in Tab. 2.2, in accordo con la corrente normativa [20] e che tipicamente costituiscono le condizioni critiche per diverse parti della struttura. La configurazione di carico assunta dal velivolo è quella di massimo carico pagante, 150 passeggeri, e combustibile fino al raggiungimento del MTOW.

Manovra	Fattore di carico normale [g]	Mach	Quota [m]
Richiamata	2.5	0.33	0
Richiamata	-1	0.33	0
Imbardata ( $\delta_{tim}$ 30°)	1	0.33	0
Volo con angolo $\beta$ 20°	1	0.38	0
Rollio ( $\delta_{ail}$ 25°)	1.67	0.38	0
$\delta_{tim}$ 15°, $\delta_{eq}$ 15°	1	0.38	0

Tabella 2.2: Manovre per il dimensionamento iniziale.

Nel file XML è richiesto l'inserimento delle posizioni dei longheroni anteriore e posteriore delle superfici portanti, utilizzate da GUESS per definire l'altezza e la corda dei cassoni alari ed il volume disponibile per la distribuzione in apertura del combustibile. Per quanto riguarda l'ala, le posizioni in corda dei longheroni anteriore e posteriore dell'A320 sono tratte da [21] mentre per i piani di coda sono stati assunti valori tipici pari rispettivamente al 15% e 65%. Le posizioni dei longheroni dell'ala, in quattro stazioni, sono riportate in Fig. 2.4, la quale mostra anche il sistema di riferimento adottato per il modello a travi, con origine nel naso della fusoliera e asse  $x$  diretto verso la coda. L'asse elastico è posto convenzionalmente a metà del cassone alare e costituisce l'asse di definizione delle travi.

I valori delle masse strutturali e le proprietà inerziali del velivolo, al peso massimo al decollo, sono riassunte nelle Tab. 2.3, 2.4 e 2.5.



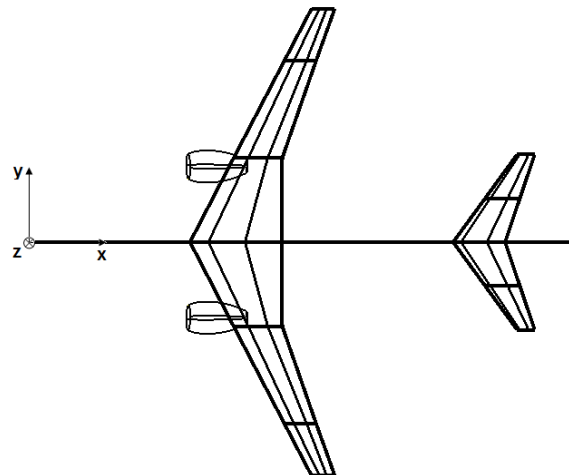


Figura 2.4: Posizione dei longheroni alari e del piano di coda orizzontale.

Componente	Massa strutturale primaria [kg]	Massa totale [kg]
Fusoliera	5101	9703
Ala	4185	6306
Piano di coda orizzontale	800	1159
Piano di coda verticale	809	1428

Tabella 2.3: Massa della fusoliera e delle superfici portanti.

$x_{CG}$ [m]	$z_{CG}$ [m]	$I_{xx}$ [kgm <sup>2</sup> ]	$I_{yy}$ [kgm <sup>2</sup> ]	$I_{zz}$ [kgm <sup>2</sup> ]	$I_{xz}$ [kgm <sup>2</sup> ]
16.61	-0.28	1.2154	4.0381	5.0255	-0.2089

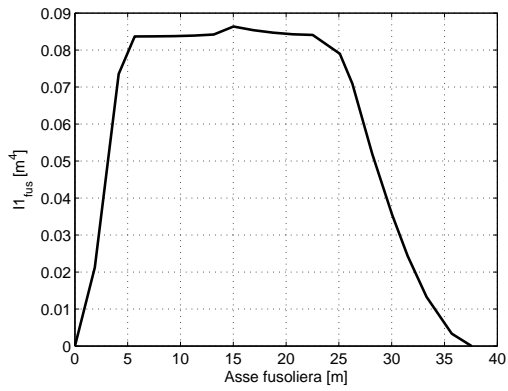
Tabella 2.4: Posizione del baricentro e momenti d'inerzia baricentrici.

OEW [kg]	Comb. ala [kg]	Comb. fusoliera [kg]	Carico pagante [kg]	MTOW [kg]
46956	8160	4272	14968 (150 pax)	74356

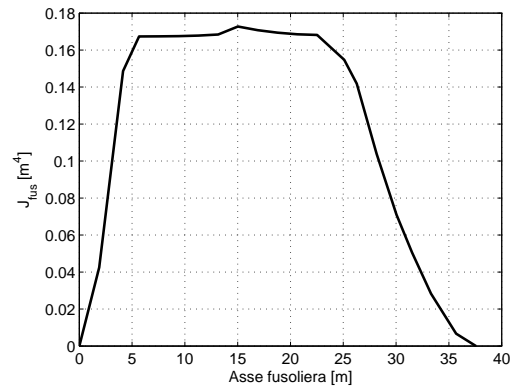
Tabella 2.5: Pesì del velivolo.

Gli andamenti della rigidità flessionale verticale e torsionale della fusoliera e dell'ala lungo gli assi strutturali sono mostrate in Fig. 2.5. Le distribuzioni di massa della fusoliera e dell'ala lungo gli assi strutturali sono mostrate in Fig. 2.6.

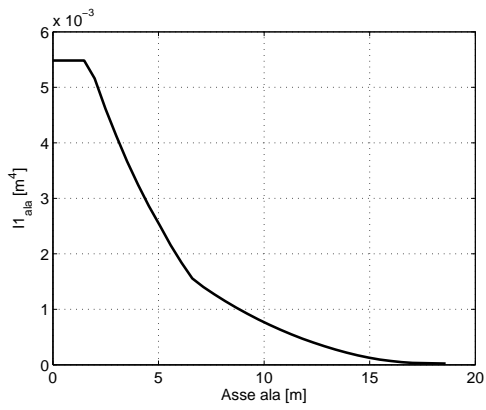
GUESS effettua un dimensionamento stazione per stazione con una discretizzazione delle superfici portanti e della fusoliera più fitta rispetto al modello a travi; le rigidità di quest'ultimo, costanti per ogni elemento, vengono ricavate tramite interpolazione. La Fig. 2.7 rappresenta il modello a travi e le masse ed i baricentri delle componenti non strutturali del velivolo. Dettagli sul numero di elementi impiegati sono riportati in Tab. 2.6.



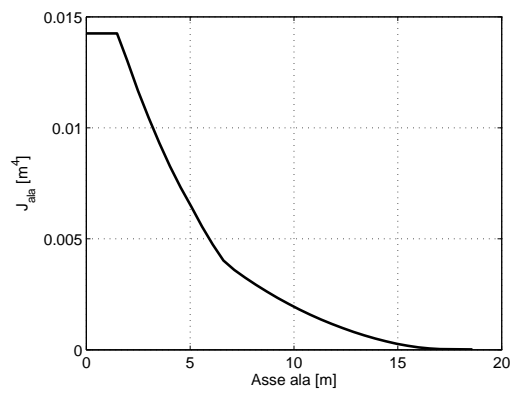
(a) I1 fusoliera.



(b) J fusoliera.

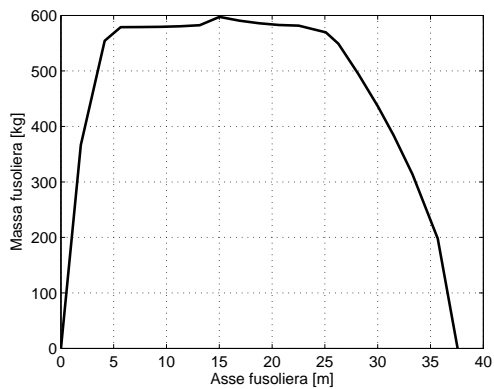


(c) I1 ala.

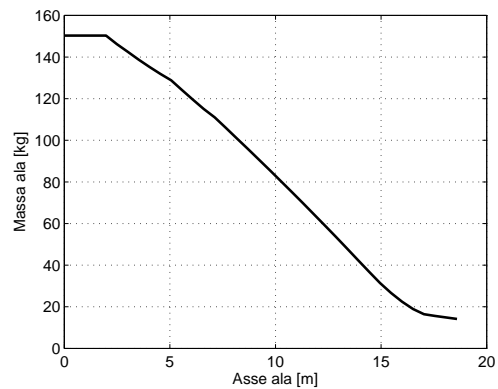


(d) J ala.

Figura 2.5: Distribuzioni di rigidezza.



(a) Fusoliera.



(b) Ala.

Figura 2.6: Distribuzioni di massa.

Componente	N° elementi trave
Fusoliera	16
<i>Carrythrough</i> semiala	4
Semiala	21
<i>Carrythrough</i> semipiano di coda orizzontale	2
Semipiano di coda orizzontale	9
Piano di coda verticale	14
<b>Totale</b>	<b>102</b>

Tabella 2.6: Discretizzazione del modello strutturale.

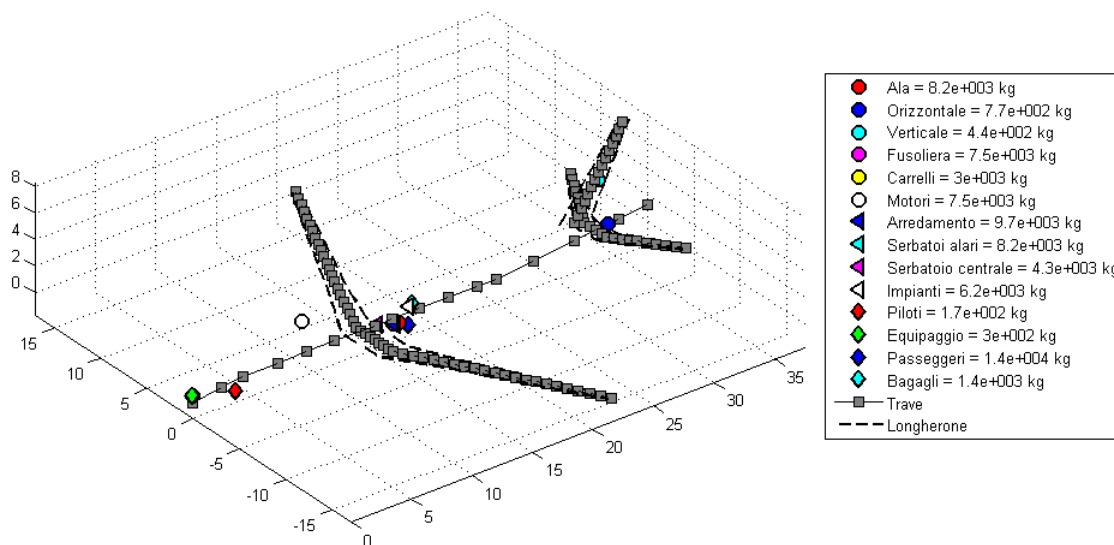


Figura 2.7: Modello a travi e masse e baricentri dei componenti non strutturali.

### 2.1.2 Modello aerodinamico

Il modello aerodinamico viene generato da GUESS ed esportato, insieme al modello a travi, in un unico file ASCII. Dalle informazioni geometriche presenti nel file XML, le superfici aerodinamiche vengono considerate piane e suddivise in pannelli trapezoidali allineati al flusso. Tale discretizzazione può essere indistintamente usata per i classici metodi a superficie portante come il *Vortex Lattice Method* (VLM) ed il *Doublet Lattice Method* (DLM). Anche la mesh aerodinamica può essere convertita in sintassi Nastran (CAERO1) ed impiegata per il DLM implementato in tale software.

La mesh aerodinamica per il velivolo in esame è mostrata in Fig. 2.8 ed il numero di pannelli è riportato in Tab. 2.7. I pannelli aerodinamici sono presenti anche nella zona del *carrythrough* in modo che il carico aerodinamico sia continuo dove è presente la fusoliera. Nel definire la discretizzazione si sono seguite le linee guida del manuale aeroelastico di Nastran [22], che suggerisce, per ciascun pannello, un allungamento minore di 3, in subsonico, ed una dimensione in corda  $\Delta x$  tale che  $\Delta x < 0.08V/f$ , condizione che limita la massima frequenza ridotta  $k$  raggiungibile. La mesh adottata permette la corretta modellazione sino a frequenze ridotte comprese tra 2.5 e 3.

Componente	N° pannelli
Semiala	374
Semipiano di coda orizzontale	127
Piano di coda verticale	90
<b>Totale</b>	<b>1092</b>

Tabella 2.7: Discretizzazione del modello aerodinamico.

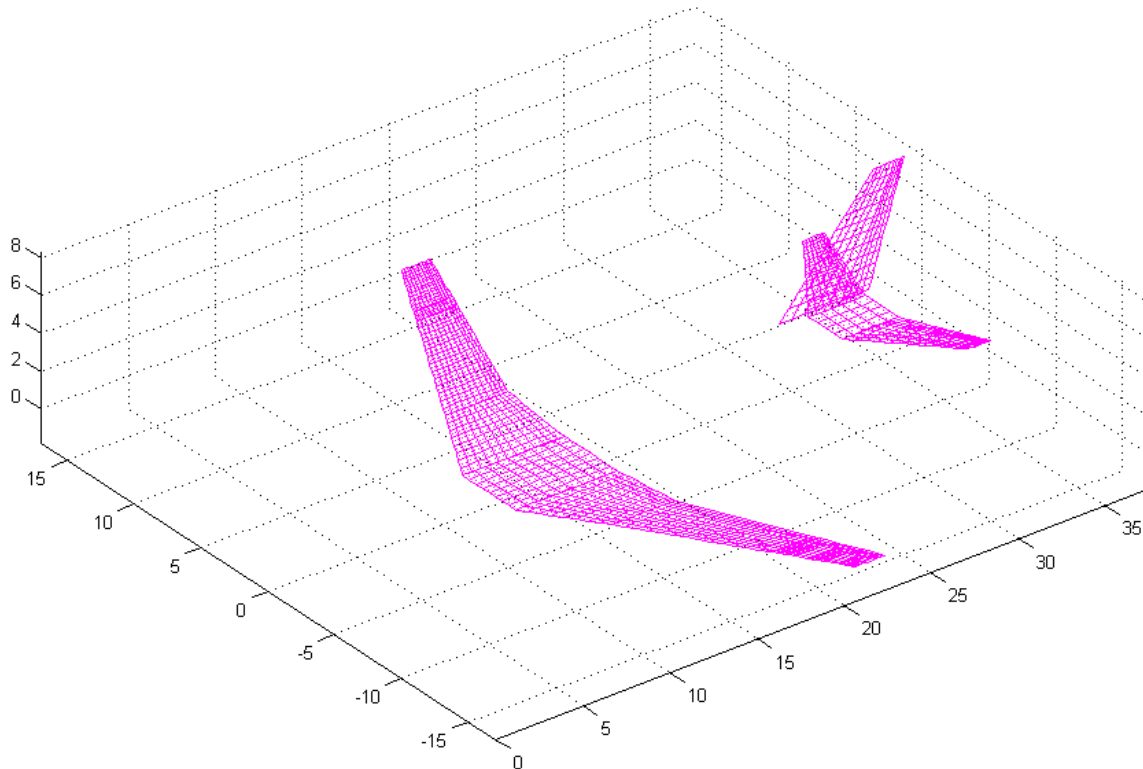


Figura 2.8: Mesh aerodinamica.

L'A320 possiede superfici di controllo convenzionali. L'equilibratore copre il 31% della corda locale lungo l'intera apertura del piano di coda orizzontale, con deflessioni massime pari a  $-30^\circ$  e  $15^\circ$ . Il timone si estende per il 31% della corda locale lungo tutto il piano di coda verticale, con deflessione massima di  $\pm 30^\circ$ . Gli alettoni si estendono per il 28.5% della corda locale dal 78% al 96% dell'apertura alare, con deflessione massima di  $\pm 25^\circ$ . Queste superfici mobili sono presenti nel modello aeroelastico esclusivamente con il loro contributo aerodinamico, trascurando quello inerziale, dinamico e di attuazione dei sistemi. Gli ipersostentatori di bordo d'attacco e d'uscita e gli spoiler non sono invece stati modellati poiché non necessari.

Non avendo informazioni né sullo svergolamento né sui profili alari dell'A320 e ritenendo questi fattori secondari ai fini del lavoro, il modello aerodinamico non presenta svergolamenti ed ha una linea media senza curvatura. Tale scelta facilita anche la conversione della mesh in Nastran, nel quale la presenza di svergolamenti geometrici o aerodinamici è introdotta fornendo in ingresso una matrice contenente l'incidenza nei punti di controllo dei pannelli aerodinamici.

L'interfaccia per trasferire i carichi aerodinamici sui nodi strutturali e gli spostamenti di questi ai pannelli aerodinamici fa uso del metodo della spline superficiale implementato in Nastran [22], in particolare viene impiegata la teoria della piastra infinita. Essendo la mesh strutturale

monodimensionale mentre quella aerodinamica bidimensionale, oltre ai nodi degli elementi di trave si definiscono dei nodi aggiuntivi, posizionati agli estremi del cassone alare e rigidamente collegati ai primi, utilizzati esclusivamente per l'interfaccia al fine di trasferire correttamente la torsione delle travi nei pannelli aerodinamici.

Il modello aeroelastico completo è mostrato in Fig. 2.9.

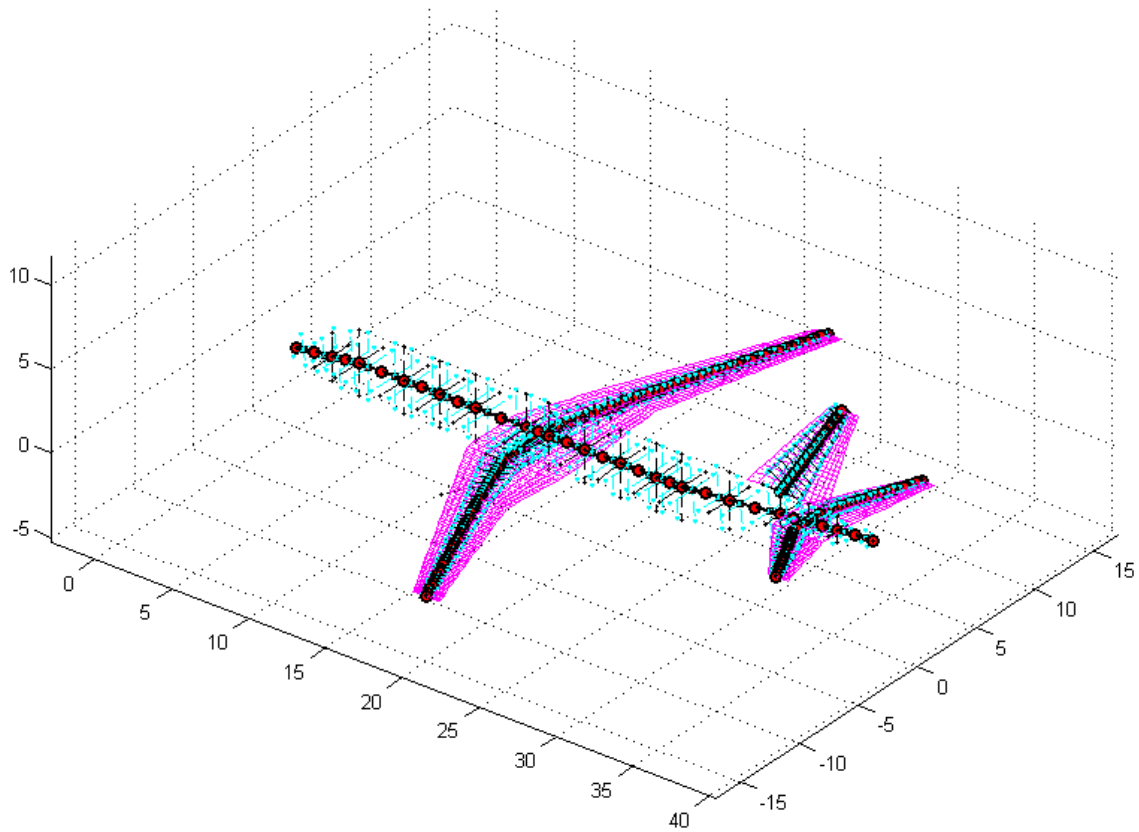


Figura 2.9: Modello aeroelastico.

## Capitolo 3

# Wing tip discreta

In questo capitolo si presenta la soluzione riguardante la wing tip discreta, illustrandone brevemente la soluzione costruttiva per poi passare alle analisi aeroelastiche, sia statiche che dinamiche, al fine di verificarne il comportamento. Tutte le analisi vengono eseguite utilizzando NX Nastran.

### 3.1 Caratteristiche generali

La wing tip discreta consiste essenzialmente in:

- una superficie aerodinamica aggiuntiva collocata alle estremità dell'ala che estende orizzontalmente l'apertura;
- un sistema di collegamento con l'estremità alare, totalmente passivo, che permette la deflessione relativa tra wing tip ed ala garantendo, al contempo, una posizione favorevole dal punto di vista aerodinamico durante il volo in crociera ed una diminuzione dei carichi in manovra e raffica, tramite la rotazione relativa *nose-down* della wing tip come reazione all'aumento della forza aerodinamica.

La wing tip non è una superficie mobile ma il movimento di rotazione rispetto all'ala (*nose-up* o *nose-down*) è contrastato dalla rigidità torsionale dell'elemento di collegamento, il quale funge perciò da molla rotazionale. Questa rigidità viene calibrata per assicurarsi che, in condizioni di crociera, la wing tip sia perfettamente allineata all'ala in modo da evitare l'aumento di resistenza che si avrebbe nel caso vi sia un disallineamento.

Posizionando l'asse di rotazione del sistema di collegamento davanti al centro di pressione della wing tip, al crescere del carico aerodinamico, dovuto a manovre o all'angolo di incidenza indotto da una raffica verticale, la superficie tende a ruotare *nose-down*, diminuendo la propria incidenza e dunque la forza aerodinamica generata. Il calo di incidenza aumenta all'aumentare del fattore di carico e, essendo la superficie collocata all'estremità alare, la redistribuzione del carico produce una diminuzione significativa di momento flettente. Per ottenere l'allineamento in crociera, al suolo la wing tip è installata con una deflessione *nose-up* rispetto all'ala, che si riduce mano a mano che il velivolo inizia a generare portanza.

Il funzionamento del dispositivo al suolo (velocità dell'aria nulla), in crociera ed in manovra è rappresentato in Fig. 3.1.

L'idea di un dispositivo di questo genere non è nuova ed anzi si colloca nel filone di ricerca, d'interesse crescente nel periodo attuale, dedicato allo sviluppo di strutture aeronautiche che sfruttino gli inevitabili effetti aeroelastici in maniera benefica. *Cooper et al.* [23, 24] hanno effettuato uno studio numerico di una wing tip del tutto analoga a quella del presente lavoro,

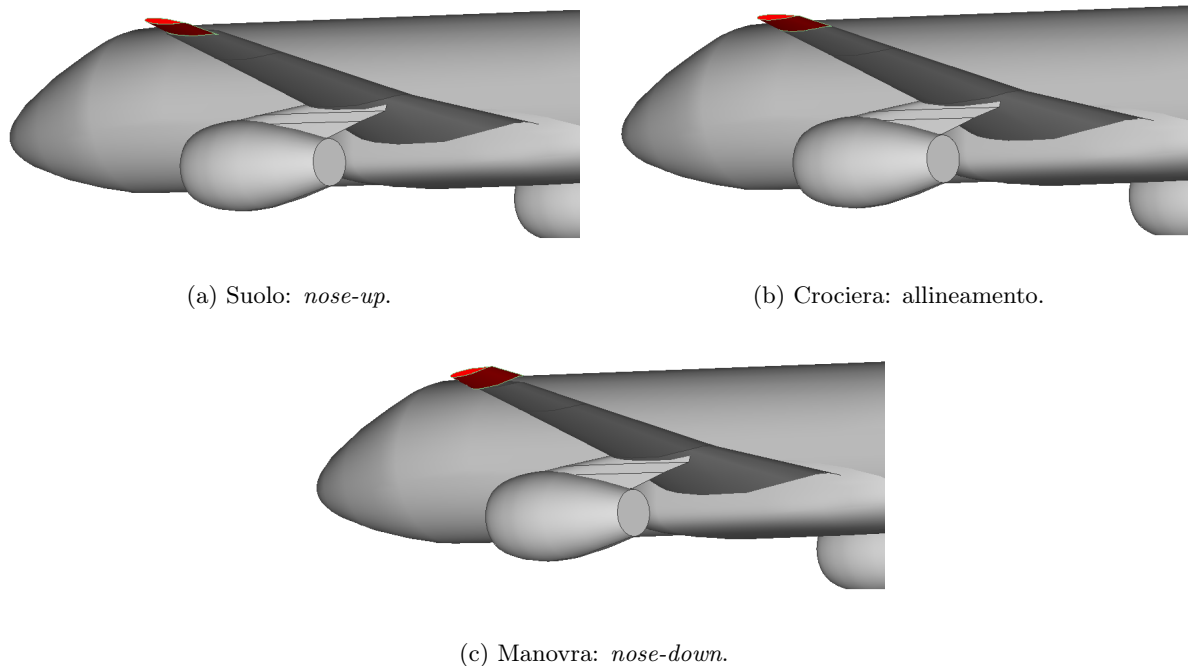


Figura 3.1: Funzionamento della wing tip in diverse condizioni di volo.

applicandola ad un velivolo *joined-wing*. La wing tip di [23, 24] non estende l'apertura ma sostituisce la porzione terminale dell'ala principale dall'86% al 100% ed è stata pensata non per la diminuzione di resistenza indotta bensì solo come dispositivo di alleviazione dei carichi da raffica. Oltre alle analisi numeriche, gli autori hanno condotto anche una campagna di prove in galleria del vento, sia statiche che dinamiche, su un modello aer elastico di ala rettangolare dotato di questo dispositivo, dimostrandone l'effettiva capacità di ridurre i carichi.

### 3.1.1 Integrazione con la struttura alare

La semplicità di integrazione della wing tip discreta con la struttura alare è uno degli aspetti cruciali per mantenere la competitività nei confronti delle winglet. Una possibile soluzione concettuale, di cui esiste un brevetto [25], è mostrata in Fig. 3.2 e consiste in un tubo di torsione in posizione in corda avanzata e collegato al longherone anteriore dell'ala e della wing tip. La rigidità torsionale del tubo di torsione deve essere sufficientemente bassa per permettere la rotazione relativa della wing tip rispetto all'ala, viceversa è richiesta una rigidità flessionale adeguata ad evitare un'eccessiva flessione dell'elemento di collegamento e quindi mantenere la wing tip allineata lungo l'apertura alare. Con un tubo di torsione in composito, tramite una opportuna sequenza di laminazione ed orientazione delle fibre, sono facilmente ottenibili le rigidità torsionale e flessionali necessarie. Alternativamente il collegamento tra ala e wing tip può essere predisposto tra i due longheroni del cassone alare, con l'elemento che permette la torsione all'interno di un componente che supporta la flessione.

Chiaramente le dimensioni e l'orientazione dell'elemento di collegamento, che sono variabili di progetto, devono essere scelte in modo da evitare interferenze con la struttura dell'ala, in particolare con gli ipersostentatori di bordo d'attacco che sono estesi lungo l'intera apertura. Per evitare ciò è possibile aggiungere un inserto fisso all'estremità dell'ala (si veda Fig. 3.2) e vincolare a questo il tubo di torsione.

Dal punto di vista degli impianti risulta complicato portare potenza alla wing tip, potendo questa deflettersi. Le luci di navigazione possono essere mantenute all'estremità dell'ala o nell'inserto fisso, sorge invece il problema dell'impianto anti-ghiaccio per il bordo d'attacco della wing tip tuttavia esso potrebbe essere non necessario per le quote di volo tipiche di un velivolo di questo genere. Infatti sul B737-NG le winglet non hanno dispositivi anti-ghiaccio e sul più recente B777-300ER né la porzione più esterna di slat né le raked wing tip sono dotate di tale impianto.

Uno svantaggio della wing tip è l'impossibilità di montare ipersostentatori di bordo d'attacco. Durante il decollo e l'atterraggio ciò può portare alla prematura separazione della corrente su di esse e lo stallo può propagarsi nelle zone interne dell'ala, causando buffeting e perdita di controllabilità del velivolo ed annullando i benefici sulle prestazioni in decollo e nel segmento di salita dovuti all'estensione dell'apertura.

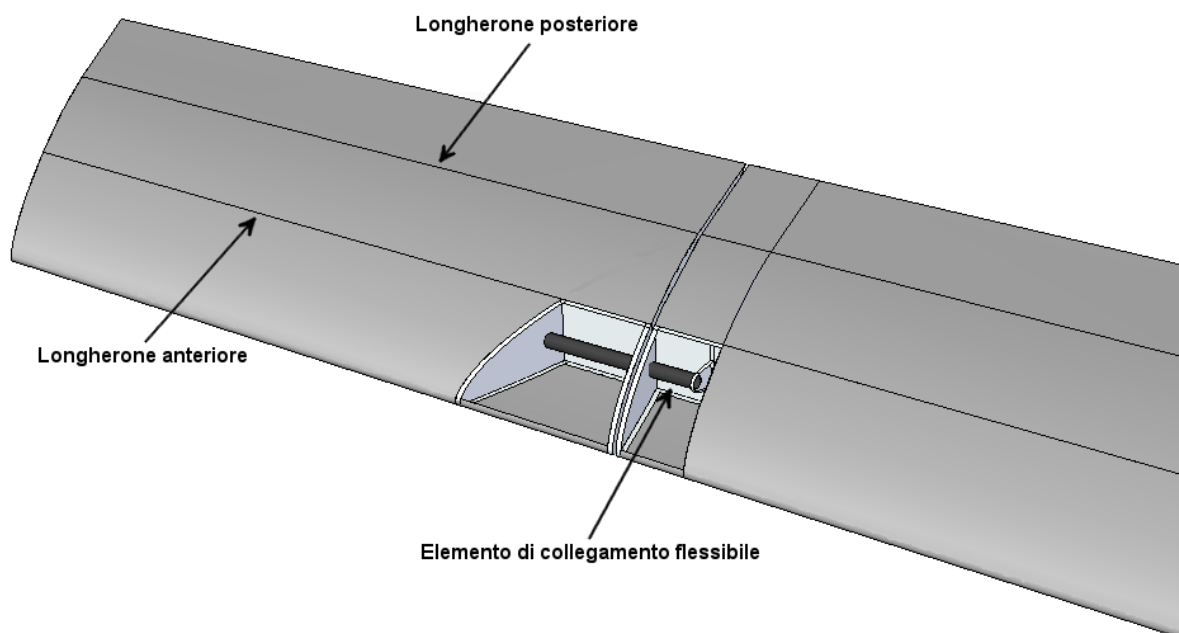


Figura 3.2: Wing tip discreta e sistema di collegamento con l'ala.

## 3.2 Condizione di riferimento e variabili di progetto

Il presente lavoro si focalizza sullo studio del comportamento aeroelastico della wing tip e sulla riduzione dei carichi ottenibile, non sull'ottimizzazione aerodinamica di tale superficie. Pertanto si assume, come riferimento, una wing tip di apertura pari al 10% della semiala, con bordi d'attacco e di uscita che sono le estensioni di quelli dell'ala, e priva di svergolamenti geometrici o aerodinamici. Il calcolo del decremento di resistenza indotta è effettuato nel Par. 4.7. Le caratteristiche geometriche del velivolo base sono confrontate con quelle del velivolo esteso in Tab. 3.1.

Il modello aeroelastico generato da GUESS viene convertito in sintassi Nastran e aggiornato inserendo la wing tip: due elementi di trave, con proprietà estrapolate linearmente da quelle dell'ala, ed i pannelli aerodinamici. Ciascuna wing tip aggiunge una massa di 17 kg al peso



	Velivolo base	Velivolo esteso
Apertura alare [m]	34.1	37.5
Superficie alare [m <sup>2</sup> ]	122.6	127.9
AR	9.5	11
CMA [m]	3.72	3.60

Tabella 3.1: Caratteristiche geometriche del velivolo base ed esteso.

totale del velivolo. Una vista delle wing tip inserite nel modello aeroelastico è raffigurata in Fig. 3.3.

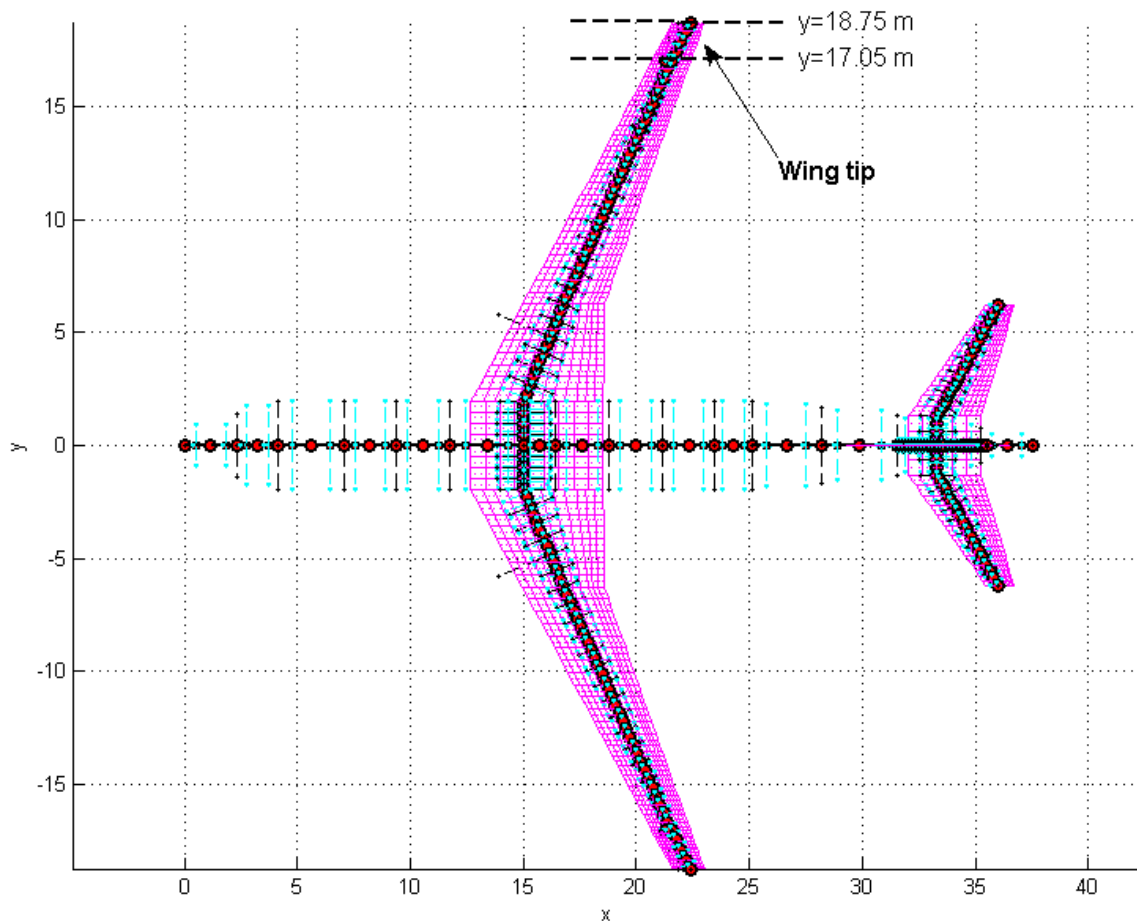


Figura 3.3: Modello aeroelastico con wing tip.

Il sistema di collegamento è modellato tramite un elemento molla-smorzatore generalizzato CBUSH, caratterizzato da una matrice di rigidità 6x6 diagonale che può essere definita in un sistema di riferimento arbitrario. Dato che il sistema di collegamento deve essere flessibile in torsione e sufficientemente rigido in flessione, alle cinque costanti di rigidità non associate alla torsione tra ala e wing tip è assegnato un valore di diversi ordini di grandezza maggiore, senza che questo comporti malcondizionamenti nelle analisi. L'effetto sul flutter delle rigidità flessionali viene comunque valutato.

La molla generalizzata CBUSH connette un nodo dell'ala, collegato rigidamente al nodo del-

l'ultimo elemento di trave, con il nodo, avente coordinate quasi coincidenti al nodo suddetto, del primo elemento di trave della wing tip. La posizione di questi due nodi può essere variata per spostare in corda l'asse di rotazione mentre l'angolo di tale asse è specificato definendo un sistema di riferimento locale. Alle travi della wing tip è inoltre assegnato un offset per allinearle a quelle dell'ala, definite al 50% del cassone alare. Un dettaglio del modello aeroelastico della wing tip è mostrato in Fig. 3.4.

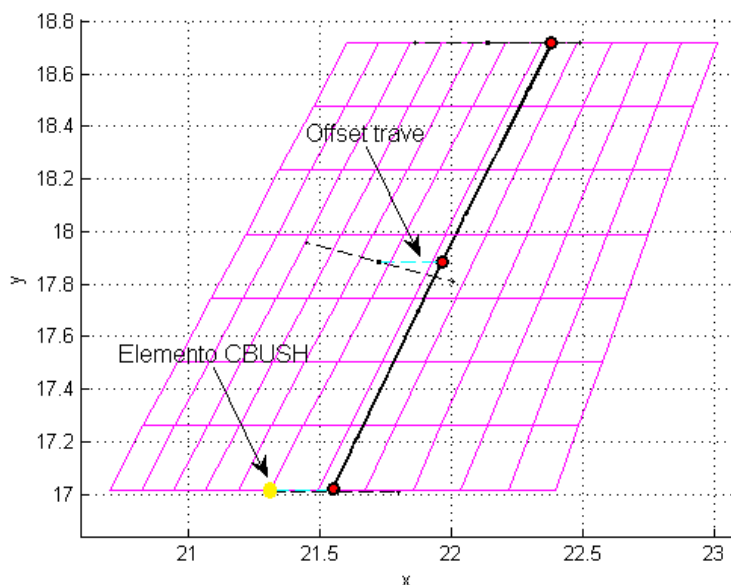


Figura 3.4: Modello aeroelastico con wing tip, dettaglio.

Per le analisi che seguono è stata definita la condizione di riferimento in Tab. 3.2. Essa rappresenta un punto tipico del segmento di crociera, corrispondente ad un  $C_L=0.5$  con massimo carico pagante e 20% del combustibile iniziale nei serbatoi.

Il metodo aerodinamico impiegato da Nastran, il DLM (sia per aerodinamica stazionaria che non stazionaria), non coglie i fenomeni non lineari, le onde d'urto, che si manifestano in regime transonico, nel quale il velivolo vola per l'intera fase di crociera, e che influenzano profondamente il campo di moto ed è affidabile solo per incidenze moderate per le quali non vi è separazione. Una miglior stima del comportamento della wing tip, una volta stabilita una configurazione, si ha passando ad un modello aerodinamico *medium-fidelity* costituito dalle equazioni di Eulero risolte tramite un codice CFD. Questo argomento è oggetto del Cap 5.

<b>Massa</b>	64400 kg (86.6% MTOW)
<b><math>x_{CG}</math></b>	16.68 m
<b>Quota</b>	10500 m
<b>Mach</b>	0.78
<b>Pressione dinamica</b>	10400 Pa
<b>Fattore di carico</b>	1 g

Tabella 3.2: Condizione di riferimento per le analisi.

Le principali variabili di progetto che influenzano il comportamento della wing tip sono:

- rigidità rotazionale dell'elemento di collegamento;

- posizione in corda dell'asse di rotazione;
- angolo di freccia dell'asse di rotazione;
- rotazione relativa tra ala e wing tip al suolo;
- proprietà inerziali della wing tip.

I valori assunti dalle variabili di progetto sono limitati da diverse considerazioni.

La rotazione relativa tra ala e wing tip al suolo viene calcolata, fissata la rigidità rotazionale, per ottenere l'allineamento tra le due superfici nella condizione di riferimento di cui sopra; alternativamente, fissando una rotazione relativa massima accettabile a velocità zero, si calcola la corrispondente rigidità necessaria a raggiungere l'allineamento. Il limite superiore sulla deflessione relativa è dettato dalla fase di decollo, dato che un eccessivo disallineamento può condurre ad una separazione dello strato limite nella zona della wing tip.

Il valore minimo di rigidità rotazionale è dettato dal vincolo di stabilità al flutter. Inoltre, un limite inferiore è necessario per garantire escursioni accettabili della deflessione relativa tra ala e wing tip nelle condizioni fuori progetto (crociera a diversa massa, velocità o quota) e perciò minimizzare l'aumento di resistenza. Come già detto, ciò è di fondamentale importanza durante le fasi di volo ad alto angolo di incidenza, infatti la wing tip non può alloggiare ipersostentatori di bordo d'attacco ed in più con un eccessivo disallineamento possono verificarsi separazioni premature dello strato limite, con possibilità di buffeting e peggioramento della controllabilità del velivolo.

Il valore massimo di rigidità limita invece l'alleviazione dei carichi ottenibile.

L'asse di rotazione deve essere collocato davanti al centro di pressione della wing tip e, all'aumentare della distanza, diminuisce la sensibilità della rotazione del dispositivo per spostamenti del centro di pressione dovuti a variazioni del numero di Mach o dell'angolo di incidenza.

### 3.3 Aeroelasticità statica

Al fine di valutare la capacità di riduzione dei carichi ottenibile per mezzo della wing tip, sono state eseguite numerose analisi di trim del velivolo deformabile utilizzando la SOL144 di Nastran variando i parametri di progetto prima presentati. Si è assunta la condizione di volo riportata in Tab. 3.2. Il vettore degli stati è costituito dagli angoli di incidenza e di sideslip, dalle velocità angolari di beccheggio, rollio e imbardata, dalle accelerazioni lineari ed angolari; le superfici di controllo disponibili sono l'equilibratore, il timone e gli alettoni.

I risultati vengono confrontati con quelli relativi ad una estensione convenzionale dell'apertura alare (indicata nel seguito come wing tip rigida), che non possiede quindi alcuna capacità di alleviazione dei carichi. L'estensione rigida è simulata impiegando lo stesso modello strutturale con tutte e sei le rigidità della molla generalizzata di valore molto alto.

In Fig. 3.5 è mostrato il carico aerodinamico in apertura in richiamata a 2.5 g (precisamente il carico per unità di apertura e di pressione dinamica). Questa condizione è scelta perché tipicamente dimensionante per buona parte dell'ala. Si confrontano le distribuzioni ottenute con l'estensione rigida e due soluzioni del dispositivo con differente rigidità di collegamento; è anche riportato la distribuzione di forza aerodinamica calcolato dal trimmaggio del velivolo rigido, dalla quale si evince l'effetto di alleviazione del carico tipico delle ali a freccia all'indietro. In Fig. 3.5, l'asse di rotazione della wing tip è senza angolo di freccia, ossia perpendicolare alla fusoliera, ed è collocato al 36% della corda locale all'estremità dell'ala base. Con rigidità nominale si intende la rigidità rotazionale che richiede una deflessione relativa a velocità nulla di 5° per raggiungere l'allineamento in crociera; per la posizione dell'asse in esame essa è pari a 9500 Nm/rad.

Il grafico di Fig. 3.6 mostra la variazione in apertura dell'angolo di incidenza dovuto alla deformabilità nella condizione di Fig. 3.5. L'incidenza effettiva per ogni sezione si ottiene sommando a tale distribuzione l'angolo di incidenza del velivolo trimmato, circa  $12^\circ$ .

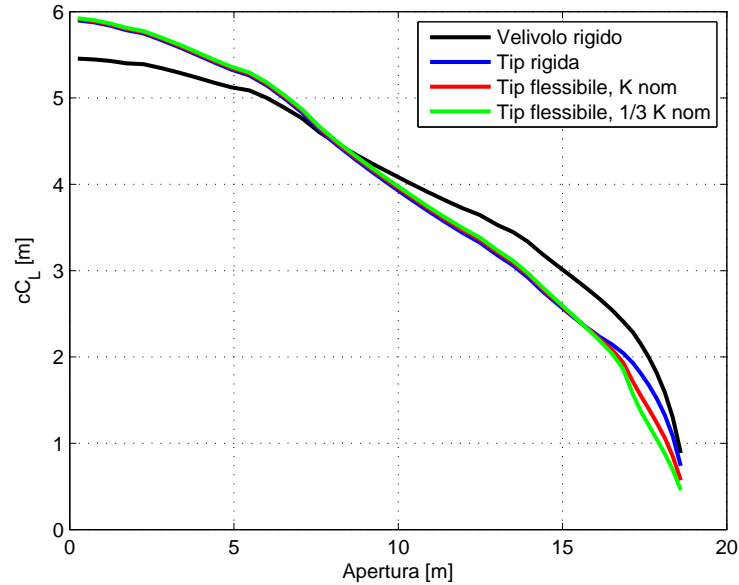


Figura 3.5: Distribuzione di carico aerodinamico, manovra 2.5 g tip discreta.

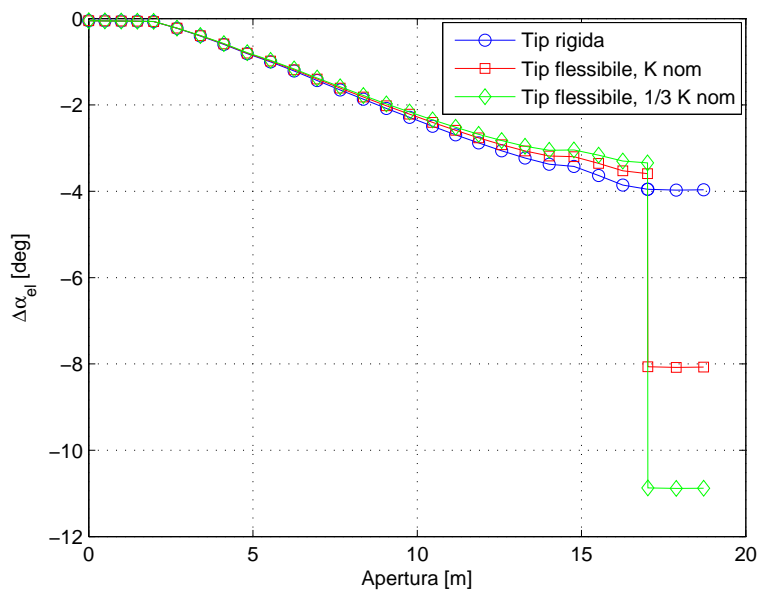


Figura 3.6: Angolo d'incidenza dovuto alla flessibilità, tip discreta.

Si può notare come la forza aerodinamica, agente dietro dell'asse di rotazione della wing tip, provochi una significativa rotazione *nose-down* tramite la torsione dell'elemento di collegamento, la variazione d'incidenza dovuta alla deformazione dei due elementi di trave della wing tip è

infatti trascurabile. La rotazione è ovviamente tanto maggiore quanto più è flessibile il sistema di collegamento.

Di conseguenza il carico si ridistribuisce, calando all'estremità e aumentando nella porzione interna d'ala, e porta ad una diminuzione delle azioni interne rispetto alla tip rigida. Ciò è confermato dalla Fig. 3.7, nella quale è rappresentato il rapporto tra il momento flettente in apertura dell'ala (sono esclusi gli elementi della wing tip) con il dispositivo e quello dell'ala con tip rigida e che dimostra come l'effetto di riduzione del carico sia tanto maggiore quanto più la sezione alare è prossima alla wing tip. Mentre infatti, alla radice, il momento flettente è diminuito dell'1.5% (rigidezza nominale), nelle zone esterne si raggiungono diminuzioni superiori al 10-15%. Tale risultato è molto importante dato che, generalmente, i dispositivi di estremità richiedono rinforzi strutturali in prevalenza nella parte esterna di ala.

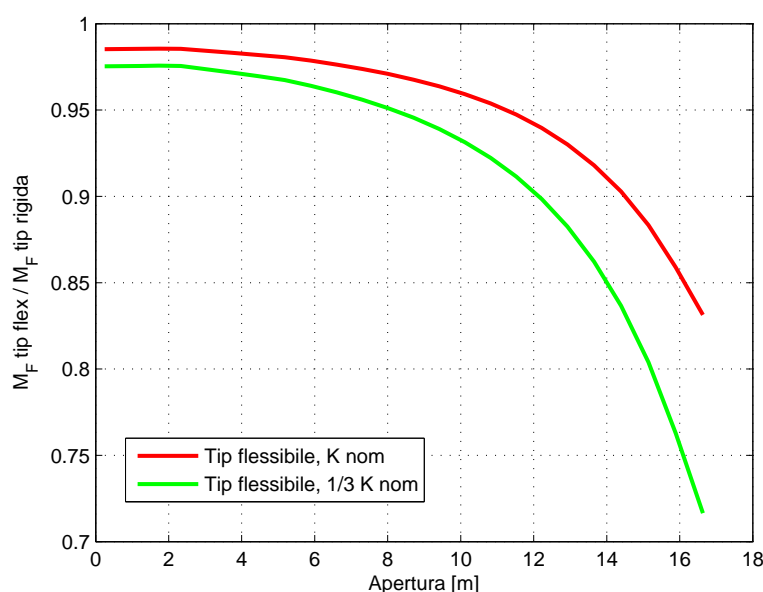


Figura 3.7: Riduzione del momento flettente in apertura, tip discreta.

La Fig. 3.8 mostra invece la riduzione lungo l'apertura del taglio e del momento torcente. Rispetto al momento flettente, il calo è quantitativamente minore, con la massima alleviazione sempre raggiunta nelle sezioni più esterne, tuttavia il taglio aumenta nella zona del *carrythrough* ed il momento torcente nella porzione di ala dal *carrythrough* alla sezione in corrispondenza del motore. L'aumento di azione interna è inoltre maggiore con un elemento di collegamento più flessibile.

Una peculiarità della wing tip è l'aumento dell'alleviazione per livelli di carico crescenti, dimostrata in Fig. 3.9, che riporta la riduzione del momento flettente in apertura per diversi fattori di carico (rigidezza di 9500 Nm/rad, asse al 36%) e la corrispondente variazione di angolo d'incidenza elastica.

In VORU, ala e wing tip sono perfettamente allineate e, chiaramente, le azioni interne sono identiche; aumentando il fattore di carico, cresce la deflessione relativa tra ala e tip e con essa la riduzione del momento flettente. Mentre ad 1.5 g la rotazione relativa è di circa  $-1.5^\circ$ , per una diminuzione del momento in radice dello 0.8% ed all'estremo del 9%, essa diventa pari a  $-4.5^\circ$  a 2.5 g, generando un calo del momento in radice dell'1.5% ed all'estremità del 17%.

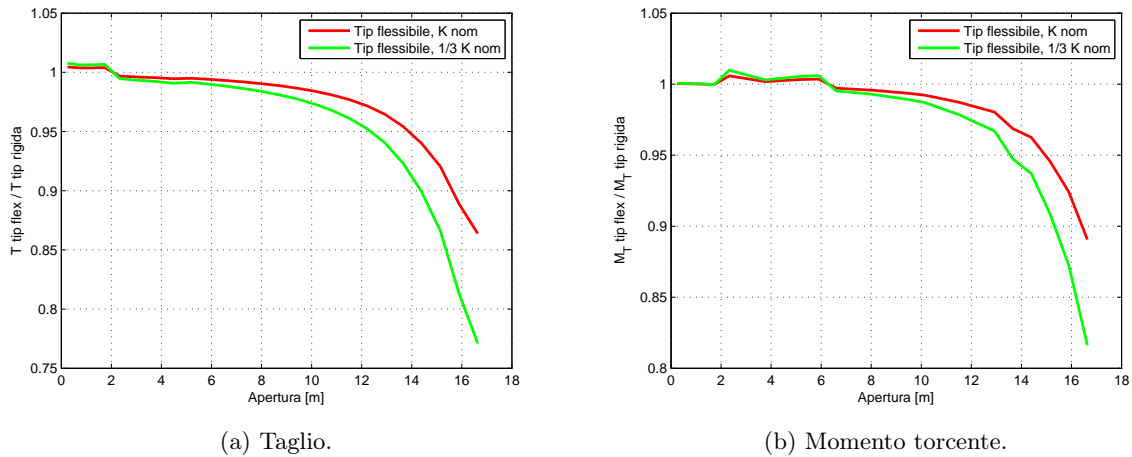


Figura 3.8: Riduzione delle azioni interne in apertura, tip discreta.

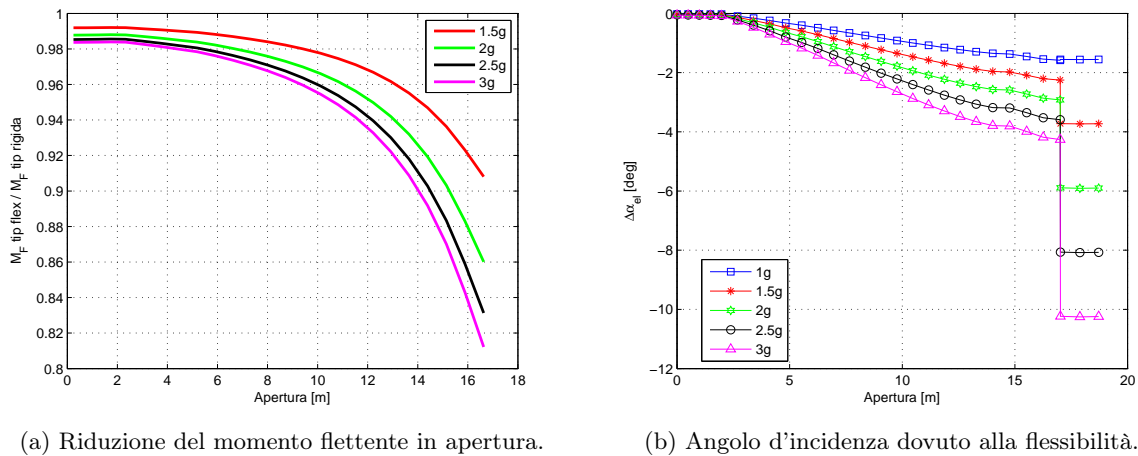


Figura 3.9: Tip discreta a crescenti fattori di carico.

Più aumenta la flessibilità torsionale dell'elemento di collegamento, maggiore sarà la deflessione relativa tra ala e wing tip e perciò la riduzione dei carichi ottenibile. Questo è evidente dalla Fig. 3.10, in cui il momento flettente alla radice per unità di portanza è diagrammato in funzione del fattore di carico normale per varie rigidità torsionali, fissato l'asse di rotazione al 36% della corda come nei grafici precedenti. Una estensione convenzionale dell'apertura presenta un valore costante di momento per unità di portanza per tutti i livelli di carico, viceversa la tip flessibile produce una riduzione crescente con il fattore di carico tanto più elevata quanto più bassa è la rigidità di collegamento.

In Fig. 3.11 la forza aerodinamica totale agente sulla wing tip per unità di fattore di carico è diagrammata in funzione del fattore di carico stesso. In VORU, le differenti rigidità, a cui corrispondono tuttavia diverse rotazioni relative a velocità nulla, generano la stessa forza dell'estensione rigida, indice del fatto che il dispositivo è allineato con l'ala. In manovra, la forza aerodinamica per unità di fattore di carico decresce, dando origine alla riduzione di momento flettente di Fig. 3.10.

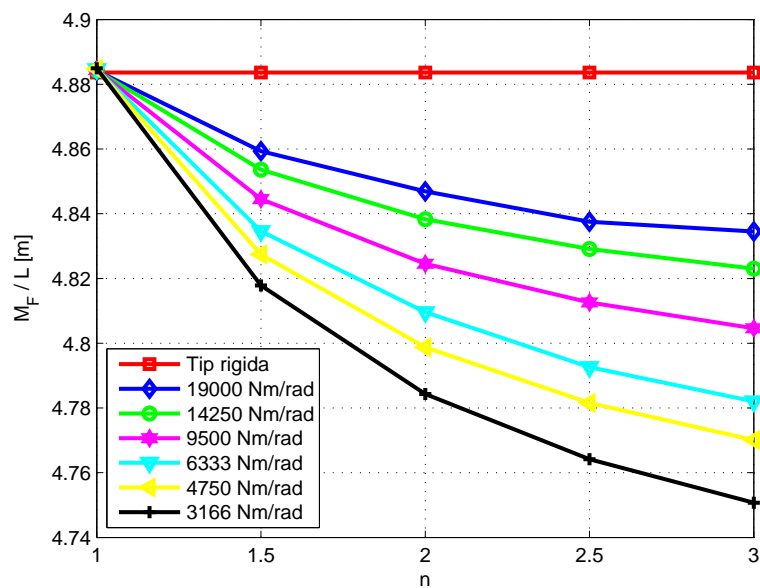


Figura 3.10: Momento flettente per unità di portanza, asse 36%.

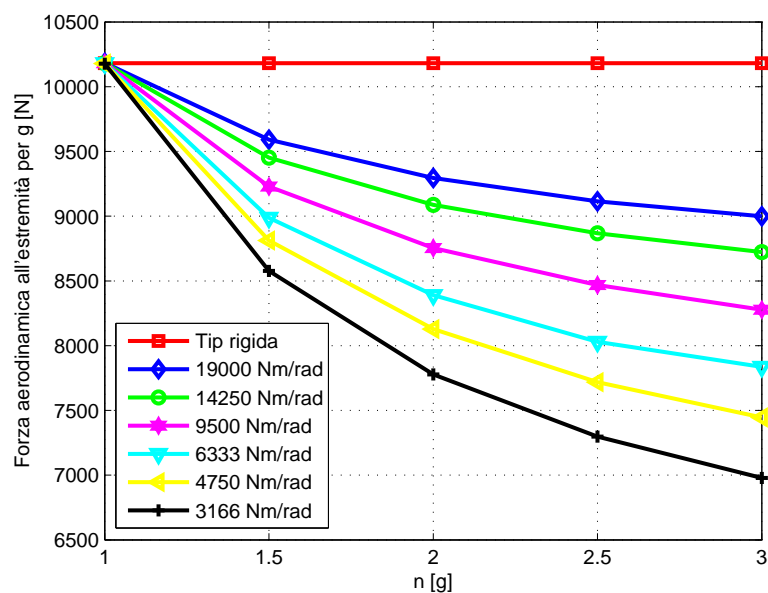


Figura 3.11: Forza aerodinamica per unità di fattore di carico, asse 36%.

La posizione in corda dell'elemento di collegamento determina il momento torcente agente su di quest'ultimo e dunque l'entità della rotazione relativa in condizioni trimmate e della conseguente redistribuzione del carico aerodinamico. Maggiore è la distanza tra il centro di pressione della wing tip e l'asse di rotazione, maggiore è, a parità di rigidità, la deflessione relativa. In Fig. 3.12 è rappresentata la posizione del centro di pressione della wing tip, nelle condizioni di riferimento, e cinque differenti posizioni e due orientazioni dell'asse di rotazione, ossia perpendicolare alla fusoliera e con un angolo di freccia di  $15^\circ$ .

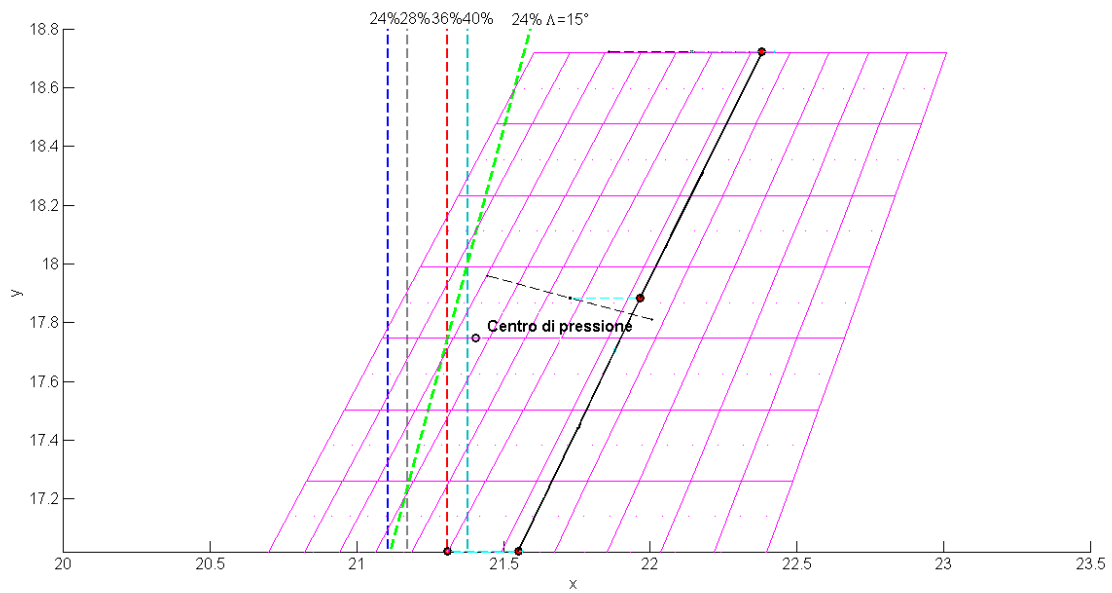


Figura 3.12: Posizione del centro di pressione della wing tip e degli assi.

L'influenza sulla riduzione dei carichi della posizione dell'asse di rotazione, con orientazione sempre perpendicolare alla fusoliera, e della relativa rigidità sono mostrate in Fig. 3.13; come indice sintetico per l'alleviazione si è assunto il rapporto tra momento flettente alla radice dell'ala con wing tip e dell'ala con tip rigida in manovra a 2.5 g. La deflessione relativa corrispondente è invece riportata in Fig. 3.14.

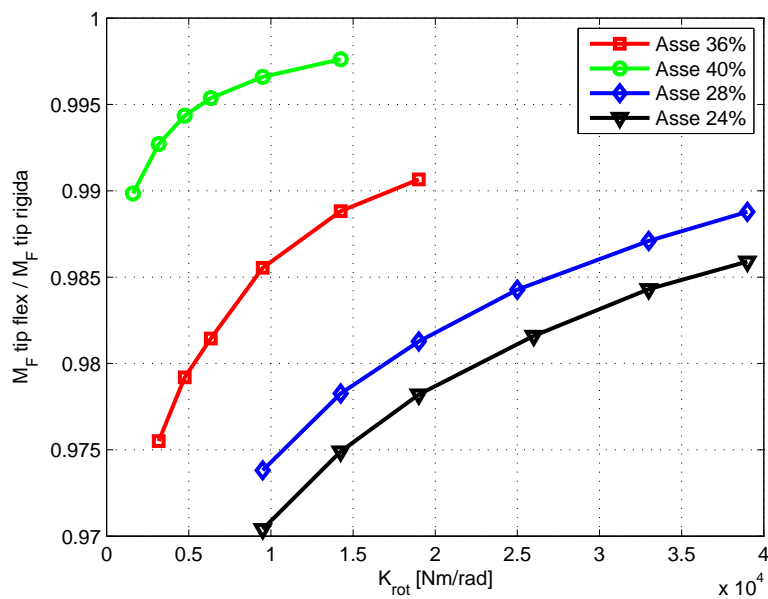


Figura 3.13: Riduzione di momento flettente in radice in funzione della rigidità rotazionale, manovra 2.5 g.



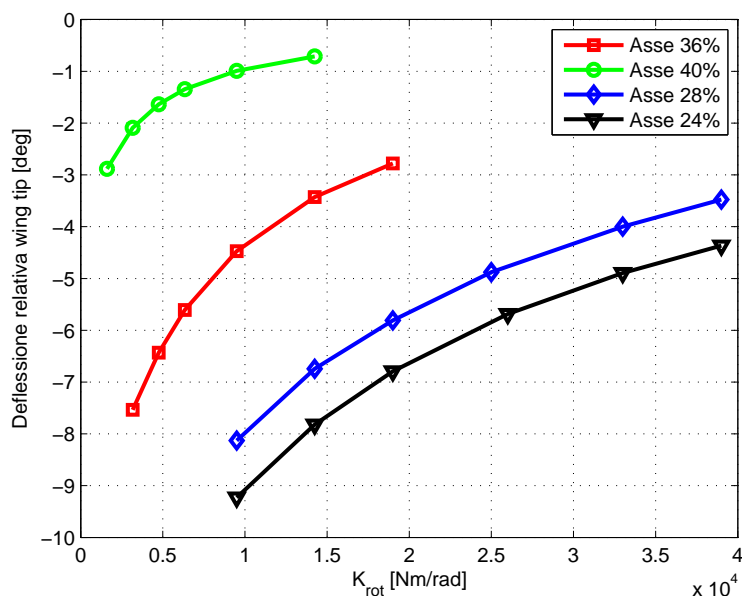


Figura 3.14: Deflessione relativa della wing tip in funzione della rigidità rotazionale, manovra 2.5 g.

È evidente come una posizione avanzata dell'asse sia vantaggiosa, dal momento che la stessa riduzione di momento flettente si può ottenere con una rigidità rotazionale più elevata, alla quale corrisponde una velocità di flutter più alta (Par. 3.6) ed una minor sensitività alle condizioni di fuori progetto; viceversa, a parità di rigidità l'effetto di alleviazione è maggiore.

La posizione ed orientazione del sistema di collegamento devono essere scelte in modo da poter essere integrate senza eccessive modifiche e senza interferenze con la struttura esistente. Non essendo disponibili i dettagli costruttivi dell'A320, questi parametri sono scelti arbitrariamente. Come limite anteriore analizzato si è posto il 24% della corda.

Una riduzione del 3% del momento flettente in radice è possibile con un asse al 24% della corda ed una rigidità di 9500 Nm/rad tuttavia ciò richiede una deflessione relativa tra wing tip ed ala a velocità nulla di circa  $17^\circ$ , deleteria per le prestazioni aerodinamiche durante la corsa di decollo.

Le deflessioni relative richieste a velocità nulla per raggiungere l'allineamento nella condizione di crociera scelta sono diagrammate in Fig. 3.15 in funzione della rigidità rotazionale. L'andamento è iperbolico in quanto la deflessione è inversamente proporzionale alla rigidità ed il momento torcente agente sull'elemento di collegamento è identico per tutte le configurazioni, essendo la tip perfettamente allineata con l'ala. Ipotizzando come accettabile una deflessione al suolo di  $5^\circ$  (linea tratteggiata) le rigidità corrispondenti sono tanto più elevate quanto più l'asse di rotazione è vicino al bordo d'attacco.

Diagrammando la riduzione di momento flettente in radice rispetto alla deflessione a velocità nulla richiesta si ricava il grafico di Fig. 3.16. A parità di deflessione a velocità nulla, si conferma il beneficio di un asse avanzato in termini di riduzione dei carichi sebbene la differenza tra le diverse posizioni in corda si riduca e scompaia per distanze crescenti dal centro di pressione.

La Fig. 3.17 riporta la riduzione del momento flettente in apertura per alcune configurazioni del sistema di collegamento della wing tip e mostra la notevole alleviazione raggiungibile nella parte esterna dell'ala.

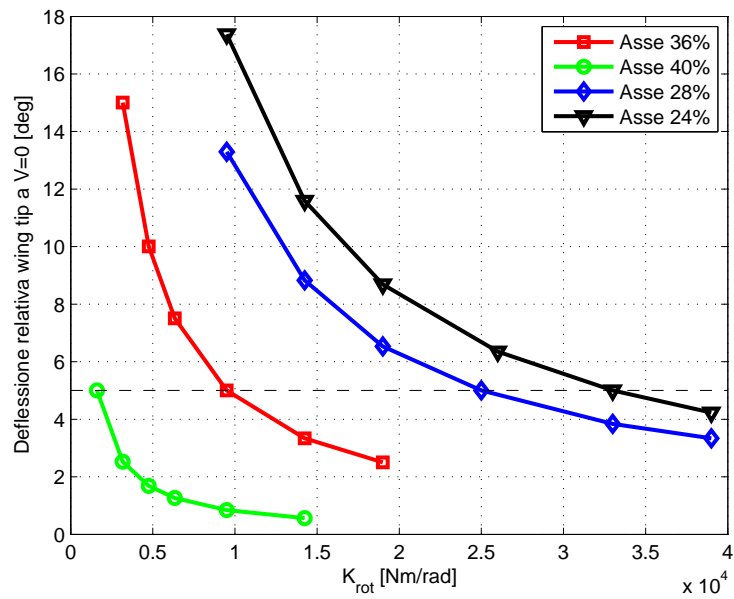


Figura 3.15: Deflessione relativa richiesta a velocità nulla in funzione della rigidezza rotazionale.

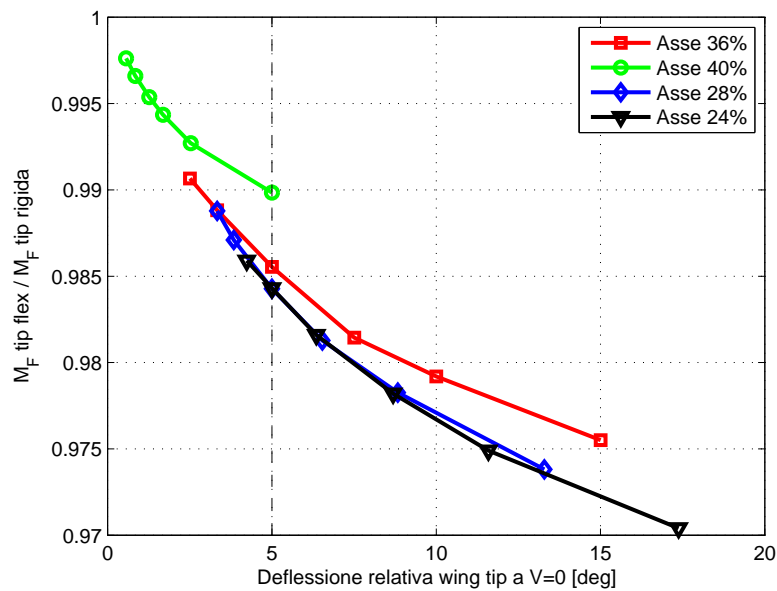


Figura 3.16: Riduzione di momento flettente in radice in funzione della deflessione richiesta a velocità nulla.

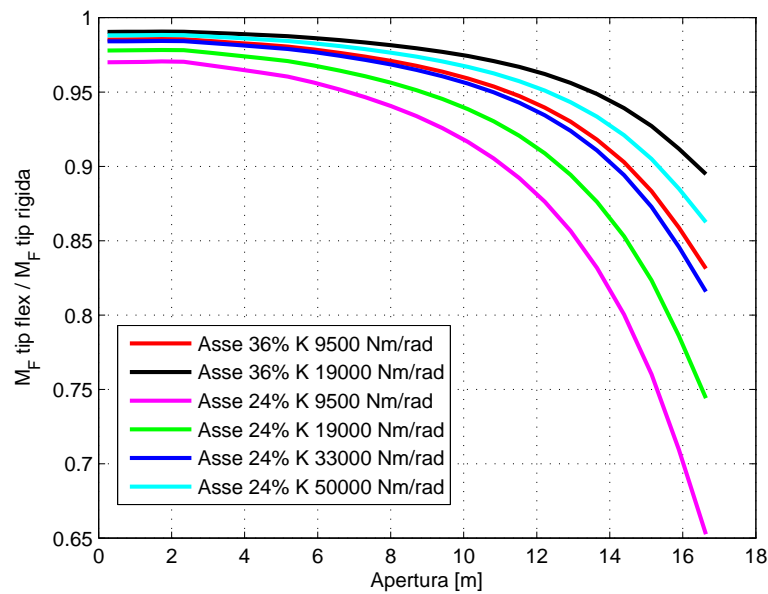


Figura 3.17: Riduzione del momento flettente in apertura, diverse configurazioni.

L'effetto dell'orientazione dell'asse è mostrato nelle Fig. 3.18 per un elemento di collegamento posto al 24% della corda e con angolo di freccia di  $15^\circ$ . L'angolo di freccia non altera il comportamento della wing tip. Rispetto ad un asse perpendicolare alla fusoliera con la medesima posizione in corda richiede però, a parità di riduzione del carico, una rigidità più bassa, a causa della minore distanza dal centro di pressione (si veda Fig. 3.12).

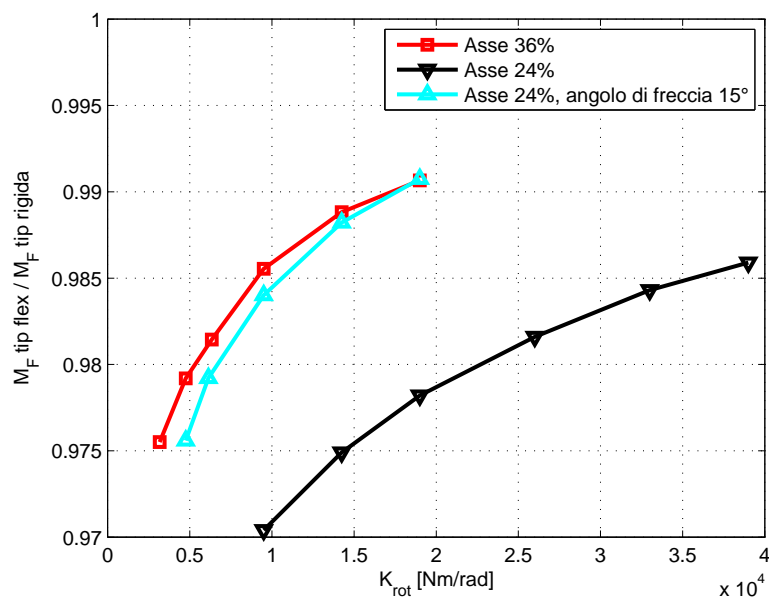
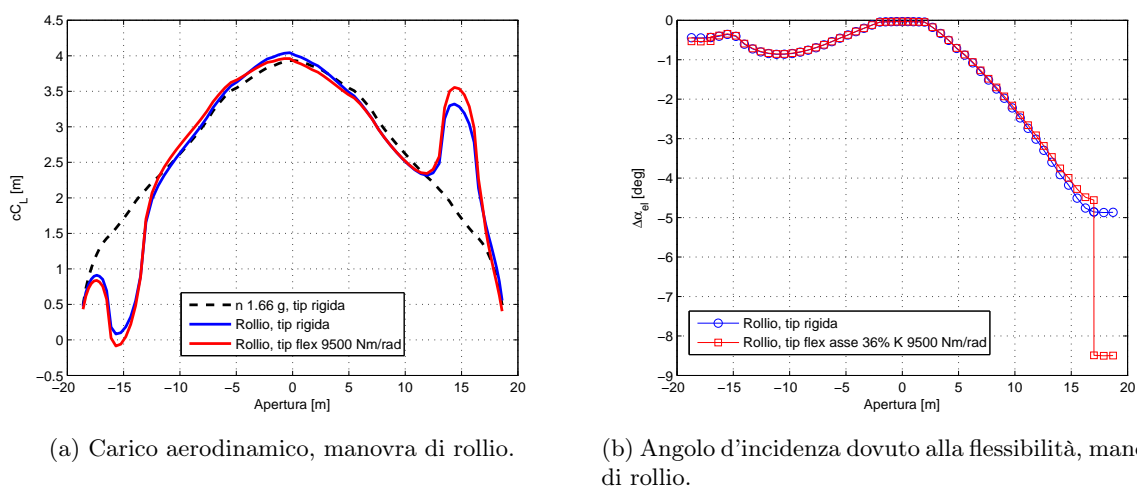


Figura 3.18: Riduzione di momento flettente in radice in funzione della rigidità rotazionale, confronto orientazione assi.

Per verificare l'alleviazione dei carichi anche per manovre non simmetriche, sono state eseguite analisi di trim per l'istante iniziale di una manovra di rollio con deflessione massima degli alettoni e fattore di carico 1.66 g (come da normativa), tipicamente dimensionante per le sezioni esterne del cassone alare. La distribuzione della forze aerodinamiche e la variazione elastica dell'angolo d'incidenza in apertura sono riportati in Fig. 3.19 per l'ala con tip rigida e con il dispositivo (asse 36%, rigidità 9500 Nm/rad). La wing tip della semiala con alettone deflesso verso il basso, in seguito all'aumento locale di portanza subisce una rotazione *nose-down*, la quale provoca una redistribuzione del carico aerodinamico, in particolare questo aumenta in corrispondenza dell'alettone mentre diminuisce in prossimità della radice. Nella semiala opposta, la rotazione relativa della wing tip è quasi nulla perché si compensano gli effetti del fattore di carico positivo di 1.66 g con la diminuzione locale di portanza indotta dalla deflessione verso l'alto dell'alettone.



(a) Carico aerodinamico, manovra di rollio.

(b) Angolo d'incidenza dovuto alla flessibilità, manovra di rollio.

Figura 3.19: Manovra di rollio, tip discreta.

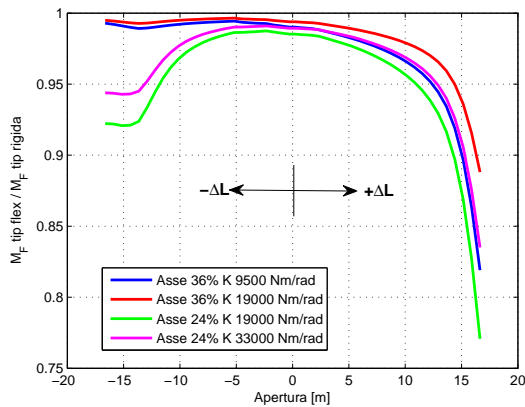
Le riduzioni di momento flettente e torcente lungo l'apertura rispetto a quelli del velivolo con tip rigida sono mostrate in Fig. 3.20 per diverse configurazioni di rigidità e asse.

Il momento flettente è maggiore nella semiala destra, dove l'alettone è deflesso verso il basso, e perciò la wing tip dà origine ad un significativo scarico nella parte esterna della semiala. Nella semiala sinistra, dove l'alettone è deflesso verso l'alto, l'alleviazione è più contenuta ma il momento flettente assume comunque valori minori rispetto alla semiala destra.

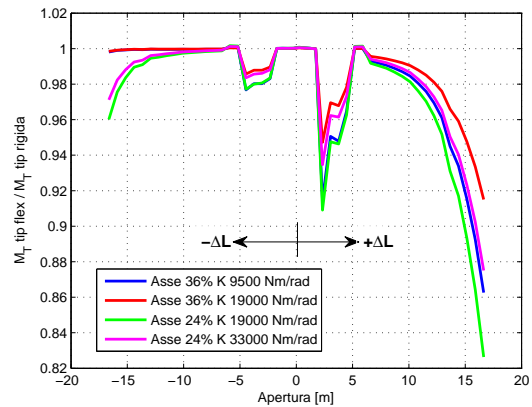
Il momento torcente è invece maggiore sulla semiala sinistra. L'effetto della wing tip è quello di ridurlo sulla semiala destra mentre in quella sinistra, come per il momento flettente, l'alleviazione dei carichi è limitata o nulla, comprensibile in quanto la wing tip sinistra risulta quasi allineata con l'ala (Fig. 3.19). In manovra simmetrica, come visto, la wing tip provoca un aumento di momento torcente nelle sezioni tra la radice alare e il motore; in rollio avviene l'opposto, il momento torcente in questo tratto diminuisce.

### 3.4 Comportamento fuori progetto

Fino ad ora la wing tip è stata analizzata in una sola condizione di volo di riferimento, nella quale, con una certa combinazione di rigidità rotazionale, posizione in corda dell'asse e deflessione al suolo, essa è perfettamente allineata con l'ala. Variando quota e velocità di volo, quindi Mach e pressione dinamica, e configurazione di massa del velivolo, cioè combustibile e carico pagante,



(a) Riduzione del momento flettente in apertura.



(b) Riduzione del momento torcente in apertura.

Figura 3.20: Manovra di rollio, tip discreta.

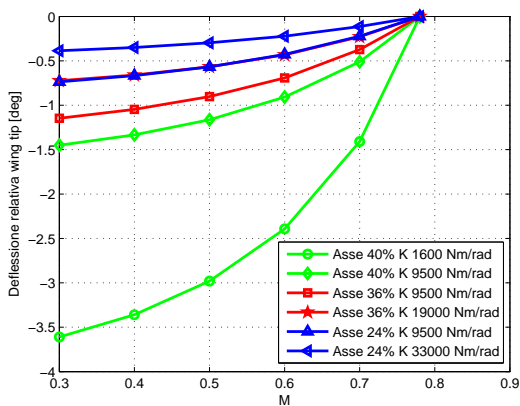
la wing tip non risulta più essere allineata e ciò porta ad un peggioramento delle prestazioni a causa dell'aumento di resistenza.

### 3.4.1 Variazione del Mach

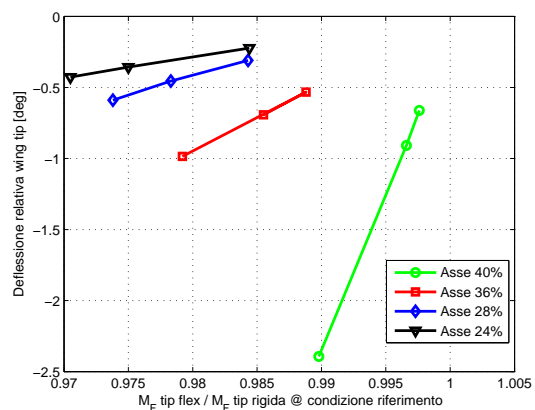
La variazione del numero di Mach provoca un cambiamento delle caratteristiche aerodinamiche del velivolo, nei limiti del DLM.

La Fig. 3.21(a) mostra la deflessione della wing tip rispetto all'ala in funzione del Mach, ad una pressione dinamica di 10.4 kPa, mantenuta costante, ed una massa di 64.4 ton in VORU.

Un alto valore di rigidità riduce la sensibilità della tip ed un aumento di distanza tra l'asse di rotazione e il centro di pressione rende il dispositivo più stabile alle variazioni del Mach. Il beneficio di un punto di collegamento avanzato è chiaro anche dalla Fig. 3.21(b), in cui il disallineamento a Mach 0.60 è diagrammato in funzione della riduzione di momento flettente in radice (da Fig. 3.13).



(a) Deflessione relativa della wing tip in funzione del Mach.



(b) Deflessione relativa della wing tip a Mach 0.60 in funzione della riduzione di momento flettente in radice.

Figura 3.21: Variazione del Mach.

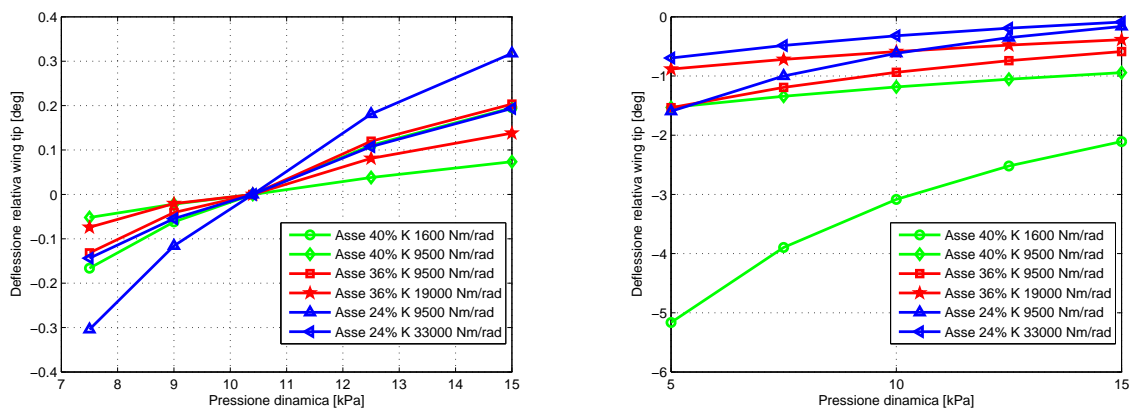
### 3.4.2 Variazione della pressione dinamica

Un cambiamento di pressione dinamica, quota o velocità, in volo trimmato a 1 g, corrispondente ad un cambiamento dell'angolo d'incidenza, modifica le forze aerodinamiche su ala e coda e perciò il carico agente sulla wing tip.

In Fig. 3.22(a) è riportata la deflessione relativa della wing tip in funzione della pressione dinamica per varie configurazioni di rigidità e posizione dell'asse di rotazione per una massa del velivolo di 64.4 ton e Mach costante e pari a 0.78. A differenza del comportamento al variare del numero di Mach, per uguali valori di rigidità (nelle figure 9500 Nm/rad) un asse collocato anteriormente ha una sensibilità leggermente più alta alle variazioni di pressione dinamica. Il disallineamento è comunque limitato a pochi decimi di grado.

Modificando il Mach da 0.78 a 0.50 (Fig. 3.22(b)), a parità di rigidità una asse avanzato, pur avendo sempre sensibilità leggermente maggiore alle variazioni di pressione dinamica, presenta comunque un disallineamento più basso in virtù della minor sensibilità alle variazioni del numero di Mach. Chiaramente, per la medesima posizione in corda dell'asse, una rigidità più alta garantisce un disallineamento più contenuto.

Infine, nel grafico di Fig. 3.23 la deflessione relativa a Mach 0.50 e pressione dinamica 7.5 kPa è diagrammata in funzione della riduzione di momento flettente in radice (da Fig. 3.13). L'andamento è del tutto analogo a quello che si ha per una variazione del Mach e conferma il vantaggio di un asse collocato anteriormente. Infatti, a parità di riduzione dei carichi ottenibile, più l'asse si trova in posizione avanzata più è basso il disallineamento fuori dalle condizioni di progetto; inoltre, la sensibilità di questo al variare della riduzione di carico, legata al valore di rigidità rotazionale, è decisamente minore.



(a) Deflessione relativa della wing tip in funzione della pressione dinamica, Mach 0.78.

(b) Deflessione relativa della wing tip in funzione della pressione dinamica, Mach 0.50.

Figura 3.22: Variazione della pressione dinamica.

### 3.4.3 Variazione della massa

La rigidità dell'elemento di collegamento è stata calibrata per ottenere l'allineamento tra ala e wing tip in crociera ad un valore di massa del velivolo, corrispondente al massimo carico pagante e 20% di combustibile al decollo rimanente. Nel seguito vengono analizzate altre quattro configurazioni di massa, aventi massimo carico pagante e combustibile rispettivamente pari al 100%, 75%, 45% e 10% di quello al decollo.

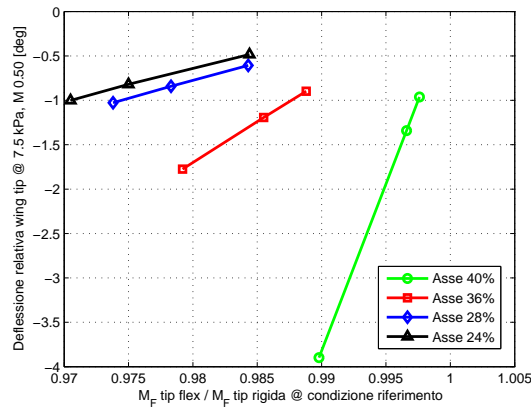
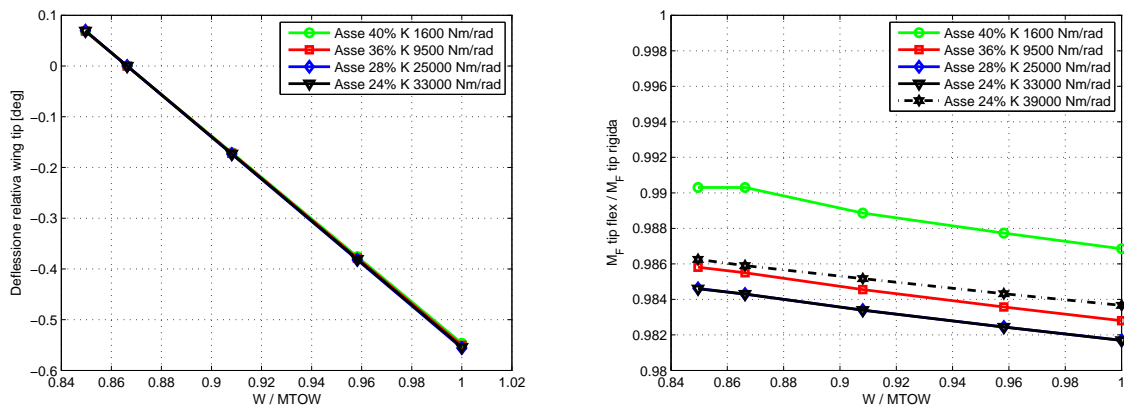


Figura 3.23: Deflessione relativa della wing tip a Mach 0.50 e 7.5 kPa in funzione della riduzione di momento flettente in radice.

In Fig. 3.24(a) è riportato il disallineamento nelle cinque suddette configurazioni di massa del velivolo in VORU alla quota e velocità di crociera per quattro posizioni in corda dell'asse di rotazione, ciascuna con la propria rigidità nominale. Il disallineamento è il medesimo per tutte le configurazioni della wing tip ed è ragionevolmente piccolo.

La riduzione di momento flettente in radice per queste configurazioni di massa in richiamata a 2.5 g, alla velocità e quota di crociera, è mostrata in Fig. 3.24(b). Ad una massa superiore a quella di riferimento (86.6% MTOW) corrisponde una riduzione di momento leggermente maggiore a causa della deflessione relativa *nose-down* già presente in VORU (Fig. 3.24(a)).



(a) Deflessione relativa della wing tip al variare della massa del velivolo.

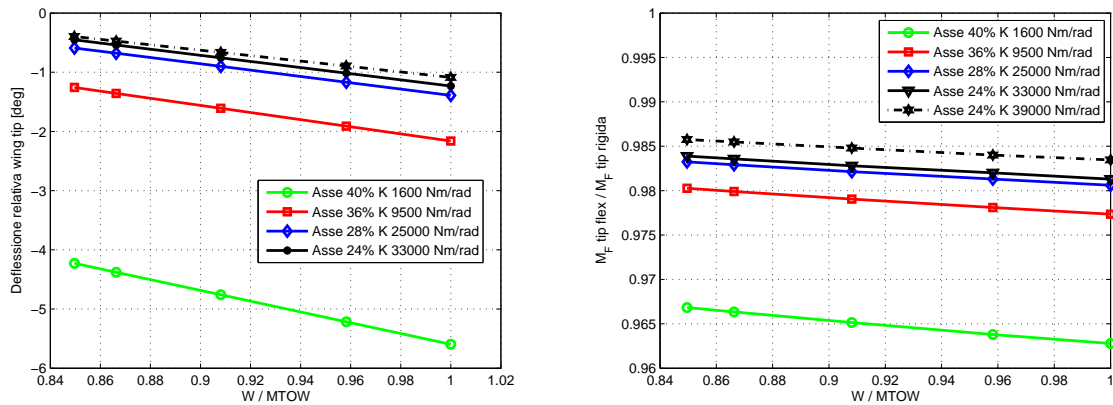
(b) Riduzione del momento flettente in radice al variare della massa del velivolo.

Figura 3.24: Variazione della massa, condizioni di crociera.

L'influenza della massa del velivolo è esaminata anche per un'altra condizione di volo, Mach 0.40 e pressione dinamica 7.5 kPa. La Fig. 3.25(a) mostra il disallineamento in crociera in funzione della massa per alcune configurazioni della wing tip. La sensibilità alla massa è la stessa per tutte le quattro posizioni in corda dell'asse ma l'offset da  $0^\circ$  è maggiore per posizioni dell'asse arretrate, alle quali è inoltre associata una rigidità nominale inferiore. La causa è una maggior sensibilità al Mach e alla pressione dinamica, come visto precedentemente. Come

prevedibile, una maggior rigidezza (in Fig. 3.25 39000 Nm/rad contro 33000 Nm/rad) presenta disallineamento più ridotto rispetto a tutti i tre parametri esaminati.

La riduzione di momento flettente in radice in manovra a 2.5 g per le condizioni di volo suddette è rappresentata in Fig. 3.25(b) in funzione della massa. A differenza di Fig. 3.24(b), dove il calcolo è effettuato alla velocità e quota di riferimento, in questo caso un asse arretrato genera una maggior riduzione di carico in conseguenza della maggior deflessione già presente in VORU (Fig. 3.25).



(a) Deflessione relativa della wing tip al variare della massa, Mach 0.40 7.5 kPa.

(b) Riduzione del momento flettente in radice al variare della massa del velivolo, Mach 0.40 7.5 kPa.

Figura 3.25: Variazione della massa, Mach 0.40 pressione dinamica 7.5 kPa.

Infine viene valutata l'escursione della wing tip in sei punti di un tipico profilo di missione, i risultati sono riportati in Tab. 3.3 per tre diverse combinazioni di posizione dell'asse e rigidità rotazionale. I risultati migliori si hanno con un asse al 24% della corda, per il quale il disallineamento non eccede  $-1^\circ$ .

	Salita 1 [deg]	Salita 2 [deg]	Crociera 1 [deg]	Crociera 2 [deg]	Discesa 1 [deg]	Discesa 2 [deg]
24% 33000 Nm/rad	-1.0	-0.5	-0.2	0.0	-0.1	-0.3
24% 39000 Nm/rad	-0.9	-0.5	-0.1	0.0	-0.1	-0.3
28% 25000 Nm/rad	-1.2	-0.6	-0.2	0.0	-0.2	-0.4
36% 9500 Nm/rad	-1.9	-0.9	-0.3	0.0	-0.5	-1.0

Tabella 3.3: Disallineamento della wing tip in alcune fasi di volo.

### 3.5 Influenza sulla meccanica del volo

L'aggiunta di una estensione orizzontale all'ala cambia le caratteristiche di stabilità e controllo del velivolo. Le modifiche sono dovute sia ad effetti geometrici che elastici.

Un riassunto dell'impatto dell'aerolasticità sulle più importanti derivate di stabilità e controllo del velivolo base è mostrato in Fig. 3.26 (a livello del mare e massa del velivolo di Tab. 3.2).

L'effetto solo geometrico di un'estensione orizzontale dell'apertura alare è mostrato in Fig. 3.27, dove il rapporto tra derivate di stabilità e controllo del velivolo rigido esteso (adimensionalizzate con le grandezze di riferimento aggiornate) e base è diagrammato in funzione del Mach.

L'aggiunta delle wing tip sposta il punto neutro all'indietro, come si può dedurre dall'aumento della derivata del momento di beccheggio rispetto all'incidenza  $C_{MY/\alpha}$ ; ne consegue che,



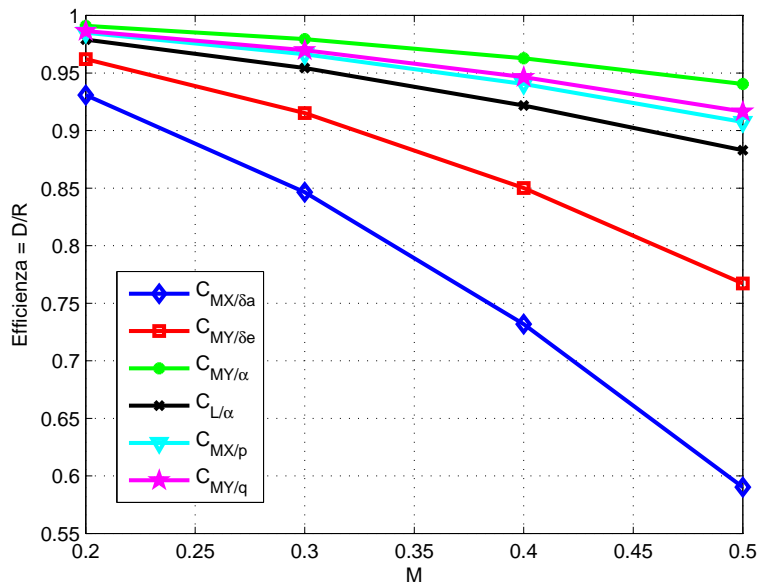


Figura 3.26: Efficienza aeroelastica a livello del mare, velivolo base.

a parità di baricentro, il velivolo risulta più stabile ed è necessaria una maggior deflessione dell'equilibratore per trimare, con relativo incremento di resistenza di trim.

La pendenza della curva di portanza trimmata  $C_{L/\alpha}$  del velivolo con estensione dell'apertura ha un aumento del 6% a causa del maggior allungamento alare; la conseguenza è un minor angolo di incidenza necessario in condizioni trimmate.

Un'estensione dell'apertura aumenta anche la derivata del coefficiente di momento di rollio rispetto alla deflessione degli alettoni  $C_{MX/\delta_a}$  poiché questi risultano aerodinamicamente più efficienti essendo collocati più lontano dalla zona di estremità dell'ala, dove il carico aerodinamico tende a zero ed è presente un forte downwash. D'altra parte, l'area addizionale alle estremità alari contribuisce significativamente allo smorzamento in rollio  $C_{MX/p}$ , che aumenta di circa il 14%. Il risultato netto è una diminuzione del rateo di rollio, circa il 6.5%, a parità di deflessione degli alettoni.

Il rapporto tra le derivate di stabilità flessibili e rigide per il velivolo con estensione convenzionale dell'apertura è mostrato in Fig. 3.28 all'aumentare del Mach a quota zero (massa di Tab. 3.2).

L'aumento dei carichi sull'ala conseguente all'estensione dell'apertura degrada più rapidamente le derivate di stabilità e controllo. Confrontando la distribuzione in corda e apertura della forza aerodinamica (Fig. 3.29 e 3.30), si evince come, per l'ala con apertura estesa, questa si riduca maggiormente alle estremità alari, a causa della maggiore diminuzione di incidenza generata dai carichi addizionali dell'estensione dell'ala, e la risultante si sposti verso la radice. Ciò provoca un'ulteriore calo, rispetto al velivolo base, delle derivate di stabilità  $C_{L/\alpha}$ , dovuta allo svergolamento elastico, e  $C_{MY/\alpha}$ , per l'avanzamento della forza risultante sull'ala verso il naso della fusoliera, ma soprattutto di  $C_{MX/\delta_a}$  e  $C_{MX/p}$ , le quali risentono ancor più della ridistribuzione di carico all'estremità avendo questa zona il braccio maggiore rispetto all'asse di rollio.

L'efficienza aeroelastica del velivolo con wing tip flessibile, in Fig. 3.31 per un asse al 36% e rigidità di 9500 Nm/rad, non è alterata in modo significativo rispetto a quella del velivolo con estensione convenzionale. Gli unici cambiamenti si hanno su  $C_{MY/\alpha}$  e  $C_{MX/p}$ , che diminuiscono

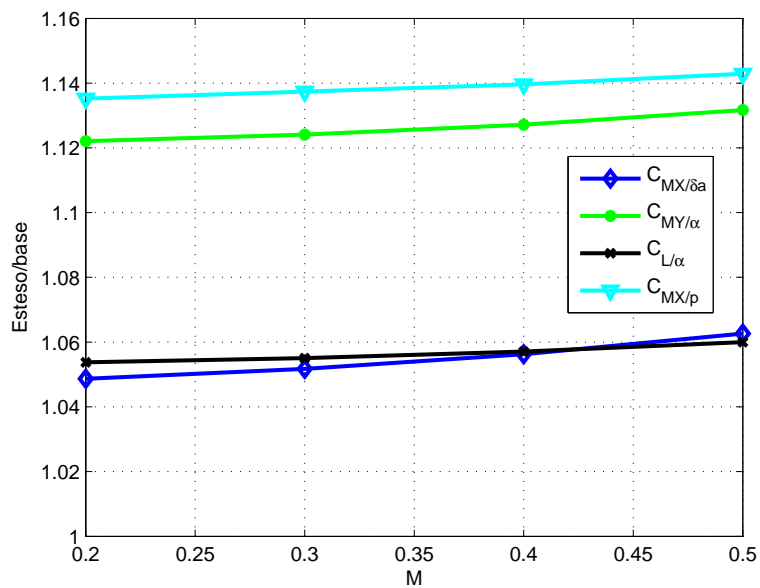


Figura 3.27: Rapporto tra le derivate di stabilità e controllo del velivolo rigido base ed esteso.

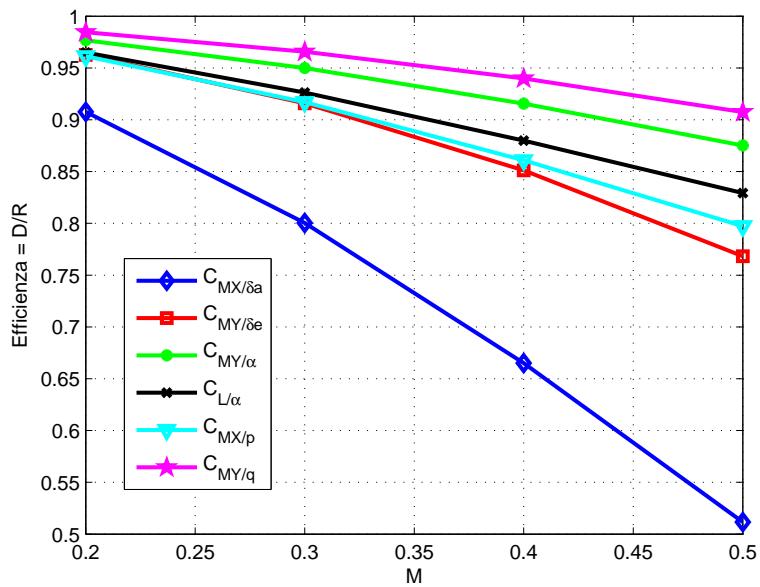
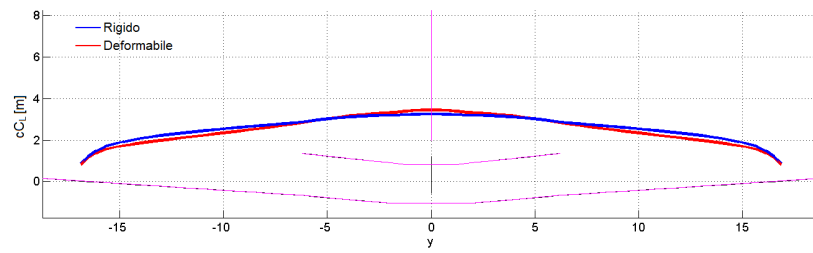
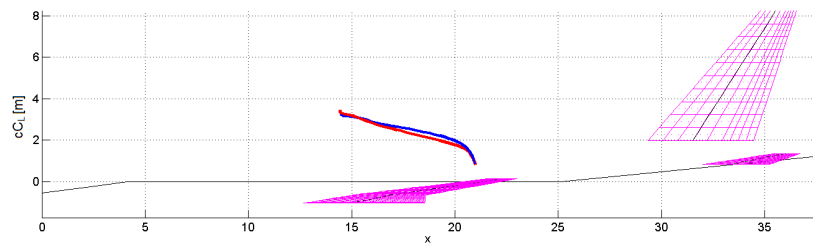


Figura 3.28: Efficienza aeroelastica a livello del mare, velivolo esteso wing tip rigida.

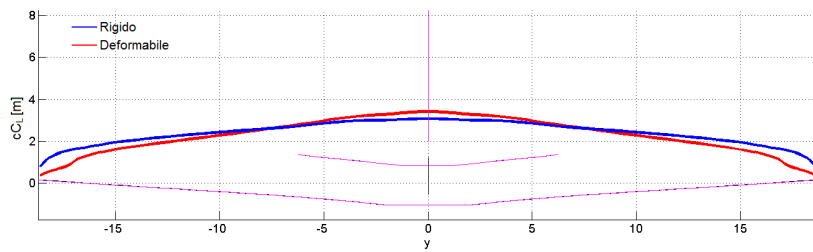


(a) Vista frontale.

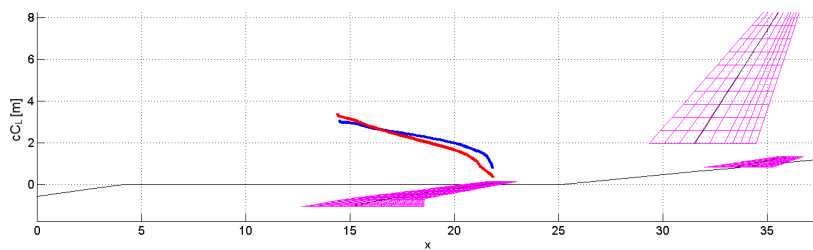


(b) Vista laterale.

Figura 3.29: Confronto sulle distribuzioni di carico aerodinamico, velivolo base rigido e deformabile, Mach 0.5 quota zero.



(a) Vista frontale.



(b) Vista laterale.

Figura 3.30: Confronto sulle distribuzioni di carico aerodinamico, velivolo esteso rigido e deformabile, Mach 0.5 quota zero.

di circa il 2%. Tale calo è causato dalla riduzione della forza aerodinamica sulla wing tip a seguito dell'aumento di incidenza locale dovuto in un caso all'angolo di incidenza del velivolo, nell'altro all'incidenza cinematica indotta dalla velocità di rollio.

Queste considerazioni sono valide anche per altri valori di rigidità e posizioni dell'asse di rotazione perché l'influenza della wing tip su quantità globali come le derivate di stabilità e controllo è limitata; ad esempio, per una rigidità pari ad un terzo di quella di Fig. 3.31,  $C_{MY/\alpha}$  e  $C_{MX/p}$  diminuiscono rispettivamente del 3% e 2.5%.

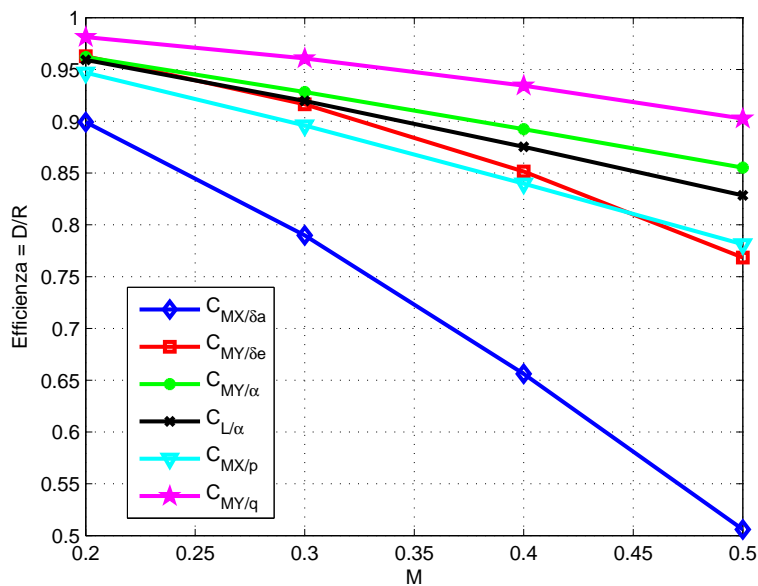


Figura 3.31: Efficienza aeroelastica a livello del mare, velivolo esteso tip flessibile.

Va sottolineato come l'impatto della flessibilità sulla meccanica del volo prevalga sull'aumento delle derivate di stabilità e controllo dovuto al solo cambiamento della forma in pianta del velivolo e peggiori più rapidamente l'efficienza aeroelastica. Ciò è mostrato in Fig. 3.32, dove sono rappresentati i rapporti tra le derivate del velivolo flessibile esteso e base al variare del Mach a livello del mare.

L'impatto maggiore, come già detto precedentemente, è sullo smorzamento in rollio, che comunque rimane più alto di quello del velivolo base, e sulla derivata di controllo degli alettoni, con la conseguenza, rispetto alle prestazioni del velivolo base, di una velocità di rollio a regime più bassa di circa l'8% a Mach 0.50 per pari deflessione del comando.

Complessivamente, tutte queste modifiche alla stabilità e controllabilità sono comunque contenute e l'aggiunta delle wing tip non introduce effetti negativi o inusuali né degrada le qualità di volo. A sostegno di ciò si riportano in Tab. 3.4 l'angolo d'incidenza e la deflessione dell'equilibratore richiesti per trimmarne il velivolo in crociera, che si modificano rispettivamente del -5% e del +4%, ed in Fig. 3.33 gli autovalori dei modi longitudinali e latero-direzionali (Mach 0.50 a quota zero e massa di Tab. 3.2). Lo spostamento dei poli è ridotto: la frequenza del corto periodo aumenta leggermente e lo smorzamento resta il medesimo, fugoide, dutch roll e spirale rimangono pressoché immutati mentre, come già visto precedentemente, il rollio è più smorzato.

Un importante vantaggio di una estensione orizzontale è l'influenza nulla sulla stabilità latero-direzionale e controllabilità durante atterraggi con vento trasverso, peggiorata invece dall'aggiunta delle winglet (Par. 1.2.1).

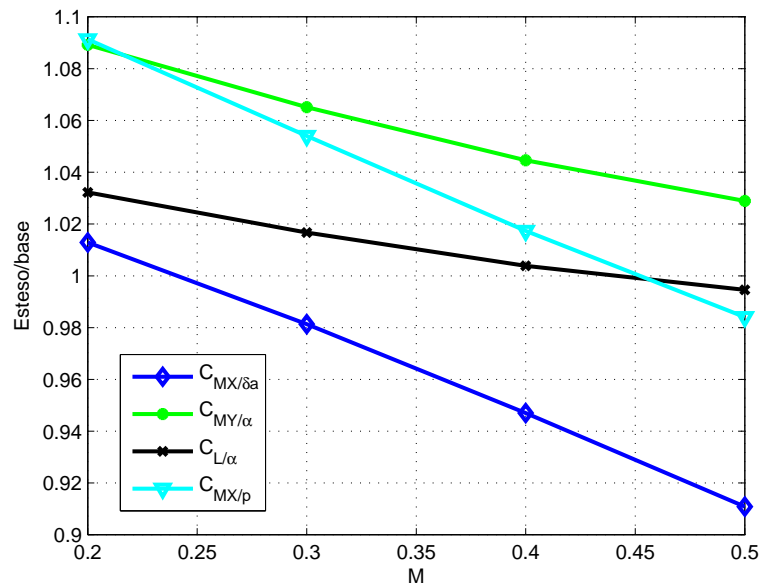


Figura 3.32: Rapporto tra le derivate di stabilità e controllo del velivolo flessibile base ed esteso.

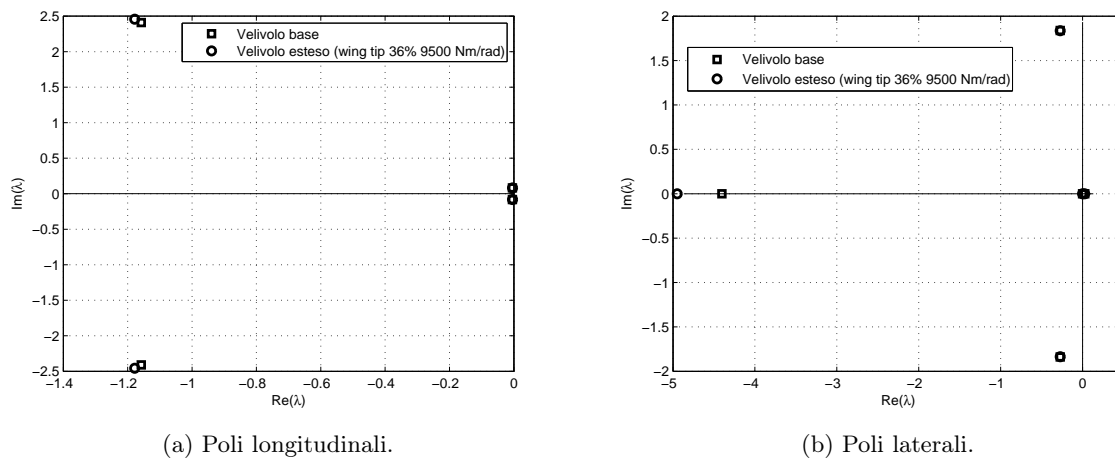


Figura 3.33: Poli del velivolo base ed esteso.

	Velivolo base	Velivolo esteso
$\alpha$ [deg]	4.54	4.06
$\delta_{\text{equil}}$ [deg]	-5.36	-5.71

(a) Velivolo rigido.

	Velivolo base	Velivolo esteso	Velivolo esteso (tip flex)	Velivolo esteso (tip flex 1/3 K nom)
$\alpha$ [deg]	5.07	4.81	4.81	4.81
$\delta_{\text{equil}}$ [deg]	-7.04	-7.31	-7.33	-7.33

(b) Velivolo deformabile.

Tabella 3.4: Incidenza e deflessione dell'equilibratore in crociera.

Per concludere, la Fig. 3.34 mostra il rapporto tra il momento di rollio generato dalle wing tip e dagli alettoni, nel caso rigido ed elastico.

Il momento di rollio per deflessione unitaria delle wing tip è circa il 55% di quello generato dagli alettoni e si riduce al 40% ad alte pressioni dinamiche. Ciò significa che gli alettoni possono facilmente compensare un disallineamento non simmetrico delle wing tip ed avere ancora a disposizione sufficiente corsa per manovrare.

Le wing tip risultano essere poco efficienti per il controllo del velivolo, nonostante siano posizionate alle estremità, e non si avrebbero particolari benefici nell'utilizzarle in modo attivo.

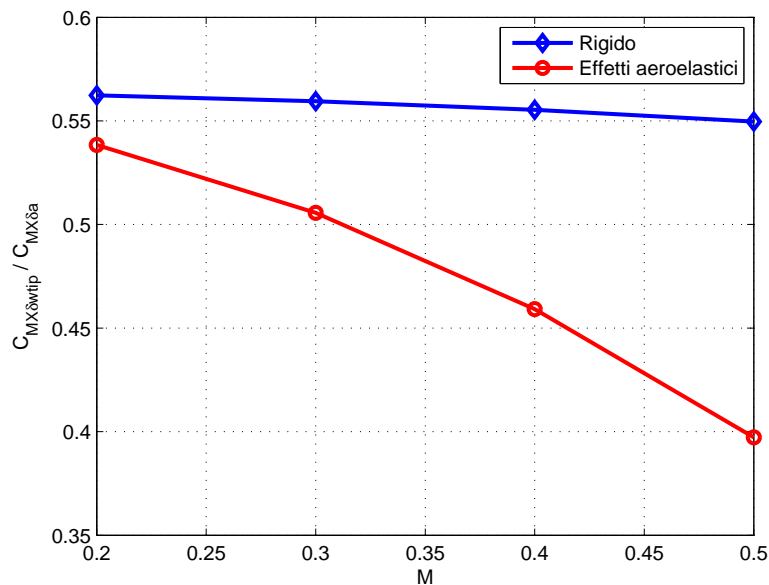


Figura 3.34: Rapporto tra la derivate di controllo in rollio delle wing tip e degli alettoni, caso rigido e flessibile, quota zero.

## 3.6 Flutter

Una caratteristica critica della wing tip è l'effetto sul flutter. I parametri del dispositivo che più influenzano la velocità di flutter sono:

- rigidzze dell'elemento di collegamento della wing tip: torsionale, flessionale verticale, flessionale nel piano;

- posizione in corda e orientazione dell'asse di collegamento;
- smorzamento rotazionale;
- proprietà inerziali della wing tip: massa, momenti d'inerzia, posizione del baricentro.

Le frequenze e gli smorzamenti dei primi dieci modi elastici al variare della velocità per il velivolo base e con estensione convenzionale dell'apertura sono presentate in Fig. 3.35. I calcoli sono effettuati tramite la SOL145 di Nastran per la configurazione di massa di Tab. 3.2 a Mach 0.50 a quota zero, includendo i primi venticinque modi compresi i sei rigidi del velivolo libero.

In entrambi i casi non vi è flutter. L'estensione dell'apertura si ripercuote soprattutto sullo smorzamento, che risulta generalmente maggiore di quello dei modi del velivolo base.

Gli autovalori del sistema aeroelastico sono calcolati anche a Mach 0.85 e quota di crociera (Fig. 3.36) e nemmeno in tale condizione si manifesta il flutter. L'aumento del Mach e la diminuzione della densità provocano un abbassamento dello smorzamento e delle frequenze del sistema aeroelastico rispetto al calcolo precedente.

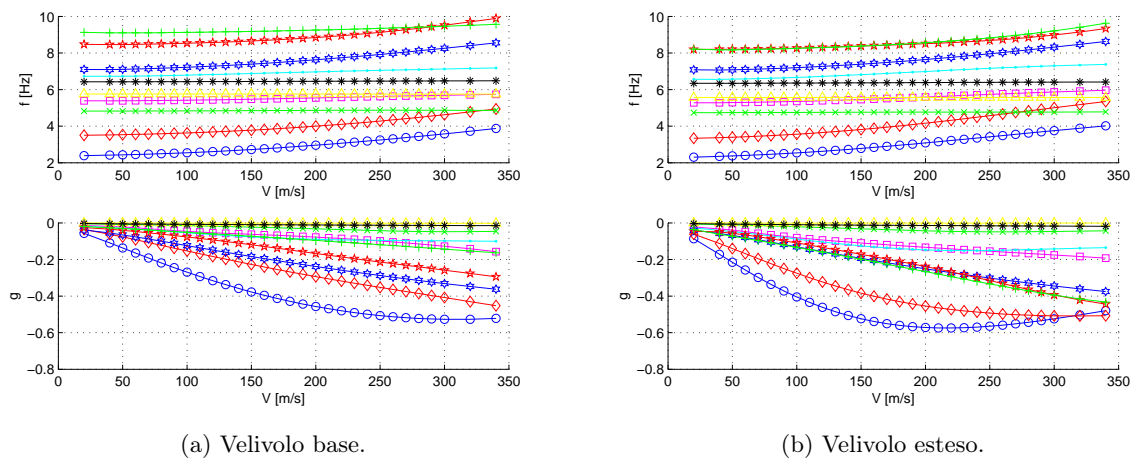


Figura 3.35: Diagrammi  $V - f$  e  $V - g$  del velivolo base ed esteso, Mach 0.50 quota zero.

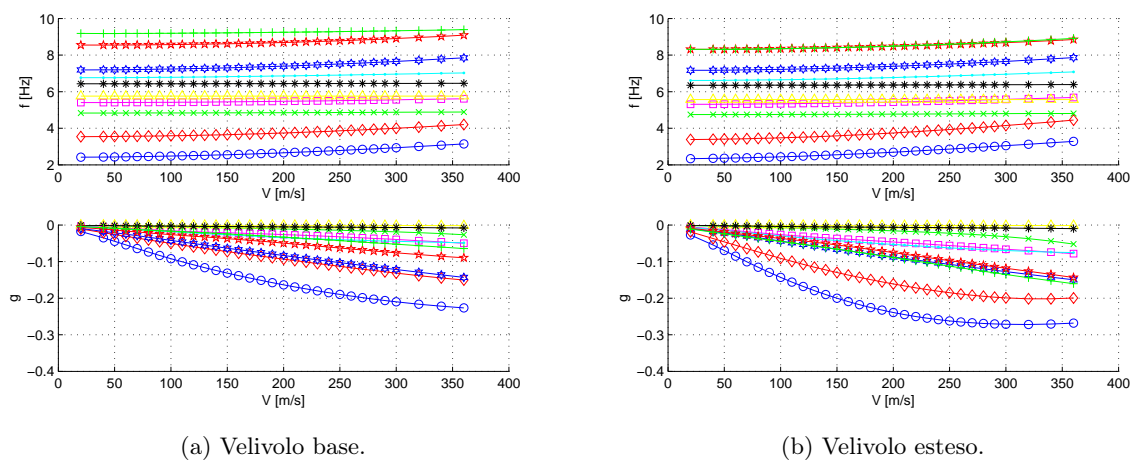


Figura 3.36: Diagrammi  $V - f$  e  $V - g$  del velivolo base ed esteso, Mach 0.85 quota 10500 m.

Il fatto che non vi sia flutter nemmeno ad alte velocità può essere dovuto alla distribuzione di massa e rigidità del modello strutturale, che non è quella del velivolo reale ma una prima approssimazione. In particolare, il dimensionamento effettuato da GUESS è prevalentemente a flessione e le sezioni sono modellate come cassoni multi-cella perciò la rigidità torsionale calcolata non è affidabile, a differenza di quella flessionale.

I motori sono poi inseriti esclusivamente come masse concentrate con offset, senza la flessibilità dei piloni, dunque i modi del motore (beccheggio, rollio, imbardata) non compaiono nella base modale. Questa approssimazione ha un effetto importante sul flutter perché i modi del motore influenzano fortemente tutti gli altri e possono loro stessi partecipare al meccanismo di flutter (si veda ad esempio [7, 26]).

L'aggiunta dell'estensione convenzionale diminuisce leggermente le frequenze ma le forme modali non vengono alterate. Viceversa, con la wing tip flessibile, oltre ad un maggior abbassamento delle frequenze proprie, le forme modali si modificano in quanto la flessione e la torsione dell'ala si accoppiano con la rotazione, elastica e non rigida, della wing tip.

L'accoppiamento è evidente confrontando i modi del velivolo con estensione rigida e wing tip: in Fig. 3.37 è riportato il settimo modo, flessionale simmetrico, in Fig. 3.38 l'ottavo, flessionale antisimmetrico ed in Fig. 3.39 il tredicesimo, prevalentemente torsionale con partecipazione del secondo flessionale.

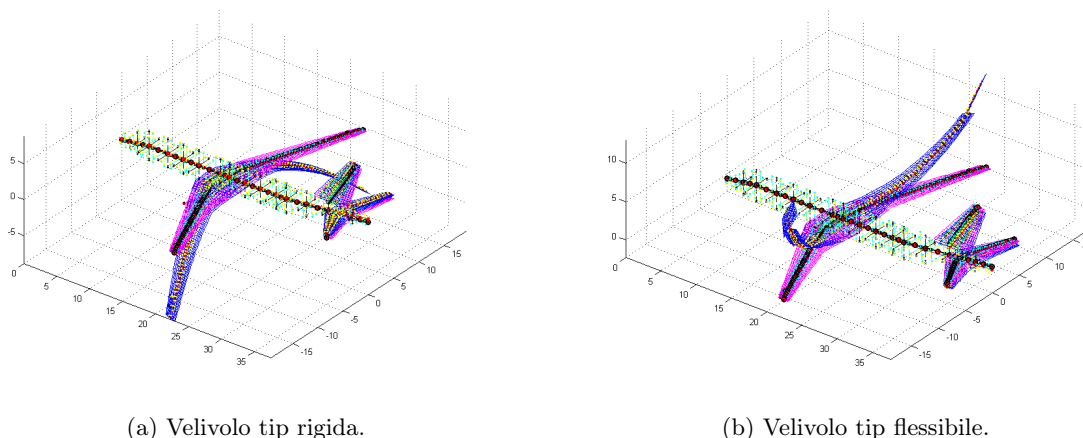


Figura 3.37: Modo 7.

Nel seguito vengono studiati gli effetti dei diversi parametri della wing tip sul flutter; le analisi sono tutte effettuate a Mach 0.50 e quota zero per la configurazione di massa di Tab. 3.2, includendo i primi venticinque modi propri del velivolo libero, numero scelto in base ad un'analisi di convergenza.

La Fig. 3.40 mostra i diagrammi  $V - g$  e  $V - f$  del velivolo con dispositivo al 36% della corda e rigidità 9500 Nm/rad. La wing tip ha un effetto negativo sul flutter. Mentre il velivolo con estensione convenzionale non mostra flutter, l'aggiunta della tip flessibile e la sua rotazione, accoppiata con la deformazione dell'ala, introduce dei modi che si instabilizzano a bassa velocità.

Rispetto a quanto avviene per il velivolo con estensione convenzionale, i modi sono meno smorzati e ne compaiono quattro ad alta frequenza instabili. La prima velocità di flutter è 115 m/s (modo 19).

I modi instabili sono mostrati in Fig. 3.41 e 3.42. I modi 18 e 19 coinvolgono rispettivamente la flessione antisimmetrica dell'ala (secondo flessionale) con la rotazione antisimmetrica della wing tip e la flessione simmetrica dell'ala (secondo flessionale) con la rotazione simmetrica della



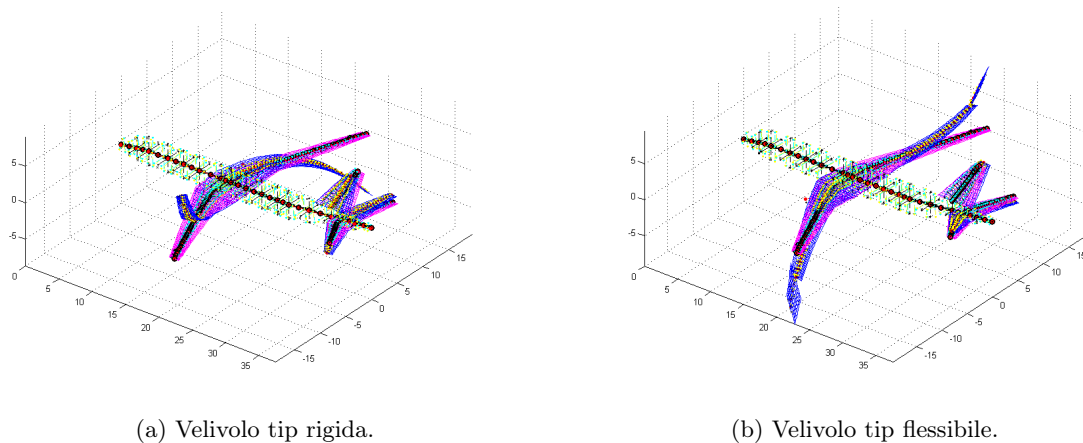


Figura 3.38: Modo 8.

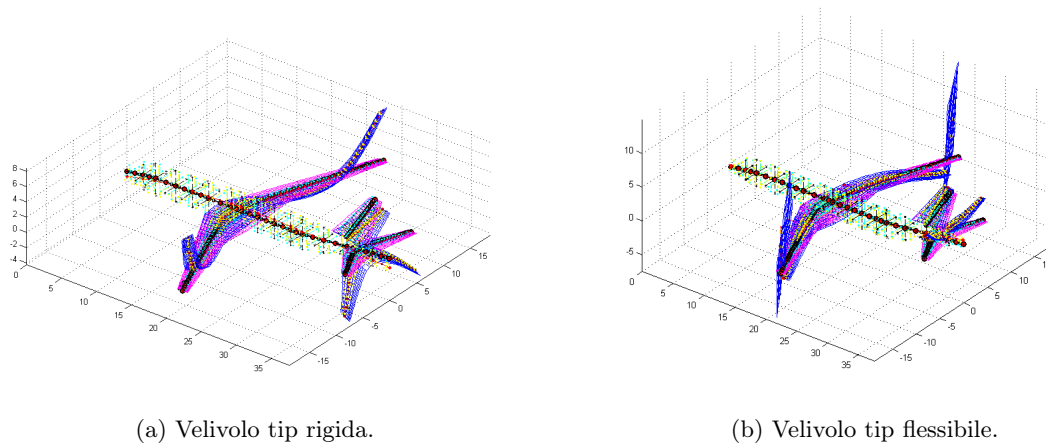


Figura 3.39: Modo 13.

wing tip. Le frequenze proprie sono quasi coincidenti, 9.34 Hz e 9.39 Hz a velocità nulla. Il modo 21 è composto dalla flessione antisimmetrica verticale (terzo flessionale) e nel piano (secondo flessionale) e torsione dell'ala con rotazione antisimmetrica della wing tip (frequenza 11.59 Hz), il modo 22 dalla flessione simmetrica verticale (terzo flessionale) e nel piano (secondo flessionale) con rotazione simmetrica della wing tip (frequenza 13.73 Hz). Questi modi sono caratterizzati da smorzamenti molto bassi, si veda il dettaglio di Fig. 3.40, e da un flutter dolce, così che una variazione dei parametri o l'aggiunta dello smorzamento strutturale possono aumentare considerevolmente la velocità di flutter.

### 3.6.1 Influenza dell'elemento di collegamento

Siccome i modi instabili coinvolgono la rotazione relativa della wing tip, modifiche sulle rigidzze e sull'orientazione dell'elemento di collegamento hanno un forte impatto sulla velocità di flutter.

La variazione della velocità di flutter in funzione della rigidzza rotazionale (scala semilogaritmica) e per diverse posizioni in corda dell'asse, con orientazione perpendicolare alla fusoliera o

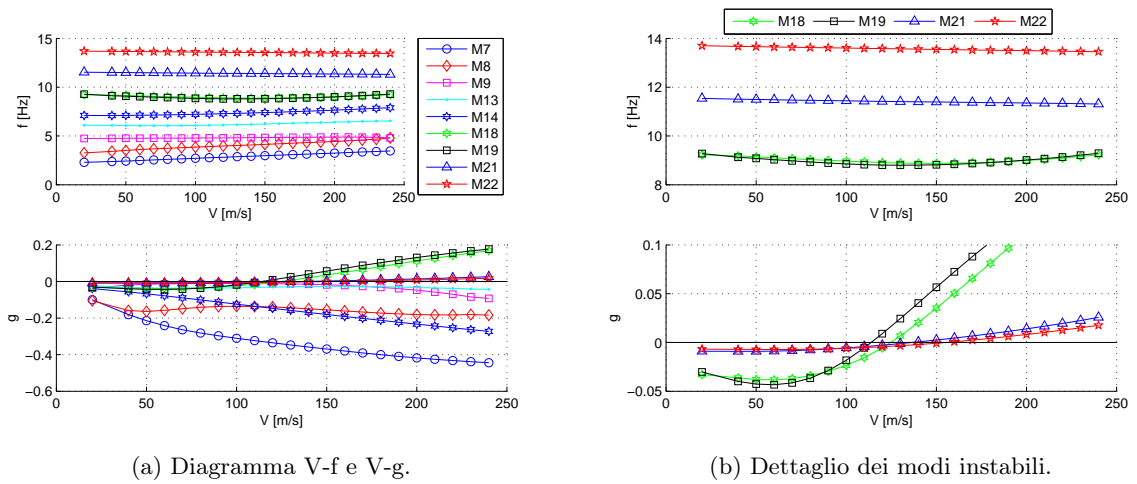


Figura 3.40: Diagramma  $V - f$  e  $V - g$  del velivolo con tip flessibile, Mach 0.50 quota zero.

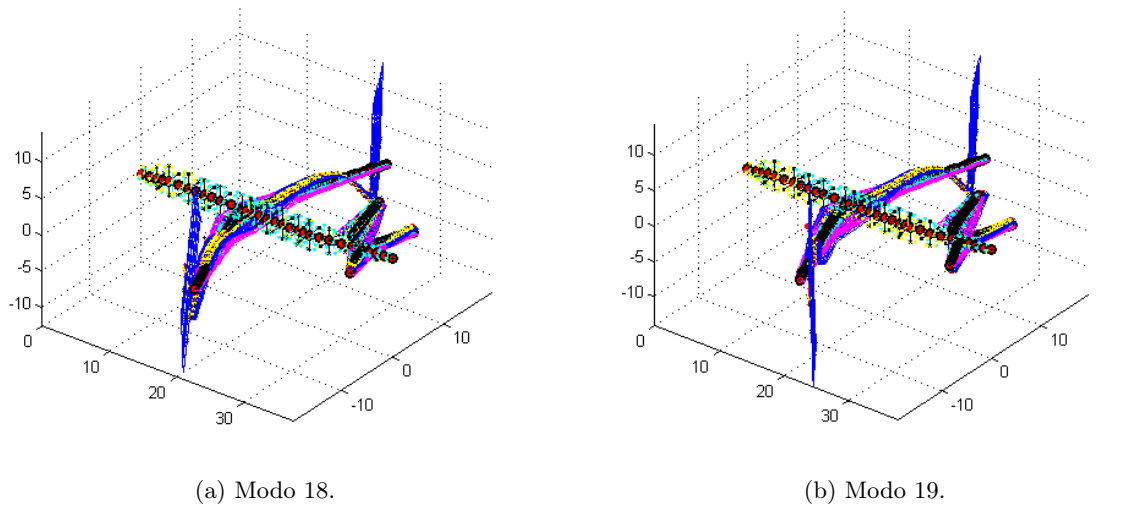


Figura 3.41: Modi instabili 18 e 19.

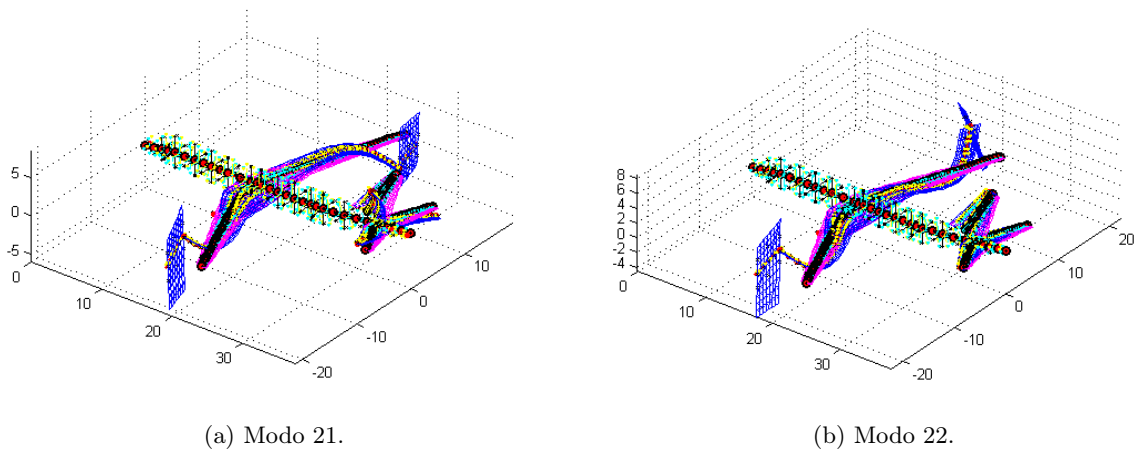


Figura 3.42: Modi instabili 21 e 22.

con freccia, è mostrata in Fig. 3.43. Viene riportata solamente la prima velocità di flutter (così anche nei paragrafi successivi).

Per rigidzze inferiori a  $10^4$  Nm/rad la velocità di flutter non cambia, ma cresce rapidamente per valori superiori a tale soglia, con un asintoto verticale poiché il velivolo con wing tip tende alle caratteristiche dinamiche del velivolo con estensione rigida, che non presenta flutter. Inoltre, tanto più l'asse di rotazione è collocato verso il bordo d'attacco tanto più la velocità di flutter è alta, anche se superati i 50000 Nm/rad l'influenza della posizione dell'asse si riduce.

In Fig. 3.44 si riportano i diagrammi  $V - g$  dei modi 19 e 21 per le tre diverse posizioni degli assi e rigidzza pari a 9500 Nm/rad.

Il primo modo critico cambia con la rigidzza: per valori inferiori a 30000 Nm/rad il primo ad instabilizzarsi è il 19, per valori superiori diventa il modo 21. La Fig. 3.45 mostra come varia il diagramma V-g dei modi 19 e 21 per diverse rigidzze (asse 24%). Il modo 19, così come il 18, risulta essere più sensibile sia alla posizione dell'asse sia alla rigidzza inoltre, per assi al 28% e 24%, lo smorzamento  $g$  diventa positivo ma tende poi a diminuire e a ritornare stabile a velocità più alte. Per rigidzze crescenti, il modo diviene sempre più smorzato e la regione di instabilità si riduce, esso è quindi leggermente instabile per un intervallo ristretto di velocità (cosiddetto modo "a gobba") o del tutto stabile.

Lo smorzamento dei modi 21 e 22 è sì meno sensibile alla rigidzza ed alla posizione dell'asse ma, essendo molto poco smorzato e con flutter dolce, è sufficiente una leggera traslazione della curva  $V - g$  per variare di molto la velocità di flutter.

Un asse di rotazione con angolo di freccia non modifica sostanzialmente i risultati. Vi è sempre un valore di soglia al di sotto del quale la velocità di flutter è costante e più bassa di quella ottenibile con un asse con la stessa posizione in corda ma senza freccia; superata tale rigidzza la velocità di flutter aumenta, con pendenza maggiore rispetto all'asse senza freccia.

L'andamento della velocità di flutter al variare della rigidzza rotazionale e della posizione dell'asse della wing tip è in accordo con quello presentato in [24].

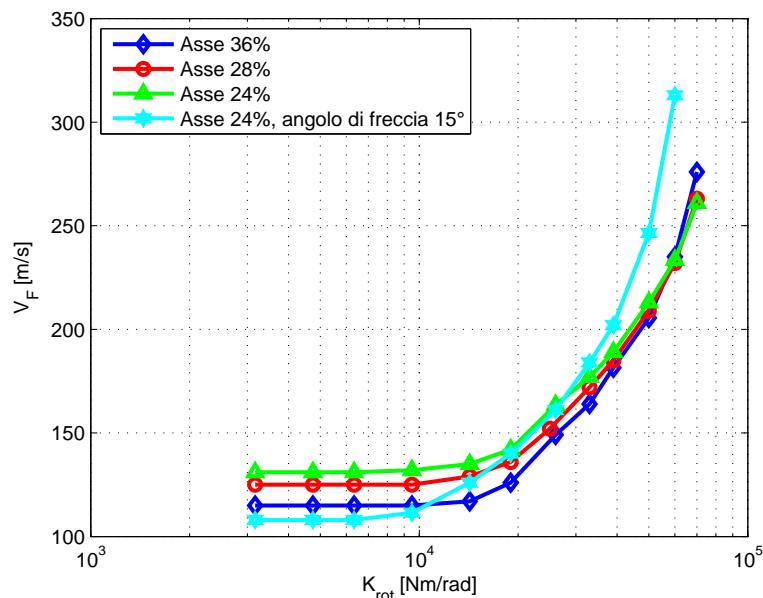
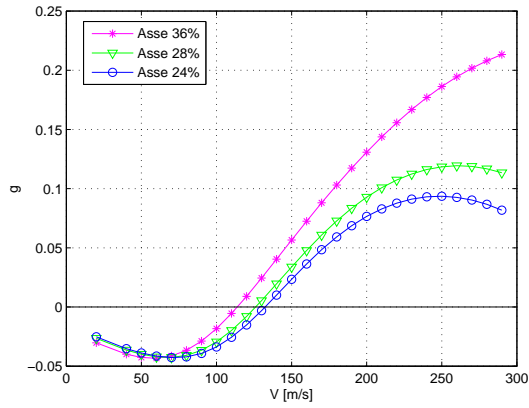
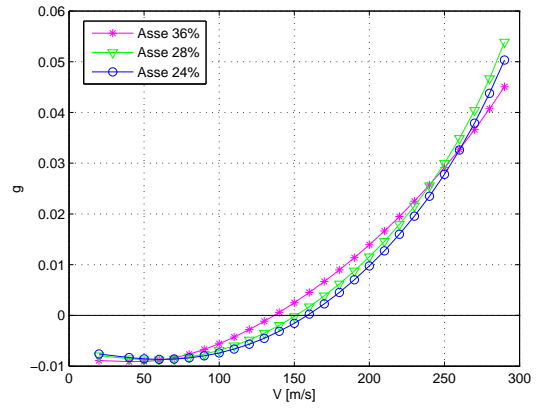


Figura 3.43: Variazione della velocità di flutter in funzione della rigidzza rotazionale e dell'orientazione dell'asse.

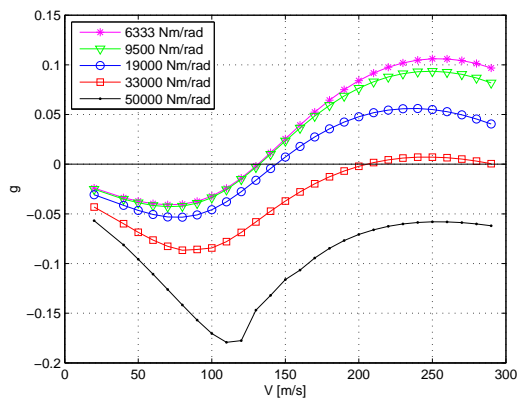


(a) Modulo 19.

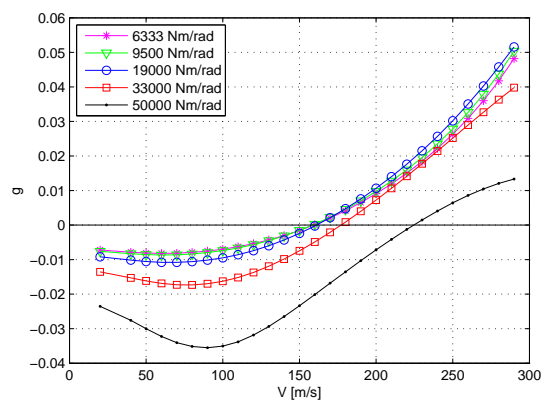


(b) Modulo 21.

Figura 3.44: Modifica dello smorzamento dei modi instabili al variare della posizione dell'asse,  $K_{rot}$  9500 Nm/rad.



(a) Modulo 19.



(b) Modulo 21.

Figura 3.45: Modifica dello smorzamento dei modi instabili all'aumentare della rigidità rotazionale, asse 24%.

Per le analisi aeroelastiche statiche, si è ipotizzato che la wing tip potesse solo deflettersi *nose-up* o *nose-down* rispetto all'ala mentre gli altri gradi di libertà sono stati vincolati assegnando un valore molto alto alle corrispondenti rigidità. L'elemento di collegamento, che può essere ad esempio realizzato tramite un tubo di torsione, deve essere sufficientemente rigido in flessione per mantenere la wing tip allineata con l'ala ma ovviamente ha una rigidità finita e il suo effetto sul flutter non è trascurabile.

La Fig. 3.46 mostra come la velocità di flutter è modificata dai valori di rigidità flessionale verticale e nel piano. Essendo il sistema di collegamento modellato tramite una molla generalizzata, non vi è accoppiamento tra la traslazione e la rotazione, come accade invece per una trave, ed i valori riportati in Fig. 3.46 sono le rigidità legate alle rotazioni relative tra ala e wing tip nelle due direzioni perpendicolari all'asse dell'elemento di collegamento. I valori delle rigidità legate alle traslazioni verticale e nel piano sono variati in accordo. Per il calcolo si è assunto un asse al 24% della corda ed una rigidità rotazionale di 33000 Nm/rad.

Una bassa rigidità flessionale verticale permette lo spostamento verticale della wing tip, il quale aggiunge un contributo di incidenza cinematica alle forze generalizzate aerodinamiche ed introduce un significativo smorzamento aerodinamico. Ciò provoca l'aumento della velocità di flutter, che mostra un asintoto verticale per basse rigidità. Viceversa, all'aumentare della rigidità, questo moto è sempre più vincolato e la velocità di flutter raggiunge un valore asintotico.

La flessione nel piano ha al contrario un impatto molto ridotto in quanto le forze aerodinamiche che lavorano per questo movimento sono prevalentemente di resistenza, decisamente più bassa per la geometria in esame rispetto alla portanza ed inoltre nemmeno calcolate nel DLM.

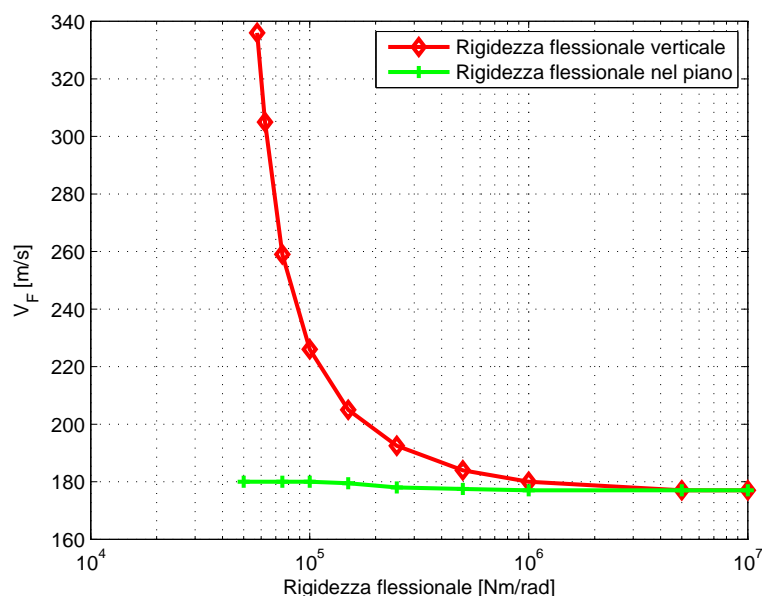


Figura 3.46: Variazione della velocità di flutter in funzione delle rigidità flessionali, asse 24%  $K_{rot}$  33000 Nm/rad.

Un aumento della velocità di flutter si può ottenere aggiungendo uno smorzatore rotazionale in parallelo all'elemento di collegamento flessibile. Lo smorzatore può essere di tipo elastomerico, del tutto analogo a quelli impiegati nei rotori d'elicottero. Nel modello Nastran esso viene modellato con l'elemento CBUSH, la cui matrice di smorzamento è, come la rigidità, diagonale 6x6.

L'andamento della velocità di flutter in funzione dello smorzamento rotazionale è mostrata in Fig. 3.47. Per un valore di 500 Nm s/rad, ottenibile senza problemi con uno smorzatore elastomerico, la velocità di flutter aumenta del 50% per l'asse al 24% e dell'85% per l'asse al 36%. In Fig. 3.48 sono riportati i diagrammi  $V-g$  del modo 19 e del modo 21 all'aumentare dello smorzamento. I modi instabili coinvolgono la rotazione della wing tip e hanno intrinsecamente un basso smorzamento perciò l'aggiunta di un elemento dissipativo rotazionale è in grado di smorzarli. Ne risentono in particolare i modi 18 e 19 poiché, essendo "a gobba", una piccola variazione dei parametri è sufficiente per cambiarne di molto il punto di flutter o stabilizzarli.

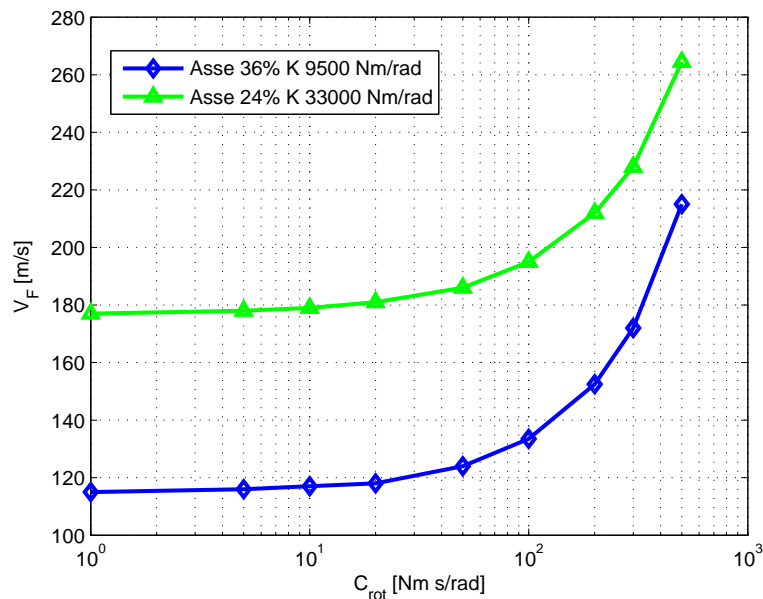
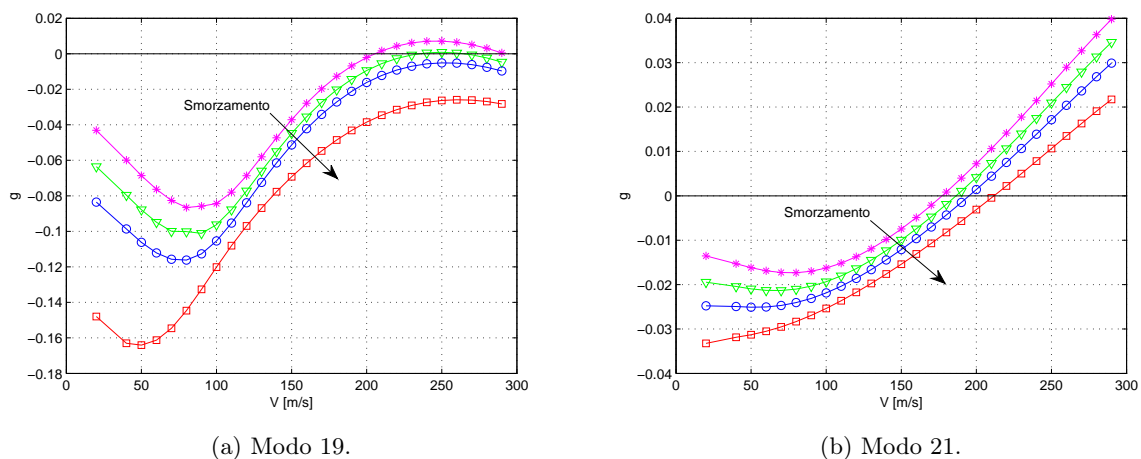


Figura 3.47: Variazione della velocità di flutter in funzione dello smorzamento rotazionale.



(a) Modo 19.

(b) Modo 21.

Figura 3.48: Modifica dello smorzamento dei modi instabili all'aumentare dello smorzamento rotazionale, asse 24%  $K_{rot}$  33000 Nm/rad.

### 3.6.2 Analisi di sensitività

L'influenza sul flutter della rigidità e dello smorzamento meccanico di collegamento è facilmente comprensibile dato che i modi instabili coinvolgono la rotazione del dispositivo; lo è invece meno l'effetto delle proprietà inerziali e strutturali del cassone alare e della struttura della wing tip. Per questa ragione viene svolta un'analisi di sensitività dello smorzamento del sistema aeroelastico rispetto alla massa ed alla rigidità flessionale verticale e torsionale dei due elementi di trave costituenti la wing tip e degli ultimi tre elementi di trave dell'ala (indicati con ID 2022, 2023, 2024). La scelta di limitare solo a questi l'analisi è dovuta al fatto che le forme modali instabili hanno massimo spostamento proprio in corrispondenza dell'estremità alare dunque modifiche in questa zona possono avere un impatto significativo.

L'analisi di sensitività è eseguita tramite la SOL200 di Nastran. Come variabili di progetto  $\vec{x}$  si assumono l'area, indice della massa (il baricentro rimane fissato) e la rigidità flessionale verticale e torsionale dei suddetti elementi di trave. Sebbene queste grandezze siano tra loro legate dalla geometria della sezione di cassone alare, per questa analisi si considerano indipendenti.

Alle variabili di progetto si assegna un valore iniziale unitario, in modo da normalizzare i valori delle derivate per il confronto, e si legano alle proprietà effettive  $p_j$  degli elementi secondo la relazione:

$$p_j = C_j x_j \quad (3.6.1)$$

Il codice calcola quindi la derivata dello smorzamento  $g_i$  del modo  $i$ -esimo, ad una velocità fissata, rispetto alla  $j$ -esima variabile di progetto attraverso differenze finite centrate:

$$\lambda_{ij} = \left. \frac{\partial g_i}{\partial x_j} \right|_{\vec{x}_0, \bar{V}} \quad (3.6.2)$$

L'analisi è effettuata in due casi, per un asse al 36% e rigidità rotazionale di 9500 Nm/rad e per un asse al 24% e rigidità 33000 Nm/rad. La velocità è fissata in corrispondenza del relativo punto di primo flutter. La Tab. 3.5 riporta i risultati delle due configurazioni per i modi 19 e 21; come confronto si riporta anche la derivata di sensitività rispetto alla rigidità rotazionale.

Dai risultati emerge come modifiche della struttura della wing tip abbiano scarsa influenza sullo smorzamento. L'aumento di massa ha invece un forte effetto deleterio (derivata positiva) per l'asse al 24% mentre per l'asse al 36% le derivate, ad eccezione di una, sono negative, cioè in direzione della stabilità.

Un incremento di massa nel tratto terminale dell'ala tende ad aumentare la stabilità in entrambi i casi. La rigidità torsionale di questi elementi di trave non ha influenza sullo smorzamento mentre l'aumento di rigidità flessionale non ha un effetto univoco: per il modo 19 porta ad incrementare lo smorzamento, per il modo 21 dipende invece da quale porzione d'ala si modifica.

Le vie perseguibili per aumentare la velocità di flutter sono quindi il bilanciamento di massa e l'aumento di rigidità flessionale alle estremità dell'ala ma l'aggiunta di massa è indubbiamente più economica e più semplice rispetto a modifiche strutturali, le quali comunque aumenterebbero il peso. Va inoltre sottolineato che le rigidità non possono aumentare arbitrariamente ma già un irrigidimento del +30%/40% può costituire un limite superiore.

$x_j$	Modo 19	Modo 21
A ID2022	$-1.41 \cdot 10^{-3}$	$-1.19 \cdot 10^{-4}$
I1 ID2022	$-2.07 \cdot 10^{-4}$	$1.31 \cdot 10^{-4}$
J ID2022	$-4.78 \cdot 10^{-6}$	$-1.01 \cdot 10^{-6}$
A ID2023	$-2.53 \cdot 10^{-3}$	$-3.81 \cdot 10^{-4}$
I1 ID2023	$-3.01 \cdot 10^{-3}$	$1.85 \cdot 10^{-4}$
J ID2023	$-6.06 \cdot 10^{-6}$	$-1.18 \cdot 10^{-6}$
A ID2024	$-4.33 \cdot 10^{-3}$	$-9.00 \cdot 10^{-4}$
I1 ID2024	$-3.08 \cdot 10^{-3}$	$-2.63 \cdot 10^{-4}$
J ID2024	$-4.78 \cdot 10^{-3}$	$-9.96 \cdot 10^{-7}$
A tip1	$1.01 \cdot 10^{-2}$	$1.16 \cdot 10^{-3}$
I1 tip1	$-7.06 \cdot 10^{-5}$	$-1.81 \cdot 10^{-5}$
J tip1	$-8.82 \cdot 10^{-7}$	$-2.06 \cdot 10^{-7}$
A tip2	$3.20 \cdot 10^{-2}$	$4.43 \cdot 10^{-3}$
I1 tip2	$6.42 \cdot 10^{-5}$	$4.48 \cdot 10^{-5}$
J tip2	$-7.74 \cdot 10^{-8}$	$-1.88 \cdot 10^{-8}$
$K_{rot}$	$-9.46 \cdot 10^{-2}$	$-2.19 \cdot 10^{-2}$

(a) Asse 24%,  $K_{rot}$  33000 Nm/rad

$x_j$	Modo 19	Modo 21
A ID2022	$-5.47 \cdot 10^{-4}$	$-9.87 \cdot 10^{-5}$
I1 ID2022	$-2.80 \cdot 10^{-4}$	$1.45 \cdot 10^{-4}$
J ID2022	$-1.22 \cdot 10^{-6}$	$-2.31 \cdot 10^{-6}$
A ID2023	$-3.81 \cdot 10^{-4}$	$-8.31 \cdot 10^{-5}$
I1 ID2023	$-6.54 \cdot 10^{-4}$	$1.77 \cdot 10^{-5}$
J ID2023	$-8.16 \cdot 10^{-7}$	$-2.05 \cdot 10^{-7}$
A ID2024	$-1.78 \cdot 10^{-4}$	$-2.08 \cdot 10^{-4}$
I1 ID2024	$-2.03 \cdot 10^{-5}$	$1.56 \cdot 10^{-5}$
J ID2024	$-8.83 \cdot 10^{-7}$	$-2.08 \cdot 10^{-7}$
A tip1	$7.15 \cdot 10^{-5}$	$-5.66 \cdot 10^{-4}$
I1 tip1	$2.01 \cdot 10^{-6}$	$5.87 \cdot 10^{-6}$
J tip1	$-2.67 \cdot 10^{-7}$	$-5.71 \cdot 10^{-8}$
A tip2	$-5.23 \cdot 10^{-5}$	$-1.23 \cdot 10^{-3}$
I1 tip2	$3.00 \cdot 10^{-6}$	$6.80 \cdot 10^{-6}$
J tip2	$-2.73 \cdot 10^{-8}$	$-5.67 \cdot 10^{-9}$
$K_{rot}$	$-3.11 \cdot 10^{-3}$	$-6.96 \cdot 10^{-4}$

(b) Asse 36%,  $K_{rot}$  9500 Nm/rad

Tabella 3.5: Derivate di sensibilità dello smorzamento del sistema aeroelastico in corrispondenza della prima velocità di flutter.

L'analisi di sensitività fornisce informazioni locali, strettamente dipendenti dal punto attorno a cui le derivate sono calcolate e dai valori iniziali delle variabili di progetto. Pertanto vengono anche effettuate analisi parametriche dell'andamento della velocità di flutter in funzione della massa di bilanciamento e della posizione del baricentro.

### 3.6.3 Influenza delle proprietà inerziali

Nel seguito si esamina l'effetto del bilanciamento di massa della wing tip e dell'estremità alare sul flutter.

In Fig. 3.49 è rappresentato l'andamento della velocità di flutter per valori di massa crescenti della wing tip. La massa è aggiunta tramite elementi CONM2 collocati sull'asse elastico cosicché il baricentro della wing tip non si sposti ma rimanga nella posizione nominale, al 48% dell'apertura della wing tip ed al 73.8% della corda in corrispondenza dell'attacco con l'ala. Per assi al 24% e 28%, la velocità di flutter diminuisce con la massa, come previsto dalla precedente analisi di sensitività, ed è minima con una massa addizionale di 9 kg; per assi al 28% e 36% è possibile ottenere un leggero aumento rispetto alla velocità di flutter senza bilanciamento aggiungendo rispettivamente 21 kg e 6 kg. Tuttavia, aumentando la massa lo smorzamento associato ai modi 13 e 15 (flesso-torsionali con rotazione della wing tip) è progressivamente ridotto sino a che non si instabilizzano. Questa è la ragione del calo improvviso della velocità di flutter in Fig. 3.49.

La sensitività del flutter alla posizione del baricentro della wing tip, mantenendo fissa la massa di bilanciamento aggiunta, è mostrato in Fig. 3.50, per un asse al 24% e rigidezza 33000 Nm/rad. La velocità di flutter raggiunge un massimo per una posizione in corda del baricentro dipendente dal valore stesso di massa aggiunta ma, in tutti i casi, avanzata rispetto a quella nominale (73.8%). La velocità di flutter è tuttavia sempre minore rispetto alla wing tip senza bilanciamento, ad eccezione di un aumento del 9% per 12 kg di massa e baricentro al 60%.



Il bilanciamento della wing tip si rivela di conseguenza inadeguato per garantire la stabilità al flutter.

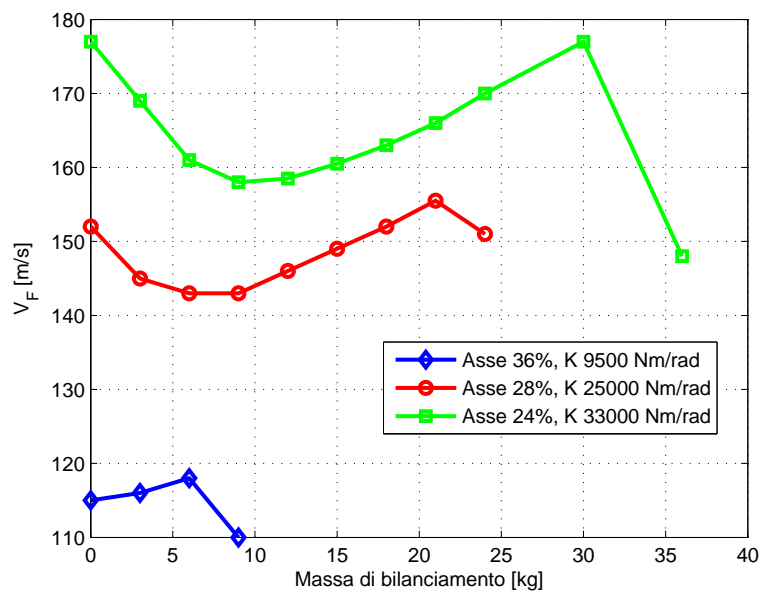


Figura 3.49: Variazione della velocità di flutter in funzione della massa di bilanciamento sull'asse elastico.

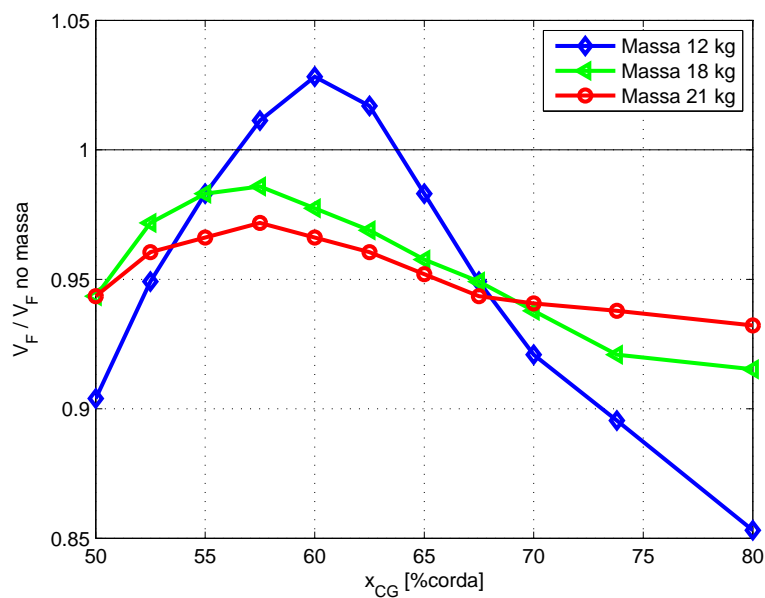


Figura 3.50: Variazione della velocità di flutter in funzione dello spostamento del baricentro, asse 24%  $K_{rot}$  33000 Nm/rad.

Un'alternativa che, dai risultati dell'analisi di sensitività, appare migliore è il bilanciamento dell'estremità alare.

La Fig. 3.51 mostra come varia lo smorzamento dei modi 19 e 21 (asse 24%, rigidezza 33000 Nm/rad) per diversi valori di massa aggiunta sull'asse elastico degli ultimi due elementi di trave

dell'ala (dal 92% al 100% dell'apertura escludendo la wing tip). Questa modifica permette un sensibile aumento della velocità di flutter (Fig. 3.52).

La posizione in corda della massa di bilanciamento esercita un sostanziale impatto sulla stabilità, come mostrato in Fig. 3.53 dove la velocità di flutter è diagrammata in funzione dello spostamento del baricentro della porzione di ala interessata dalle modifiche. Una traslazione del baricentro verso il bordo d'uscita porta ad un incremento di 30 m/s della velocità di flutter (massa 65 kg, spostamento del 17%), al contrario il posizionamento delle masse davanti al baricentro nominale ha l'effetto opposto.

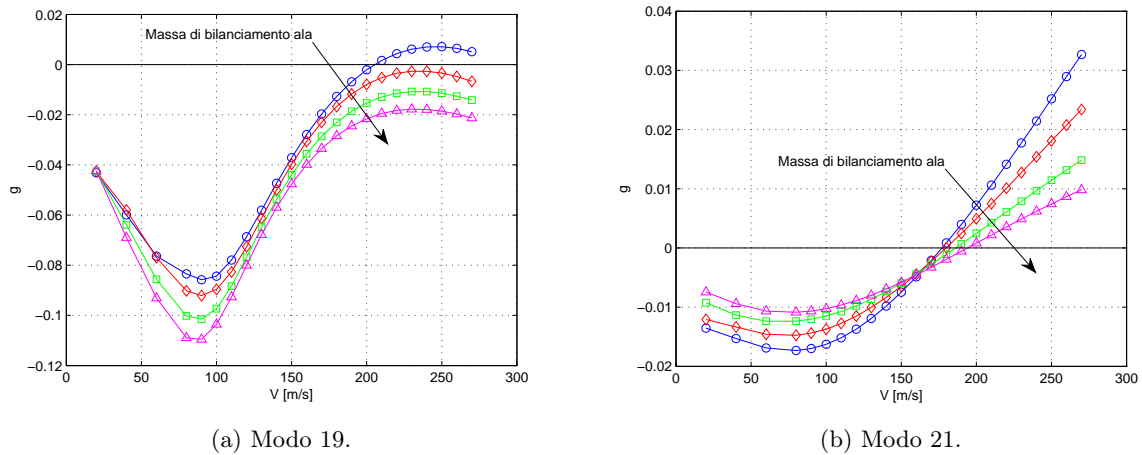


Figura 3.51: Modifica dello smorzamento dei modi instabili all'aumentare della massa di bilanciamento sull'ala, asse 24%  $K_{rot}$  33000 Nm/rad.

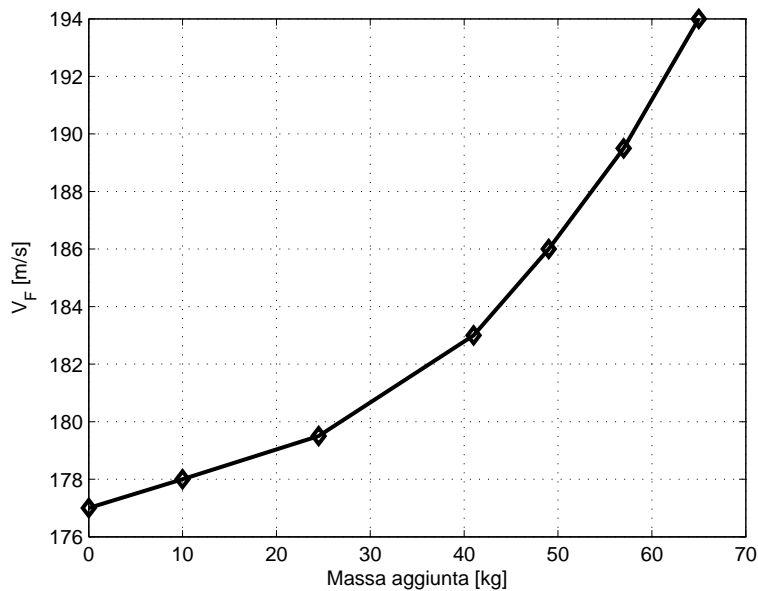


Figura 3.52: Variazione della velocità di flutter in funzione della massa di bilanciamento sull'ala, asse 24%  $K_{rot}$  33000 Nm/rad.

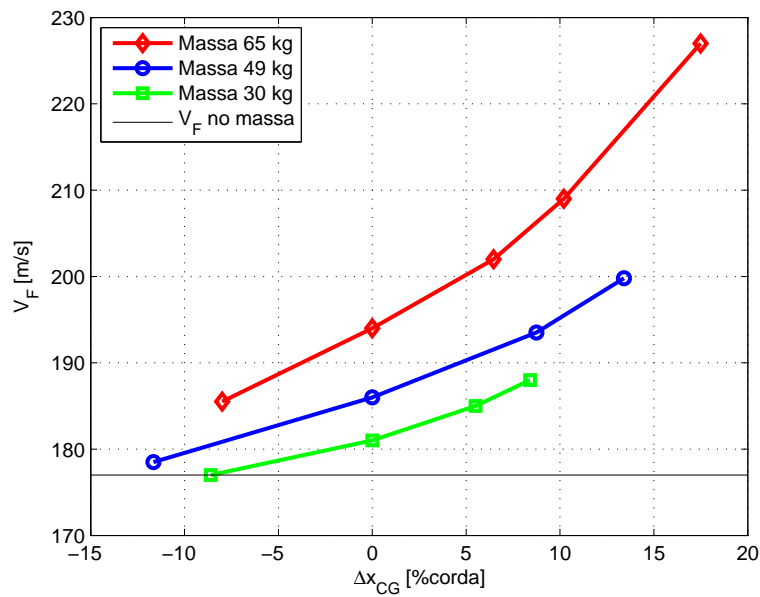


Figura 3.53: Variazione della velocità di flutter in funzione dello spostamento del baricentro dell'estremità alare.

Le analisi fino ad ora presentate sono state eseguite per una sola configurazione di massa del velivolo. In Fig. 3.54 si mostra brevemente come cambia la velocità di flutter per quattro ulteriori configurazioni di massa. Si osserva come una wing tip con rigidità elevata, oltre ad avere velocità di flutter superiori, sia anche meno sensibile alle variazioni della massa.

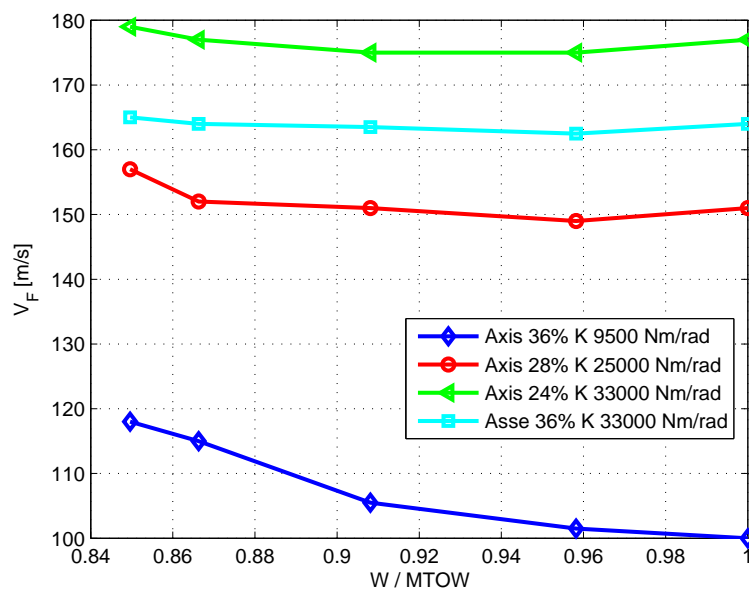


Figura 3.54: Variazione della velocità di flutter in funzione della massa del velivolo.

### 3.6.4 Inviluppo di flutter

Tutti i precedenti calcoli sono stati eseguiti a Mach 0.50 e quota zero. Ripetendo le analisi per varie quote e vari numeri di Mach si ottiene un diagramma del Mach di flutter in funzione della quota, da cui è possibile verificare se il flutter avviene al di fuori dell'inviluppo di volo con il margine richiesto dalla normativa [20], ossia un Mach di flutter maggiore di  $1.2 M_D$  o di uno per velivoli subsonici.

Seguendo il procedimento indicato in [27], l'inviluppo di flutter si ottiene intersecando le curve, calcolate a diverse quote, della prima velocità di flutter in funzione del Mach con le rette di pendenza pari alla velocità del suono a tali quote, in quanto la velocità ed il numero di Mach non sono tra loro indipendenti (Fig. 3.55).

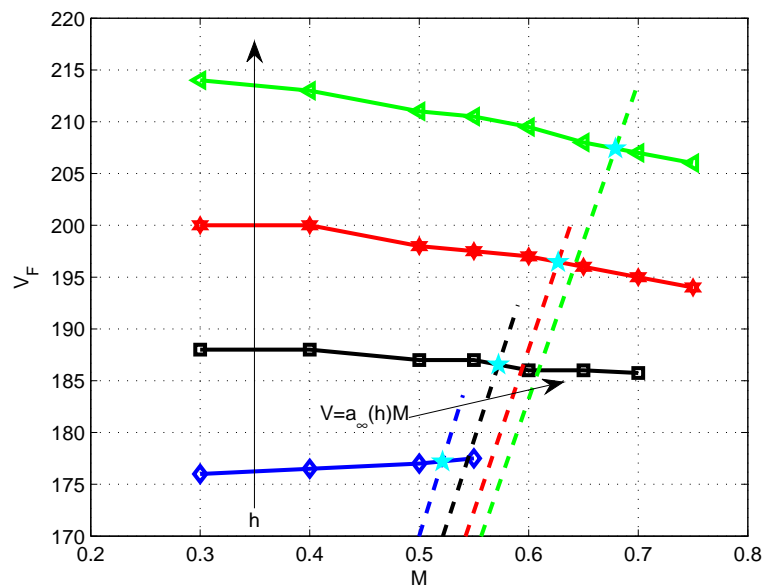


Figura 3.55: Calcolo dell'inviluppo di flutter.

L'inviluppo di flutter è mostrato in Fig. 3.56, dove in linea tratteggiata è riportato anche un margine di flutter basato su velocità caratteristiche del velivolo. La massa del velivolo è mantenuta costante (64.4 ton) e sono confrontate quattro configurazioni della wing tip:

1. asse al 24% della corda, rigidità rotazionale 33000 Nm/rad, flessione verticale e nel piano vincolate, massa nominale;
2. asse al 24% della corda, rigidità rotazionale 33000 Nm/rad, rigidità flessionale verticale  $5 \cdot 10^5$  Nm/rad, flessione nel piano vincolata, massa di bilanciamento all'estremità alare 65 kg, spostamento del baricentro +17%;
3. asse al 24% della corda, rigidità rotazionale 33000 Nm/rad, rigidità flessionale verticale  $8 \cdot 10^5$  Nm/rad, flessione nel piano vincolata, massa di bilanciamento all'estremità alare 65 kg, spostamento del baricentro +17%, smorzamento rotazionale 100 Nms/rad, smorzamento strutturale  $g=2\%$ ;
4. asse al 24% della corda, rigidità rotazionale 40000 Nm/rad, rigidità flessionale verticale  $8 \cdot 10^5$  Nm/rad, flessione nel piano vincolata, massa di bilanciamento all'estremità

alare 65 kg, spostamento del baricentro +17%, smorzamento rotazionale 300 Nms/rad, smorzamento strutturale  $g=1\%$ .

Lo smorzamento strutturale inserito per le analisi è costante in frequenza ed uguale per tutti i modi, pari all'1% o al 2%, e dà un contributo importante alla stabilità.

Il primo modo ad instabilizzarsi non è lo stesso lungo tutto l'involuppo di flutter ed alcuni modi completamente smorzati a bassa quota diventano instabili ad alta quota e Mach e viceversa. I modi che mostrano flutter coinvolgono la rotazione delle wing tip combinata con la flessione (secondo o terzo modo flessionale) e torsione dell'ala e si manifestano in coppia, simmetrico e antisimmetrico. Il flutter è in tutti i casi dolce e non improvviso.

Per i punti più estremi dell'involuppo sono state condotte analisi a Mach supersonico prossimo ad uno. In regime supersonico, Nastran impiega un metodo a superfici portanti in interferenza (ZONA51) ma l'affidabilità per Mach vicini ad uno è scarsa e sono necessari strumenti di calcolo aerodinamico più sofisticati. La stessa considerazione vale per Mach minori di uno ma in campo transonico.

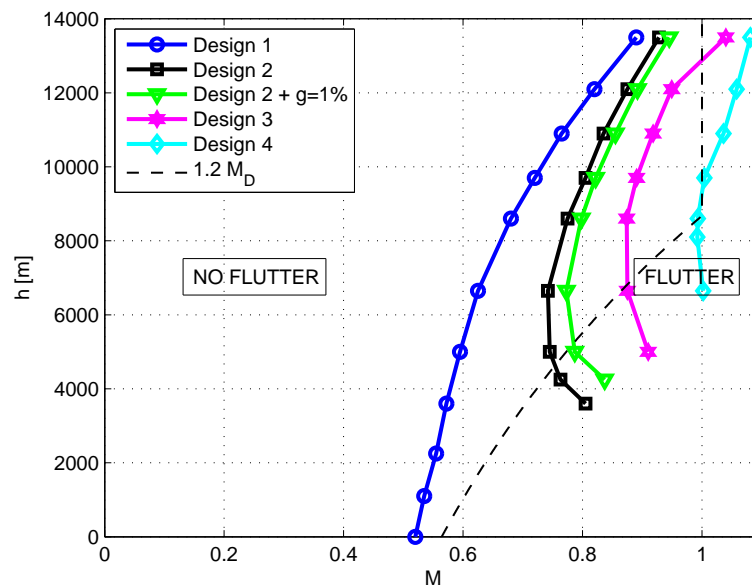


Figura 3.56: Calcolo dell'involuppo di flutter.

### 3.7 Risposta a raffica

La risposta alla raffica ed alla turbolenza genera carichi che spesso sono dimensionanti per velivolo a medio-alto allungamento come i moderni aerei da trasporto ed è la sorgente primaria delle sollecitazioni a fatica. La wing tip, sebbene completamente passiva, è in grado di attenuare la risposta a raffica verticale, diminuendo le deformazioni ed i carichi sull'ala.

In questo paragrafo vengono esaminate prima la risposta dinamica del velivolo alla raffica verticale discreta di profilo spaziale 1-COS poi la risposta stocastica alla turbolenza, variando i parametri della wing tip per valutarne la capacità di alleviazione dei carichi.

### 3.7.1 Raffica deterministica

Nello sviluppo di un velivolo, per identificare le condizioni più estreme di carico in raffica (e non solo) per le diverse parti della struttura sono tipicamente necessarie migliaia di analisi, non essendo noto a priori quale combinazione di massa, quota, velocità e gradiente di raffica genera le azioni interne più critiche. Ai fini di questo lavoro non è richiesto di esaminare tutte queste condizioni ma solo di valutare l'efficacia della wing tip, pertanto si assume una condizione di riferimento per il calcolo della risposta dinamica (Tab. 3.6).

<b>Massa</b>	64400 kg (86.6% MTOW)
<b><math>x_{CG}</math></b>	16.68 m
<b>Quota</b>	0 m
<b>Mach</b>	0.38

Tabella 3.6: Condizione di riferimento per le analisi di raffica deterministica.

Una serie di analisi dinamiche (SOL146 di Nastran) sul velivolo con wing tip rigida è effettuata variando il gradiente di raffica  $H$  da 30 ft a 350 ft per identificare il valore che produce il massimo momento flettente alla radice alare.

Il profilo della raffica discreta è descritto da:

$$U = U_{ds} \cdot \left[ 1 - \cos\left(\frac{\pi s}{H}\right) \right] \quad (3.7.3)$$

$$U_{ds} = U_{ref} \cdot F_g \cdot \left(\frac{H}{350}\right)^{1/6} \quad (3.7.4)$$

dove  $U_{ref}$ , velocità di riferimento della raffica, e  $F_g$ , fattore di alleviazione, sono definiti in [20]. Si considera una velocità verticale di raffica verso l'alto, ossia ad aumentare l'incidenza.

La Fig. 3.57 mostra i risultati, in termini di momento flettente alla radice dovuto alla sola raffica. Ne risulta un gradiente di raffica critico di 120 ft, valore impiegato nei calcoli seguenti.

Le analisi per la wing tip flessibile sono svolte solo per quelle combinazioni di parametri per i quali il velivolo è libero da flutter a Mach 0.38 e quota zero. Il modello strutturale comprende i primi 25 modi, numero scelto in base ad uno studio di convergenza, ed include i sei modi rigidi.

La deflessione relativa della wing tip nel tempo (asse 24%, rigidità 33000 Nm/rad) è mostrata in Fig. 3.58. L'area del dispositivo davanti all'asse di collegamento penetra per prima nella raffica, che provoca un aumento dell'angolo di incidenza, e si deflette *nose-up*; immediatamente dopo, l'angolo d'incidenza aumenta anche nella parte posteriore della wing tip e la forza aerodinamica agente dietro all'asse di collegamento genera la deflessione *nose-down*. La wing tip risulta quindi tanto più pronta a contrastare i carichi da raffica quanto più l'asse di rotazione è collocato verso il bordo d'attacco.

L'ampiezza modale dei primi due modi flessionali simmetrici è mostrata in Fig. 3.59. Si può osservare come, mentre la flessione dell'ala sta ancora crescendo, la deflessione *nose-down* della wing tip già si opponga a questa deformazione e porti ad una redistribuzione del carico aerodinamico.

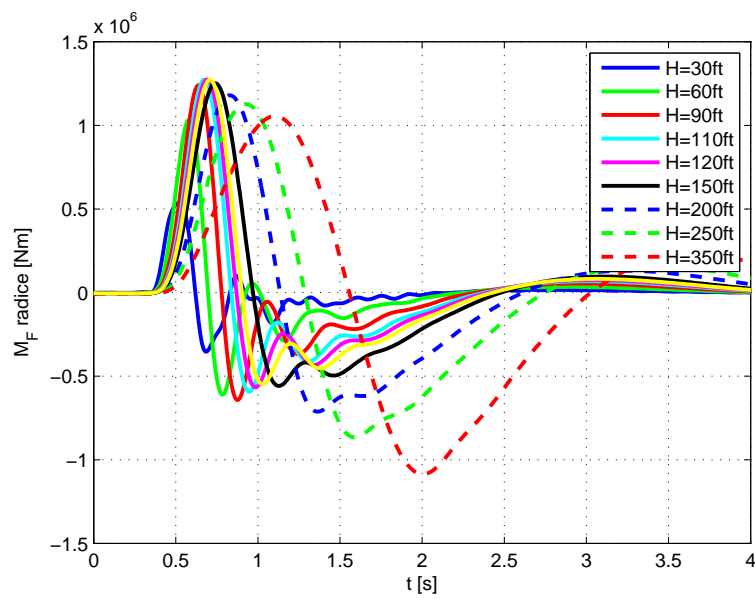


Figura 3.57: Momento flettente in radice dovuto alla raffica, andamento per diversi  $H$ .

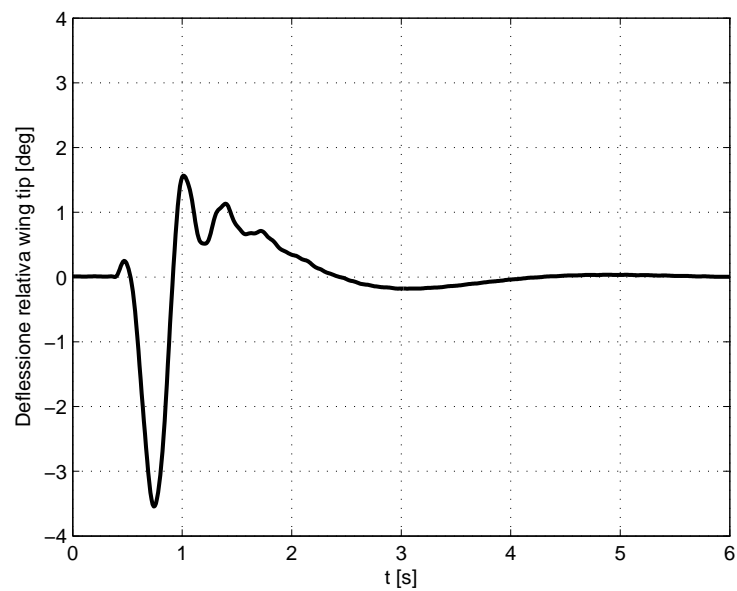


Figura 3.58: Deflessione relativa della wing tip, raffica  $H$  120 ft.

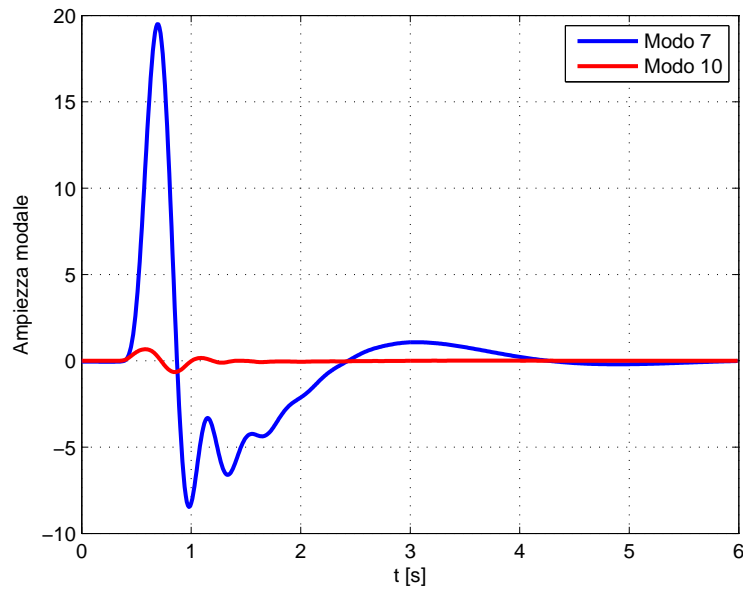


Figura 3.59: Ampiezze modali dei primi due modi flessionali simmetrici, raffica  $H$  120 ft.

L'andamento nel tempo del momento flettente in radice (si riporta solo il momento incrementale generato dalla raffica e così anche nel seguito) è mostrato in Fig. 3.60 per la wing tip rigida e due configurazioni di wing tip flessibile.

La riduzione del massimo momento flettente in apertura, rispetto all'estensione convenzionale, è riportata in Fig. 3.61. Come nel caso delle manovre congelate, l'alleviazione delle azioni interne aumenta per le sezioni in prossimità della wing tip, portando ad un calo del 25%/40% per il tratto più esterno di ala anche per rigidzze elevate. L'andamento del taglio in apertura rispetto alla tip rigida è mostrato in Fig. 3.62.

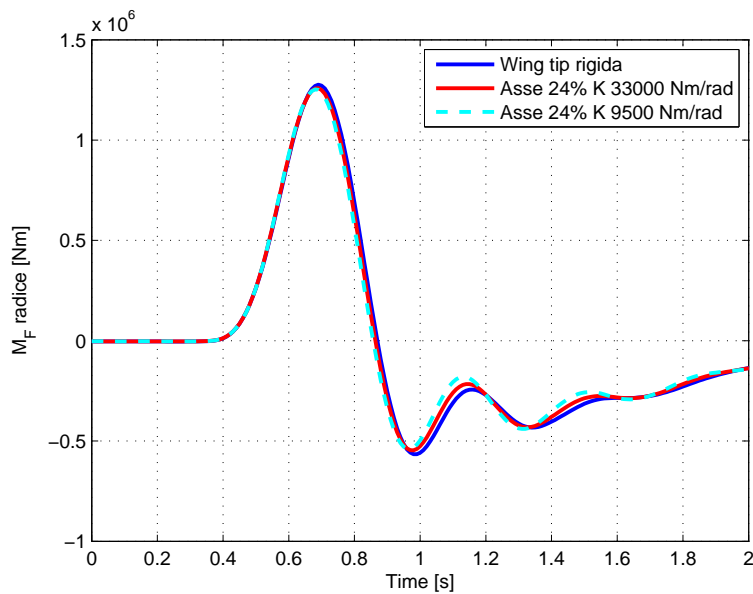


Figura 3.60: Momento flettente in radice, raffica  $H$  120 ft.



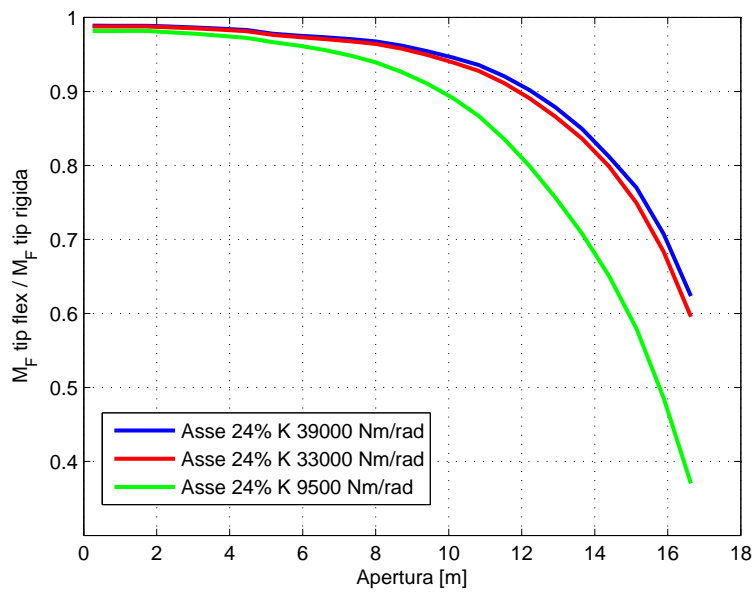


Figura 3.61: Riduzione del momento flettente in apertura, raffica  $H$  120 ft.

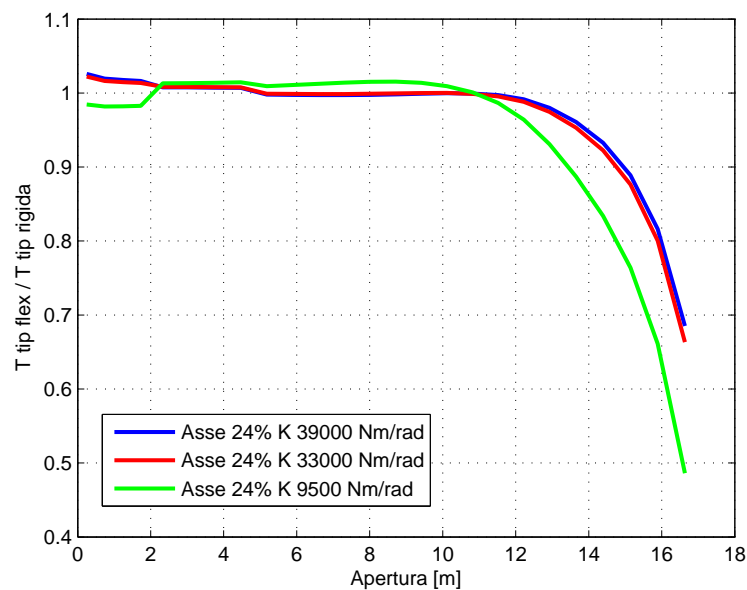


Figura 3.62: Riduzione del taglio in apertura, raffica  $H$  120 ft.

La riduzione di momento flettente in radice in funzione della rigidità rotazionale, della posizione in corda e orientazione dell'asse è rappresentata in Fig. 3.63. L'aumento della rigidità limita la diminuzione di carico ottenibile ma con andamento differente rispetto a quello ottenuto dalle analisi aeroelastiche statiche in manovra; infatti, per l'asse al 24%, l'alleviazione raggiunge un minimo (a 6333 Nm/rad) per poi aumentare all'ulteriore diminuire della rigidità. L'asse al 24% della corda con angolo di freccia mostra invece una bassa riduzione di momento flettente e questa è poco sensibile alla rigidità di collegamento.

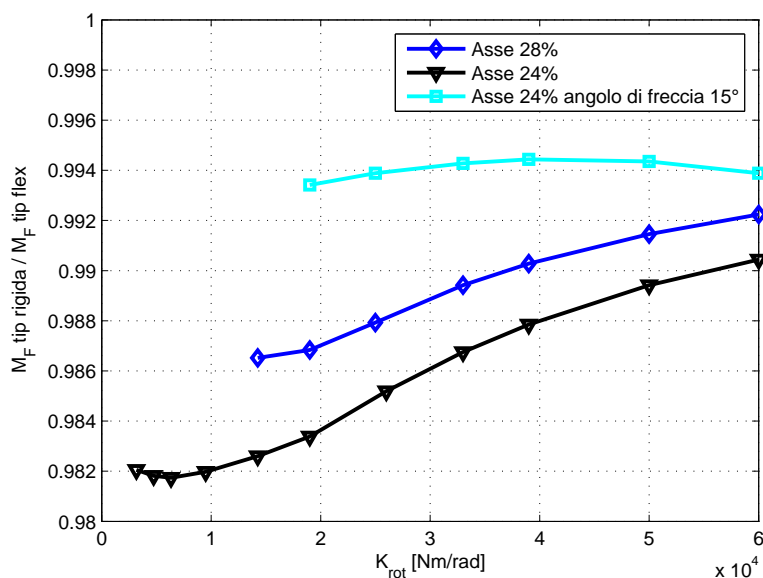


Figura 3.63: Riduzione di momento flettente in radice in funzione della rigidità rotazionale, raffica  $H$  120 ft.

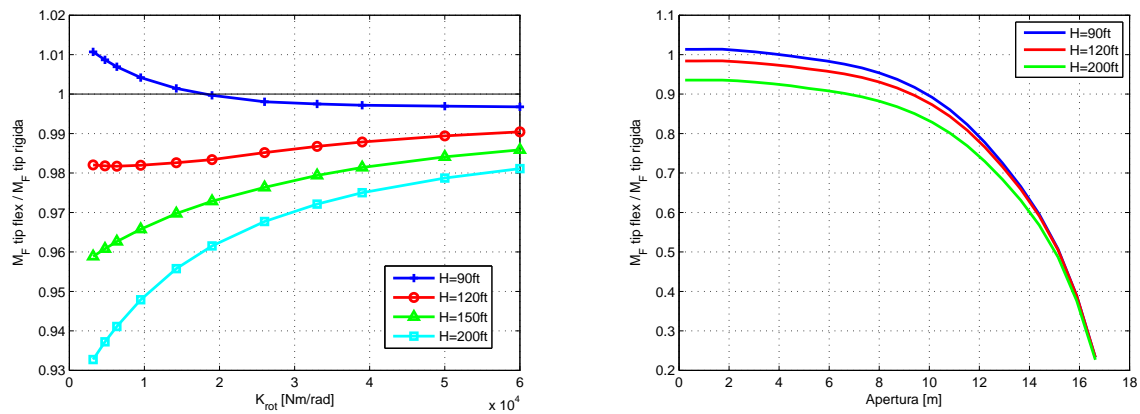
A diversi gradienti di raffica corrisponde sia una diversa intensità di velocità sia una diversa frequenza spaziale del profilo 1-COS perciò cambia la risposta dinamica della wing tip. In Fig. 3.64(a) è mostrata la diminuzione di momento flettente in radice in funzione della rigidità rotazionale (asse al 24% della corda) per alcuni gradienti di raffica. La capacità di alleviazione risulta dipendente dal contenuto in frequenza della raffica: più questo è alto minore è la riduzione di momento flettente in radice. Inoltre, per valori di rigidità molto bassi si ha l'effetto opposto, ovvero la wing tip aumenta i carichi, ma comunque per valori del gradiente di raffica non dimensionanti.

Questo effetto negativo è limitato solo alla radice alare ed al *carrythrough* (Fig. 3.64(b)), infatti nelle altre sezioni la wing tip riduce effettivamente il momento flettente e nelle sezioni più esterne tale riduzione tende al medesimo valore indipendentemente da  $H$ .

L'aggiunta di uno smorzatore rotazionale all'attacco della wing tip permette un sensibile aumento della velocità di flutter. D'altra parte, esso smorza la risposta dinamica e limita la prontezza del dispositivo nel contrastare la raffica. La Fig. 3.65 mostra come cambia la riduzione di momento flettente in radice all'aumentare dello smorzamento rotazionale; più la rigidità è bassa più l'alleviazione risulta essere sensibile all'introduzione di smorzamento. Il peggioramento sulla riduzione di azioni interne si ha nella parte centrale ed esterna dell'ala ma lo smorzamento appare benefico in corrispondenza dell'estremità, dove il momento flettente è maggiormente ridotto rispetto ad una wing tip priva di smorzatore (Fig. 3.66).

In Fig. 3.67 è rappresentata la riduzione di momento flettente in radice in funzione della rigidità flessionale verticale. Il momento flettente tende ad un valore asintotico all'aumentare della rigidità mentre diminuisce più la rigidità si abbassa. Perciò, una bassa rigidità flessionale è benefica sia per il flutter sia per la risposta a raffica.

Nel Par. 3.6.3 si è visto come l'aggiunta di masse di bilanciamento all'estremità dell'ala sia un possibile rimedio contro il flutter. Siccome esse cambiano le caratteristiche dinamiche del velivolo, ciò si ripercuote sulla risposta a raffica.



(a) Riduzione di momento flettente in radice in funzione della rigidità rotazionale. (b) Riduzione del momento flettente in apertura, asse 24%  $K_{rot}$  3166 Nm/rad.

Figura 3.64: Riduzione dei carichi al variare del gradiente di raffica.

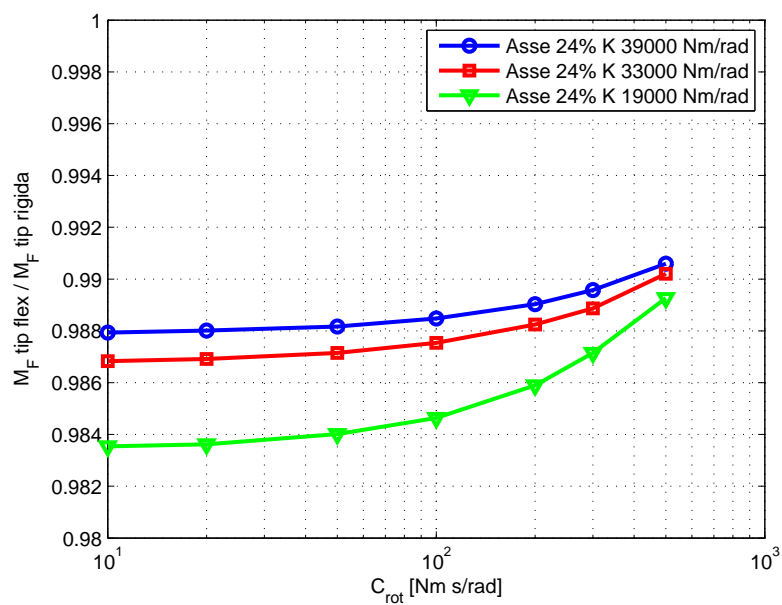


Figura 3.65: Riduzione di momento flettente in radice in funzione dello smorzamento rotazionale, raffica H 120 ft.

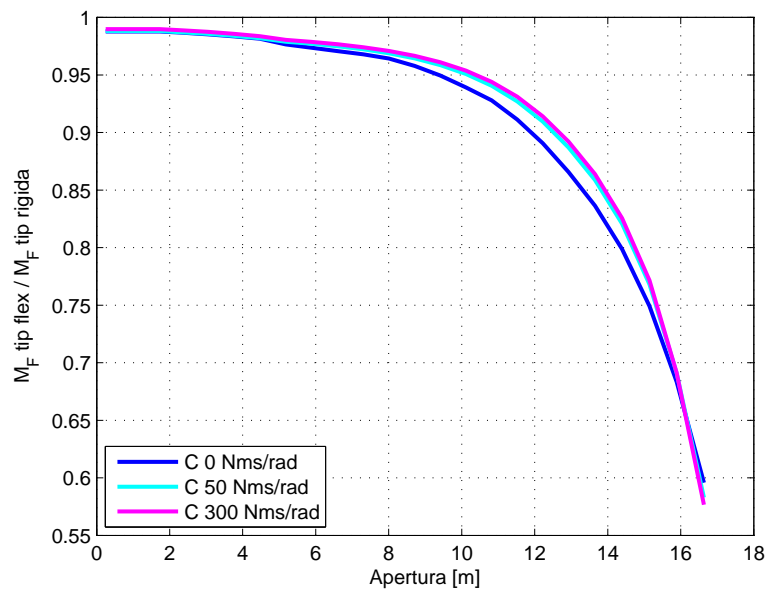


Figura 3.66: Riduzione del momento flettente in apertura per diversi smorzamenti, raffica  $H$  120 ft, asse 24%  $K_{rot}$  33000 Nm/rad.

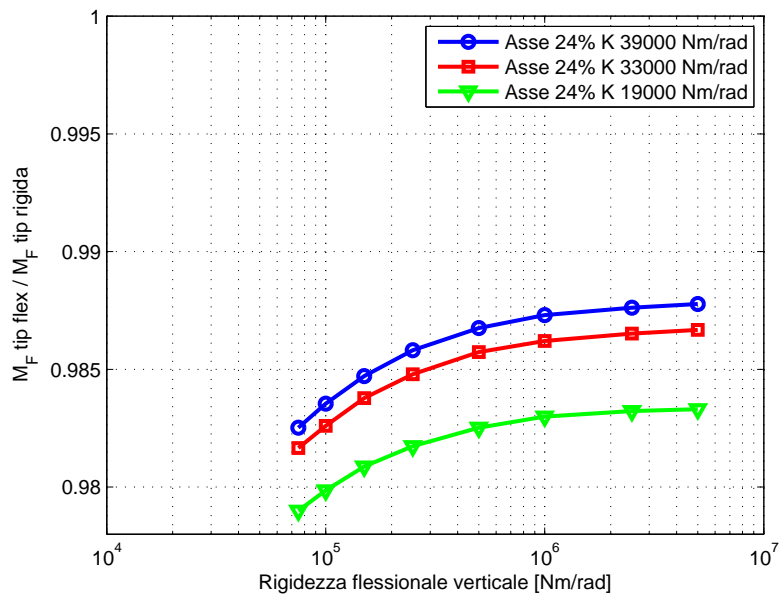


Figura 3.67: Riduzione di momento flettente in radice in funzione della rigidezza flessionale verticale, raffica  $H$  120 ft.

Andando ad esaminare la riduzione di momento flettente lungo l'apertura (Fig. 3.68), per una wing tip di rigidità ed asse fissati, si nota come, a causa della massa aggiunta, i carichi dinamici diminuiscano leggermente in radice ma aumentino su gran parte dell'ala e soprattutto alle estremità. Una posizione arretrata del baricentro porta però a ridurre leggermente questo effetto.

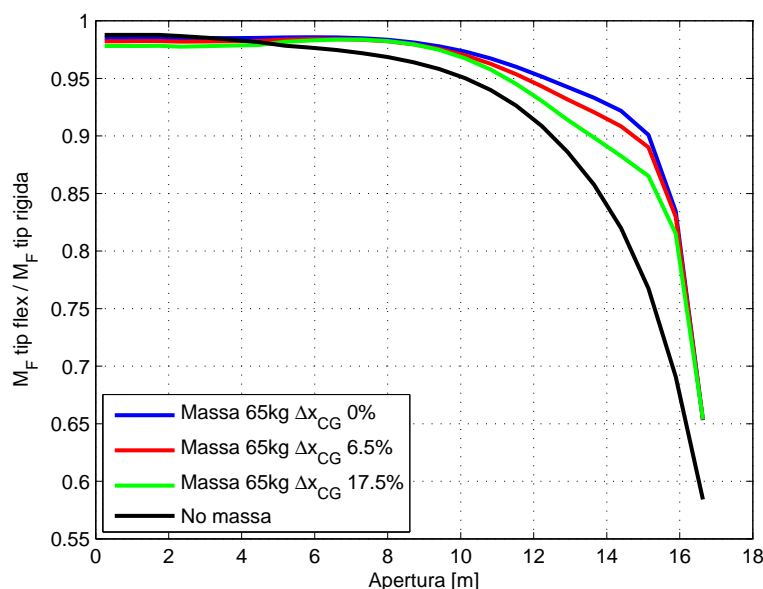


Figura 3.68: Riduzione del momento flettente in apertura per diversi spostamenti del baricentro dell'estremità alare, raffica  $H$  120 ft, asse 24%  $K_{rot}$  33000 Nm/rad.

### 3.7.2 Raffica stocastica

Oltre alla risposta alla raffica discreta, la normativa attuale richiede anche la risposta alla turbolenza (raffica stocastica). Questa è descritta in termini di densità spettrale di potenza e tipicamente si adotta lo spettro di Von Karman [28]:

$$\Phi(\Omega) = \frac{\sigma_w^2 L}{\pi} \frac{1 + 4.78L^2\Omega^2}{(1 + 1.79L^2\Omega^2)^{11/6}} \quad (3.7.5)$$

dove  $L$  è la scala della turbolenza (da normativa 2500 ft) e  $\sigma_w$  è l'rms (*root mean square*) della velocità di raffica. La risposta alla turbolenza non conduce a quantità deterministiche ma ad indicatori statistici, usati in fase di progetto e verifica.

Tramite la SOL146 di Nastran è possibile calcolare le densità spettrali di potenza delle grandezze d'interesse, quali azioni interne o accelerazioni, e da queste le relative rms  $\sigma_y$  e numero di attraversamenti dello zero con pendenza positiva nell'unità di tempo  $N_0$ . Il numero di occorrenze di un certo livello  $y$  della grandezza in esame si ottiene dalla formula di Rice:

$$N(y) = N_0 e^{-\frac{1}{2}(\frac{y}{\sigma_w})^2} \quad (3.7.6)$$

dove  $\bar{A} = \sigma_y / \sigma_w$ .

Seguendo il criterio *mission analysis*, suggerito dalla normativa [20], il profilo di missione viene suddiviso in vari segmenti, con massa del velivolo, velocità e quota di volo differenti, nei quali si considera una variazione continua dell'intensità di turbolenza  $\sigma_w$  impiegando la funzione densità di probabilità di  $\sigma_w$ ,  $p(\sigma_w)$ . Il numero di occorrenze di un livello  $y$  in un segmento di volo è quindi dato da:

$$N(y) = \int_0^{\infty} N_0 e^{-\frac{1}{2} \left( \frac{y}{\bar{A} \sigma_w} \right)^2} p(\sigma_w) d\sigma_w \quad (3.7.7)$$

con

$$p(\sigma_w) = \frac{P_1}{b_1} \sqrt{\frac{2}{\pi}} e^{-\frac{1}{2} \left( \frac{\sigma_w}{b_1} \right)^2} + \frac{P_2}{b_2} \sqrt{\frac{2}{\pi}} e^{-\frac{1}{2} \left( \frac{\sigma_w}{b_2} \right)^2} \quad (3.7.8)$$

I valori  $b_1$ ,  $b_2$ ,  $P_1$ ,  $P_2$  dipendono esclusivamente dalla quota. Sovrapponendo i vari segmenti del profilo di missione, ciascuno di durata  $t_i$ , si ottiene il numero di eccedenze nell'intera missione:

$$N(y) = \sum_i t_i N_{0i} \left[ P_1 e^{-\frac{y}{A_i b_1}} + P_2 e^{-\frac{y}{A_i b_2}} \right] \quad (3.7.9)$$

Per le analisi di questo lavoro, si è considerata solo la fase di crociera, dividendola in due segmenti, il primo con massa residua del combustibile pari al 45% di quello al decollo, il secondo con massa residua pari al 20%. In entrambi i casi velocità e quota di volo sono quelle di Tab. 3.2. La configurazione della wing tip esaminata è con asse al 24% della corda e massa di bilanciamento di 65 kg ( $\Delta x_{CG} +17\%$ ), in questo modo ci si assicura che nelle condizioni di Mach e densità considerate per l'analisi non si presenti flutter.

Il numero di occorrenze per ora di volo di un dato livello di momento flettente incrementale (solo dovuto alla raffica) in radice ed all'estremità alare è presentato in Fig. 3.69 e 3.70. I risultati dimostrano i benefici del dispositivo per quanto riguarda la vita a fatica della struttura rispetto ad una estensione convenzionale dell'apertura, in particolar modo nel tratto più esterno di ala, parte che subisce il maggior impatto dall'aggiunta di un dispositivo di estremità.

Per le verifiche strutturali, si considera il carico corrispondente ad un numero di occorrenze di  $2 \cdot 10^{-5}$  /h, scelta arbitraria ma basata sull'esperienza con velivoli da anni in servizio (si veda [28]). Per il momento flettente in radice, il valore di questo carico critico è diminuito dell'1.8% con la wing tip di rigidità 33000 Nm/rad e smorzamento 500 Nms/rad. Il momento flettente critico all'estremità alare mostra invece un calo del 35% grazie alla wing tip e lo smorzamento contribuisce ad accentuare la riduzione invece che limitarla, cosa che avviene nel resto dell'ala.

### 3.8 Ottimizzazione al flutter

Come visto nei paragrafi precedenti, l'aggiunta della wing tip flessibile introduce un meccanismo di flutter a velocità interne all'involuppo di volo che ne compromette la possibilità di impiego. Attraverso la scelta opportuna delle rigidità e dello smorzamento del sistema di collegamento e tramite il bilanciamento di massa è tuttavia possibile spostare la velocità di flutter e rispettare i margini imposti dalla normativa.

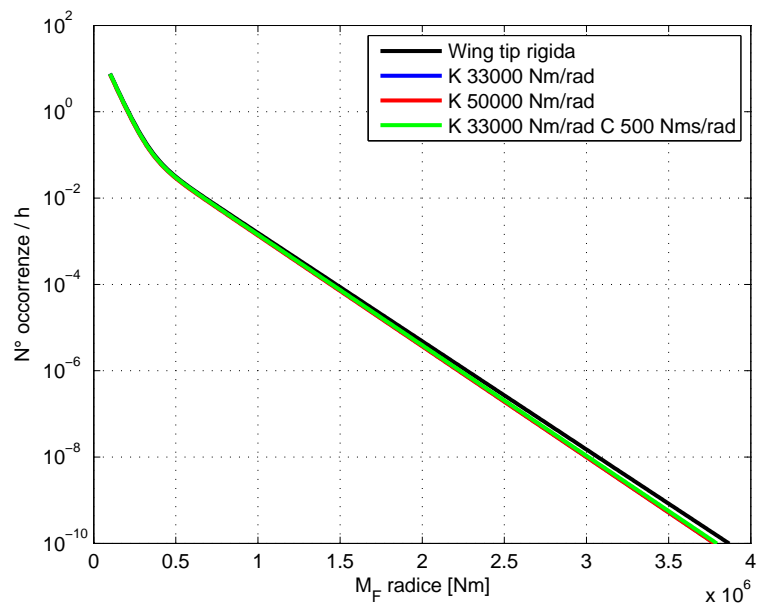


Figura 3.69: Numero di occorrenze di livello di momento flettente incrementale in radice, raffica stocastica.

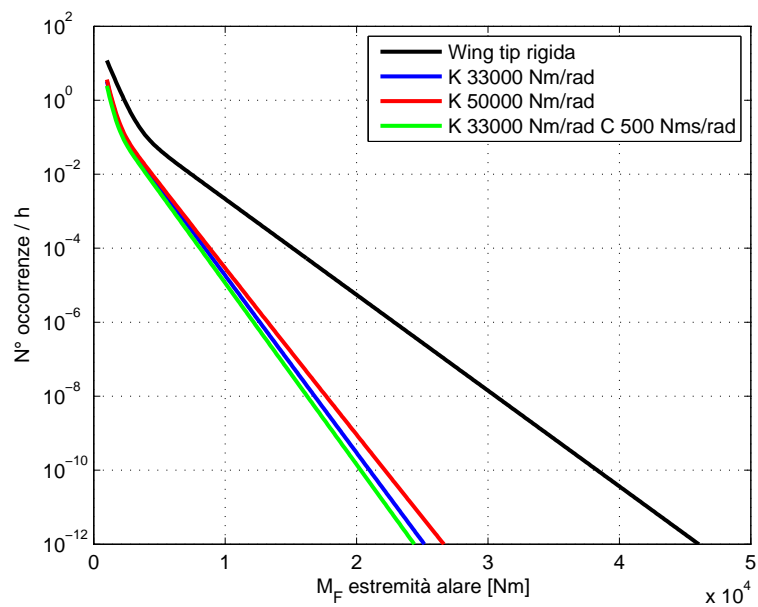


Figura 3.70: Numero di occorrenze di livello di momento flettente incrementale all'estremità alare, raffica stocastica.

Per ottenere una configurazione della wing tip che soddisfi questo requisito viene effettuata una ottimizzazione aeroelastica attraverso la SOL200 di Nastran, che impiega un metodo basato sul gradiente.

Le variabili di progetto considerate sono:

- rigidezza rotazionale dell'elemento di collegamento;
- smorzamento rotazionale dell'elemento di collegamento;
- rigidezza flessionale verticale dell'elemento di collegamento;
- massa di bilanciamento sugli ultimi due elementi di trave dell'ala (92%-100% apertura);
- posizione in corda della massa di bilanciamento.

Non si considerano come variabili di progetto le rigidzze dell'ala in quanto è più semplice ed economico aggiungere masse di bilanciamento inoltre, come visto dall'analisi di sensitività, il loro impatto sul flutter è minore rispetto a quella delle proprietà inerziali.

Le configurazioni di massa del velivolo da analizzare per i requisiti di stabilità aeroelastica possono essere molte decine. Per questa ottimizzazione si è scelto di considerare la massa fissata e pari a quella di Tab. 3.2.

Lo scopo dell'ottimizzazione è esclusivamente l'ottenimento di un adeguato margine di flutter e come funzione obiettivo da minimizzare si assume il peso complessivo del velivolo, ossia minima massa di bilanciamento aggiunta. Si è deciso di non inserire nella funzione obiettivo l'ottimizzazione della capacità di alleviazione dei carichi poiché questa è dominata dalla rigidezza rotazionale dell'elemento di collegamento, la cui influenza è contrastante per la riduzione dei carichi e per l'aumento della velocità di flutter, e pertanto se ne tiene conto imponendo un limite superiore al valore che essa può assumere.

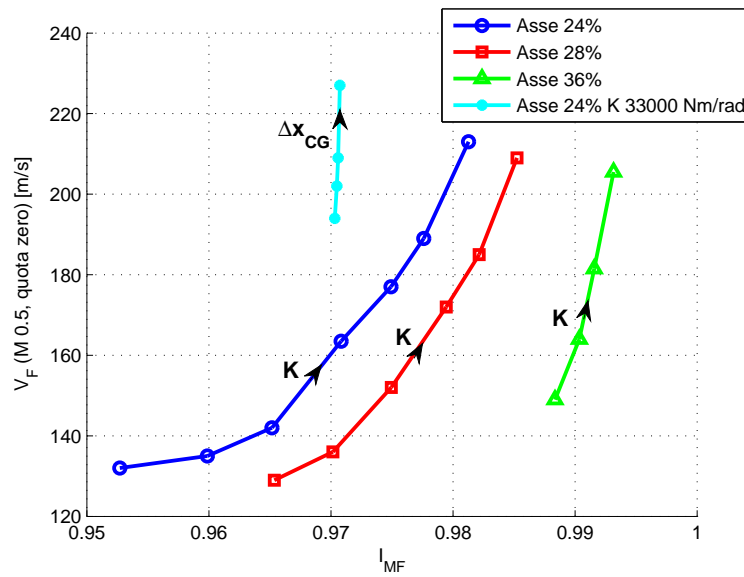
Per quanto riguarda la raffica, anche lo smorzamento e la massa di bilanciamento riducono l'alleviazione di carico ottenibile ma il primo in modo contenuto rispetto alla rigidezza, ed anzi all'estremità alare permette un calo superiore delle azioni interne, mentre il peggioramento dovuto alla seconda è comunque minimizzato grazie alla scelta del peso come funzione obiettivo.

Una rappresentazione sintetica degli effetti della rigidezza rotazionale e della massa di bilanciamento sul flutter e sulla riduzione dei carichi, in manovra e raffica, è mostrata in Fig. 3.71, con evidenziata la variabile di progetto che varia lungo ciascuna curva. Come indice dell'alleviazione dei carichi è assunto l'integrale del momento flettente in apertura normalizzato rispetto a quello della wing tip rigida (come in [13]).

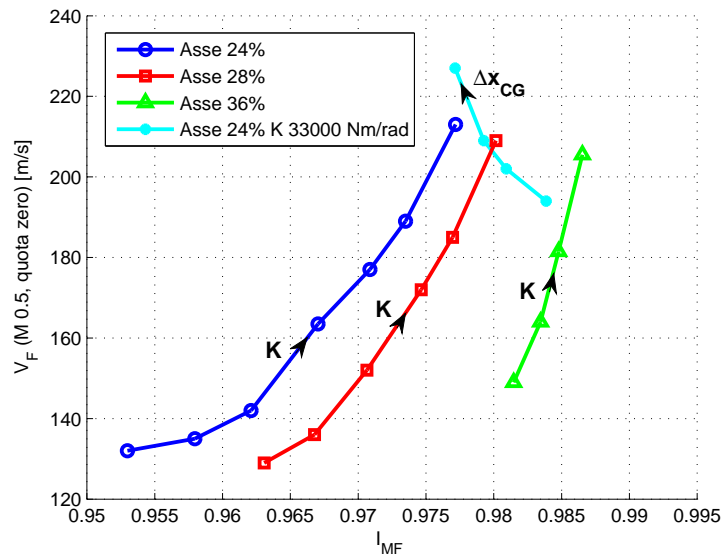
$$I_{MF} = \frac{\int_b M_{Flex}(y) dy}{\int_b M_{Frigida}(y) dy} \quad (3.8.10)$$

Il problema di ottimizzazione è soggetto a vincoli non lineari i quali impongono che gli smorzamenti dei modi ad una velocità specificata, esclusi i sei di corpo rigido, siano minori di zero. Infatti, considerando la curva tipica della velocità di flutter in funzione del Mach ad una certa quota (Fig. 3.72), per ottenere una velocità di flutter oltre il margine della normativa ( $1.2M_D$  o Mach unitario) si impone che lo smorzamento a  $1.2M_D$ , o a Mach leggermente superiore a uno, sia negativo. Inoltre, se il Mach di margine richiesto è maggiore del Mach a cui la velocità di flutter presenta un minimo, nel caso in esame tra 0.95 e 0.98, viene imposto uno smorzamento negativo anche in corrispondenza di tale minimo, per evitare il verificarsi del flutter a questa velocità.





(a) Manovra 2.5 g.



(b) Raffica H 120 ft.

Figura 3.71: Velocità di flutter in funzione della riduzione di carico, variazione parametri.

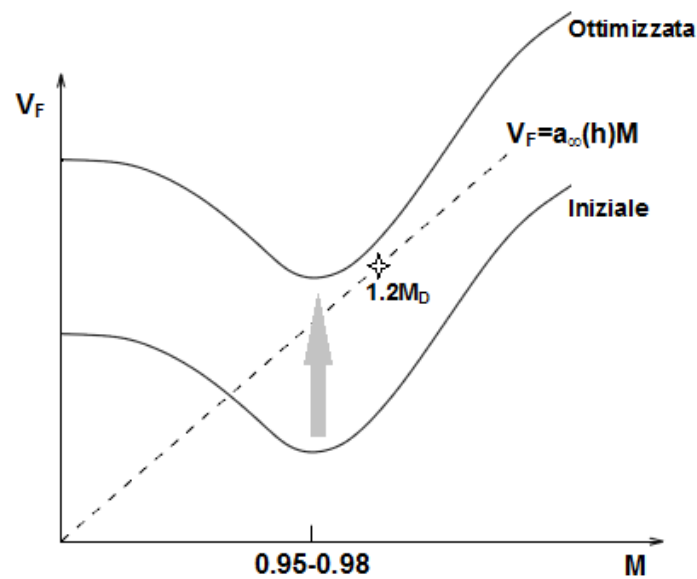


Figura 3.72: Ottimizzazione e vincolo di flutter.

La Tab. 3.7 riporta le quote, velocità e numero di Mach, per il calcolo delle forze generalizzate aerodinamiche, in cui viene imposto il vincolo di smorzamento negativo. Per il calcolo si è aggiunto uno smorzamento strutturale  $g$  costante in frequenza e pari al 2% per tutti i modi.

Quota [m]	Velocità [m/s]	Mach
0	192	0.56
6000	262	0.83
8000	293	0.95
8600	299/320	0.98/1.05
9000	298/319	0.98/1.05
10500	291/311	0.98/1.05
12000	289/310	0.98/1.05

Tabella 3.7: Quote, velocità e Mach per i vincoli di flutter.

La configurazione ottimizzata è riportata in Tab. 3.8 insieme alla configurazione iniziale. La convergenza dell'ottimizzatore è basata sul soddisfacimento dei vincoli e sul cambiamento relativo della funzione obiettivo, il peso, minore di  $8 \cdot 10^{-5}$ , ossia circa 5 kg, e l'ottimizzatore converge in sole quattro iterazioni. La rigidità rotazionale, variabile che domina il comportamento della wing tip, raggiunge già dalla prima iterazione il valore limite superiore; le masse di bilanciamento vengono diminuite rispetto alla soluzione di partenza ed il compito di stabilizzare i modi è deputato allo smorzamento rotazionale, che aumenta del 93% rispetto al valore iniziale.

La Fig. 3.73 rappresenta l'andamento della velocità di flutter al variare del Mach prima e dopo l'ottimizzazione e dimostra come non si verifichi più il flutter. Per concludere si mostra in Fig. 3.74 la riduzione di azioni interne ottenibile con la soluzione ottimizzata per il flutter, in due manovre al MTOW e Mach 0.38 a quota zero ed una condizione di raffica a Mach 0.38 e quota zero.

	Iniziale	Ottimizzata
Rigidezza rotazionale [ $Nm/rad$ ]	33000	40000
Smorzamento rotazionale [ $Nms/rad$ ]	300	580
Rigidezza flessionale [ $Nm/rad$ ]	$8.0 \cdot 10^5$	$8.6 \cdot 10^5$
Massa di bilanciamento 92-96% ala [ $kg/m$ ]	10.0	7.4
$\Delta x_{CG}$ massa di bilanciamento 92-96% [ $m$ ]	+0.20	+0.16
Massa di bilanciamento 96-100% ala [ $kg/m$ ]	15.0	10.9
$\Delta x_{CG}$ massa di bilanciamento 96-100% [ $m$ ]	+0.40	+0.32
Massa velivolo [ $kg$ ]	64489	64478

Tabella 3.8: Soluzione iniziale e ottimizzata.

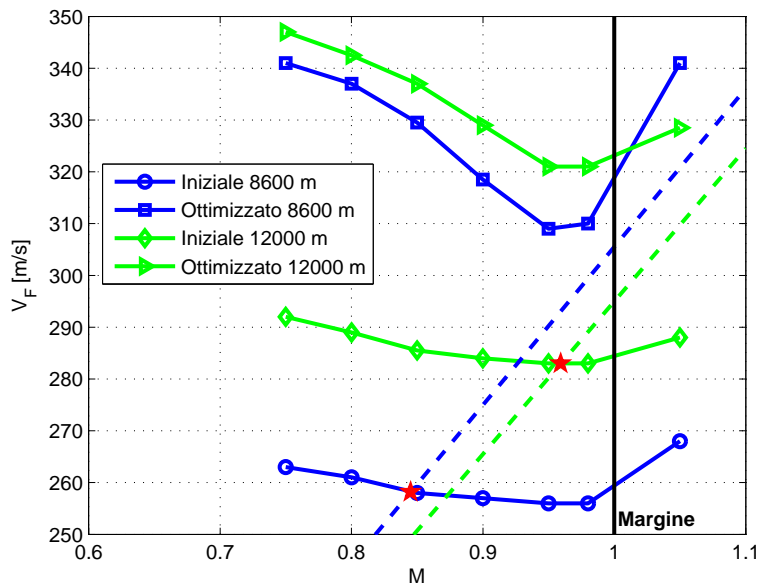
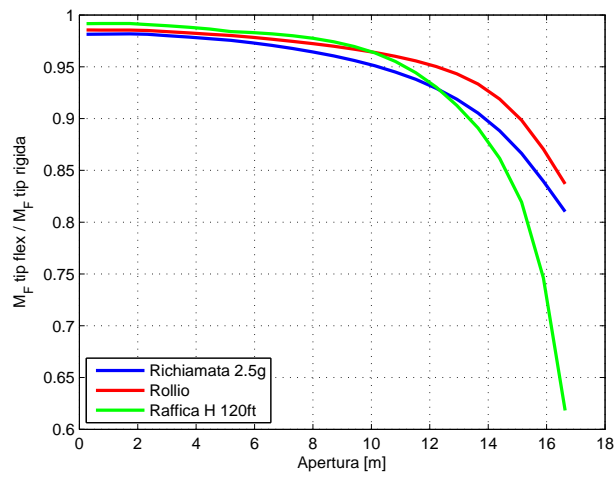
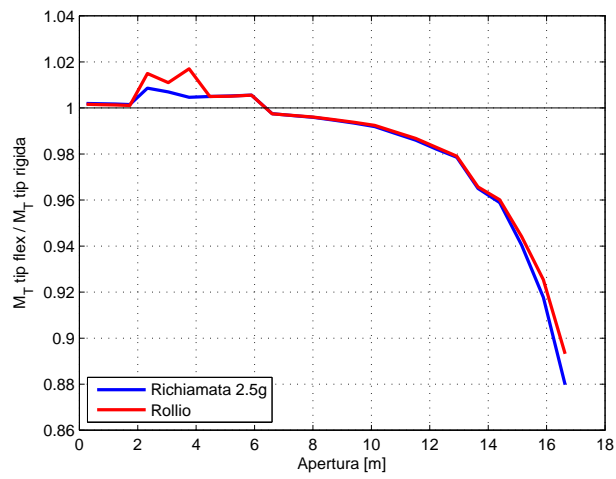


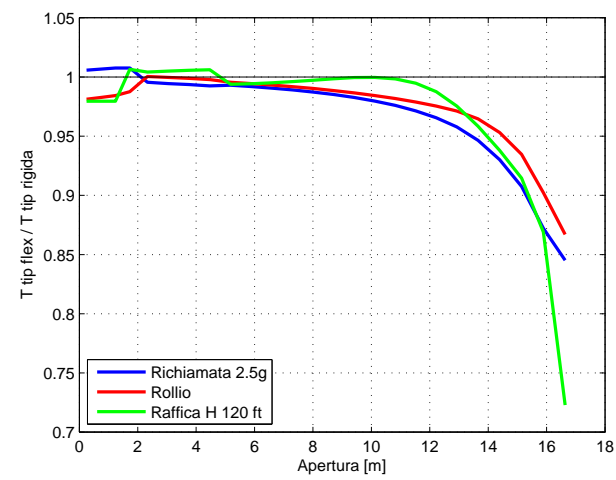
Figura 3.73: Velocità di flutter in funzione del Mach, soluzione iniziale ed ottimizzata.



(a) Momento flettente.



(b) Momento torcente.



(c) Taglio.

Figura 3.74: Riduzione delle azioni interne, soluzione ottimizzata.



## Capitolo 4

# Wing tip continua

In questo capitolo si presenta la wing tip continua, realizzata in materiale composito e progettata con una procedura di ottimizzazione. Seguono le analisi aeroelastiche statiche e dinamiche ed infine un confronto aerodinamico e strutturale tra le soluzioni proposte nel presente lavoro, wing tip discreta e continua, e le winglet. Le analisi sono effettuate con NX Nastran.

### 4.1 Caratteristiche generali

La seconda soluzione di wing tip aeroelastica passiva esaminata consiste in una estensione orizzontale dell'apertura alare di tipo convenzionale, ossia continua con la struttura dell'ala, ma progettata per essere estremamente flessibile, così da sfruttarne la ridistribuzione aeroelastica di carico. Queste caratteristiche sono facilmente ottenibili realizzandola in materiale composito. Attraverso una opportuna scelta della sequenza di laminazione e dell'orientazione delle fibre è infatti possibile rendere la wing tip sufficientemente flessibile e massimizzarne l'accoppiamento flesso-torsionale, al fine di ottenere una ridistribuzione aeroelastica di carico aerodinamico che porti ad un calo delle azioni interne rispetto ad una wing tip con soluzione costruttiva tradizionale.

La variazione d'incidenza si sviluppa lungo tutta la lunghezza del dispositivo e non è concentrata in un elemento di collegamento flessibile, come nel caso della wing tip discreta del Cap. 3. La soluzione continua può essere quindi privilegiata dal punto di vista dell'affidabilità.

La wing tip è realizzata con una struttura a guscio, interamente in composito, e si esaminano due tipologie costruttive differenti:

- struttura a sandwich: pannelli di rivestimento del dorso e del ventre realizzati come sandwich, longherone anteriore e posteriore;
- struttura *full depth*: pannelli di rivestimento e longherone anteriore e posteriore, riempitivo in tutto lo spessore della struttura.

La prima soluzione è abbastanza comune, è molto diffusa per le strutture degli aerei, mentre la seconda, generalmente più pesante, è stata utilizzata per i piani di coda orizzontali totalmente mobili in alcuni caccia ed addestratori avanzati (ad esempio F-14, F-15, Aermacchi M346).

Analogamente a quanto fatto nel Cap. 3, si assume una superficie di lunghezza pari al 10% della semiapertura (1.70 m), con bordo d'attacco e di uscita che sono il proseguimento di quelli dell'ala. Considerata la lunghezza ridotta e, per la costruzione *full depth*, la presenza del riempitivo che ne mantiene la forma, la struttura della wing tip presenta solo due centine, all'attacco con l'ala e al termine della superficie stessa.

Il longherone anteriore è collocato al 30% della corda, in corrispondenza di quello dell'ala; avendo il profilo alare un bordo d'uscita affilato, esso non costituisce una parte strutturale e viene

tagliato a partire dall'85% della corda, dove quindi è posizionato il longherone posteriore. Il bordo d'uscita può essere realizzato con un inserto in nido d'ape col solo compito di mantenimento della forma aerodinamica corretta.

I longheroni in realtà sono privi di solette e costituiti esclusivamente dalle anime. Questa particolare scelta è dovuta al fatto che, in tal modo, sono interamente i pannelli del rivestimento a resistere agli sforzi assiali e perciò, come descritto nel Par. 4.1.1, aumenta l'accoppiamento flesso-torsionale ricercato.

La connessione con il cassone alare può essere effettuata collegando con bulloni la centina della wing tip con quella all'estremità dell'ala.

#### 4.1.1 Aeroelastic tailoring

L'utilizzo delle proprietà di anisotropia dei compositi per governare la deformazione di un componente aerodinamico è noto come *aeroelastic tailoring*.

Una delle prime applicazioni di successo dell'aeroelastic tailoring è stato l'utilizzo dell'accoppiamento flesso-torsionale di un'ala in composito con freccia in avanti per prevenire la divergenza aeroelastica [29] ed ha portato alla realizzazione del velivolo sperimentale Grumman X-29. Altri utilizzi individuati sono il miglioramento della controllabilità del velivolo, il controllo del flutter e la riduzione di resistenza indotta [30].

Il controllo e l'accoppiamento tra le diverse modalità di deformazione in una struttura a guscio come quella di un'ala, o di una pala di elicottero, si ottiene disponendo le fibre dei pannelli di rivestimento disallineate rispetto all'asse strutturale di riferimento (direzione principale del carico). In letteratura, due sono le configurazioni più studiate (Fig. 4.1 tratta da [31]): la prima, detta Circumferentially Asymmetric Stiffness (CAS), presenta le fibre da una parte e dell'altra dell'asse neutro orientate nella medesima direzione, ovvero speculari rispetto all'asse neutro, ed accoppia la flessione e la torsione; la seconda, detta Circumferentially Uniform Stiffness (CUS), presenta le fibre su dorso e ventre in direzioni opposte ed accoppia la torsione con l'estensione assiale. La configurazione CAS è quella d'interesse per questo lavoro mentre la CUS è impiegata nelle pale di elicottero o di generatori eolici sulle quali agiscono consistenti forze centrifughe.

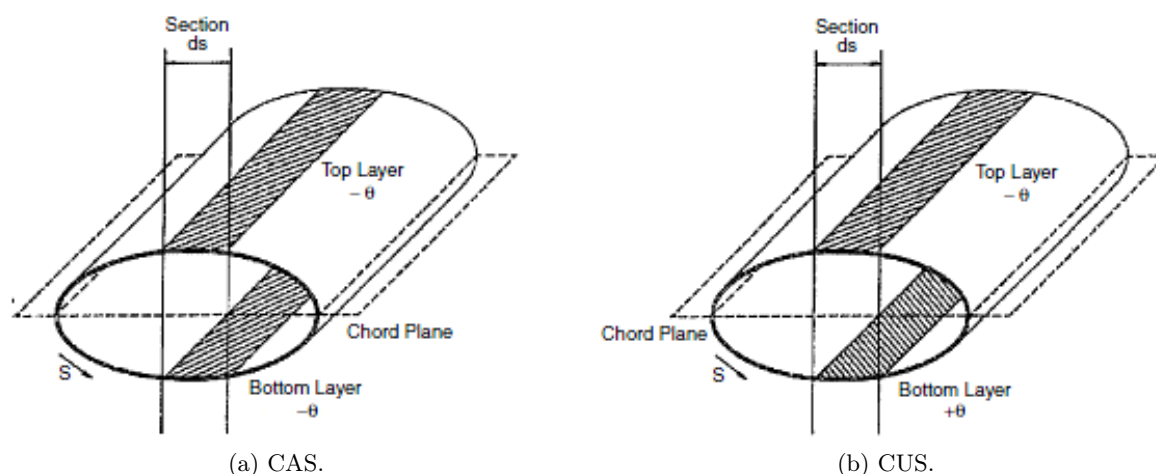
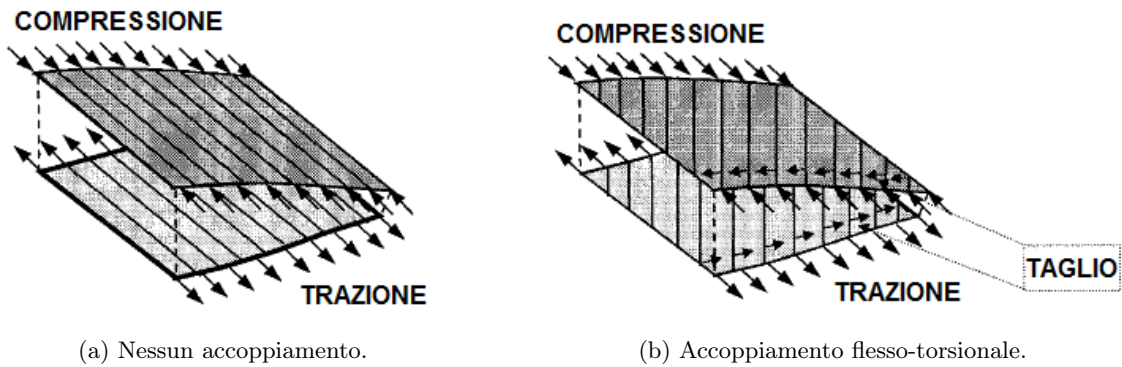


Figura 4.1: Laminazione CAS e CUS (tratta da [31]).

Per spiegare come nasce l'accoppiamento flesso-torsionale si fa riferimento alla Fig. 4.2 (tratta da [32]), che mostra una sezione di una struttura a guscio alare soggetta a momento flettente.

In Fig. 4.2(a) le fibre sono tutte disposte lungo la direzione principale del carico. I laminati del dorso e del ventre risultano simmetrici, ossia per ogni lamina al di sopra del piano medio esiste una lamina dello stesso materiale, spessore ed orientazione alla stessa quota al di sotto del piano medio, ed equilibrati, cioè per ogni lamina ad un angolo  $+\theta$  ne esiste una, in qualunque posizione, dello stesso spessore e materiale a  $-\theta$ . Il momento flettente carica a compressione il dorso ed a trazione il ventre e fa solamente flettere l'ala, flessione e torsione sono disaccoppiate.

In Fig. 4.2(b) invece i laminati sono sempre simmetrici ma le fibre sono disposte con un angolo  $+\theta$  rispetto all'asse principale del carico, senza una controparte in direzione opposta. Gli sforzi di trazione e compressione tendono ad essere trasferiti lungo la direzione più rigida, quella delle fibre; per equilibrare la risultante degli sforzi si genera perciò una componente di taglio. Questo flusso di taglio ha verso opposto sul dorso e sul ventre, perché l'orientazione delle fibre è la stessa ma gli sforzi assiali sono di segno opposto, ed induce un movimento differenziale del rivestimento e dunque una torsione della sezione. A seconda dell'orientazione delle fibre rispetto all'asse strutturale la flessione dell'ala genera una rotazione ad aumentare o diminuire l'angolo d'incidenza locale. Quindi, l'accoppiamento flessione-torsione a livello globale si ottiene con un accoppiamento estensione-taglio a livello del laminato.



(a) Nessun accoppiamento.

(b) Accoppiamento flesso-torsionale.

Figura 4.2: Meccanismo di accoppiamento flesso-torsionale (tratta da [32]).

Secondo la teoria classica della laminazione le relazioni costitutive del laminato (con 1 si indica la direzione lungo l'asse strutturale, con 2 lungo la corda) si esprimono come:

$$\begin{Bmatrix} N \\ M \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A & B \\ B & D \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_0 \\ k \end{Bmatrix} \quad (4.1.1)$$

con i termini membranali:

$$\begin{Bmatrix} N_1 \\ N_2 \\ N_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \epsilon_{0,1} \\ \epsilon_{0,2} \\ \gamma_{0,12} \end{Bmatrix} \quad (4.1.2)$$

Un laminato simmetrico disaccoppia gli sforzi membranali con le deformazioni fuori dal piano, la matrice  $[B]$  è nulla, ed è opportuno per evitare presforzi e *warping* dovuti al ciclo di polimerizzazione ed agli effetti igrotermici. L'assunzione di laminati simmetrici non pregiudica



l'accoppiamento flesso-torsionale. Questo infatti è ottenuto grazie al termine membranale extra-diagonale  $A_{16}$  che accoppia, a livello locale, gli sforzi di taglio con l'estensione assiale; in un laminato non equilibrato  $A_{16}$  ha lo stesso ordine di grandezza dei termini diagonali. Il termine  $A_{26}$  accoppia invece gli sforzi di taglio e l'estensione assiale in corda ma è meno rilevante in quanto la deformazione dell'ala è dominata dalla flessione verticale e dalla torsione. Per un laminato simmetrico non bilanciato anche la matrice  $[D]$  è piena ma è di secondaria importanza poiché i laminati di dorso e ventre lavorano prevalentemente come membrane.

La Fig. 4.3 (tratta da [30]) sintetizza i benefici dell'aeroelastic tailoring per un'ala di un velivolo a seconda della disposizione delle fibre del rivestimento. L'orientazione delle fibre verso il bordo d'attacco fa sì che, in seguito alla flessione verso l'alto dell'ala, le sezioni ruotino *nose-down*, con un effetto di scarico. Il risultato è l'aumento della velocità di divergenza e l'alleviazione dei carichi in manovra o raffica. Al contrario, se le fibre sono ruotate verso il bordo d'uscita, l'ala flettendosi prende incidenza e si migliora la controllabilità in rollio ed il flutter. Alcuni obiettivi sono quindi tra loro in conflitto.

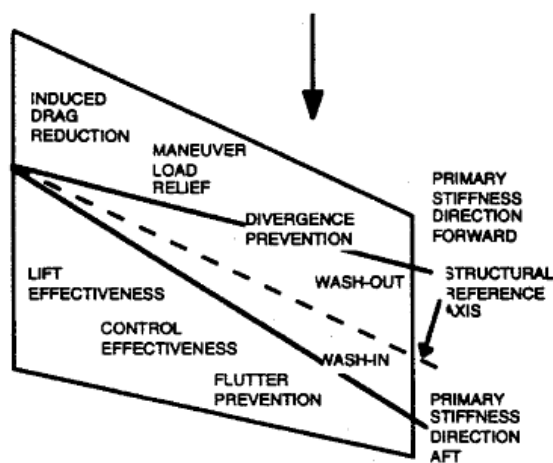


Figura 4.3: Disposizione delle fibre e benefici ottenibili (tratta da [30]).

Le pubblicazioni riguardanti l'accoppiamento flesso-torsionale per soddisfare i requisiti aeroelastici riguardano sia velivoli ad ala fissa che pale di elicottero e di turbine eoliche.

Per quanto riguarda l'alleviazione dei carichi, in [32] viene studiato, con un modello FEM, l'accoppiamento flesso-torsionale ottenibile su una pala eolica attraverso un laminato simmetrico in fibra di vetro e carbonio  $[-45_{ca}/45_{gl}/-45_{ca}]_s$  ruotato di  $20^\circ$  verso il bordo d'attacco. L'accoppiamento flesso-torsionale risultante è buono ma si hanno problemi per la resistenza a fatica; la vita a fatica è migliorata introducendo fibre a  $0^\circ$ , con lo svantaggio però di ridurre considerevolmente la torsione indotta. Per le stesse considerazioni sulla fatica sono preferiti unidirezionali ai tessuti.

In [33] si analizzano i parametri che influenzano l'accoppiamento flesso-torsionale in un longherone a D, utilizzando una formulazione a trave e come indice dell'accoppiamento un coefficiente di interazione relativa definito come  $\alpha = k/\sqrt{EI \cdot GJ}$ , dove  $k$  lega la torsione al momento flettente. I parametri identificati come più significativi sono l'orientazione delle lamine ed il materiale. I massimi valori, in modulo, di  $\alpha$  sono ottenuti per fibre disposte tra  $\pm 15^\circ$  e  $\pm 30^\circ$  rispetto all'asse strutturale, con il verso dell'accoppiamento (*nose-down* o *nose-up*) che cambia a seconda del segno. Valori più alti di  $\alpha$  si hanno con compositi in carbonio invece che in fibra di vetro e l'angolo per cui esso assume il valore massimo cambia col materiale.

Anche in [34] si ottiene, per sezioni di pale di elicottero analizzate con un codice ad elementi finiti bidimensionale, il massimo accoppiamento relativo  $\alpha$  ruotando le fibre di un angolo compreso tra  $\pm 15^\circ$  e  $\pm 30^\circ$ . Questa disposizione genera un aumento di rigidità torsionale, che è massima per fibre a  $\pm 45^\circ$ , ed un calo di quella flessionale perciò è suggerito di inserire lamine a  $0^\circ$  in modo da soddisfare i requisiti di rigidità e resistenza. L'accoppiamento è tanto maggiore quante più sono le lamine disallineate rispetto a quelle con fibre lungo l'asse strutturale.

In [35] si presentano i risultati dell'aeroelastic tailoring di un'ala in composito di un convertiplano, per il quale si sfrutta l'accoppiamento flessione-torsione al fine di aumentare la stabilità al whirl-flutter. Le lamine del rivestimento sono disposte a  $0^\circ$ - $90^\circ$  e  $\pm 45^\circ$  e viene variato il rapporto tra quelle a  $+45^\circ$  ed a  $-45^\circ$ . Il massimo accoppiamento si ha orientando tutte le lamine, sia sul dorso sia sul ventre, a  $+45^\circ$  rispetto all'asse dell'ala, ossia verso il bordo d'attacco, ma ciò causa una sensibile diminuzione delle rigidità flessionali verticale e nel piano. La configurazione ritenuta ottima presenta un rapporto 70/30 tra le fibre a  $+45^\circ$  ed a  $-45^\circ$ .

Un'analisi simile a quella del presente lavoro di tesi è riportata in [36]. Questa pubblicazione ha infatti come oggetto lo studio di una estensione dell'apertura alare (10% dell'apertura), per il velivolo Airbus A300, dotata di capacità di alleviazione passiva dei carichi mediante aeroelastic tailoring. Viene impiegato un modello a membrane e travi per il cassone alare, con il rivestimento delle wing tip in materiale composito, ed il VLM per l'aerodinamica. Sono effettuati studi parametrici per definire la combinazione di materiale, sequenza di laminazione ed orientazione delle fibre che porti a massimizzare la riduzione di carico in manovra a 2.5 g. Il miglior risultato è ottenuto con un laminato in fibra di vetro ruotato verso il bordo d'attacco, con il 60% delle lamine a  $20^\circ$  ed il 40% a  $65^\circ$ ; è dichiarata una riduzione di momento flettente in radice dell'8% rispetto ad una estensione convenzionale dell'apertura.

#### 4.1.2 Raked tip

Come accennato nel Cap. 1, Boeing ha seguito due vie alternative per quanto riguarda i dispositivi di estremità sui propri velivoli da trasporto commerciale, winglet ed una particolare wing tip detta raked wing tip.

La raked wing tip consiste in una estensione orizzontale dell'apertura alare fortemente rastremata e con angolo di freccia maggiore rispetto a quello dell'ala, sia al bordo d'attacco sia al bordo d'uscita. Il loro impiego è recente, la prima applicazione infatti fu sul B767-400ER (Fig. 4.4) entrato in servizio nel 1997, ma ha avuto successo tanto che, ad oggi, sono installate su diversi velivoli Boeing: B777-200LR e B777-300ER, sul moderno B787 Dreamliner (varianti B787-8 e B787-9), sull'ultima versione del B747, il B747-8, che sarà consegnato a partire dal 2012, ed inoltre sono state preferite alle *blended winglets* sul derivato del B737-800 per il futuro aereo da pattugliamento marittimo della US Navy, P-8 Poseidon.

Rispetto alle varie winglet applicate sui velivoli Boeing, la raked tip è la soluzione che fornisce la maggior diminuzione di resistenza complessiva, circa 5.5% in crociera (si veda la Fig. 1.5). Infatti, l'aumento dell'apertura alare permette di ridurre la resistenza indotta e la resistenza viscosa è inferiore sia rispetto a quella di una estensione orizzontale della medesima apertura, ma con bordi d'attacco e d'uscita proseguimento di quelli dell'ala, sia rispetto ad una winglet in grado di produrre la stessa diminuzione di resistenza indotta, in quanto l'area bagnata della raked wing tip è minore, nonostante operi ad un Reynolds più basso avendo corde più piccole.

Alcune pubblicazioni ([37, 38]) riportano risultati di analisi con metodi a pannelli che dimostrano come un'ala dotata di estremità con bordo d'uscita curvo o raked wing tip generi una resistenza indotta minore rispetto ad un'ala ellittica con bordo d'uscita dritto. La causa di tale miglioramento è individuata negli effetti di non planarità ed arrotolamento della scia, la quale risulta già non planare immediatamente a valle dell'ala se le estremità presentano bordo



Figura 4.4: Raked wing tip su B767-400ER.

d'uscita curvo o con maggior angolo di freccia. Tale effetto aumenta con l'angolo d'incidenza ma è comunque di lieve entità e la valutazione quantitativa è molto sensibile alla discretizzazione a pannelli, al calcolo della scia libera ed al metodo impiegato per ricavare la resistenza.

La raked wing tip (brevetto Boeing [39]) presenta altri importanti vantaggi rispetto ad una estensione convenzionale, sia dal punto di vista aerodinamico che strutturale. Innanzitutto, a parità di apertura, ha un'area minore e perciò minore è il carico aerodinamico agente su di essa. Ciò significa che, in manovra o raffica, si ha un incremento più ridotto di momento flettente sull'ala ed il peso dei rinforzi strutturali richiesti è inferiore a quello necessario installando una wing tip di pianta tradizionale. Per queste ragioni anche il peso stesso della raked tip è più basso.

Un secondo beneficio deriva dal forte angolo di freccia. Il centro di pressione della raked wing tip è arretrato rispetto all'asse elastico dell'ala; ciò genera un momento torcente che porta ad una maggiore rotazione *nose-down* delle sezioni dell'ala in prossimità della tip e della tip stessa e di conseguenza ad un calo del momento flettente.

Dal punto di vista aerodinamico, oltre alle già citate diminuzione di resistenza indotta e minor area bagnata, la raked wing tip presenta un vantaggio nel volo ad alta incidenza, ovvero decollo ed atterraggio. In queste condizioni, i velivoli da trasporto deflettono gli ipersostentatori di bordo d'attacco, tipicamente estesi lungo tutta l'apertura, per evitare lo stallo e raggiungere più alti coefficienti di portanza. Aggiungere questi dispositivi alla wing tip causa un aumento di peso, costo e complicazione, ancor più se tale appendice è progettata per potersi deformare in modo significativo sotto carico. La mancanza di ipersostentatori al bordo d'attacco può però portare ad uno stallo anticipato nella zona delle wing tip, con conseguente buffeting o perdita di controllabilità in seguito ad uno stallo asimmetrico od al *pitch-up* del velivolo. Tuttavia, secondo [39], se la raked wing tip ha un sufficiente angolo di freccia al bordo d'attacco, da  $50^\circ$  a  $60^\circ$ , innesca ad alte incidenze la formazione di un vortice stabile sul dorso in grado di mantenere la generazione di portanza sino allo stallo dell'ala. In questo caso non sono necessari ipersostentatori al bordo d'attacco, vi è però una penalità in termini di aumento di resistenza perché lo strato limite non rimane attaccato ma separa e forma la struttura vorticoso.

Oltre a questi aspetti positivi, la raked wing tip presenta dei vantaggi, rispetto ad una tip di pianta convenzionale, anche per il suo impiego come dispositivo passivo di alleviazione dei carichi. Il primo, come già detto, è dovuto alla posizione arretrata del centro di pressione, che fa sì che le sezioni d'ala adiacenti alla tip e la tip stessa abbiano una maggiore diminuzione d'incidenza e quindi un maggior effetto di scarico aeroelastico. Il secondo è anch'esso dovuto alla freccia. Si sfrutta infatti l'accentuato angolo di freccia all'indietro che accoppia la flessione dell'ala con la variazione delle condizioni al contorno aerodinamiche, cioè l'angolo d'incidenza, e dà origine alla

ben nota riduzione del carico.

Viste le potenzialità di questa soluzione, nel seguito essa viene confrontata con una wing tip di pianta convenzionale (la stessa del Cap. 3). La geometria della raked wing tip (Tab. 4.1) è ottenuta scalando per l'A320 quella del B767-400ER.

Apertura	1.70 m
$\Lambda_{LE}$	50°
$\Lambda_{TE}$	32°
$c_{tip}/c_{root}$	0.32

Tabella 4.1: Geometria della raked wing tip.

## 4.2 Modello strutturale

Il modello strutturale impiegato per il velivolo base è il modello a travi presentato nel Par. 2.1. Le wing tip continue non sono introdotte come travi ma la struttura a guscio è modellata a piastre, con elementi di piastra quadrangolari a quattro nodi CQUAD4 o triangolari a tre nodi CTRIA3. I laminati in composito sono definiti tramite la proprietà PCOMP, che permette di specificare la sequenza di laminazione ed inserire lo spessore, l'orientazione ed il materiale di ciascuna lamina del laminato. Le caratteristiche meccaniche del materiale composito sono inserite come materiale ortotropo 2D. Da questi dati Nastran calcola le rigidezze degli elementi piastra secondo la teoria classica della laminazione e le rigidezze a taglio trasversale.

Per la struttura a sandwich, lo strato di riempitivo è modellato come una qualsiasi lamina nella scheda PCOMP e collocato a metà della sequenza di laminazione. Mediante un parametro della scheda PCOMP, si imposta pari allo spessore del laminato la distanza tra il piano di definizione degli elementi, che corrisponde alla superficie esterna del profilo, e l'ultima lamina della sequenza di laminazione, evitando così di dover assegnare l'offset agli elementi di piastra.

Per la struttura *full depth*, il riempitivo del guscio è modellato a solidi, tramite elementi ad otto nodi CHEXA ed a sei nodi CPENTA, con tre elementi nell'altezza della wing tip.

Il collegamento tra ala e wing tip è riprodotto connettendo rigidamente, con un RBE2, i nodi della centina iniziale della wing tip al nodo dell'elemento di trave all'estremità dell'ala.

Il numero di elementi per i diversi modelli è riportato in Tab. 4.2 mentre le Fig. 4.5 e 4.6 mostrano le mesh ad elementi finiti della wing tip e della raked wing tip *full depth*, la mesh per la tip con pannelli sandwich è la medesima a meno degli elementi solidi del riempitivo.

Il metodo utilizzato per l'interfaccia tra struttura e aerodinamica è sempre la spline superficiale. I nodi del modello a piastre della wing tip utilizzati nell'interfaccia sono solo quelli dei pannelli del dorso e del ventre. Per evitare che la spline passi esattamente per tutti questi nodi e per regolarizzarne l'andamento, si introduce, attraverso un parametro nella scheda SPLINE1, una connessione elastica tra i nodi strutturali e la spline. Se il valore di questa flessibilità di collegamento è molto maggiore dell'area della spline l'interpolazione è ai minimi quadrati [22].

Elemento	Wing tip sandwich	Wing tip <i>full depth</i>	Raked wing tip sandwich	Raked wing tip <i>full depth</i>
CQUAD4	2216	2216	2300	2300
CTRIA3	4	4	4	4
CHEXA	–	2400	–	2500
CPENTA	–	48	–	50
<b>Totale</b>	<b>2220</b>	<b>4668</b>	<b>2304</b>	<b>4854</b>

Tabella 4.2: Numero di elementi modello strutturale wing tip continua.

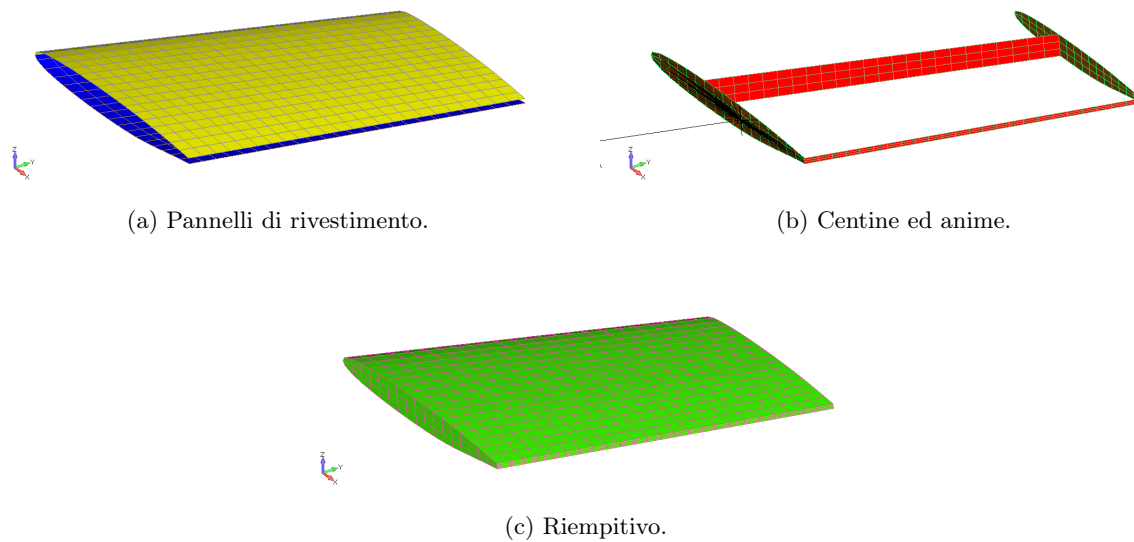


Figura 4.5: Wing tip.

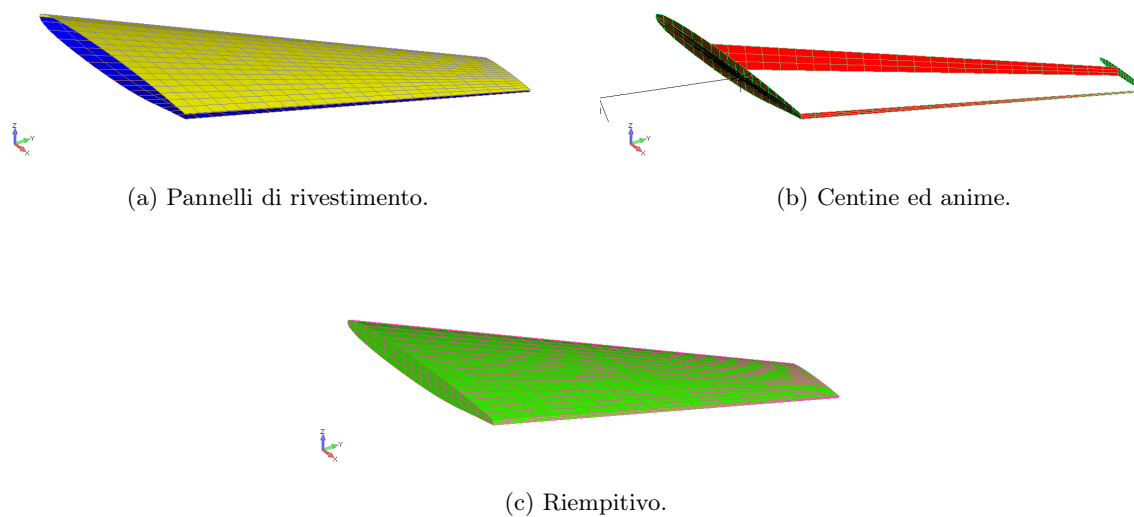


Figura 4.6: Raked wing tip.

### 4.2.1 Scelta dei materiali

La scelta dei materiali è cruciale per rendere la wing tip sufficientemente flessibile ed al contempo resistente.

La fibra più usata per applicazioni strutturali in campo aeronautico è indubbiamente il carbonio, disponibile in diverse categorie: ad alta resistenza (HS) od a modulo intermedio (IM), alto modulo (HM) ed ultra alto modulo (UHM). L'aumento del modulo elastico è a scapito della resistenza. Dovendo la wing tip essere una struttura flessibile ma sufficientemente resistente per evitare rotture in seguito alla significativa deformazione assunta, la scelta si indirizza verso le fibre ad alta resistenza.

La matrice più diffusamente impiegata insieme al carbonio per applicazioni strutturali, per temperature non eccessive, è la resina epossidica (termoindurente). Essa possiede buone proprietà meccaniche e chimiche, un'ottima capacità di adesione alle fibre e di formabilità, basse temperature e pressioni del ciclo di cura ma è sensibile agli effetti igro-termici. In Tab. 4.3 (fonti: [40, 41]) sono riportate le caratteristiche meccaniche di un composito unidirezionale in fibra di carbonio ad alta resistenza e resina epossidica.

Le resine termoplastiche sono meno utilizzate rispetto alle termoindurenti. Il loro prezzo è superiore e più costoso è anche il ciclo di cura, che necessita di temperature e pressioni più alte, inoltre sono più viscosi, caratteristica che impedisce certe tipologie di produzione. Offrono però dei vantaggi quali una maggior tenacità, una minor assorbimento di umidità ed una superiore resistenza alla delaminazione rispetto alle termoindurenti. Tra le matrici termoplastiche più adatte per compositi ad alte prestazioni vi è la PEEK (polietereterketone). In Tab. 4.3 sono riportate le proprietà meccaniche di un unidirezionale in fibra di carbonio ad alta resistenza e PEEK.

Rispetto al carbonio/epossidica, il composito carbonio/PEEK ha moduli elastici più bassi, specialmente a taglio, caratteristiche ricercate per realizzare una struttura deformabile. Gli ammissibili a trazione e compressione in direzione delle fibre sono minori ma quello a taglio vale più del doppio. Siccome l'accoppiamento flessio-torsionale è dovuto agli sforzi di taglio indotti da quelli assiali (come descritto nel Par. 4.1.1), un ammissibile a taglio tanto più alto permette generalmente di ottenere una maggiore deformazione e variazione elastica d'incidenza senza incorrere nella rottura del pezzo.

Per tutte queste ragioni, viene preferito il carbonio/PEEK per il progetto.

Oltre al carbonio, si decide anche di realizzare la wing tip con un composito in fibra di vetro, in modo da confrontare le due soluzioni. La fibra di vetro è molto diffusa in campo aeronautico, ma, ad eccezione degli alianti, è impiegata soprattutto per componenti non strutturali quali superfici di bordo d'attacco e d'uscita, superfici di comando e fairing, poiché ha una rigidità specifica piuttosto bassa rispetto al carbonio. Tale caratteristica negativa diventa però un vantaggio per la realizzazione della wing tip in esame, il cui scopo è proprio quello di deformarsi. L'altro importante punto a favore della fibra di vetro è il costo inferiore. Uno svantaggio invece per il suo utilizzo in strutture aeronautiche è la più scarsa vita a fatica, dovuta alle maggiori deformazioni nella matrice rispetto a fibre più rigide, e la maggior tendenza a sviluppare cricche e delaminazioni indotte dai cicli di carico.

In Tab. 4.3 sono riportate le proprietà meccaniche di un composito unidirezionale in fibra di vetro di tipo S, più resistente ma anche più costosa rispetto al vetro E, e resina epossidica.

Le proprietà meccaniche elencate ed utilizzate nel modello strutturale sono riferite a prove di caratterizzazione su provini standard. Per avere una base dati affidabile, è opportuno caratterizzare in laboratorio ciascun laminato in composito tuttavia, non essendo possibile farlo ed essendo la progettazione della wing tip a livello preliminare, si assumono le proprietà meccaniche suddette.

Come riempitivo viene preferita una schiuma poiché, per la wing tip *full depth*, il riempitivo raggiunge uno spessore massimo di circa 20 cm, troppo elevato per un nido d'ape. Il materiale scelto è il ROHACELL, una schiuma polimerica rigida a celle chiuse con struttura isotropa, dotata di buone proprietà meccaniche e disponibile in diverse densità (Tab. 4.3).

	$E_1$ [GPa]	$E_2$ [GPa]	$G_{12}$ [GPa]	$\nu_{12}$	$\rho$ [kg/m <sup>3</sup> ]
UD carb/epoxy (AS4/3501-6)	142	10.3	7.2	0.27	1580
UD carb/PEEK (AS4/APC2)	131	8.7	5.0	0.28	1570
UD vetro/epoxy (S2-449 17k/SP381)	47.8	7.2	4.7	0.28	1850
ROHACELL 71A	0.092	0.092	0.029	0	75

(a) Moduli elastici e densità.

	$X_T$ [MPa]	$X_C$ [MPa]	$Y_T$ [MPa]	$Y_C$ [MPa]	$S_{XY}$ [MPa]
UD carb/epoxy (AS4/3501-6)	2280	1440	57	228	71
UD carb/PEEK (AS4/APC2)	2060	1080	78	196	157
UD vetro/epoxy (S2-449 17k/SP381)	1760	1190	60	93	136
ROHACELL 71A	2.8	1.5	2.8	1.5	1.3

(b) Sforzi ammissibili.

Tabella 4.3: Proprietà meccaniche dei materiali impiegati.

### 4.3 Ottimizzazione

Il problema del progetto di una wing tip che sfrutti la propria flessibilità e l'ortotropia dei compositi per ottenere una riduzione dei carichi alari si presta perfettamente ad essere risolto attraverso un'ottimizzazione aeroelastica. A tal scopo si utilizza l'ottimizzatore multidisciplinare presente in Nastran (SOL200), appartenente alla famiglia degli algoritmi basati sul gradiente. I metodi di questo genere hanno il vantaggio di essere computazionalmente molto efficienti, anche con un numero elevato di variabili di progetto, poiché si costruiscono un'approssimazione del modello esplicita nelle variabili di progetto, ottenuta per linearizzazione, ed impiegano questa per le numerose valutazioni richieste al posto di invocare ogni volta un'analisi del modello non lineare. D'altra parte, lavorando sui gradienti, il risultato dipende dal punto iniziale e, se lo spazio della soluzione presenta molti minimi e massimi, la convergenza è ad un minimo locale.

L'ottimizzazione è volta a massimizzare la capacità di alleviazione dei carichi dovuta alla deformazione aeroelastica della wing tip. Come funzione obiettivo  $F_{OBJ}$  da minimizzare si assume perciò la somma dei rapporti tra il momento flettente dell'ala con wing tip flessibile ed il momento flettente dell'ala con wing tip convenzionale in tre sezioni, alla radice, al 50% ed all'estremità dell'ala:

$$F_{OBJ} = \frac{M_{F,flex}^{root}}{M_{F,conv}^{root}} + \frac{M_{F,flex}^{50\%}}{M_{F,conv}^{50\%}} + \frac{M_{F,flex}^{tip}}{M_{F,conv}^{tip}} \quad (4.3.3)$$

Per definire la funzione obiettivo ed avere un riferimento con cui confrontare i risultati, viene costruito il modello ad elementi finiti della wing tip convenzionale, priva di capacità di alleviazione dei carichi, la quale presenta una forma in pianta continuazione di quella dell'ala ed adotta una soluzione costruttiva classica in lega leggera d'alluminio con pannelli irrigiditi da correnti, longheroni anteriore e posteriore (anime e solette) e tre centine.

Come tipicamente avviene per l'ottimizzazione con compositi, le variabili di progetto scelte sono gli spessori e l'orientazione delle lamine dei pannelli del dorso e del ventre e delle anime anteriore e posteriore. La laminazione è la stessa lungo l'intera apertura della wing tip sia per i pannelli che per le anime, questo per facilitarne la produzione e contenerne il costo. Inoltre, tutti i laminati sono simmetrici, così da evitare presforzi e *warping* dovuti al processo di produzione, dunque è necessario specificare solo metà della sequenza di laminazione.

Mentre l'orientazione delle fibre e lo spessore del core possono variare in maniera continua, lo spessore delle lamine (o equivalentemente il loro numero) assume invece valori discreti, multipli dello spessore tipico di una singola lamina di unidirezionale, assunto pari a 0.10 mm. La SOL200 di Nastran consente di eseguire ottimizzazioni con variabili di progetto discrete. Il codice effettua prima il calcolo con variabili continue e, una volta ottenuta la convergenza all'ottimo oppure a discrezione dell'utente al termine di ciascun ciclo, viene poi attivata l'ottimizzazione discreta.

Sono disponibili quattro metodi, i più semplici e meno costosi come tempo di calcolo sono l'arrotondamento delle variabili continue per eccesso e difetto od al valore ammissibile superiore; questa scelta può però portare alla violazione dei vincoli od a soluzioni sovra-dimensionate. Le altre due metodologie più sofisticate sono:

- *Design Of Experiment* (DOE): viene costruita una lista con i due valori discreti ammessi tra cui è compresa ciascuna variabile di progetto continua, la funzione obiettivo ed i vincoli sono valutati, impiegando il modello approssimato, per ogni combinazione dei valori della lista e quindi viene selezionata la soluzione discreta ottima;
- *Conservative Discrete Design* (CDD): simile al precedente con la differenza che non vengono valutate le combinazioni ma tra i due valori delle variabili discrete della lista è scelto quello che soddisfa in maniera più conservativa i vincoli.

Il metodo che si decide di impiegare è il DOE che, seppur a spese di un tempo di calcolo maggiore, permette di avvicinarsi di più all'ottimo.

Le variabili di progetto scelte sono precisamente:

- due spessori delle lamine del dorso, con vincolo di spessore minimo dell'intero laminato di 0.20 mm (almeno due lamine in totale);
- due orientazioni delle lamine del dorso, con limite superiore di  $+67^\circ$ ;
- due spessori delle lamine del ventre, con vincolo di spessore minimo dell'intero laminato di 0.20 mm (almeno due lamine in totale);
- due orientazioni delle lamine del ventre, con limite superiore di  $+67^\circ$ ;
- quattro spessori delle lamine delle anime anteriore e posteriore, con vincolo di spessore minimo dell'intero laminato di 0.40 mm (almeno quattro lamine in totale);
- quattro orientazioni delle lamine delle anime anteriore e posteriore, limitate a  $\pm 67^\circ$ ;
- spessore del core dei pannelli sandwich, compreso tra 5 mm e 25 mm.

Per il rivestimento della struttura sandwich, la distanza della lamina sulla superficie inferiore del laminato dal piano di definizione dell'elemento è legata, mediante la scheda DVPREL1, alle variabili di progetto relative agli spessori di core e lamine e quindi varia in accordo a questi durante la procedura di ottimizzazione.

Come soluzione iniziale, le lamine del dorso e del ventre vengono ruotate verso il bordo d'attacco tutte della stessa quantità, così facendo infatti la wing tip è resa più flessibile e si



produce una torsione indotta dalla flessione. L'angolo di orientazione delle lamine è espresso rispetto alla direzione di carico principale della wing tip, definita da un asse collocato al 50% della corda locale.

L'ottimizzazione è sottoposta a vincoli di sforzo: al carico di robustezza, 150% del carico di contingenza, non deve esserci cedimento del laminato. Questo si considera rotto al manifestarsi del cedimento della prima lamina, si adotta cioè una filosofia *first ply failure*.

Il criterio di rottura scelto è il criterio di Hoffman, che è di tipo interattivo, ossia considera l'interazione di tutti gli sforzi agenti sulla lamina, e permette di considerare il differente valore degli ammissibili in trazione e compressione. Nell'ipotesi di stato di sforzo piano e isotropia trasversa nel piano ortogonale alla direzione delle fibre, la rottura avviene al soddisfacimento dell'espressione polinomiale del secondo ordine:

$$\left(\frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C}\right)\sigma_x + \left(\frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C}\right)\sigma_y + \frac{\sigma_x^2}{X_T X_C} + \frac{\sigma_y^2}{Y_T Y_C} + \frac{\tau_{xy}^2}{S_{XY}^2} - \frac{\sigma_x \sigma_y}{X_T X_C} = 1 \quad (4.3.4)$$

Questo criterio ha un'ottima capacità di previsione dei limiti di resistenza per differenti tipologie di provini in composito unidirezionale, con rinforzo in fibra di vetro, boro e carbonio in matrice epossidica [42].

L'ottimizzatore verifica il soddisfacimento o meno dei vincoli confrontando il valore del *failure index* (primo membro dell'Eq. 4.3.4) di ogni lamina di ciascun elemento finito di piastra con i limiti imposti.

Oltre ai laminati, il vincolo di resistenza viene introdotto anche per la schiuma, sia che si tratti del core nei pannelli sandwich sia che si tratti del riempitivo nella struttura *full depth*. Il criterio di rottura impiegato, pubblicato dal produttore [43], è un criterio 3D simile a quello di Von Mises, il materiale è infatti isotropo, ma che tiene conto del differente valore degli ammissibili in trazione, compressione e taglio. Il *failure index* per il ROHACELL si esprime come:

$$FI_{foam} = \frac{\sqrt{(12a_2 + 12a_1 + 12)I_2 + (4a_2^2 + (4a_1 + 4)a_2 + a_1^2)I_1^2 + a_1 I_1}}{2a_2 + 2a_1 + 2} / \sigma_{tu} \quad (4.3.5)$$

con

$$k = \sqrt{3} \frac{\tau_{su}}{\sigma_{tu}} \quad (4.3.6)$$

$$d = \frac{\sigma_{cu}}{\sigma_{tu}} \quad (4.3.7)$$

$$a_1 = \frac{k^2(d-1)}{d} \quad (4.3.8)$$

$$a_2 = \frac{k^2}{d} - 1 \quad (4.3.9)$$

dove  $I_1$  e  $I_2$  sono il primo e secondo invariante del tensore degli sforzi.

L'analisi Nastran fornisce in uscita le sei componenti del tensore degli sforzi per gli elementi solidi costituenti il riempitivo nell'intera struttura mentre per il core dei pannelli sandwich,

essendo questi modellati con elementi di piastra, fornisce le tre componenti di sforzo nel piano ed i tagli trasversali ma non lo sforzo normale trasversale. Noti questi, il calcolo del *failure index* del ROHACELL può essere inserito nella procedura di ottimizzazione mediante la scheda DEQATN.

Le condizioni di carico considerate sono due:

- richiamata a 2.5 g al MTOW, Mach 0.38 a quota zero;
- istante iniziale di una manovra di rollio con massima deflessione degli alettoni a 1.67 g al MTOW, Mach 0.38 a quota zero.

Tale scelta è dovuta al fatto che, tipicamente, queste manovre sono dimensionanti per l'ala e perciò anche per la wing tip. La raffica invece, come già mostrato nel Par. 3.7, per le combinazioni di massa e profili di raffica esaminati non risulta critica. L'ottimizzatore esegue quindi due analisi di trim flessibile e calcola lo stato di sforzo dell'intero modello strutturale. I carichi risultanti sono di contingenza pertanto, per imporre che non vi sia alcun cedimento sino a robustezza, i *failure index* sono vincolati ad essere:

$$FI_{composite} < 0.67 \quad (4.3.10)$$

$$FI_{foam} < 0.67 \quad (4.3.11)$$

Altri vincoli statici non vengono imposti. L'instabilità strutturale è verificata a posteriori con un'analisi di buckling linearizzata (Par. 4.4.1) in quanto è possibile eseguirla solamente a carichi fissati e questi non si conoscono perché dipendenti dalla soluzione stessa dell'ottimizzazione.

Ricordando l'effetto dell'orientazione delle fibre sui fenomeni aeroelastici (Fig. 4.3), l'obiettivo di massimizzare l'alleviazione dei carichi contrasta con la controllabilità del velivolo e con la stabilità al flutter. Si è deciso tuttavia di non inserire vincoli né sul flutter né sulle derivate di controllo perché l'effetto della deformazione della wing tip su di queste è ridotto, come visto nel Par. 3.5, mentre il flutter, differentemente da quanto avviene per il velivolo con wing tip discreta, in questo caso non si manifesta, come dimostrato nel Par. 4.5.

In Fig. 4.7 sono riportati gli andamenti delle funzioni obiettivo e dei vincoli al variare delle iterazioni per la struttura *full depth* (quelli della struttura sandwich sono analoghi).

La convergenza per le wing tip in carbonio e vetro si ottiene in poche iterazioni e la funzione obiettivo mostra un discreto miglioramento. I vincoli sono già soddisfatti con la soluzione iniziale perciò, nelle prime due iterazioni, l'ottimizzatore aumenta il disallineamento delle lamine ed abbassa gli spessori per diminuire la funzione obiettivo, superando così gli sforzi massimi ammissibili, per poi riportare questi al di sotto del limite nelle restanti iterazioni. Raggiunta la soluzione con variabili di progetto continue viene attivata l'ottimizzazione discreta (indicata con D nel grafico), che porta ad un leggero aumento della funzione obiettivo e ad un maggior margine di sicurezza sugli sforzi.

La soluzione iniziale della raked tip in carbonio non rispetta invece i vincoli. Il codice in poche iterazioni provvede a soddisfarli ma senza ottenere un miglioramento nell'alleviazione, che comunque è già buona. Per la raked wing tip in fibra di vetro, la funzione obiettivo decresce sensibilmente nelle prime iterazioni, causando un non soddisfacimento dei vincoli, successivamente rimane costante ma l'ottimizzatore non è in grado di ridurre gli sforzi al di sotto del cedimento e si ferma ad una soluzione che non rispetta i vincoli poiché raggiunge la tolleranza sulla funzione obiettivo. Tuttavia, il ciclo di ottimizzazione discreta che segue riesce a riportare i *failure index* entro i limiti, con un peggioramento molto contenuto dell'alleviazione ottenibile.

Esaminando i valori della funzione obiettivo, risulta chiaro che la raked tip e l'utilizzo della fibra di vetro siano le soluzioni più efficaci dal punto di vista della riduzione dei carichi (per analisi quantitative si rimanda al Par. 4.4).

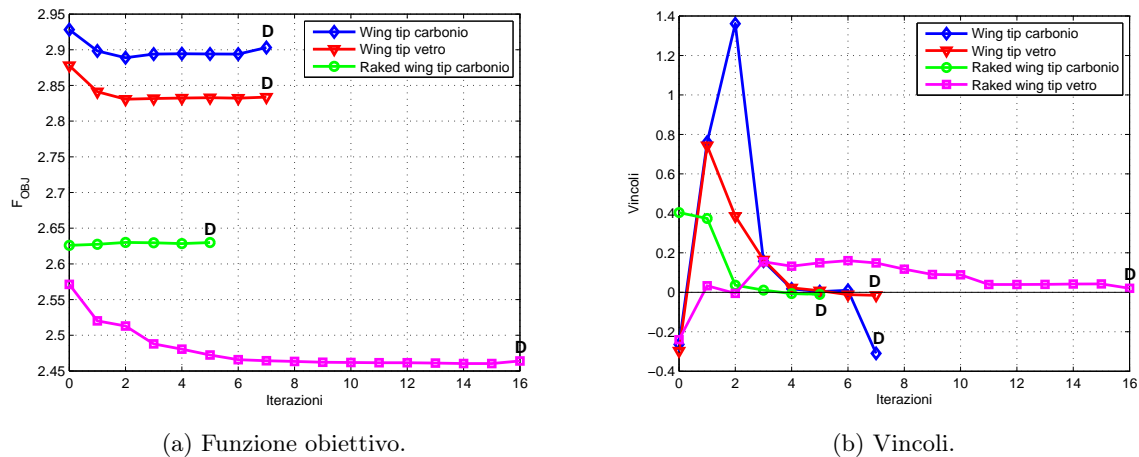


Figura 4.7: Funzione obiettivo e vincoli, ottimizzazione tip *full depth*.

Le sequenze di laminazione ottimizzate sono riassunte in Tab. 4.4 e 4.5.

Per quanto riguarda la struttura *full depth*, vi sono due tendenze a seconda del materiale impiegato. Nella tip in fibra di vetro, indipendentemente dalla forma in pianta, l'ottimizzatore orienta le lamine sul dorso e sul ventre verso il bordo d'attacco fino al limite superiore,  $67^\circ$ . Nella tip in carbonio invece la disposizione ottima è minore e le fibre sul ventre sono meno ruotate rispetto a quelle sul dorso. In tutti i casi, pur avendo libertà di ruotare le lamine costituenti i pannelli del dorso e del ventre con due angoli distinti, l'ottimizzatore le dispone lungo un'unica direzione. Ciò avviene poiché più le fibre sono disassate più si abbassa la rigidezza flessionale, mentre quella torsionale è massima a  $45^\circ$ , per cui si ottiene una maggiore diminuzione d'incidenza indotta dalla flessione tramite l'angolo di freccia. La differente orientazione tra il carbonio ed il vetro è dovuta al fatto che l'accoppiamento flesso-torsionale ha un andamento diverso in funzione dell'angolo per i due materiali (come spiegato anche nel Par. 4.1.1 dove però l'accoppiamento era espresso in forma relativa alle rigidzze) in quanto diversi sono i rapporti tra il modulo di Young  $E_1$  ed il modulo elastico a taglio.

Gli spessori dei pannelli sono esigui, solo pochi decimi di millimetro, ma d'altronde il carico aerodinamico sulla wing tip è basso e tende ad annullarsi all'estremità, in più spessori così piccoli sono necessari volendo rendere tale dispositivo sufficientemente flessibile.

Anche per le tip con pannelli sandwich le lamine dei singoli rivestimenti sono tutte orientate nella medesima direzione, maggiore sul dorso e minore sul ventre, tuttavia il numero di lamine richiesto è maggiore. Come nel caso precedente, le fibre di vetro risultano più ruotate rispetto alle fibre di carbonio, sebbene non raggiungano il limite superiore. Lo spessore del riempitivo aumenta sensibilmente sui pannelli del ventre mentre diminuisce leggermente su quelli del dorso.

Le anime hanno scarsa influenza sull'accoppiamento flesso-torsionale e sulla variazione d'angolo d'incidenza ottenibile, proprietà dominate dalle caratteristiche del rivestimento. L'ottimizzatore mantiene in alcuni casi l'orientazione attorno al valore iniziale,  $\pm 45^\circ$ , in altri è modificata. Lo spessore rimane immutato od aumenta, in particolare l'anima posteriore viene in certe soluzioni irrobustita per la presenza di una concentrazione di sforzo in un elemento in corrispondenza dell'attacco alare.

Nelle Tab. 4.4 e 4.5 sono riportate anche le masse delle wing tip ottimizzate.

Configurazione	Massa [kg]		Iniziale	Ottimizzata
Wing tip carbonio	22.7	Dorso	$[45_{0.15}]_s$	$[52_{0.15}]_s$
		Ventre	$[45_{0.15}]_s$	$[39_{0.10}]_s$
		Anima ant.	$[45_{0.10}/ - 45_{0.10}]_s$	$[49_{0.10}/ - 47_{0.10}]_s$
		Anima post.	$[45_{0.10}/ - 45_{0.10}]_s$	$[45_{0.10}/ - 43_{0.10}]_s$
Wing tip vetro	26.7	Dorso	$[45_{0.15}]_s$	$[67_{0.30}]_s$
		Ventre	$[45_{0.15}]_s$	$[67_{0.35}]_s$
		Anima ant.	$[45_{0.10}/ - 45_{0.10}]_s$	$[67_{0.10}/ - 67_{0.10}]_s$
		Anima post.	$[45_{0.10}/ - 45_{0.10}]_s$	$[43_{0.10}/ - 25_{0.10}]_s$
Raked wing tip carbonio	13.5	Dorso	$[45_{0.15}]_s$	$[58_{0.20}]_s$
		Ventre	$[45_{0.15}]_s$	$[34_{0.10}]_s$
		Anima ant.	$[45_{0.10}/ - 45_{0.10}]_s$	$[56_{0.10}/ - 46_{0.10}]_s$
		Anima post.	$[45_{0.10}/ - 45_{0.10}]_s$	$[44_{0.20}/ - 44_{0.30}]_s$
Raked wing tip vetro	14.4	Dorso	$[45_{0.20}]_s$	$[67_{0.20}]_s$
		Ventre	$[45_{0.20}]_s$	$[63_{0.15}]_s$
		Anima ant.	$[45_{0.10}/ - 45_{0.10}]_s$	$[67_{0.20}/ - 67_{0.20}]_s$
		Anima post.	$[45_{0.20}/ - 45_{0.20}]_s$	$[45_{0.30}/ - 48_{0.30}]_s$

Tabella 4.4: Sequenze di laminazione tip *full depth* ottimizzate, spessori in *mm*.

Configurazione	Massa [kg]		Iniziale	Ottimizzata
Wing tip carbonio	13.4	Dorso	$[40_{0.40}]_s$	$[44_{0.40}]_s$
		Core dorso	10.0	8.6
		Ventre	$[40_{0.40}]_s$	$[37_{0.50}]_s$
		Core ventre	10.0	23.4
		Anima ant.	$[45_{0.20}/ - 45_{0.20}]_s$	$[37_{0.30}/ - 52_{0.30}]_s$
		Anima post.	$[45_{0.20}/ - 45_{0.20}]_s$	$[45_{0.30}/ - 41_{0.30}]_s$
Wing tip vetro	14.1	Dorso	$[40_{0.40}]_s$	$[62_{0.50}]_s$
		Core dorso	10.0	8.0
		Anima ant.	$[45_{0.20}/ - 45_{0.20}]_s$	$[53_{0.30}/ - 45_{0.30}]_s$
		Anima post.	$[45_{0.20}/ - 45_{0.20}]_s$	$[42_{0.10}/ 67_{0.10}/ - 52_{0.25}]_s$
Raked wing tip carbonio	9.1	Dorso	$[40_{0.40}]_s$	$[55_{0.30}]_s$
		Core dorso	10.0	18.0
		Ventre	$[40_{0.40}]_s$	$[35_{0.30}]_s$
		Core ventre	10.0	22.0
		Anima ant.	$[45_{0.10}/ - 45_{0.10}]_s$	$[53_{0.20}/ - 55_{0.10}]_s$
		Anima post.	$[45_{0.10}/ - 45_{0.10}]_s$	$[45_{0.10}/ - 48_{0.10}]_s$
Raked wing tip vetro	9.4	Dorso	$[40_{0.40}]_s$	$[60_{0.40}]_s$
		Core dorso	10.0	5.0
		Ventre	$[40_{0.40}]_s$	$[53_{0.40}]_s$
		Core ventre	10.0	20.6
		Anima ant.	$[45_{0.10}/ - 45_{0.10}]_s$	$[56_{0.20}/ - 55_{0.20}]_s$
		Anima post.	$[45_{0.20}/ - 45_{0.20}]_s$	$[22_{0.10}/ 51_{0.10}/ - 41_{0.20}]_s$

Tabella 4.5: Sequenze di laminazione tip sandwich ottimizzate, spessori in *mm*.

Nelle Fig. 4.8-4.11 si mostrano i massimi *failure index* dei laminati per alcune configurazioni ottimizzate. La condizione di carico corrisponde alla richiamata a 2.5 g al MTOW, questa è infatti la manovra risultata dimensionante tra le due considerate, anche per la porzione esterna dell'ala. Non si riportano gli indici di rottura della schiuma in quanto i vincoli critici che limitano l'ottimizzazione sono quelli delle lamine; soddisfatti questi sono soddisfatti anche quelli della schiuma, che sostiene prevalentemente sforzi di taglio trasversali.

Per la wing tip con struttura *full depth* in carbonio (Fig. 4.8), le maggiori sollecitazioni si hanno sul dorso in corrispondenza dell'attacco con l'ala verso il bordo d'uscita e sulla parte interna del ventre, il *failure index* massimo non supera però 0.50.

La wing tip in fibra di vetro (Fig. 4.9) presenta *failure index* più alti sempre in corrispondenza della zona verso il bordo d'uscita all'attacco con l'ala, lo stato di sforzo risulta tuttavia essere meno diffuso rispetto al carbonio e molto più direzionato lungo le fibre, fortemente ruotate ( $67^\circ$ ), con gran parte della wing tip praticamente scarica. Anche le anime sono pressoché scariche, ad eccezione degli elementi dell'anima posteriore all'attacco con l'ala ed in uno di questi il *failure index* raggiunge il limite superiore imposto, 0.67.

Lo stato di sollecitazione per la raked wing tip *full depth* in carbonio (Fig. 4.10) ha una distribuzione simile a quella della wing tip con pianta convenzionale dello stesso materiale, le fibre sul rivestimento infatti hanno circa la medesima orientazione, ma, diversamente da quest'ultima, sul ventre si raggiunge il massimo *failure index* ammesso quindi viene sfruttata fino al limite la resistenza della struttura.

Lo sforzo sulla raked tip in fibra di vetro (Fig. 4.11), analogamente a quanto avviene per la tip con pianta convenzionale, è diretto lungo le fibre con buona parte del laminato, specialmente sul dorso, scarico. Il massimo *failure index*, come anche per altre configurazioni, è concentrato negli elementi del rivestimento e dell'anima in corrispondenza del vertice posteriore all'attacco con l'ala ed i vincoli su tali elementi guidano l'ottimizzazione. Questa concentrazione di sforzo può essere un effetto locale dovuto al modo con cui si è vincolata la wing tip al modello a travi, accentuato poi dall'angolo di freccia della tip che carica l'area verso il bordo d'uscita e scarica invece la zona in prossimità del bordo d'attacco.

Si riportano anche, a titolo d'esempio, i *failure index* sulla raked tip con pannelli sandwich (Fig. 4.12 e 4.13), i quali hanno distribuzione simile alle precedenti, compresa la concentrazione di sforzo nell'elemento dell'anima posteriore all'attacco alare.

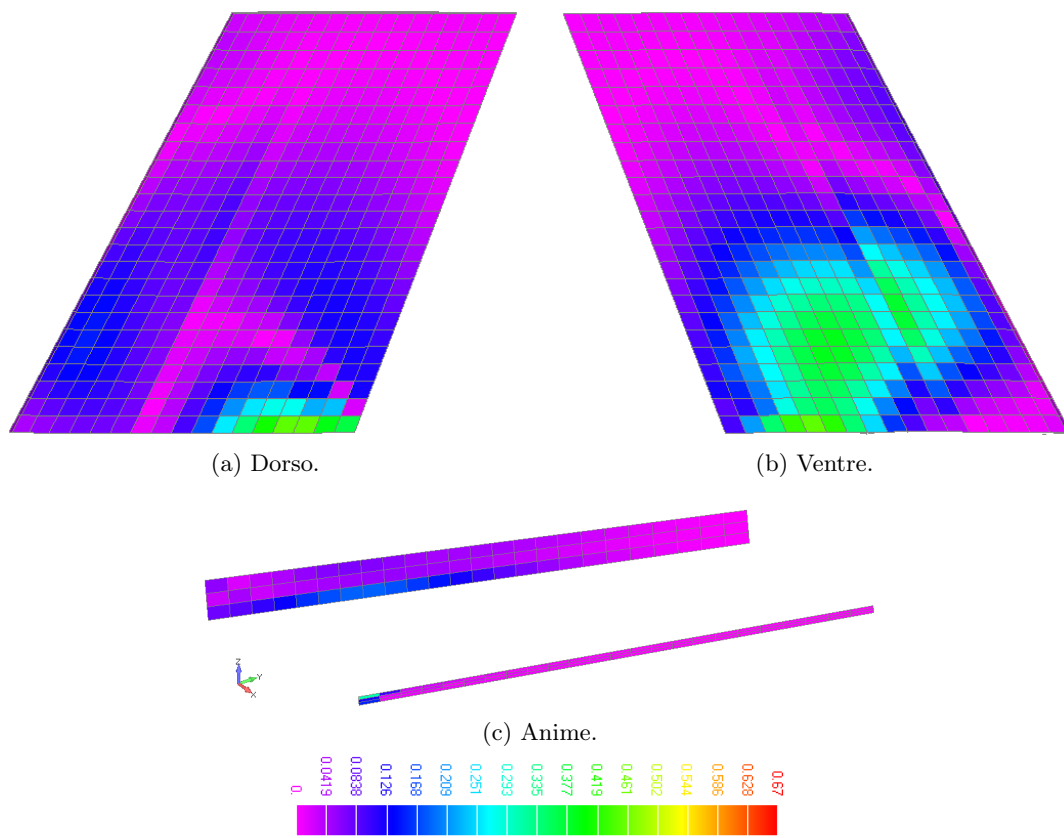


Figura 4.8: Wing tip carbonio, struttura *full depth*.

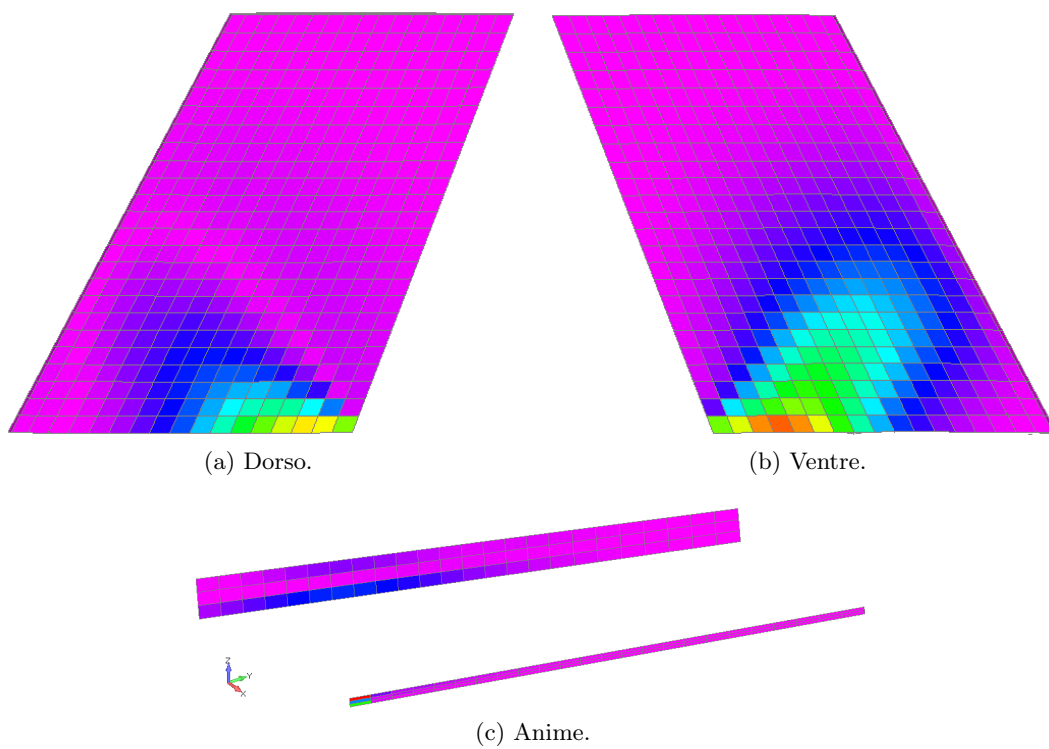


Figura 4.9: Wing tip vetro, struttura *full depth*.

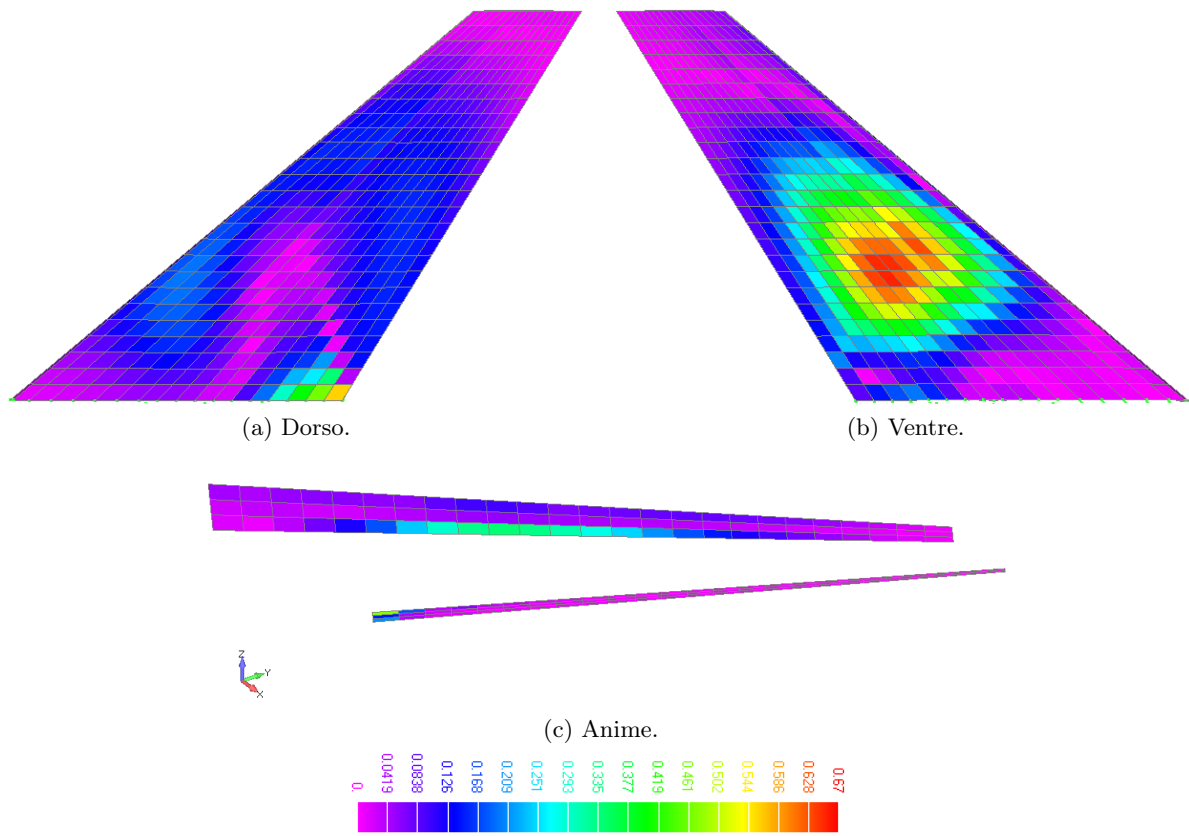


Figura 4.10: Raked wing tip carbonio, struttura *full depth*.

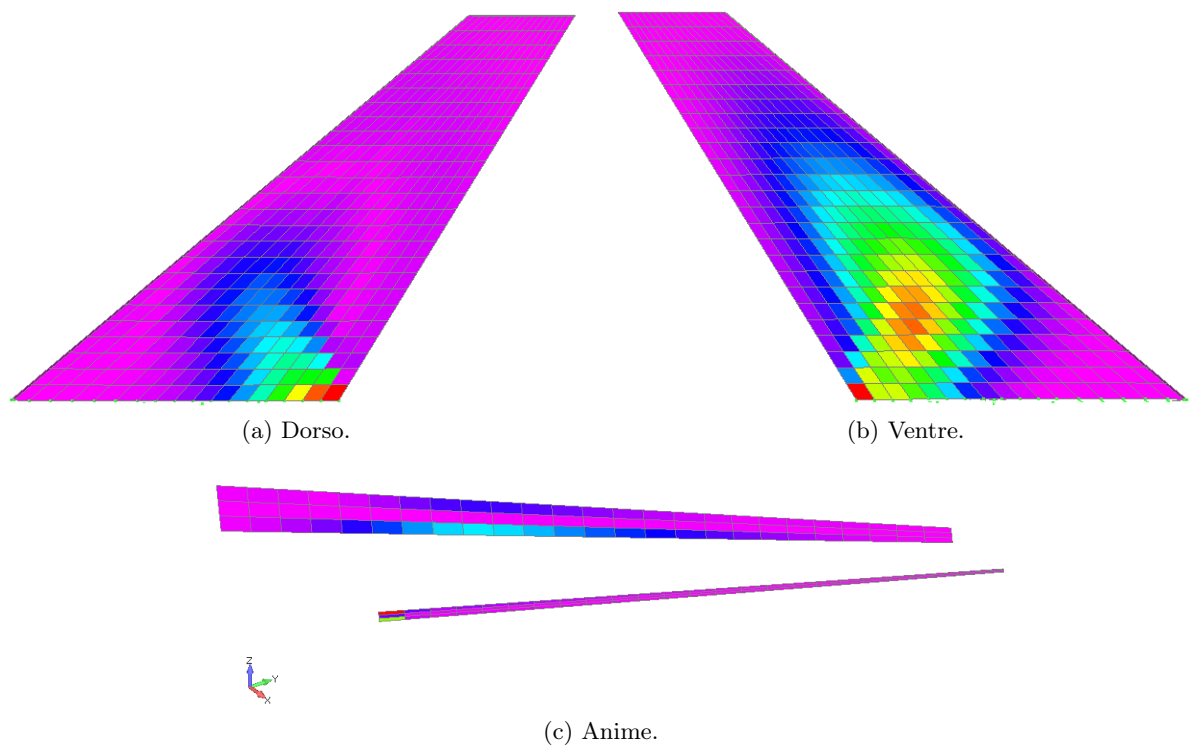


Figura 4.11: Raked wing tip vetro, struttura *full depth*.

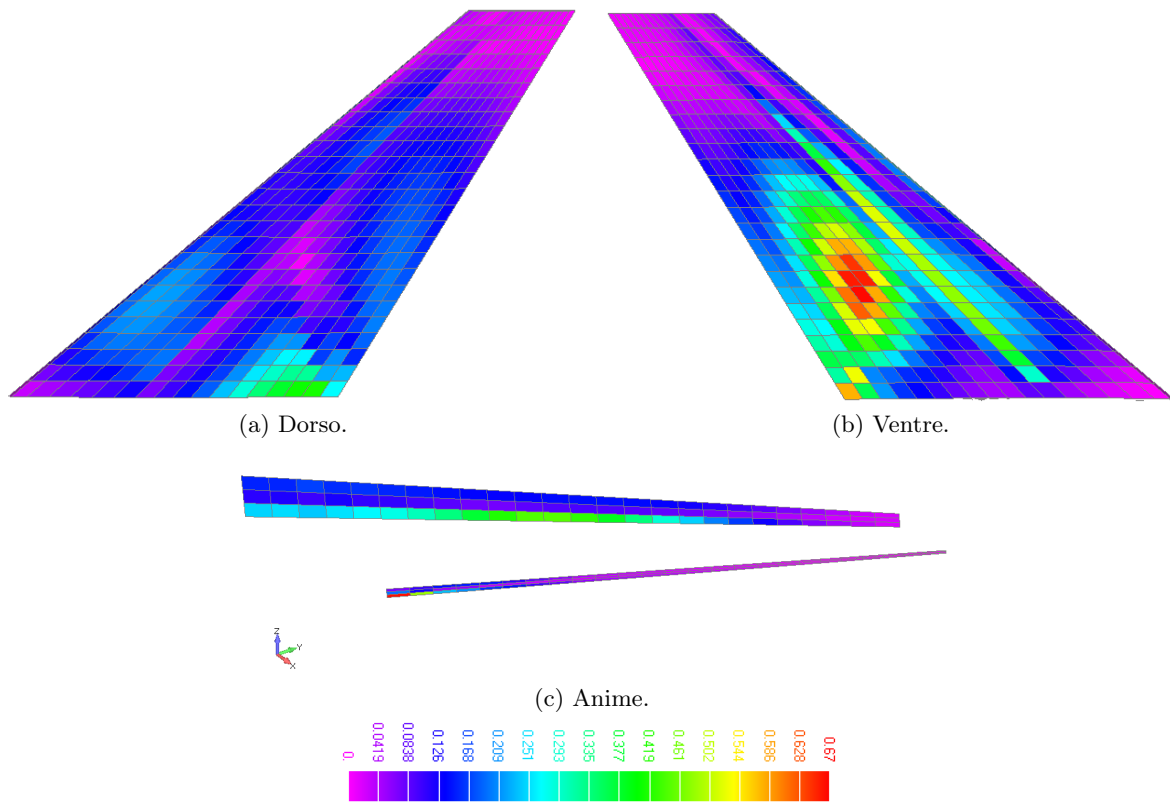


Figura 4.12: Raked wing tip carbonio, struttura sandwich.

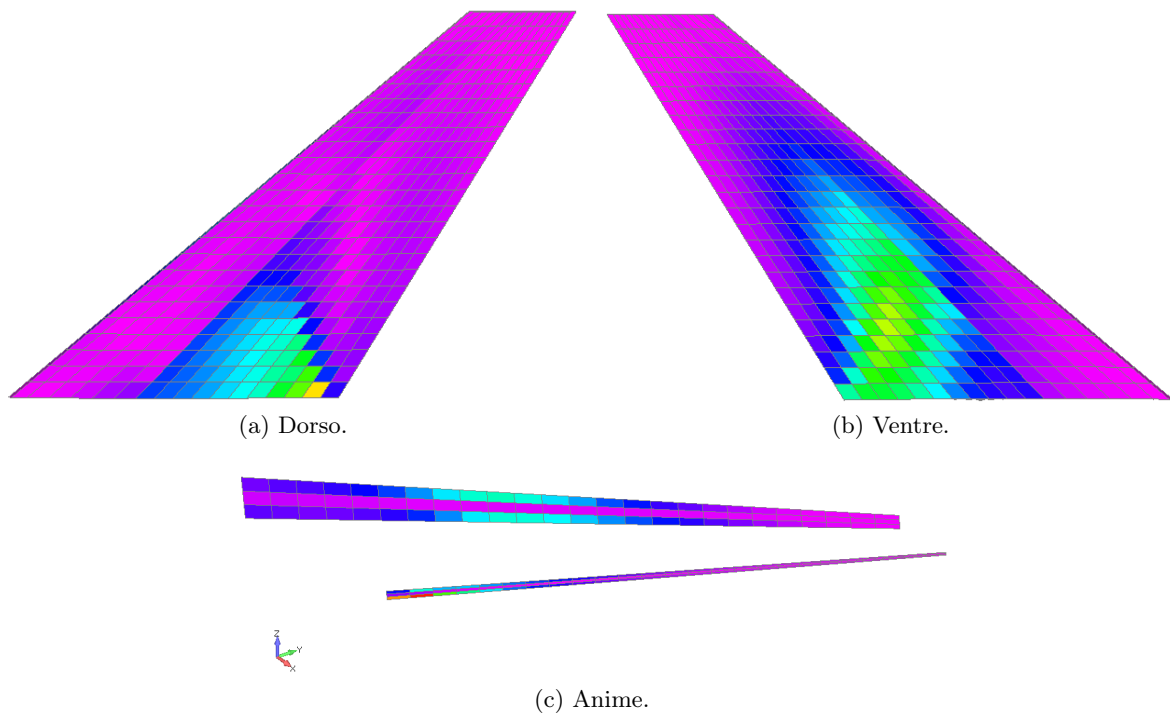


Figura 4.13: Raked wing tip vetro, struttura sandwich.



Le sequenze di laminazione risultanti, pur rispettando i requisiti di resistenza, possono avere problemi dal punto di vista della fatica. Infatti, i laminati unidirezionali con tutte le fibre dirette *off-axis*, come i pannelli del dorso e del ventre della wing tip, mostrano una riduzione della resistenza a fatica per angoli d'orientazione delle fibre crescenti [44].

Per questo tipo di compositi, il meccanismo di danneggiamento predominante è la crescita di cricche parallele alle fibre, che portano alla rottura dell'interfaccia tra fibra e matrice. È sufficiente un'orientazione delle lamine di soli  $10^\circ$  per ridurre drasticamente la resistenza ed il limite di vita a fatica, come evidente dalla Fig. 4.14 (tratta da [44]), poichè nella direzione principale del carico,  $0^\circ$ , rimane solo la matrice a sostenere gli sforzi.

Per ridurre questa criticità, vengono effettuate ulteriori ottimizzazioni della raked tip, scelta siccome garantisce una maggiore riduzione del carico, con struttura *full depth* ed imponendo nel rivestimento la presenza di lamine in un'altra direzione. Si ottimizza un laminato simmetrico angle-ply, con gli spessori delle lamine a  $+\theta$  ed a  $-\theta$  che possono però variare separatamente e con massimo angolo delle fibre pari a  $50^\circ$ . Questa tipologia di laminato permette un miglioramento del comportamento a fatica rispetto al disporre le fibre in un'unica direzione, come indicato nel diagramma di Fig. 4.14, ma solo per angoli non eccessivi, al di sopra di  $60^\circ$  infatti il limite di fatica è nei due casi il medesimo.

L'altra configurazione che si ottimizza prevede laminati simmetrici [45-0], analogamente a quanto fatto in [36], con massima rotazione possibile limitata a  $20^\circ$  verso il bordo d'attacco e diverso spessore per le lamine nelle due direzioni.

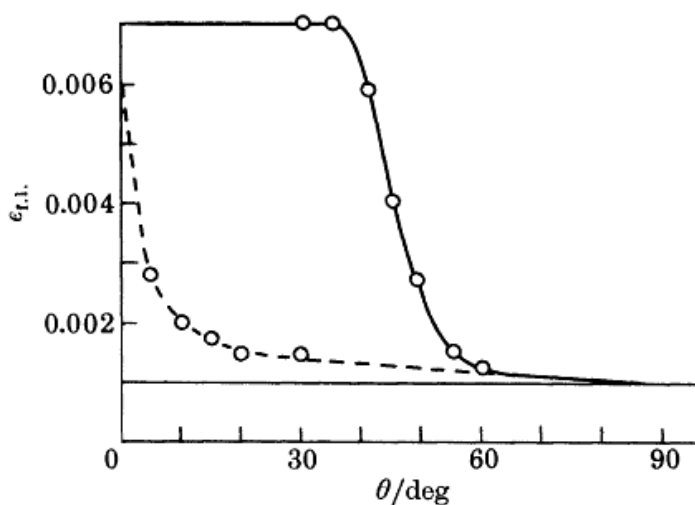


Figura 4.14: Variazione del limite di vita a fatica (in termini di deformazione) con l'orientazione delle fibre in un laminato simmetrico *off-axis* (linea tratteggiata) ed angle-ply (linea continua) in fibra di vetro e resina epossidica, carico tensione-tensione (tratta da [44]).

I risultati sono riportati in Tab. 4.6. Nei laminati [45-0], indipendentemente dal materiale, l'ottimizzatore ruota le fibre del massimo valore consentito,  $20^\circ$  verso il bordo d'attacco, in modo da aumentare la flessibilità della wing tip e l'accoppiamento flesso-torsionale, che risulterebbero invece abbattuti dalla presenza di lamine a  $0^\circ$ .

Per gli stessi motivi, anche negli angle-ply le lamine sono disposte con il massimo angolo possibile,  $50^\circ$ , rispetto alla direzione principale del carico. È inoltre minimizzato il numero di lamine a  $-\theta$ , solo una tra superficie superiore ed inferiore del laminato in corrispondenza del piano medio, per aumentare l'accoppiamento flesso-torsionale, il quale sarebbe nullo per un laminato angle-ply con pari numero di lamine a  $\pm\theta$  (laminato equilibrato).

Configurazione	Massa [kg]		Iniziale	Ottimizzata
Raked wing tip [45-0] carbonio	15.0	Dorso	$[45_{0.20}/0_{0.10}]_s$	$[67_{0.20}/22_{0.10}]_s$
		Ventre	$[45_{0.20}/0_{0.10}]_s$	$[65_{0.20}/20_{0.10}]_s$
		Anima ant.	$[45_{0.10}/-45_{0.10}]_s$	$[55_{0.10}/-59_{0.10}]_s$
		Anima post.	$[45_{0.20}/-45_{0.20}]_s$	$[60_{0.20}/-30_{0.30}]_s$
Raked wing tip [45-0] vetro	13.8	Dorso	$[45_{0.10}/0_{0.10}]_s$	$[67_{0.10}/22_{0.05}]_s$
		Ventre	$[45_{0.10}/0_{0.10}]_s$	$[67_{0.10}/22_{0.05}]_s$
		Anima ant.	$[45_{0.10}/-45_{0.10}]_s$	$[67_{0.10}/-67_{0.10}]_s$
		Anima post.	$[45_{0.20}/-45_{0.20}]_s$	$[67_{0.20}/-67_{0.20}]_s$
Raked wing tip angle ply carbonio	14.5	Dorso	$[45_{0.20}/-45_{0.10}]_s$	$[50_{0.20}/-50_{0.05}]_s$
		Ventre	$[45_{0.20}/-45_{0.10}]_s$	$[50_{0.20}/-50_{0.05}]_s$
		Anima ant.	$[45_{0.10}/-45_{0.10}]_s$	$[58_{0.10}/-64_{0.10}]_s$
		Anima post.	$[45_{0.20}/-45_{0.20}]_s$	$[48_{0.20}/-54_{0.30}]_s$
Raked wing tip angle ply vetro	14.5	Dorso	$[45_{0.20}/-45_{0.10}]_s$	$[50_{0.10}/-50_{0.05}]_s$
		Ventre	$[45_{0.20}/-45_{0.10}]_s$	$[50_{0.10}/-50_{0.05}]_s$
		Anima ant.	$[45_{0.10}/-45_{0.10}]_s$	$[60_{0.10}/-60_{0.10}]_s$
		Anima post.	$[45_{0.20}/-45_{0.20}]_s$	$[45_{0.30}/-45_{0.20}]_s$

Tabella 4.6: Sequenze di laminazione tip *full depth* alternative ottimizzate, spessori in mm.

## 4.4 Aeroelasticità statica

La wing tip e la raked wing tip danno risultati molto diversi in termini di alleviazione dei carichi, come già anche dimostrato dai valori delle funzioni obiettivo.

In Fig. 4.15 è riportato il confronto tra il carico aerodinamico in apertura, nella manovra di richiamata a 2.5 g utilizzata per l'ottimizzazione, per la wing tip convenzionale in alluminio e due configurazioni ottimizzate (wing tip *full depth* in fibra di vetro e raked tip *full depth* in fibra di vetro). Si può notare, per entrambe, la redistribuzione aeroelastica del carico dall'estremità alla parte interna dell'ala ma questo effetto è decisamente maggiore per il velivolo con raked wing tip.

La riduzione di momento flettente che ne deriva è mostrata in Fig. 4.16 per le tip con strutture *full depth* e sandwich. La raked wing tip genera un calo del momento flettente in apertura molto maggiore rispetto alla wing tip con pianta tradizionale, soprattutto nella zona esterna dell'ala, che si ricorda essere quella che richiede più irrobustimenti strutturali in seguito all'aggiunta di dispositivi d'estremità. Impiegando la fibra di vetro, che ha rigidzze più basse rispetto al carbonio, la wing tip risulta essere più flessibile e di conseguenza la capacità di alleviazione è superiore. Non vi è invece, in termini di riduzione dei carichi, la prevalenza di una tipologia costruttiva rispetto all'altra.

Per confronto è anche diagrammato il risultato ottenuto tramite la wing tip discreta ottimizzata contro il flutter, che si colloca circa a metà tra la raked wing tip e la tip di pianta canonica.

Il superiore effetto di alleviazione della raked tip rispetto all'altra soluzione è dovuto essenzialmente a:

- una minore superficie rispetto alla pianta convenzionale quindi un carico addizionale più basso;
- una maggiore variazione elastica d'incidenza indotta dalla flessione a causa del forte angolo di freccia;

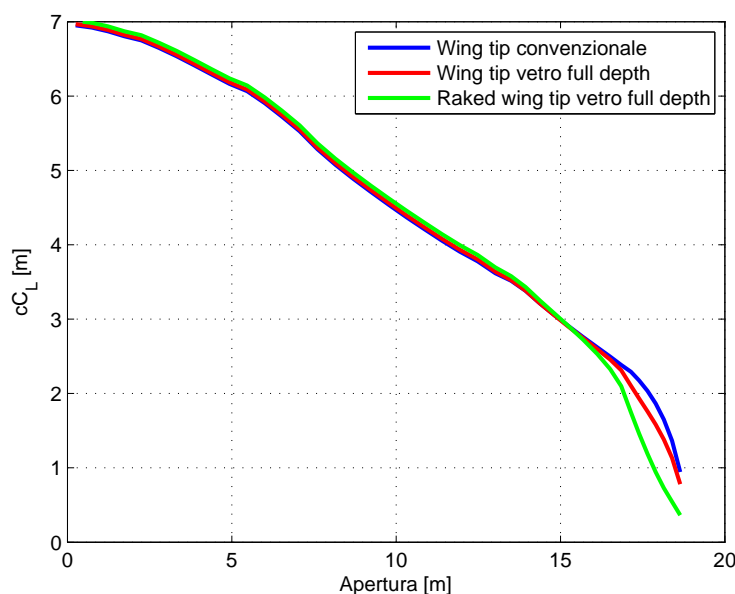


Figura 4.15: Carico aerodinamico in apertura, manovra 2.5 g, wing tip continua.

- una maggior rotazione della wing tip stessa a diminuire l'incidenza dovuta alla posizione più arretrata del centro di pressione per la forte freccia.

La variazione d'incidenza in apertura dovuta alla flessibilità, corrispondente alla precedente manovra, è rappresentata in Fig. 4.17. La deflessione a diminuire il carico si sviluppa lungo l'intera lunghezza del dispositivo: la wing tip con pianta tradizionale mostra uno svergolamento relativo all'estremità alare di 2.5°-3° e 5°-6°, rispettivamente con carbonio e fibra di vetro, che genera una redistribuzione contenuta di carico.

Viceversa la raked tip si flette e modifica l'incidenza molto di più, come mostrato nelle Fig. 4.18 e 4.19, e lo svergolamento relativo rispetto all'ala a diminuire il carico risulta essere di 11°, per il carbonio, e di ben 18°-20° per la tip in fibra di vetro. L'angolo d'incidenza del velivolo è circa 17° quindi l'incidenza locale lungo questa appendice aerodinamica passa da 13° a -7° in soli 1.70 m di lunghezza. Tale risultato è frutto di un metodo aerodinamico lineare come il DLM. Per avere stime più realistiche è opportuno passare a metodi aerodinamici più avanzati, in grado di prevedere i fenomeni non lineari, non solo le onde d'urto ma anche la separazione del flusso, quindi RANS, che dominano il campo di moto attorno alla wing tip e ne modificano il comportamento e la deformazione assunta.

Dai risultati presentati si deduce che l'alleviazione dei carichi ottenibile ha come causa principale l'accoppiamento dovuto all'angolo di freccia tra la flessione della wing tip, accentuata dall'estrema deformabilità, e la variazione d'incidenza e non l'accoppiamento flesso-torsionale, che gioca un ruolo secondario.

Nelle Fig. 4.20 e 4.21 è mostrata l'alleviazione del taglio e del momento torcente, che confermano le considerazioni espresse in precedenza.

I laminati della raked tip con fibre disposte in un'unica direzione massimizzano la variazione d'incidenza elastica a diminuire i carichi tuttavia anche le altre sequenze di laminazione ottimizzate, [45-0] ed angle-ply, garantiscono buoni risultati a fronte di una miglior vita a fatica.

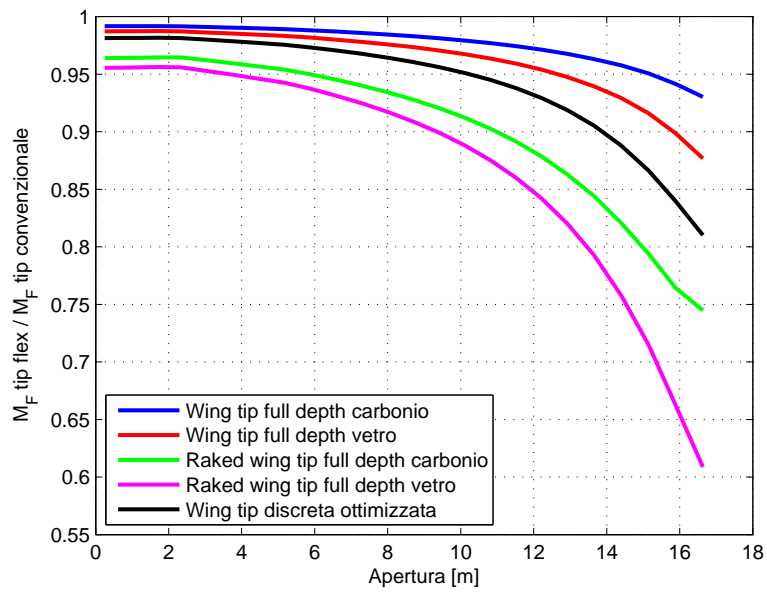
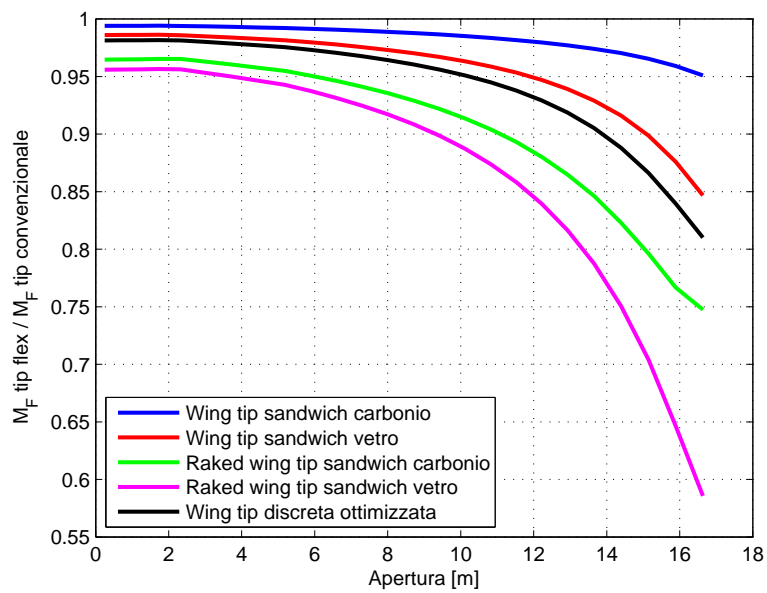
(a) Struttura *full depth*.(b) Struttura *sandwich*.

Figura 4.16: Riduzione del momento flettente in apertura, manovra 2.5 g, tip continua.

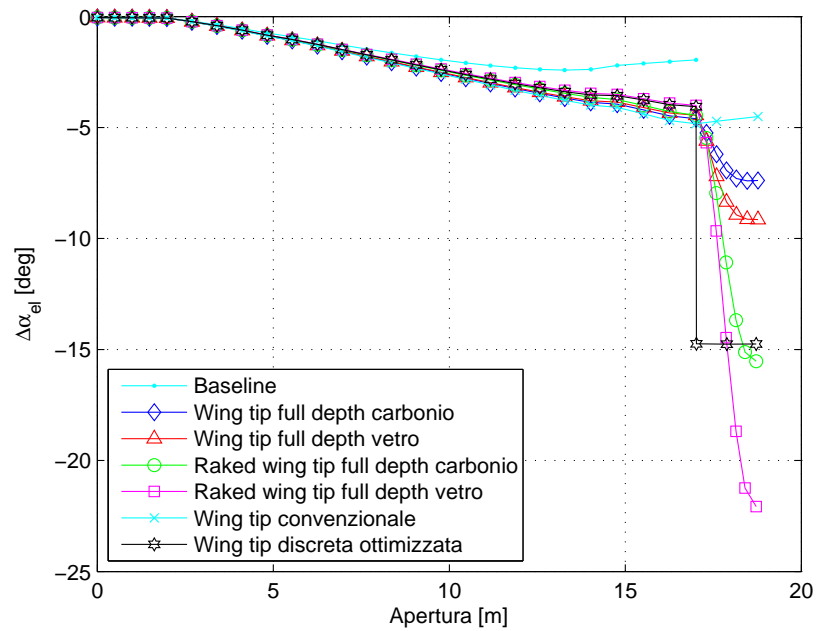
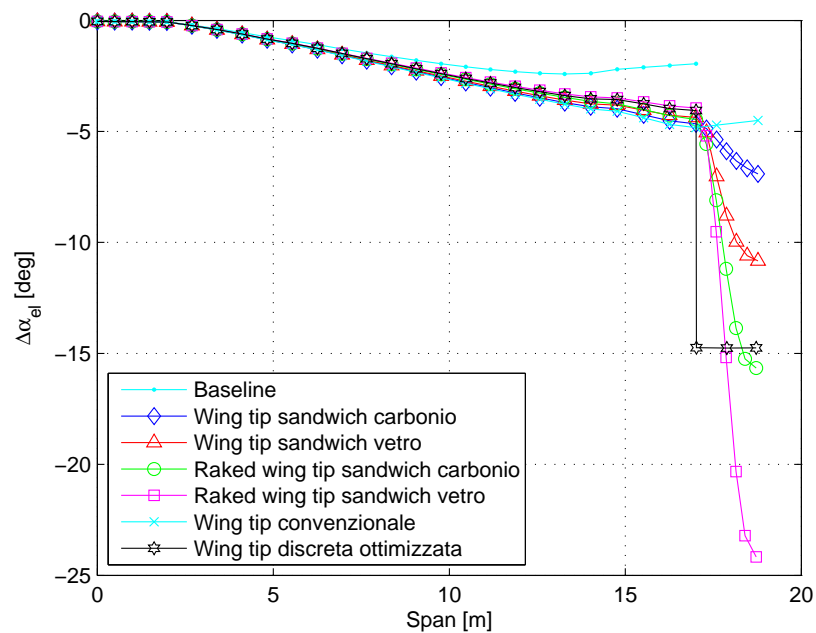
(a) Struttura *full depth*.(b) Struttura *sandwich*.

Figura 4.17: Angolo d'incidenza dovuto alla flessibilità, manovra 2.5 g, tip continua.

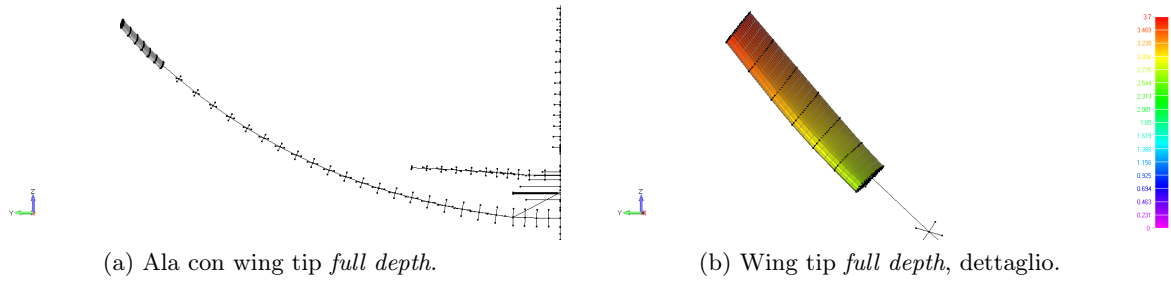


Figura 4.18: Deformata in richiamata a 2.5 g, wing tip *full depth* in fibra di vetro.

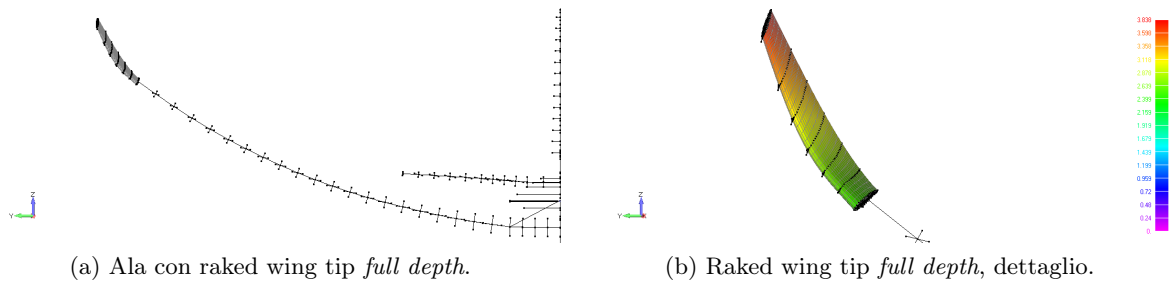


Figura 4.19: Deformata in richiamata a 2.5 g, raked wing tip *full depth* in fibra di vetro.

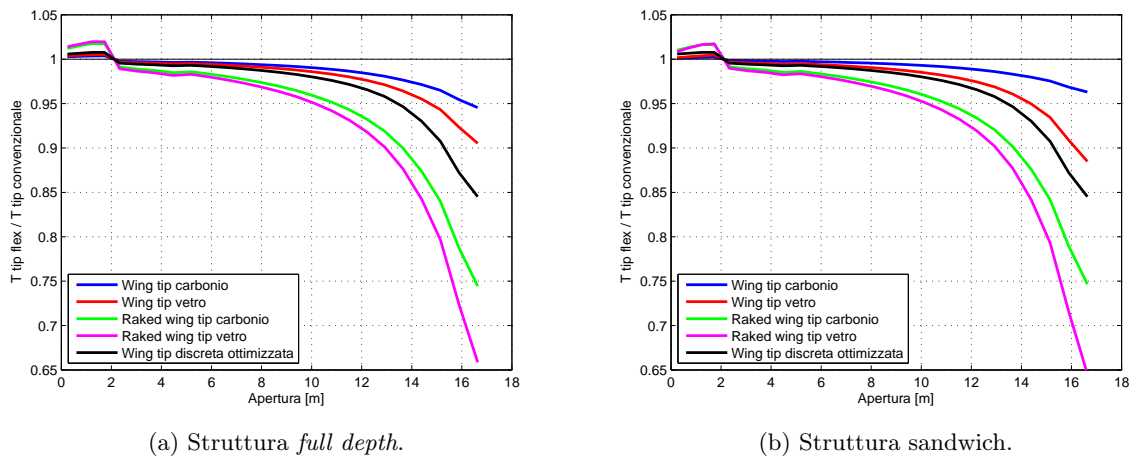


Figura 4.20: Riduzione del taglio in apertura, manovra 2.5 g, tip continua.

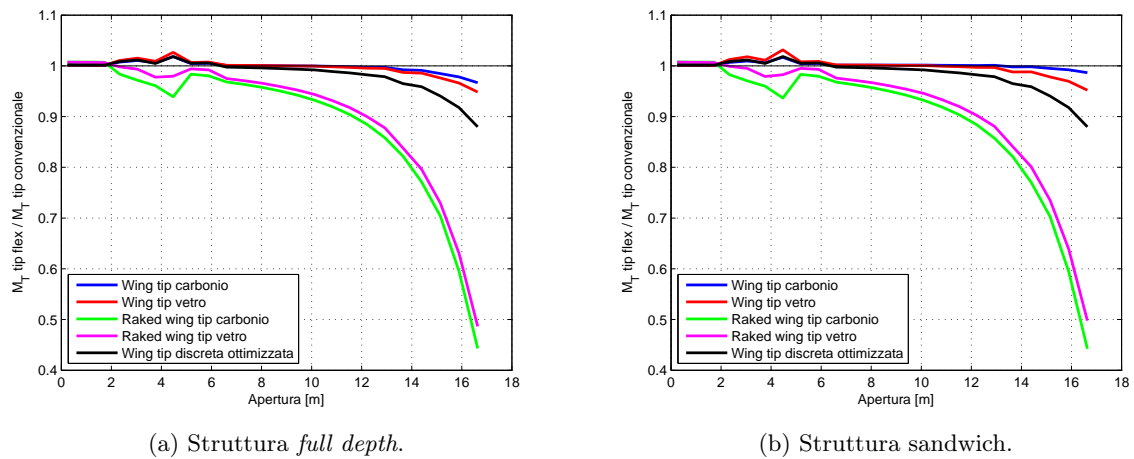


Figura 4.21: Riduzione del momento torcente in apertura, manovra 2.5 g, tip continua.

Per queste, la riduzione di momento flettente in richiamata a 2.5 g è mostrata in Fig. 4.22. Per tutte le quattro configurazioni esaminate, l'alleviazione è maggiore rispetto a quella ottenibile con la wing tip discreta ottimizzata contro il flutter e si conferma ancora come la raked tip in fibra di vetro produca i risultati migliori. A pari materiale, non vi è invece una differenza significativa nel calo di momento flettente prodotto dai laminati [45-0] piuttosto che dagli angle-ply, la scelta tra i due può quindi essere guidata da altre considerazioni.

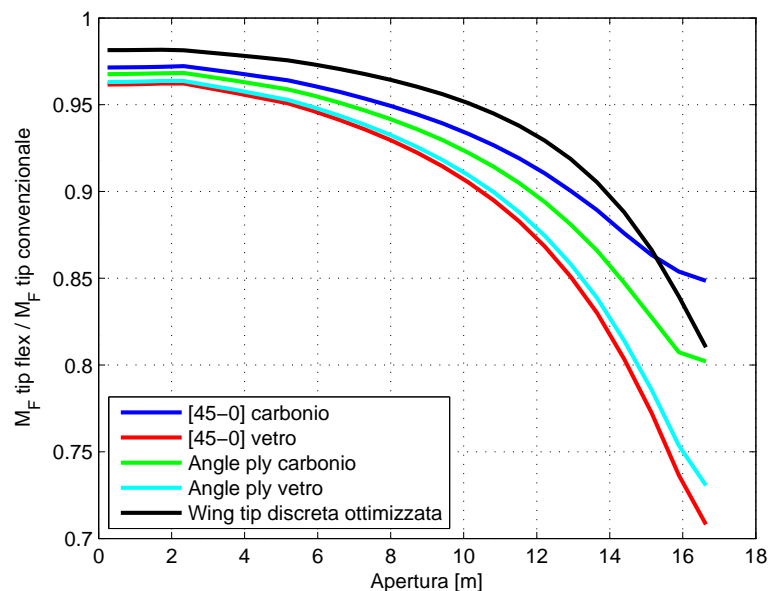


Figura 4.22: Riduzione del momento flettente in apertura, manovra 2.5 g, raked wing tip *full depth* con laminazioni [45-0] ed angle-ply.

#### 4.4.1 Analisi di buckling linearizzata

Nell'ottimizzazione non sono stati imposti vincoli sul buckling ma solo di resistenza. Ottenute le soluzioni ottime si verifica, tramite un'analisi di buckling linearizzata, se la wing tip presenta instabilità strutturali applicando i carichi nodali (di contingenza) della manovra risultata dimensionante nell'ottimizzazione, la richiamata a 2.5 g. Sebbene la mesh non sia abbastanza fitta per ottenere risultati quantitativamente corretti ed i valori calcolati siano non conservativi, si può comunque avere una stima qualitativa del comportamento.

In Tab. 4.7 è riportato il primo autovalore di buckling per le varie configurazioni ottimizzate. Gli autovalori della tip *full depth* sono tutti maggiori di uno, con margine molto alto. Questa struttura non si instabilizza perché la schiuma, che riempie l'intero profilo, fornisce un supporto elastico sia ai pannelli sia alle anime. Il primo modo corrisponde all'imbozzamento locale nel rivestimento del ventre in prossimità dell'attacco con l'ala, dove si ha il massimo sforzo (Fig. 4.23(a)). L'autovalore, tranne in un caso, è negativo quindi l'instabilità avviene con carico in verso opposto (ventre in compressione). Non si riportano gli autovalori delle tip *full depth* con laminati a [45-0] ed angle-ply perché anch'essi risultano molto maggiori di uno.

Le anime della wing tip con pannelli sandwich al contrario sono libere di sbandare, non essendo supportate dalla schiuma o irrigidite dal riempitivo. Ne consegue che quella anteriore si instabilizza già a basso carico (Tab. 4.7(b) e Fig. 4.23(b)). Per ovviare a questo problema è sufficiente aumentarne lo spessore, avendo l'anima anteriore bassa influenza sulla capacità di alleviazione dei carichi (si veda Tab. 4.7(b)). In Tab. 4.7(b) sono riportati i primi autovalori ottenuti raddoppiando lo spessore dell'anima anteriore, che corrispondono non più all'instabilità dell'anima bensì al buckling dei pannelli sandwich. Per le tip in carbonio essi sono circa uno mentre, con la fibra di vetro, sono inferiori poiché il modulo di rigidezza è più basso rispetto al carbonio, le fibre sono maggiormente disassate e lo spessore del core è minore. L'instabilità dei pannelli in manovra può essere comunque accettabile.

Configurazione	$\lambda_1$
Wing tip carbonio	-11.8
Wing tip vetro	-15.7
Raked wing tip carbonio	-11.2
Raked wing tip vetro	12.9

(a) Struttura *full depth*

Configurazione	$\lambda_1$	$\lambda_1$ anima irrobustita	$\Delta F_{OBJ}$
Wing tip carbonio	0.20	1.10	+0.11%
Wing tip vetro	0.14	0.82	+0.18%
Raked wing tip carbonio	0.32	1.04	+0.29%
Raked wing tip vetro	0.35	0.76	+0.25%

(b) Struttura sandwich

Tabella 4.7: Primo autovalore di buckling.

## 4.5 Flutter

Un grande vantaggio della wing tip continua, rispetto a quella discreta, è il fatto che non presenta flutter, nei limiti dei modelli e delle distribuzioni di massa e rigidezza del velivolo impiegate. In Fig. 4.24 sono mostrati i diagrammi  $V - f$  e  $V - g$  per la wing tip e la raked wing tip



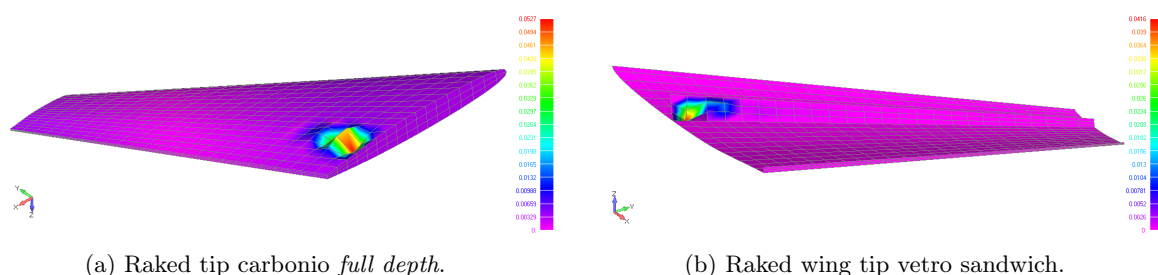
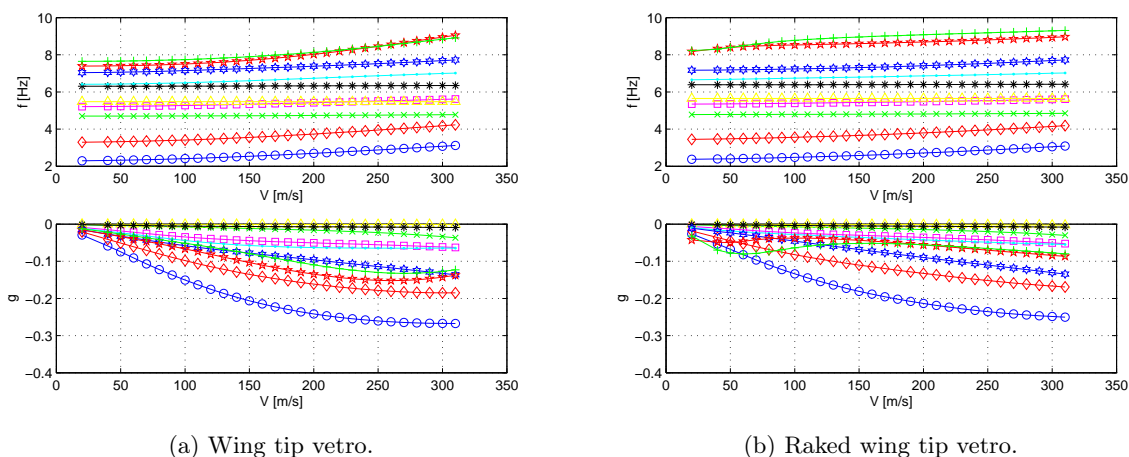


Figura 4.23: Primo modo di buckling.

continue in fibra di vetro (Mach 0.85, quota 10500 m). Confrontandoli con quelli del velivolo con estensione dell'apertura convenzionale (Fig. 3.36), si osserva come con la raked wing tip, con cui si ottengono i risultati migliori in termini di alleviazione, i modi risultino leggermente meno smorzati all'aumentare della velocità ma sempre stabili.

Figura 4.24: Diagrammi  $V - f$  e  $V - g$  del velivolo con wing tip continua, Mach 0.85 quota 10500 m.

## 4.6 Risposta a raffica

In questo paragrafo viene analizzata la risposta a raffica, sia deterministica sia stocastica, del velivolo con wing tip continua. Risultando le due soluzioni strutturali proposte simili in termini di alleviazione dei carichi, viene nel seguito considerata solamente la wing tip *full depth*.

### 4.6.1 Raffica deterministica

Le analisi dinamiche di raffica sono eseguite tramite la SOL146 di Nastran per le condizioni di volo e massa di Tab. 3.6, utilizzando una base modale costituita dai primi ventiquattro modi, numero basato su uno studio di convergenza, compresi i sei rigidi.

Il movimento elastico dell'ala in raffica è dominato dal primo modo flessionale, nel quale la flessione della wing tip è accentuata, grazie alla sua deformabilità, ed induce una torsione nel verso della diminuzione dei carichi (Fig. 4.25 per la raked tip in fibra di vetro).

L'effetto combinato, e nello stesso verso, della torsione e della rotazione flessionale con angolo di freccia all'indietro dà origine ad una significativa variazione elastica d'incidenza, la quale si oppone alla deformazione prodotta dalla raffica. Dalle rotazioni del primo modo appare chiaro come la causa principale della riduzione dei carichi sia l'accoppiamento, creato dalla freccia, tra flessione ed angolo d'incidenza.

In Fig. 4.26 si mostrano gli andamenti nel tempo della variazione elastica d'incidenza lungo la wing tip, calcolata come differenza rispetto a quella dell'estremità dell'ala. La raked tip, analogamente al caso di manovre congelate, presente una variazione d'incidenza decisamente maggiore e quindi una migliore capacità di alleviazione, come visibile dalla Fig. 4.27, che riporta il momento flettente, dovuto alla sola raffica, in radice ed all'estremità alare (gradiente di raffica 120 ft).

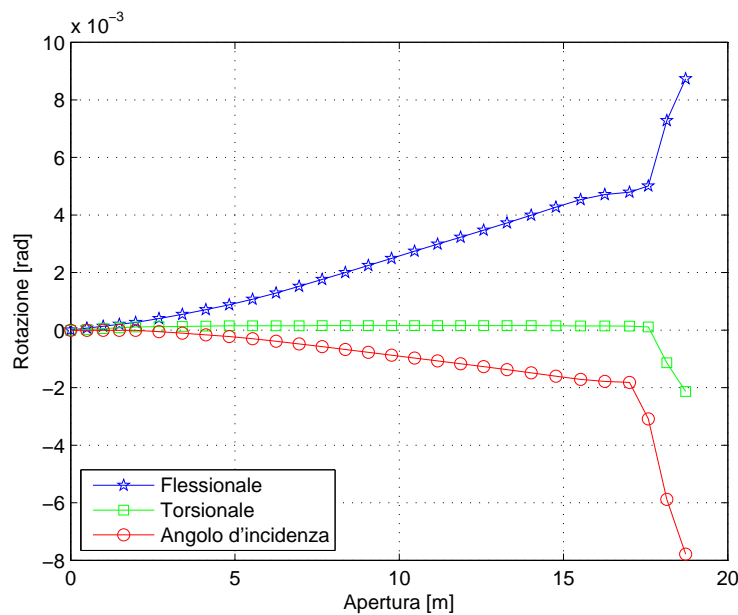


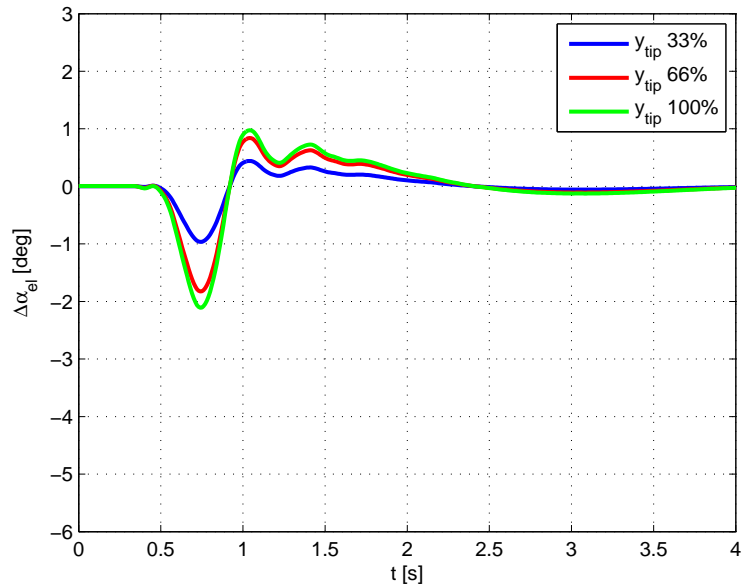
Figura 4.25: Rotazioni flessionale e torsionale lungo l'ala del primo modo flessionale, raked wing tip in fibra di vetro.

La diminuzione di momento flettente e taglio in apertura, dovuti alla sola raffica con  $H$  120 ft, è mostrata in Fig. 4.28 e 4.29, confrontata con quella ottenibile attraverso la wing tip discreta.

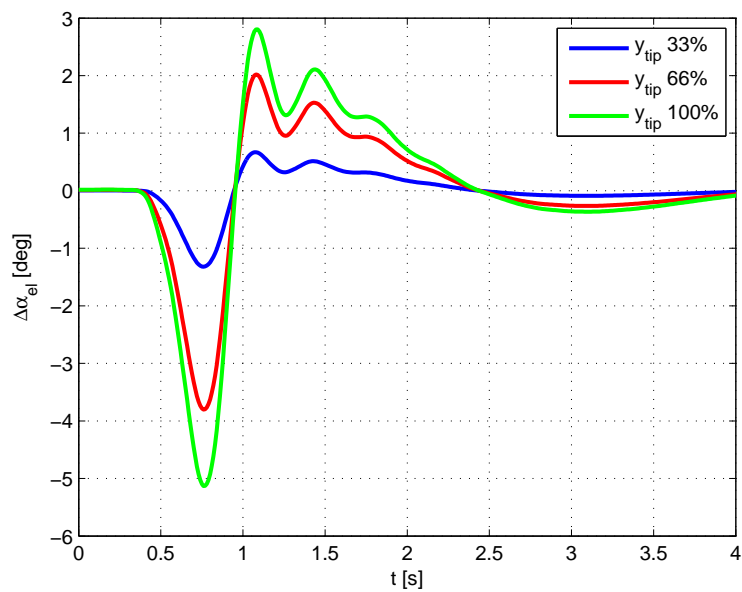
Rispetto alla manovra simmetrica a 2.5 g, in raffica le varie wing tip generano una riduzione di azioni interne maggiore sul tratto esterno di ala, che arriva al 60%, contro il 40% in manovra, per la raked tip in fibra di vetro. Tuttavia, la condizione di raffica esaminata non risulta essere dimensionante per l'ala, a differenza della richiamata a 2.5 g al MTOW.

Il taglio viene leggermente aumentato dall'azione della wing tip continua nella zona compresa tra circa il 50% e 70% dell'ala, mentre con la tip discreta dalla radice sino al 70% dell'apertura non vi è praticamente alcuna riduzione. Anche nell'area del *carrythrough* il taglio è incrementato ma in realtà, in valore assoluto, è quasi nullo poiché si scarica all'attacco ala-fusoliera.

La riduzione di momento flettente con la raked wing tip in fibra di vetro ottenuta al variare del gradiente di raffica è rappresentata in Fig. 4.30. L'alleviazione è circa la stessa indipendentemente dal gradiente di raffica, con l'eccezione del minimo  $H$ , 30 ft, corrispondente alla raffica di contenuto in frequenza più alto, per il quale si ha un effetto negativo di incremento di momento flettente nella zona interna d'ala.

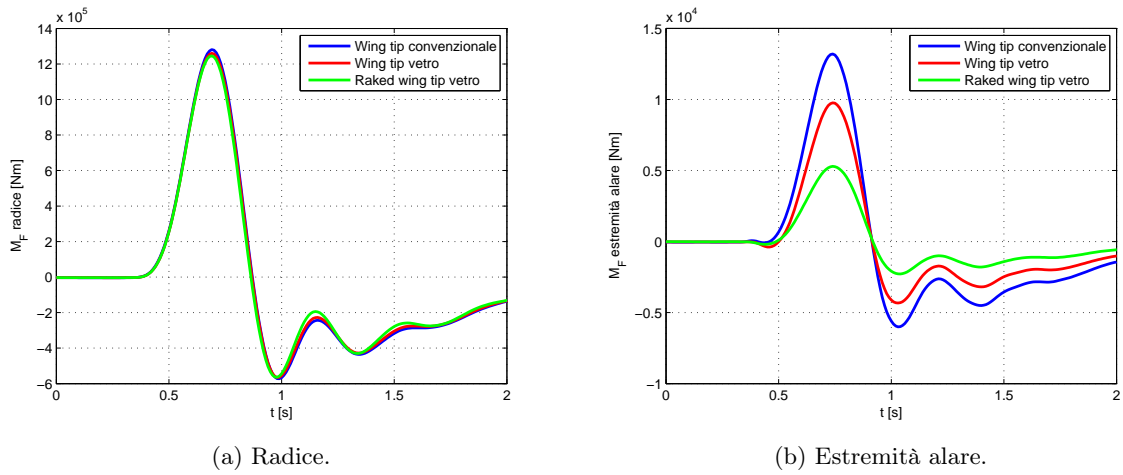
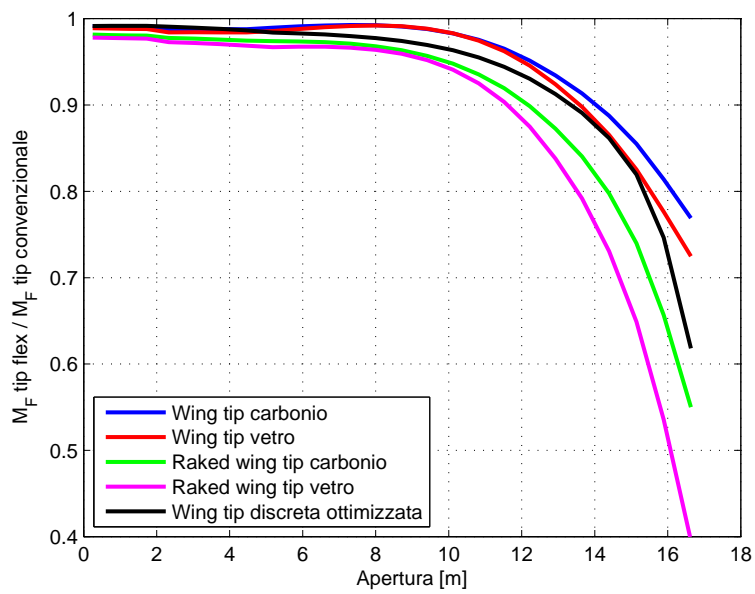


(a) Wing tip vetro.



(b) Raked wing tip vetro.

Figura 4.26: Variazione elastica relativa rispetto all'estremità alare dell'angolo d'incidenza, wing tip e raked wing tip, raffica  $H$  120 ft.

Figura 4.27: Momento flettente, raffica  $H$  120 ft.Figura 4.28: Riduzione del momento flettente in apertura, raffica  $H$  120 ft.

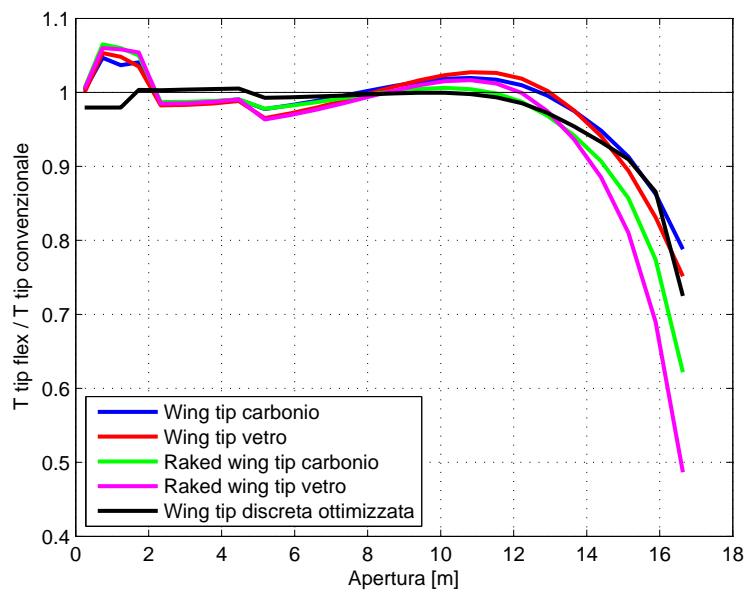


Figura 4.29: Riduzione del taglio in apertura, raffica  $H$  120 ft.

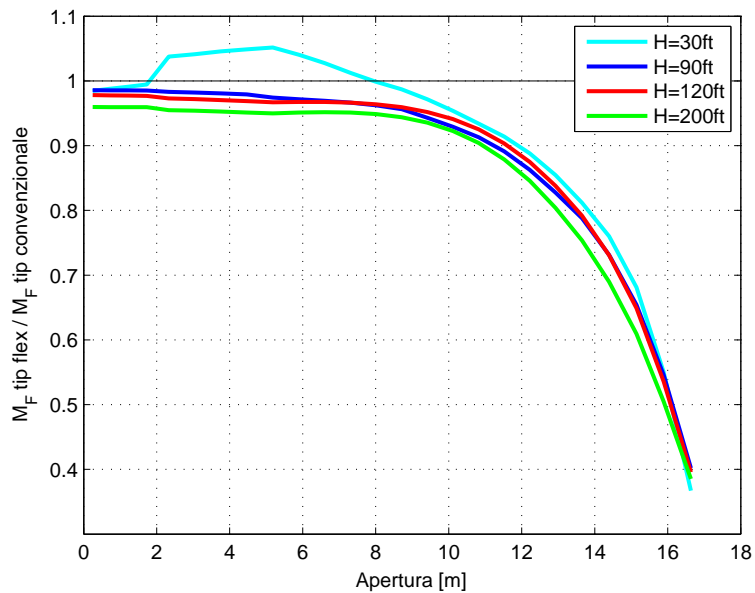


Figura 4.30: Riduzione del momento flettente in apertura, raffica a diversi  $H$ , raked wing tip vetro.

L'aggiunta ed ottimizzazione di fibre in un'altra direzione non pregiudica la capacità di ridurre le azioni interne (Fig. 4.31), come già mostrato con carichi di manovra, ed anzi le raked tip in fibra di vetro garantiscono un calo del momento flettente superiore rispetto alla wing tip discreta e paragonabile a quello ottenuto con la raked tip in carbonio con una sola orientazione delle lamine.

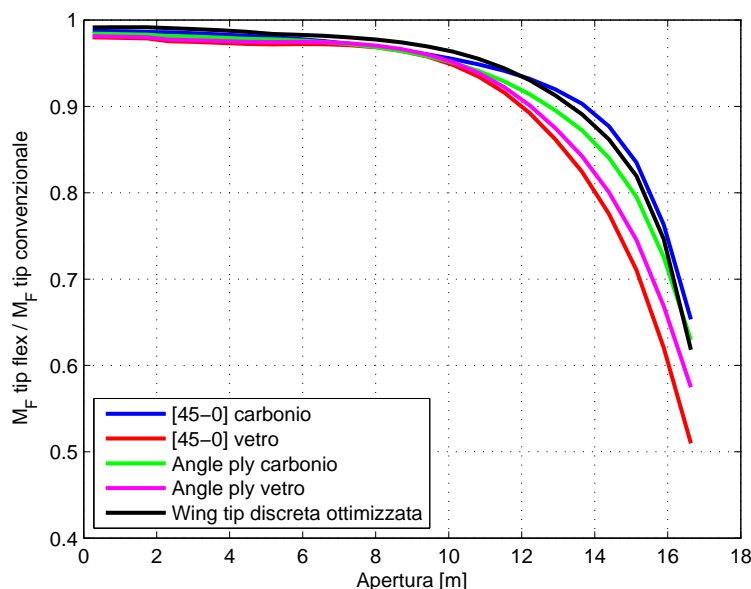


Figura 4.31: Riduzione del momento flettente in apertura, raffica  $H$  120 ft, raked tip *full depth* con laminazioni [45-0] ed angle-ply.

#### 4.6.2 Raffica stocastica

La risposta alla turbolenza viene analizzata come descritto nel Par. 3.7.2, considerando solo la fase di crociera suddivisa in due segmenti.

Il numero di occorrenze, per ora di volo, di un dato livello di momento flettente dovuto alla sola turbolenza è mostrato in Fig. 4.32 e 4.33, rispettivamente alla radice ed all'estremità alare. Considerando la frequenza di eccedenze di progetto ( $2 \cdot 10^{-5}$  /h), la raked wing tip con fibre dirette in un'unica direzione genera una diminuzione del momento flettente di progetto all'estremità alare di circa il 60% ed in radice del 3%, la stessa ottenuta nella risposta alla raffica deterministica. Anche in questo caso la raked wing tip si conferma la soluzione migliore in termini di alleviazione dei carichi.

### 4.7 Confronto tra winglet e wing tip

Per una valutazione globale dell'efficienza delle wing tip oggetto del presente lavoro è necessario bilanciare i benefici aerodinamici con l'impatto strutturale. Non avendo a disposizione un modello reale di velivolo, è difficile trarre conclusioni certe poiché la scelta tra un dispositivo e l'altro è estremamente configurazione dipendente.

Ciò detto, si decide di effettuare un confronto tra alcune delle wing tip flessibili esaminate e le winglet.

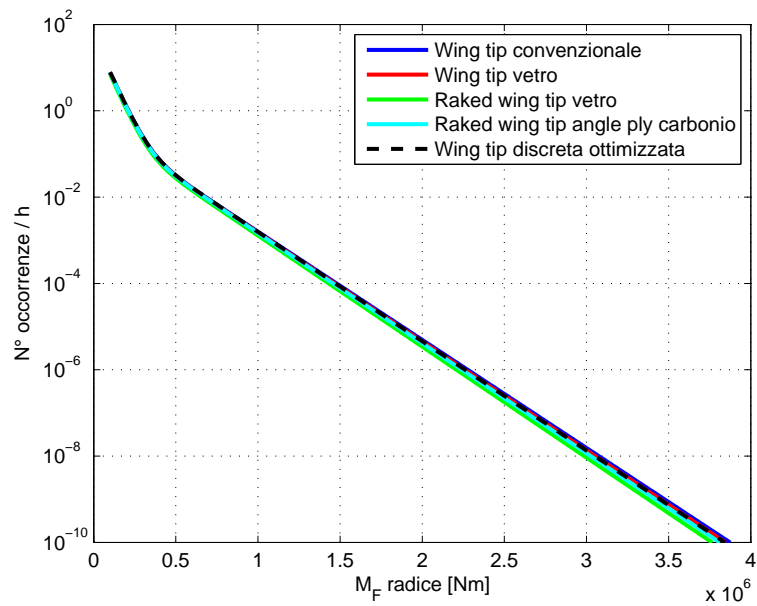


Figura 4.32: Numero di occorrenze di livello di momento flettente incrementale in radice, wing tip continua, raffica stocastica.

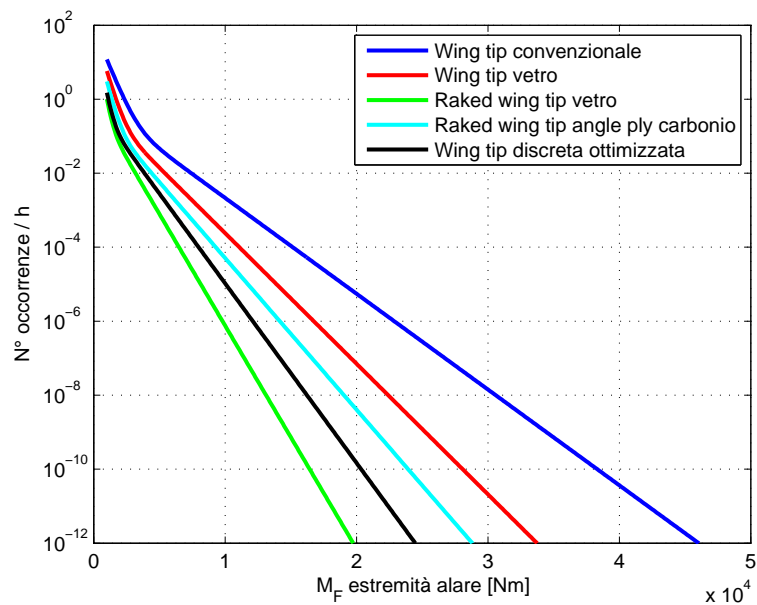


Figura 4.33: Numero di occorrenze di livello di momento flettente incrementale all'estremità alare, wing tip continua, raffica stocastica.

Il modello a travi e la mesh DLM Nastran del velivolo di riferimento sono aggiornati aggiungendo winglet delle medesime dimensioni e forma in pianta di quelle installate sul B737-800, concorrente dell'A320.

La valutazione aerodinamica viene effettuata calcolando la diminuzione di resistenza indotta in crociera (condizione di Tab. 3.2). Le analisi vengono eseguiti tramite il codice VLM Tornado e si considera l'effetto della flessibilità sulla geometria del velivolo. Dalle soluzioni di trim aeroelastico di Nastran si ricavano gli spostamenti verticali e gli svergolamenti elastici dell'ala, mostrati in Fig. 4.34, del piano di coda orizzontale e, in un caso, delle winglet per la creazione delle mesh deformate in Tornado nonché le variabili di trim, angolo d'incidenza e deflessione dell'equilibratore.

Alla resistenza indotta vengono sommati i contributi della resistenza d'attrito dell'ala, suddivisa per il calcolo in più partizioni, dei piani di coda e della fusoliera calcolati, in prima approssimazione, dalla formula del coefficiente di attrito di una lastra piana in regime turbolento:

$$C_{D0} = \frac{1}{S_{ref}} \sum_i C_{f,i} S_{wet,i} \quad (4.7.12)$$

$$C_{f,i} = \frac{0.455}{(\log Re_i)^{2.58} (1 + 0.144M^2)^{0.65}} \quad (4.7.13)$$

dove  $Re_i$  è il Reynolds locale della superficie considerata e  $S_{wet,i}$  l'area bagnata. Questo semplice modello aerodinamico non considera né la resistenza di forma, che comunque per le superfici portanti a piccoli angoli d'incidenza è minore di quella d'attrito, né la resistenza d'onda.

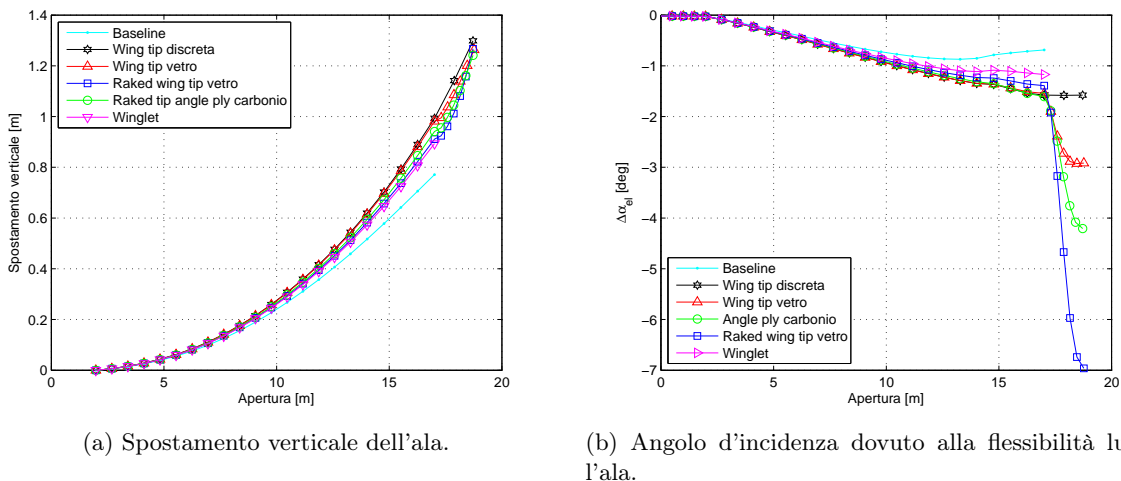


Figura 4.34: Deformazione dell'ala in VORU.

L'andamento in apertura del carico aerodinamico (non la portanza bensì il carico diretto come la normale locale all'ala ed alle winglet) nella condizione di crociera di riferimento è mostrato in Fig. 4.35 per le configurazioni esaminate. La corrispondente distribuzione del coefficiente di portanza è rappresentata in Fig. 4.36. Le winglet generano una forza prevalentemente in direzione laterale ed è per questo che il coefficiente di portanza assume valori così bassi. Per quanto riguarda le raked tip, a causa della forte rastremazione il coefficiente di portanza locale non segue l'andamento di quello sull'ala ma presenta un picco, ben evidente nella curva della



raked tip angle ply in carbonio, potenzialmente pericoloso perché può portare allo stallo delle estremità alari, considerando anche che esse operano a Reynolds più bassi. Tuttavia, il notevole svergolamento elastico *nose-down*, scaricando la tip, allevia questo effetto, che infatti non è presente per la raked tip in vetro con fibre in una sola direzione, a cui corrisponde la maggior rotazione a diminuire l'incidenza (Fig. 4.34) e coefficienti di portanza più bassi rispetto a tutti gli altri casi.

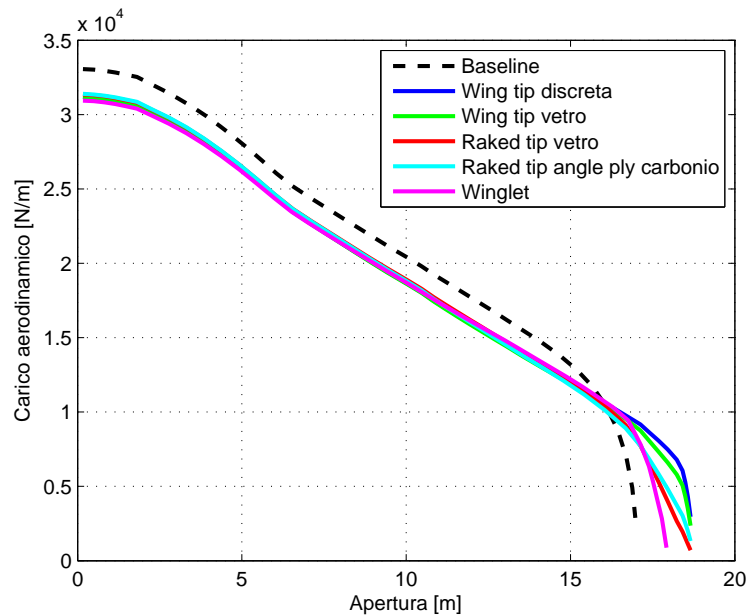


Figura 4.35: Carico aerodinamico in apertura, VORU.

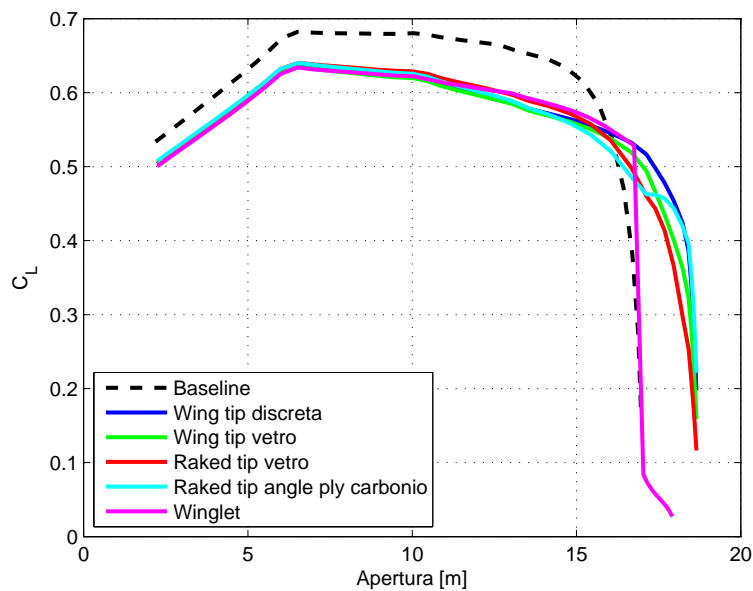


Figura 4.36: Carico aerodinamico in apertura, VORU.

La riduzione della resistenza indotta e di questa più la resistenza d'attrito rispetto al velivolo base è presentata in Tab. 4.8. Si ricorda che né le wing tip né la winglet sono ottimizzate dal punto di vista aerodinamico e la loro efficacia dipende dalla distribuzione del carico aerodinamico sull'ala, che non si conosce precisamente non avendo a disposizione i profili e lo svergolamento del velivolo di riferimento.

Delle configurazioni esaminate, la maggior riduzione di resistenza indotta si ottiene con la wing tip discreta, che in crociera è perfettamente allineata con l'ala. La wing tip in fibra di vetro ha una variazione elastica d'incidenza contenuta, circa  $-1.5^\circ$ , ed un calo di resistenza praticamente identico alla prima. Viceversa la diminuzione di resistenza indotta ottenibile con la raked tip in fibra di vetro è dell'1% più bassa. Ciò è dovuto alla estrema deformabilità, che genera uno svergolamento elastico di  $-5.5^\circ$  e ridistribuisce il carico aerodinamico verso l'interno. A conferma di ciò, vi è il fatto che la raked tip angle ply in carbonio, meno flessibile, presenta una variazione elastica d'incidenza minore,  $-2.5^\circ$ , e la diminuzione di resistenza indotta è più alta.

Va però sottolineato come il calo di resistenza indotta delle diverse wing tip sia contenuto in un range dell'1%, per avere una valutazione precisa hanno perciò un ruolo importante i contributi delle altre forme di resistenza nonché l'affidabilità dei modelli di calcolo, soprattutto per quanto riguarda le raked tip che hanno un forte svergolamento sviluppato in una lunghezza ridotta.

Aggiungendo la resistenza d'attrito, si riduce il calo di resistenza in crociera, in questa fase di volo l'indotta è circa il 40% della resistenza totale, ed inoltre tutte le wing tip hanno pressoché la medesima efficienza. La minor area bagnata delle raked tip, nonostante il Reynolds locale sia più basso, compensa infatti la minor diminuzione di resistenza indotta.

La winglet, di altezza pari a 1.5 volte l'apertura delle wing tip, produce un calo di resistenza indotta più basso inoltre anche l'area bagnata, dunque la resistenza d'attrito, è maggiore.

	$\Delta D_{ind}$	$\Delta D_{ind+fric}$
Wing tip discreta	-12.80%	-4.63%
Wing tip vetro	-12.66%	-4.56%
Raked tip vetro	-11.84%	-4.60%
Raked tip angle ply carbonio	-12.16%	-4.75%
Winglet	-10.25%	-3.39%

Tabella 4.8: Riduzione di resistenza indotta ed indotta più resistenza d'attrito.

Passando agli aspetti strutturali, la capacità di alleviazione delle varie wing tip flessibili è stata dimostrata precedentemente in termini di riduzione delle azioni interne rispetto ad una estensione rigida. Tuttavia, ciò che è importante per valutarne l'impatto sulla struttura non sono tanto queste informazioni sui carichi addizionali ma è l'incremento di peso necessario per far fronte ad essi. Non disponendo di un modello dettagliato del cassone alare ma semplicemente di un modello a travi, non è possibile effettuare una stima realistica dei rinforzi necessari e dell'incremento di peso conseguente, si possono solamente assumere degli indici in prima approssimazione proporzionali alla massa strutturale, come fatto in diverse pubblicazioni [13, 10, 11, 15, 12].

L'azione interna più rilevante per il dimensionamento di ali a medio-alto allungamento è il momento flettente. Per ciascuna delle configurazioni esaminate si individua il momento flettente critico per ogni sezione lungo l'ala e viene utilizzato questo per il calcolo degli indici strutturali. Le combinazioni di punti dell'involucro di volo, masse e manovre necessarie per individuare i carichi dimensionanti su di un velivolo porta il numero di analisi a raggiungere facilmente le migliaia. Considerata la mole di calcoli e tempo necessaria, per questo lavoro ne vengono eseguite solo alcune, sia di trim che di raffica, che tipicamente sono le più importanti per l'ala.

In Fig. 4.37 è riportato il momento flettente critico individuato in tal modo. Le manovre dimensionanti sono la richiamata a 2.5 g al MTOW (Mach 0.38 quota zero) per gran parte dell'ala, comprese le estremità, ad eccezione delle sezioni interne degli alettoni che sono dimensionate dal rollio a 1.67 g (istante iniziale [20]). Per le winglet invece le estremità alari sono dimensionate dalla manovra di imbardata (istante finale [20]).

In Fig. 4.38 e 4.39 si mostrano gli involuppi di carico, momento torcente-momento flettente, alla radice ed all'estremità dell'ala per il velivolo base, con estensione convenzionale dell'apertura, con raked wing tip in fibra di vetro (unica direzione delle fibre) e con winglet. In radice si nota l'aumento del massimo momento flettente dovuto al carico addizionale all'estremità, il massimo momento torcente è invece circa lo stesso del velivolo senza dispositivi. Winglet e raked tip presentano valori vicini di massimo momento flettente tuttavia la winglet genera, in questa condizione, un momento torcente maggiore. Per il resto l'involuppo di carico della winglet è contenuto in quello della raked tip, a sua volta contenuto nell'involuppo della wing tip senza capacità di alleviazione. Il massimo momento flettente cresce nel caso peggiore, cioè con wing tip convenzionale, del 12% rispetto al velivolo base.

L'aggiunta dei dispositivi aumenta invece drasticamente i carichi all'estremità alare, altrimenti quasi scarica. In questo caso è la winglet che genera il momento flettente più alto, ben il 72% ed il 240% in più del massimo che si ha con tip convenzionale e raked tip flessibile. L'involuppo di carico della winglet contiene quasi interamente quello della wing tip convenzionale ed interamente quello della raked tip, che è molto limitato rispetto agli altri due grazie all'effetto di alleviazione. Si capisce quindi come la raked wing tip sia la soluzione migliore qualora l'estremità alare non avesse margini strutturali in eccesso e richiedesse rinforzi per sostenere i carichi addizionali.

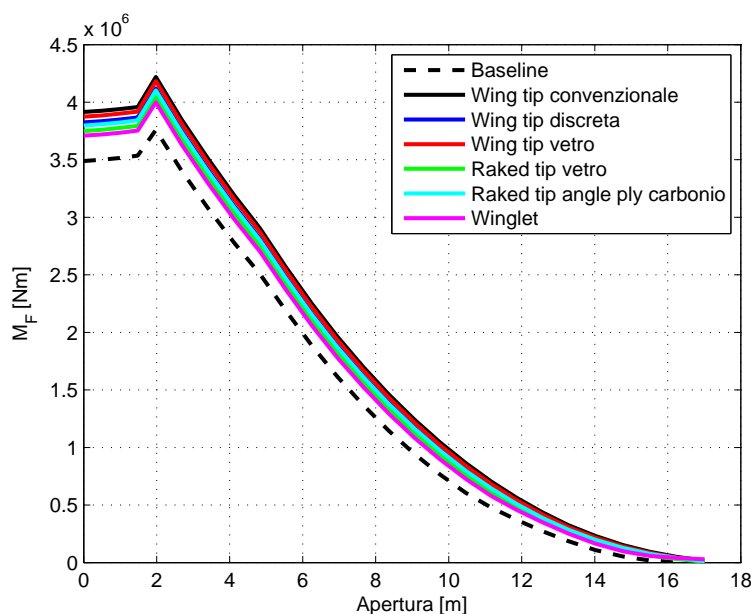


Figura 4.37: Momento flettente alare critico.

Un altro effetto delle winglet è il notevole incremento del momento flettente nel piano, non solo all'estremità ma lungo tutta l'apertura, causato dalla forza laterale agente su di essa e dall'angolo di freccia dell'ala. Ciò è mostrato dalla Fig. 4.40, che riporta il momento flettente nel piano in richiamata a 2.5 g. In radice esso è ben 2.5 volte quello che si ha sul velivolo con estensione convenzionale, all'estremità invece, mentre per il velivolo senza winglet è nullo,

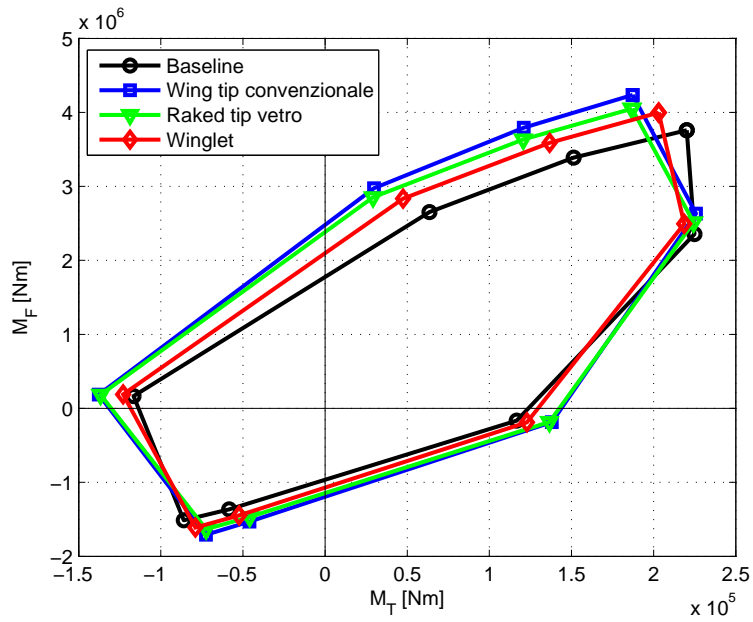


Figura 4.38: Involuppo di carico radice alare.

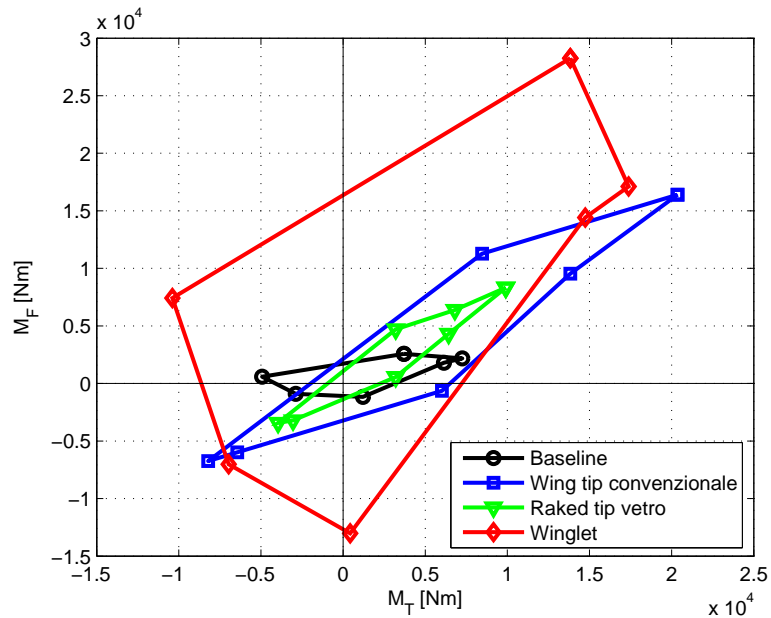


Figura 4.39: Involuppo di carico estremità alare.

il momento torcente sulla winglet si trasmette all'ala come flettente nel piano e raggiunge un valore di circa il 30% del momento flettente verticale. Va comunque sottolineato come la flessione nel piano non sia particolarmente critica per le strutture alari, che hanno alte rigidzze in tale direzione.

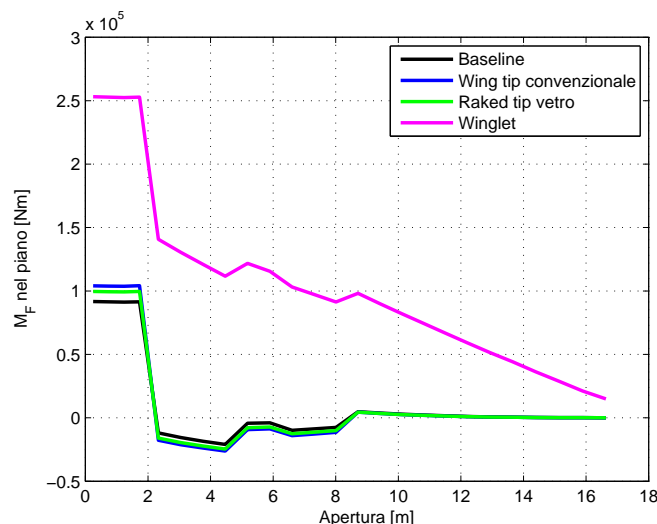


Figura 4.40: Momento flettente alare nel piano.

Come indicatore, in prima approssimazione, dell'impatto strutturale sull'ala dei dispositivi d'estremità si assume il rapporto tra il momento flettente con dispositivo e quello del velivolo base pesato per la massa strutturale locale ed integrato in apertura  $I_{s,avg}$ , questo per considerare il diverso aumento dei carichi e la diversa massa strutturale richiesta lungo l'ala, che non sarebbero tenuti in conto invece utilizzando come indici il solo momento flettente in radice o l'integrale del momento in apertura.

$$I_{s,avg} = \int_b m_{strutt}(y) \cdot \frac{M_F(y)}{M_{Fbase}(y)} dy \quad (4.7.14)$$

Le prestazioni dei diversi dispositivi sono rappresentate in Fig. 4.41 e 4.42, in termini di diminuzione di resistenza indotta e della somma di resistenza indotta e d'attrito ottenibili in funzione dell'incremento percentuale dell'indicatore strutturale rispetto al velivolo base. Viene analizzata anche una winglet con angolo di *toe-out*, ossia l'angolo di calettamento della winglet sull'ala, pari a 2° poiché ciò permette una diminuzione dei carichi agenti all'estremità, limitando l'aumento di azioni interne.

Considerando il solo effetto sulla resistenza indotta, le winglet sono leggermente più efficienti di una estensione convenzionale, i carichi che inducono sull'ala sono più bassi di quelli generati da un'estensione dell'apertura dato che le forze aerodinamiche su di esse hanno braccio minore, ad eccezione dell'estremità alare che invece è fortemente sollecitata rispetto alle altre soluzioni. L'angolo di *toe-out* diminuisce le azioni interne ma a spese di un minor calo di resistenza indotta cosicché non vi è un vantaggio rispetto alla winglet senza *toe-out*. Le wing tip flessibili risultano essere effettivamente competitive, soprattutto la raked tip in fibra di vetro che presenta un indice strutturale addirittura inferiore alle winglet grazie alla estrema alleviazione nella parte esterna d'ala, dove l'aumento dei carichi è più alto.

Aggiungendo il contributo della resistenza d'attrito, winglet ed estensione orizzontale sono allineate mentre aumenta il vantaggio delle soluzioni flessibili, sia la tip discreta sia le raked tip continue. In particolare quella in fibra di vetro con lamine in una sola direzione emerge come più promettente, garantendo la maggior alleviazione dei carichi con una minima penalità di resistenza indotta ma un'area bagnata minore. La wing tip in carbonio non ha al contrario un particolare beneficio netto rispetto alle winglet, la riduzione dei carichi è infatti troppo bassa.

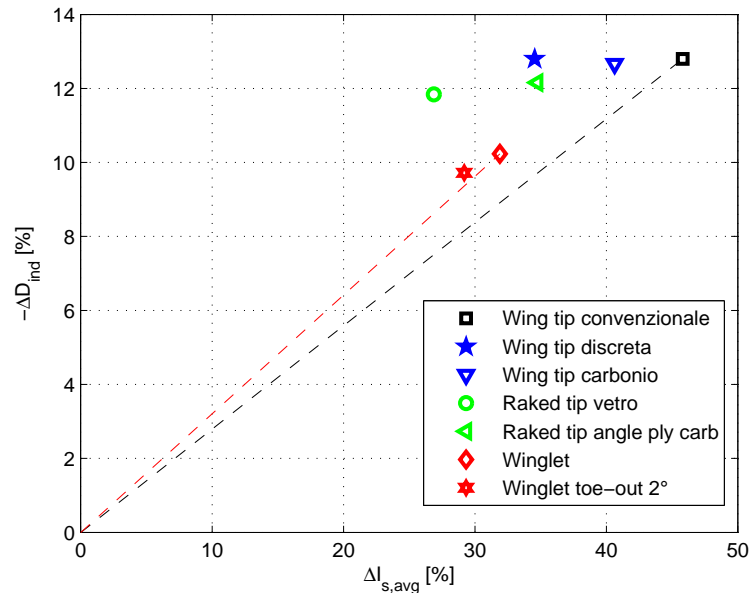


Figura 4.41: Diminuzione della resistenza indotta dei diversi dispositivi rispetto all'impatto strutturale.

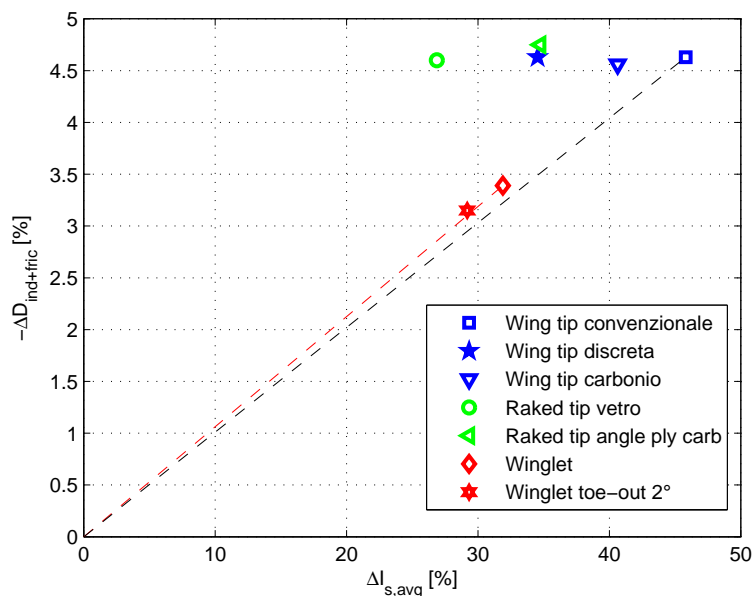


Figura 4.42: Diminuzione della resistenza indotta e d'attrito dei diversi dispositivi rispetto all'impatto strutturale.



## Capitolo 5

# Analisi di trim con CFD

Nei capitoli precedenti, per lo studio delle wing tip si è adottato un metodo aerodinamico *low-fidelity*, il DLM, il quale permette il calcolo delle forze aerodinamiche stazionarie e non stazionarie in tempi molto ridotti e quindi si presta perfettamente per le numerose analisi parametriche ed ottimizzazioni numeriche svolte.

Il velivolo di riferimento opera però in campo transonico, il Mach di crociera è 0.78, e le forti non linearità associate alle onde d'urto presenti in questo regime richiedono l'adozione di un modello di flusso non isoentropico basato sulle equazioni di Eulero o di Navier-Stokes. I classici metodi linearizzati a potenziale (come il DLM o il VLM) non colgono infatti questi fenomeni non lineari e calcolano distribuzioni errate delle pressioni sul velivolo, per ottenere informazioni affidabili necessitano di correzioni empiriche derivanti da prove in galleria del vento.

Per queste ragioni, emersa come soluzione più promettente tra quelle esaminate nei capitoli precedenti la raked wing tip in fibra di vetro, se ne verifica il comportamento in crociera e manovra impiegando un solutore CFD per il trimmaggio del velivolo flessibile. Il codice risolve le equazioni di Eulero, preferite rispetto alle Navier-Stokes poiché meno onerose dal punto di vista della generazione della griglia e dei tempi di calcolo. Questo modello è accettabile per angoli di incidenza moderati, numeri di Reynolds alti e strato limite attaccato e sottile.

### 5.1 Solutore aerodinamico

Il codice CFD utilizzato per le analisi di trim è AeroFoam ([www.aero.polimi.it/freecase/](http://www.aero.polimi.it/freecase/)), sviluppato da Giulio Romanelli del Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano [45, 46]. AeroFoam è un solutore a volumi finiti *cell-centered density-based* delle equazioni di Eulero e Navier-Stokes (RANS) stazionarie ed instazionarie, che si basa sulle librerie del programma *free* OpenFOAM per la gestione delle strutture dati relative alla griglia di calcolo ed alla soluzione numerica e per la fasi di *pre-post processing*.

Per la discretizzazione spaziale esso impiega flussi numerici accurati al second'ordine (Lax-Wendroff) nelle aree di corrente regolare ed al prim'ordine in prossimità delle onde d'urto (Approximate Riemann Solver), per risolverle adeguatamente ed evitare oscillazioni numeriche; la transizione tra i due schemi è governata da una strategia *flux limiting* (limitatore di van Leer). La soluzione stazionaria delle equazioni di Eulero è ottenuta con uno schema *time-stepping* esplicito che utilizza un metodo Runge-Kutta a 5 stadi con *Local Timestepping* al fine di velocizzare la convergenza. Per accelerarla ulteriormente in AeroFoam è implementata una tecnica *multigrid* inoltre il calcolo può essere parallelizzato su più CPU.



### 5.1.1 Griglia di calcolo aerodinamica

Per la costruzione delle mesh aerodinamiche è necessario creare un file CAD contenente la geometria del velivolo. A tal fine si utilizza il programma SUMO (SURface MOdeler) [47], tool grafico realizzato espressamente per generare modelli geometrici di configurazioni aeronautiche a partire dalle informazioni sulle sezioni di fusoliera e nacelle e sui profili alari. Il software è inoltre in grado di leggere il file XML creato da AcBuilder (Par. 2.1), dal quale creare senza intervento dell'utente la geometria del velivolo (Fig. 5.1). A partire da questa è poi possibile generare in pochi secondi la mesh superficiale a triangoli, anche in tal caso con un intervento dell'utente molto ridotto, limitato all'impostazione di alcuni parametri euristici per determinare le dimensioni degli elementi sulle diverse componenti del velivolo ed il grado di raffinamento nelle zone di bordo d'attacco e d'uscita.

Per l'ala si sono adottati i profili utilizzati dal B737, reperibili in rete, senza svergolamento; i piani di coda hanno un profilo simmetrico NACA0012.

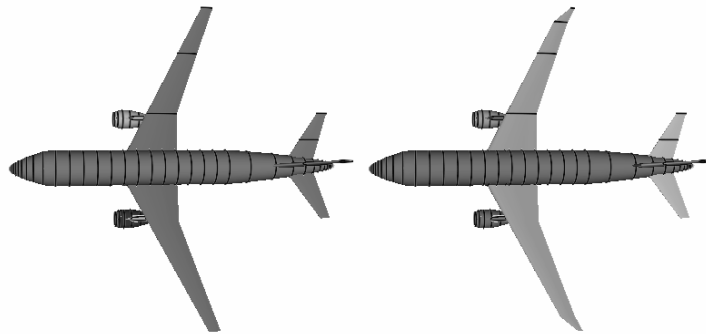


Figura 5.1: Modello geometrico creato in SUMO del velivolo con wing tip e raked wing tip.

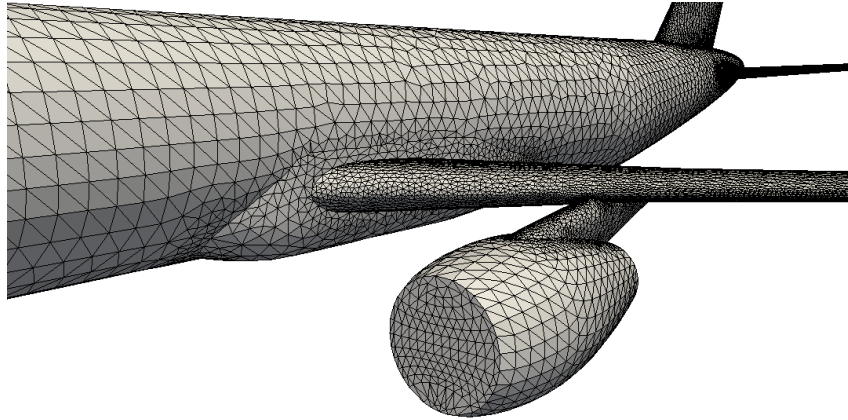
La griglia superficiale è esportata in formato STL ed a partire da questa viene creata la mesh non strutturata (tetraedrica) del volume del campo di moto, delimitato da una sfera di raggio pari a 5 volte l'apertura alare, tramite il software commerciale Gambit.

La mesh del velivolo con wing tip di pianta convenzionale è formata da 635700 celle tetraedriche con 87684 elementi triangolari sulla superficie del velivolo e 1194 elementi triangolari sulle sezioni di ingresso ed uscita dei motori; la mesh con raked wing tip è formata da 690957 celle tetraedriche con 90838 elementi triangolari sulla superficie del velivolo e 1194 elementi triangolari sulle sezioni di ingresso ed uscita dei motori. Alcuni dettagli delle griglie di calcolo sono mostrati in Fig. 5.2.

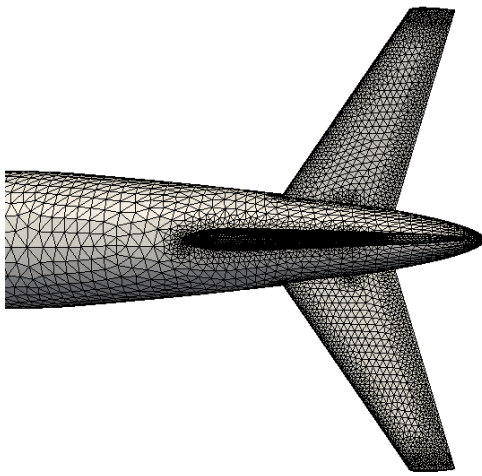
### 5.1.2 Interfaccia aeroelastica e condizioni al contorno

Il trasferimento degli spostamenti strutturali alla mesh aerodinamica tridimensionale e, viceversa, delle forze dalle celle superficiali ai nodi del modello a travi avviene attraverso l'interfaccia aeroelastica. L'interfaccia presente in AeroFoam fa uso delle *Radial Basis Functions* per l'interpolazione degli spostamenti dei nodi aerodinamici a partire da quelli strutturali. Questo metodo assicura la conservazione della quantità di moto e dell'energia scambiata tra fluido e struttura ed è abbastanza flessibile e robusto per trattare topologie completamente differenti tra loro come quelle in esame. La matrice di interfaccia  $H$  di dimensioni  $N_a \times N_s$ , calcolata prima della procedura di trim, mappa gli spostamenti nei due domini fluido e struttura, rispettivamente  $\{u_a\}$  e  $\{u_s\}$ , secondo la relazione:

$$\{u_a\} = [H]\{u_s\} \quad (5.1.1)$$



(a) Fusoliera e nacelle.



(b) Piano di coda.



(c) Confronto ali con diverse wing tip.

Figura 5.2: Dettagli delle mesh CFD.

Le forze aerodinamiche sono interpolate sui nodi strutturali come:

$$\{F_s^a\} = [H]^T \{F_a^a\}. \quad (5.1.2)$$

Per trasferire i campi di spostamenti e velocità strutturali in condizioni al contorno aerodinamiche sulla superficie del velivolo la strategia più generale e corretta prevede di deformare la mesh aerodinamica, riformulando il problema in forma *Arbitrary Lagrangian Eulerian* (ALE). La deformazioni di griglia è tuttavia un'operazione computazionalmente costosa e tutt'altro che banale, poiché gli elementi possono distorcersi eccessivamente o formare volumi negativi, invalidando la simulazione.

Una strategia alternativa più semplice ed efficiente si basa sulla modifica delle condizioni al contorno a parete di non penetrazione  $V_n|_{S_b} = 0$  (equazioni di Eulero). La mesh non viene deformata ma il movimento è simulato assegnando un valore non nullo, detto velocità di traspirazione, alla velocità normale  $V_n$ , diretta come il versore normale alla superficie del corpo indeformato. Per un problema stazionario la condizione al contorno diviene dunque:

$$V_n = -V_\infty \cdot \vec{\Delta n} \quad (5.1.3)$$

dove  $\vec{\Delta n}$  è la variazione del versore normale alla superficie del corpo, calcolata per differenze finite, e rappresenta perciò la deformazione del velivolo. Questo approccio è seguito anche per trattare la deflessione rigida delle superfici di comando, che non devono essere così effettivamente ruotate all'interno della griglia. La condizione al contorno di traspirazione si può ritenere valida per piccoli spostamenti strutturali e per angoli di incidenza moderati [45].

Il trim con **AeroFoam** può essere effettuato sia tramite la deformazione di griglia sia tramite la traspirazione; per le analisi del presente lavoro si è scelta quest'ultima soluzione perché permette un risparmio dei tempi di calcolo.

Le condizioni al contorno imposte sui rimanenti elementi superficiali sono di flusso asintotico sulle facce che delimitano il campo di moto mentre sulle sezioni di ingresso e d'uscita del motore è necessario assegnare i valori delle variabili fluidodinamiche (pressione, temperatura, velocità) ricavati a partire dai pochi dati noti dell'impianto propulsivo.

Ipotizzando una portata massica plausibile nelle diverse condizioni di volo esaminate, conoscendo quella al decollo, si calcolano la pressione e temperatura statica e la velocità nella sezione d'ingresso, considerando una compressione isoentropica del flusso a monte. Dal valore noto della spinta generata dal motore ed ipotizzando un Mach di efflusso, minore di uno essendo l'ugello semplicemente convergente, si ricavano i valori di pressione e temperatura statica e velocità da imporre nella sezione di uscita.

## 5.2 Procedura di trim

Il trimmaggio del velivolo richiede la risoluzione di un sistema di equazioni non lineari che includono implicitamente le equazioni di Eulero costituenti il modello CFD. Le equazioni di moto del velivolo possono essere suddivise in due sottosistemi, uno relativo alla meccanica del volo rigida ed uno relativo all'elasticità. Il primo ha come incognite gli angoli di incidenza e sideslip, le velocità angolari, le accelerazioni lineari ed angolari, le deflessioni delle superfici di comando ed eventualmente la manetta del motore. Le incognite del secondo dipendono dall'approccio utilizzato per trattare la deformabilità. Nella procedura di trim di **AeroFoam** la struttura è rappresentata dai modi propri del velivolo libero, ottenuti dal modello a travi Nastran descritto precedentemente. Questa scelta permette di ridurre le dimensioni del problema e facilitare l'interfaccia struttura-aerodinamica e si è dimostrata affidabile in diverse simulazioni aeroelastiche statiche [48, 49].

Per la convergenza della deformata sono sufficienti pochi modi a bassa frequenza e gli unici dati strutturali necessari per la procedura di trim sono le rigidità generalizzate e la matrice contenente le forme modali che costituiscono la base ridotta. Queste informazioni sono lette da **AeroFoam** una sola volta all'inizio della simulazione ed esso calcola poi al proprio interno, oltre alle variabili fluidodinamiche, anche la deformata, evitando così di dovere interfacciare il solutore CFD con il codice strutturale. Inoltre, dato che i modi propri flessibili del velivolo libero sono ortogonali a quelli rigidi attraverso la matrice di massa, gli effetti di scarico inerziale vengono considerati automaticamente nella formulazione [50].

La rotazione delle superfici di controllo viene considerata introducendo nella base modale i modi fittizi di comando, i quali hanno spostamenti dei nodi strutturali appartenenti alla superficie mobile calcolati dalla rotazione unitaria (linearizzata) attorno all'asse di cerniera e spostamenti nulli nel resto del velivolo.

Il numero totale di equazioni che descrivono la dinamica del velivolo è  $N_m + 6$ , dove  $N_m$  è il numero di modi della base ridotta; le incognite sono  $N_m$  ampiezze modali  $q_E$  e  $M$  parametri della meccanica del volo  $q_R$ . Per ottenere un problema determinato (problema aeroelastico consistente) si assegnano  $M - 6$  di questi parametri che specificano il tipo di manovra. In realtà le equazioni

della meccanica del volo si riducono a 5 perché si considera sempre soddisfatto l'equilibrio in direzione  $x$ , sotto l'ipotesi di una sufficiente spinta dei motori. Si trascura inoltre il contributo della spinta all'equilibrio dei momenti.

In questo lavoro si analizzano condizioni di volo simmetrico orizzontale rettilineo uniforme a diversi fattori di carico  $n_z$ . Le equazioni della meccanica del volo da soddisfare sono quindi l'equilibrio delle forze in direzione  $z$  e l'equilibrio del momento di beccheggio attorno al baricentro, con incognite l'angolo d'incidenza  $\alpha$  e la deflessione dell'equilibratore  $\delta$ :

$$\begin{Bmatrix} F_z^a(\alpha, \delta, q_E) \\ M_{x,CG}^a(\alpha, \delta, q_E) \end{Bmatrix} = \begin{Bmatrix} n_z W \\ 0 \end{Bmatrix} \quad (5.2.4)$$

Le equazioni strutturali sono invece:

$$[diag(k_i)]\{q_E\} = \{Q_a(\alpha, \delta, q_E)\} \quad (5.2.5)$$

I due sottosistemi, sebbene disaccoppiati inerzialmente, sono accoppiati dalle forze aerodinamiche, che dipendono non linearmente dalle incognite. La procedura di trim è effettuata su due livelli iterativi: il più interno contiene le equazioni di Eulero risolte con approccio *time stepping* da AeroFoam per una forma fissata del velivolo; il più esterno comprende le equazioni della meccanica del volo e della struttura risolte, a carichi aerodinamici fissati calcolati dal livello interno, per ottenere le variabili di trim e la deformazione. Il calcolo delle forze aerodinamiche a configurazione fissata non arriva mai a convergenza, ciò aumenterebbe infatti enormemente il tempo di calcolo, ma il numero di iterazioni interne  $N_{CFD}$  è stabilito dall'utente. Tipicamente 100 iterazioni sono sufficienti per fornire i carichi per le equazioni della meccanica del volo e dell'elasticità del livello esterno.

La procedura di trim è schematizzata nel diagramma di flusso di Fig. 5.3.

Inizialmente si calcola la soluzione aerodinamica stazionaria a convergenza del velivolo rigido ad  $\alpha = 0^\circ$ . Successivamente si assegna un angolo di incidenza di  $2^\circ$ , iterando per  $N_{CFD}$  cicli, e si calcolano per differenze finite le derivate di  $F_z^a$  e  $M_{x,CG}^a$  rispetto ad  $\alpha$ . Alla stessa maniera è assegnata una deflessione dell'equilibratore di  $2^\circ$  per il calcolo delle derivate di  $F_z^a$  e  $M_{x,CG}^a$  rispetto a  $\delta$ , ottenendo la matrice jacobiana  $[J_R]$  delle due equazioni della meccanica del volo rispetto alle variabili di trim. Queste non sono vere derivate di stabilità poiché la soluzione aerodinamica non è a piena convergenza ed inoltre  $\alpha$  e  $\delta$  non sono perturbate indipendentemente,  $\alpha$  non è riportata a zero quando si perturba  $\delta$ .

Alternativamente è possibile non calcolare la matrice jacobiana direttamente con il solutore CFD ma utilizzare le derivate di stabilità ottenute da un metodo aerodinamico *low-fidelity*, come il DLM od il VLM.

Le variabili di trim sono calcolate con un classico metodo di Newton modificato (matrice jacobiana non aggiornata) e la soluzione aggiornata con un fattore di rilassamento  $\omega$ . Compite  $\lceil 1/\omega \rceil$  iterazioni viene attivata l'elasticità.

Si calcolano le forze generalizzate modali, iterando nel livello interno sempre per  $N_{CFD}$ , e le equazioni della meccanica del volo e strutturali sono risolte simultaneamente, per poi aggiornare le condizioni al contorno di traspirazione.

Il ciclo è ripetuto fino a che non si raggiunge una certa tolleranza sulla forza in direzione  $z$  e sul momento di beccheggio.

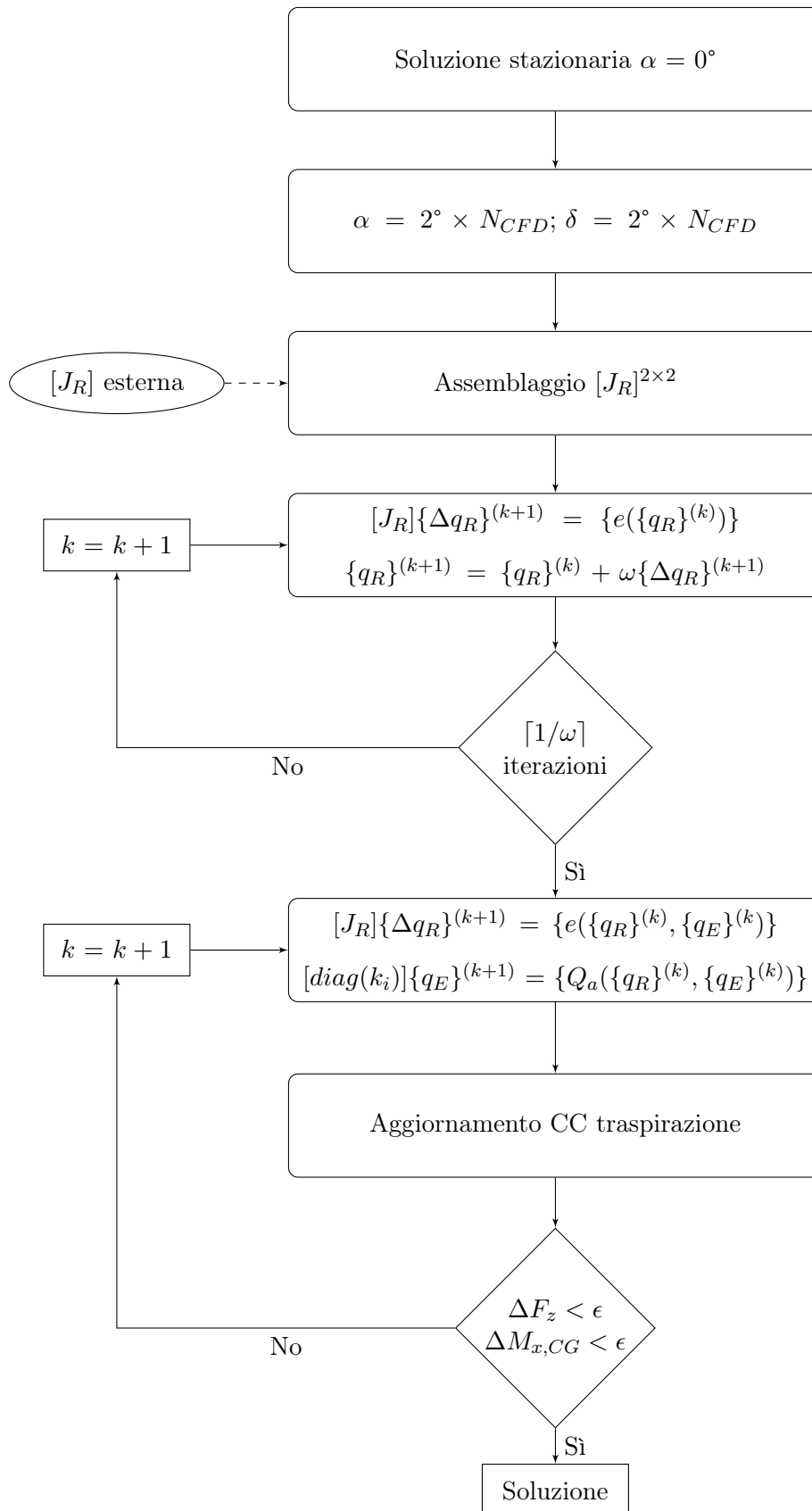


Figura 5.3: Diagramma di flusso della procedura di trim.

## 5.3 Risultati

Le condizioni di trim flessibile analizzate sono due, un volo in crociera a Mach 0.78 (condizioni di Tab. 3.2) ed uno a fattore di carico  $n_z$  pari a 1.5 g a Mach 0.40 al livello del mare. Si confrontano i risultati ottenuti con il velivolo con wing tip convenzionale e con raked wing tip in fibra di vetro con lamine disposte in una sola direzione. I calcoli sono effettuati su 40 CPU del cluster Megamind del Dipartimento di Ingegneria Aerospaziale del Politecnico di Milano, costituito da 16 nodi per 12 CPU Intel Xeon X5650 2.67 Ghz con 32 GB di RAM. La soluzione stazionaria ad  $\alpha = 0^\circ$  richiede circa 10 minuti e l'intera procedura di trim richiede circa 45 minuti, un ottimo risultato considerando la complessità del modello aerodinamico.

La base modale scelta è riportata in Tab. 5.1 e consiste dei modi rigidi di beccheggio e d'equilibratore e dei primi sei modi elastici simmetrici, di frequenza inferiore a 10 Hz. Questi non sono costituiti solo dalla deformazione dell'ala ma anche della fusoliera e del piano orizzontale.

I modi del velivolo con raked wing tip presentano una estrema flessione e torsione della tip, specialmente quelli a frequenza più alta, come il 16 e 17, i quali sono quasi esclusivamente composti dalla forte flessione di tale superficie. Quanto detto è rappresentato in Fig. 5.4, che riporta i modi 10 e 17.

La Fig. 5.5 mostra l'applicazione dell'interfaccia aeroelastica per l'accoppiamento spaziale tra le due griglie di calcolo (si ricorda che la deformazione non avviene effettivamente ma le condizioni sono imposte per traspirazione). La mesh aerodinamica segue perfettamente e senza irregolarità il movimento di quella strutturale, si conferma dunque l'efficacia del metodo RBF.

Modo	f [Hz]	Descrizione
5	0.0	Rotazione rigida in beccheggio
Equil.	0.0	Rotazione rigida di equilibratore
7	2.34	Primo flessionale
10	5.31	Secondo flessionale
11	5.57	Flessionale nel piano
13	6.62	Primo torsionale
15	8.33	Flesso-torsionale accoppiato
17	8.74	Flesso-torsionale accoppiato

(a) Wing tip convenzionale

Modo	f [Hz]	Descrizione
5	0.0	Rotazione rigida in beccheggio
Equil.	0.0	Rotazione rigida di equilibratore
7	2.35	Primo flessionale
10	5.32	Secondo flessionale
11	5.61	Flessionale nel piano
13	6.61	Primo torsionale
16	8.05	Flesso-tors. con forte flessione tip
17	8.65	Flesso-tors. con forte flessione tip

(b) Raked wing tip

Tabella 5.1: Base modale scelta per il trim.

La storia di convergenza del trim in VORU del velivolo con tip convenzionale è mostrata in Fig. 5.6 in termini di variabili di trim e coordinate modali e di forze. Le prime 200 iterazioni sono

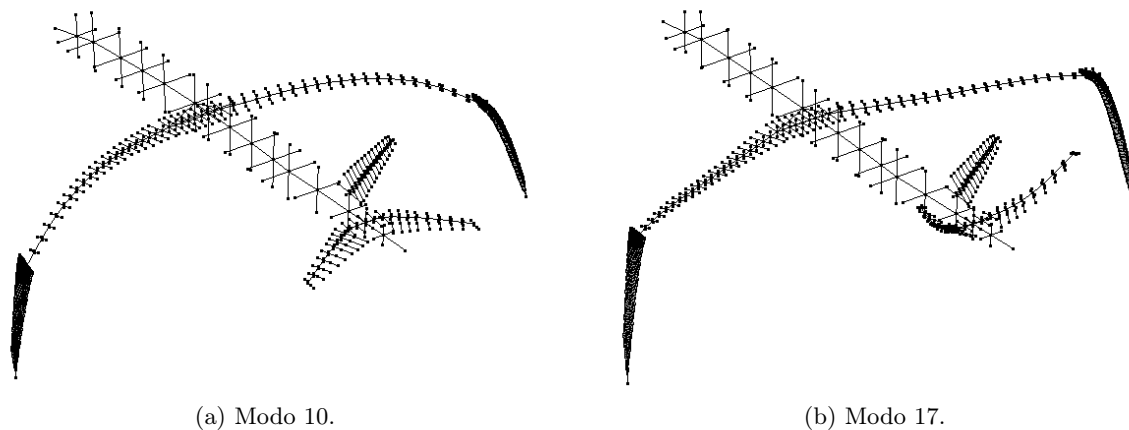


Figura 5.4: Velivolo con raked wing tip.

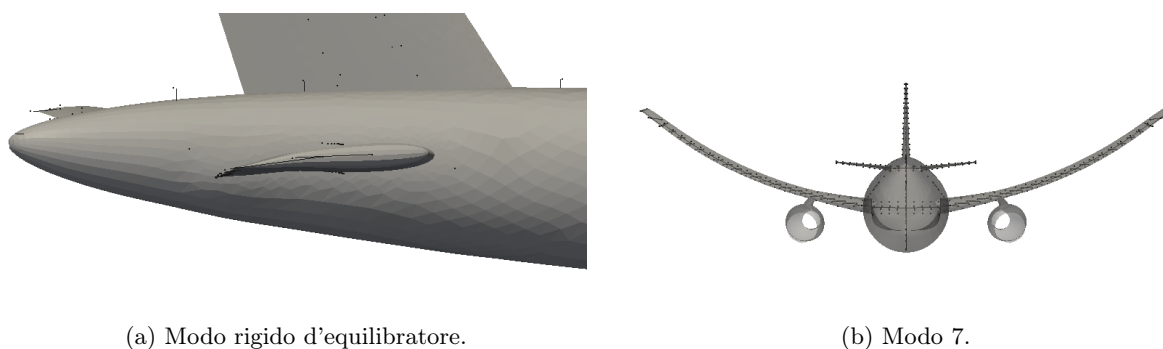


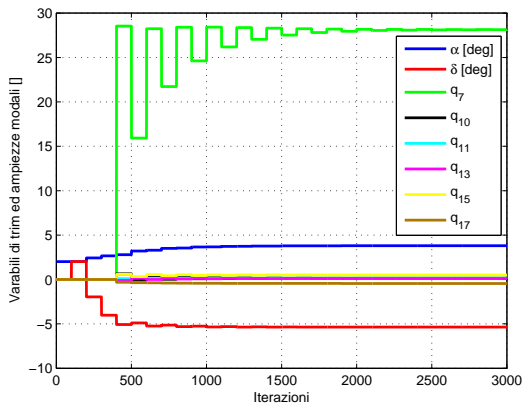
Figura 5.5: Applicazione dell'interfaccia per alcune forme modali.

dedicate al calcolo della matrice jacobiana  $[J_R]$ , successivamente vengono risolte le due equazioni della meccanica del volo per due cicli iterativi esterni, a cui corrispondono 200 iterazioni del codice CFD. A tal punto il velivolo non è ancora autoequilibrato, come chiaro dai valori di forza e momento; viene quindi attivata l'elasticità della struttura e si itera sui due livelli sino a convergenza, raggiunta in circa 3000 iterazioni. I gradini nelle forze (queste calcolate ad ogni iterazione della CFD) sono causati dall'aggiornamento della deformata del velivolo e vanno via via smorzandosi più ci si avvicina alla convergenza. Si può inoltre notare come 100 iterazioni interne per il calcolo delle forze a forma fissata siano sufficienti.

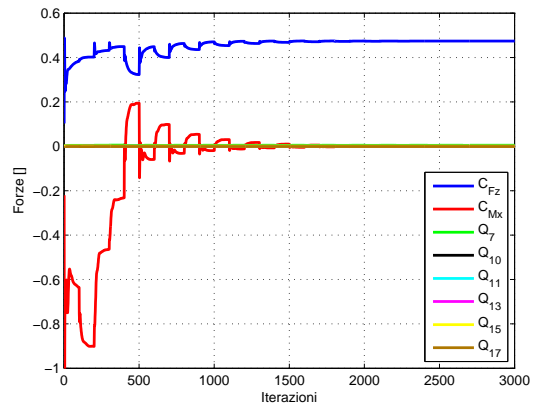
Le stesse considerazioni sono valide per la convergenza del velivolo con raked wing tip (Fig. 5.7), raggiunta in circa 3500 iterazioni del codice CFD.

Le distribuzioni di pressione e di numero di Mach nelle condizioni di trim sono mostrate in Fig. 5.8 e Fig. 5.9 per le due configurazioni.

In entrambi i casi è ben visibile l'urto sull'ala, posizionato a circa il 45% della corda locale. Nel velivolo con tip convenzionale esso si estende sino all'estremità alare, diminuendo di intensità e tendendo a raddrizzarsi in questa zona. Viceversa sulla raked wing tip non è presente l'onda d'urto. Ciò si deve al maggiore angolo di freccia rispetto all'ala ed al fatto che in configurazione deformata la raked tip ha un forte svergolamento *nose-down* che provoca una diminuzione carico aerodinamico su di essa. Questa è evidente confrontando le distribuzioni di pressione in tre sezioni delle due wing tip (Fig. 5.10).

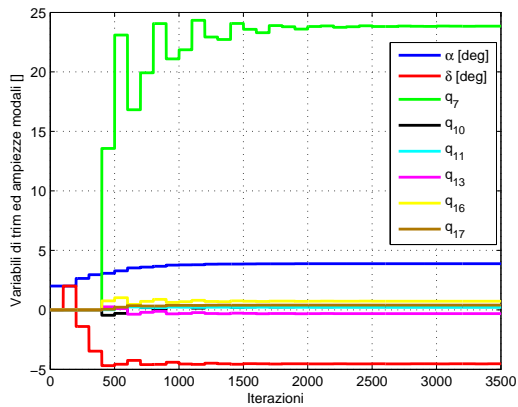


(a) Variabili di trim ed ampiezze modali.

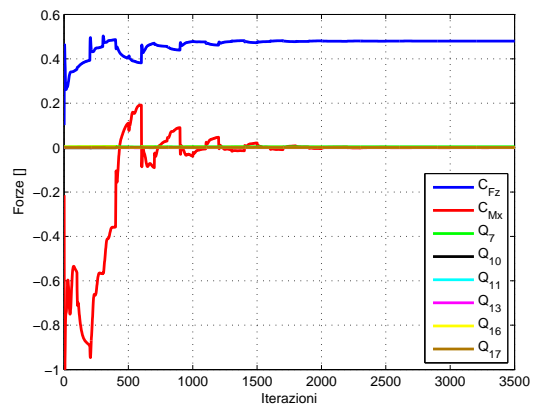


(b) Forze.

Figura 5.6: Storia di convergenza del velivolo con wing tip convenzionale, crociera.

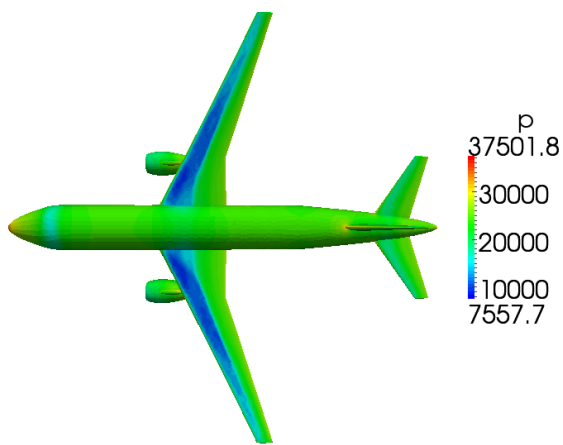


(a) Variabili di trim ed ampiezze modali.

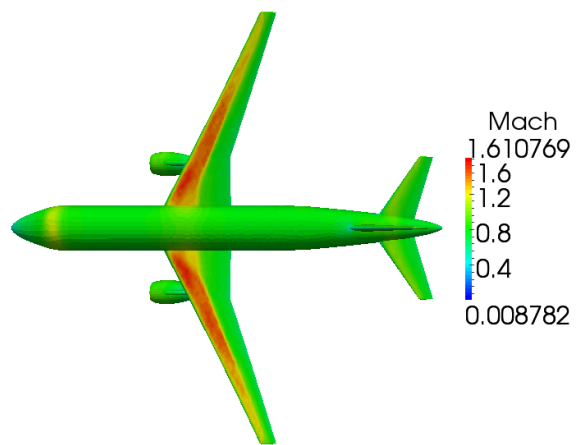


(b) Forze.

Figura 5.7: Storia di convergenza del velivolo con raked wing tip, crociera.



(a) Pressione statica,  $Pa$



(b) Numero di Mach.

Figura 5.8: Distribuzioni di pressione e Mach in crociera, wing tip convenzionale.



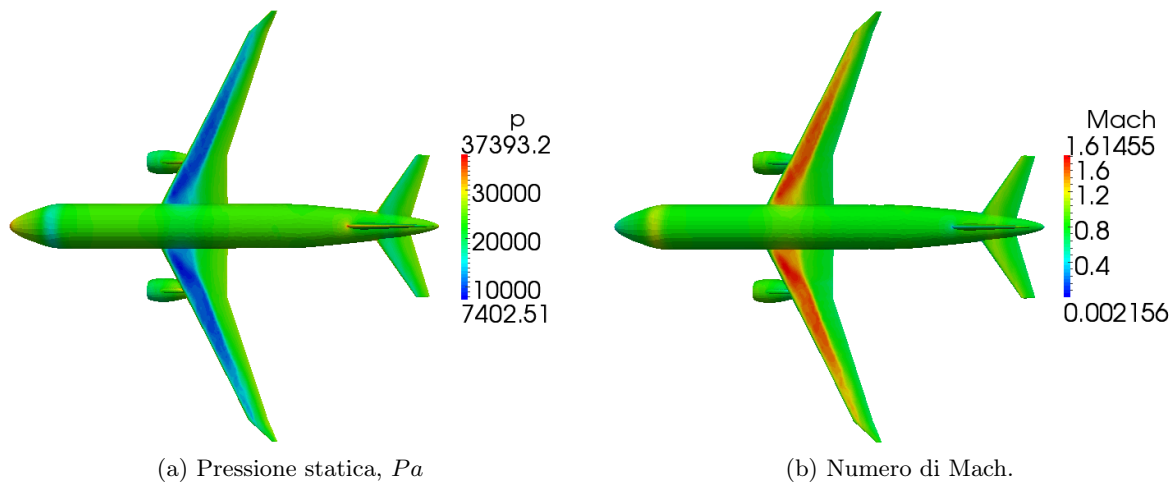


Figura 5.9: Distribuzioni di pressione e Mach in crociera, raked wing tip.

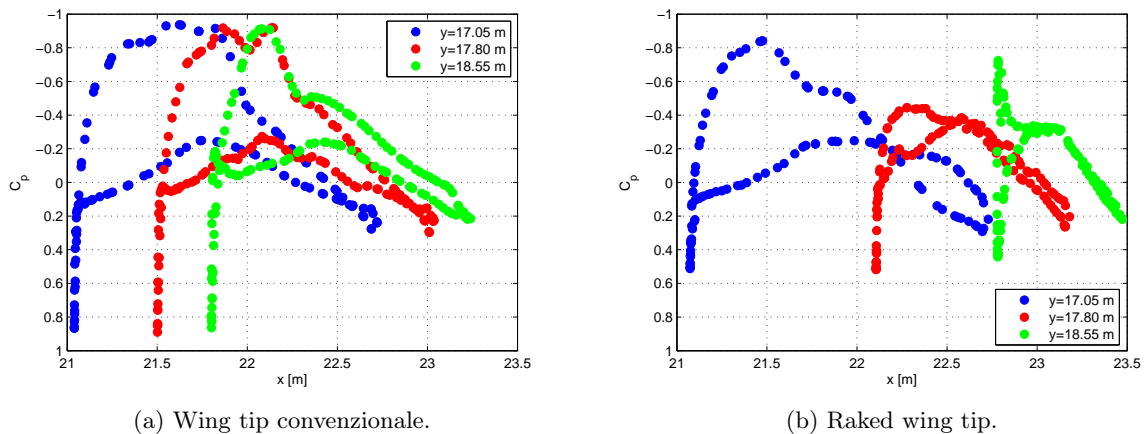


Figura 5.10: Confronto fra le distribuzioni di pressione sulle wing tip, crociera.

Il carico aerodinamico sulla raked tip è molto minore, sia per l'effetto aeroelastico sia per la minor corda, e specialmente nelle sezioni più esterne; si può inoltre osservare l'urto sull'intera apertura della wing tip convenzionale mentre esso è fortemente diminuito d'intensità sulla sezione della raked tip in prossimità dell'ala ( $y$  17.05 m) e non presente nel resto del dispositivo.

L'incidenza e la deflessione dell'equilibratore risultanti sono riassunte in Tab. 5.2, confrontate con quelle di Nastran. I valori sono abbastanza in accordo, considerando la grande differenza tra i due modelli. L'angolo di incidenza calcolato da AeroFoam è di  $1^\circ$  inferiore e può essere spiegato ricordando che, contrariamente alla CFD, il modello DLM di Nastran non considera la curvatura del profilo, modellato come una lastra piana. Maggiore differenza vi è invece sulla deflessione dell'equilibratore, dovuta, come per l'incidenza, agli effetti combinati della curvatura del profilo, della differente distribuzione di pressioni in corda tra i due modelli e della presenza della fusoliera, assente nel DLM, la quale genera un momento di entità rilevante a cabrare, dunque nello stesso verso del momento del piano di coda, che infatti necessita di una rotazione minore.

A differenza della soluzione di Nastran, per la quale la deflessione dell'equilibratore è circa uguale tra le due diverse wing tip, il codice CFD stima una deflessione di quasi  $1^\circ$  più bassa per il velivolo con raked wing tip.

	Nastran	AeroFoam		Nastran	AeroFoam
$\alpha[deg]$	4.83	3.80	$\alpha[deg]$	4.81	3.88
$\delta[deg]$	-7.11	-5.37	$\delta[deg]$	-7.30	-4.54

(a) Wing tip convenzionale

(b) Raked wing tip

Tabella 5.2: Soluzione di trim, crociera.

Le mesh aerodinamiche deformate nella condizione di trim sono rappresentate in Fig. 5.11 e 5.12. Confrontandole è evidente la flessione della raked tip e la rotazione *nose-down* che ne consegue. La deformazione è dominata dal primo modo flessionale, come dimostrato dai valori delle coordinate modali di Fig. 5.6 e 5.7.

Rispetto al trim aeroelastico con Nastran, lo spostamento verticale dell'ala risulta essere per entrambe le configurazioni in buon accordo, con una differenza del 10% sul valore all'estremità alare (Fig. 5.13 e 5.14). La variazione elastica d'incidenza calcolata dal trim con AeroFoam è invece maggiore di circa un fattore 2, probabilmente a causa della diversa distribuzione in corda del carico aerodinamico, la DLM ha una singolarità al bordo d'attacco mentre con la CFD il carico è più arretrato, che determina il momento torcente.

Lo svergolamento elastico della raked tip supera all'estremo i  $-12^\circ$ ; i risultati vanno considerati con cautela perché questo è al limite d'affidabilità della traspirazione e delle equazioni di Eulero stesse.

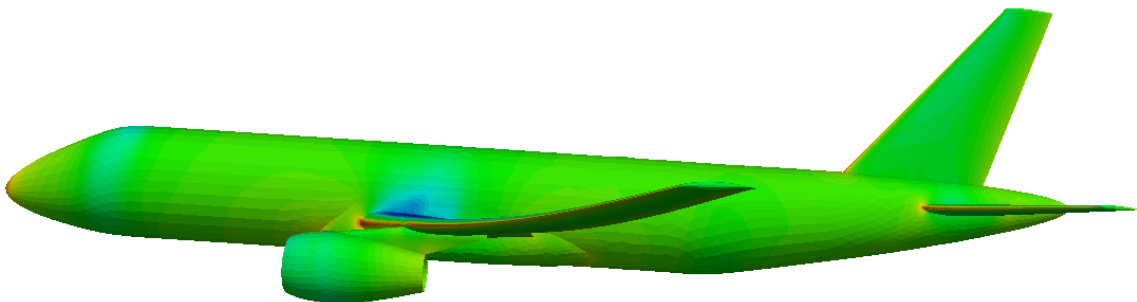


Figura 5.11: Deformata velivolo con wing tip convenzionale, crociera.

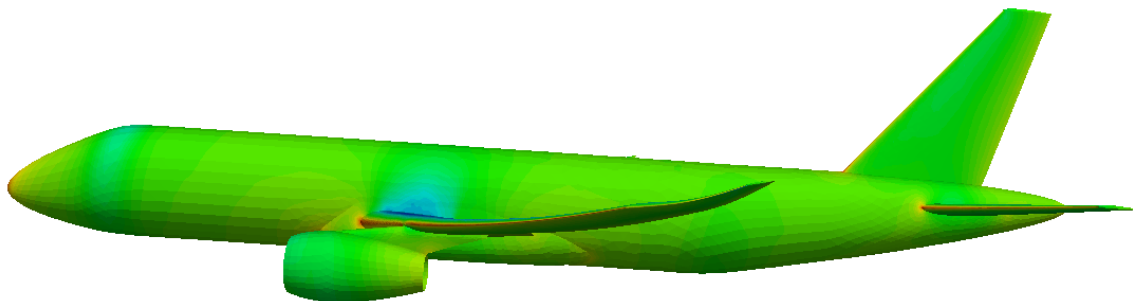
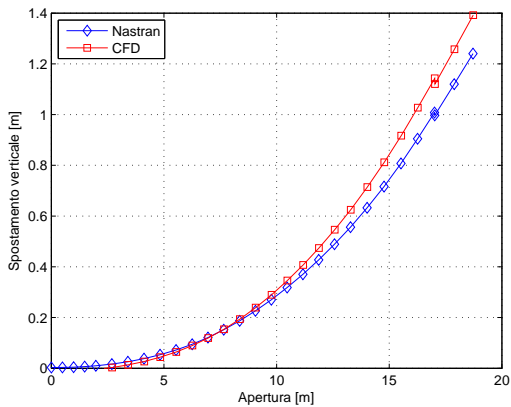
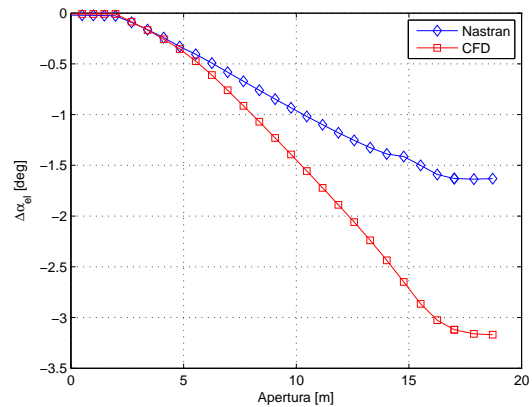


Figura 5.12: Deformata velivolo con raked wing tip, crociera.

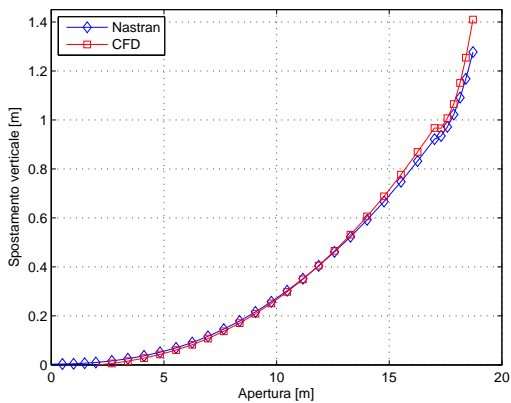


(a) Spostamento verticale dell'ala.

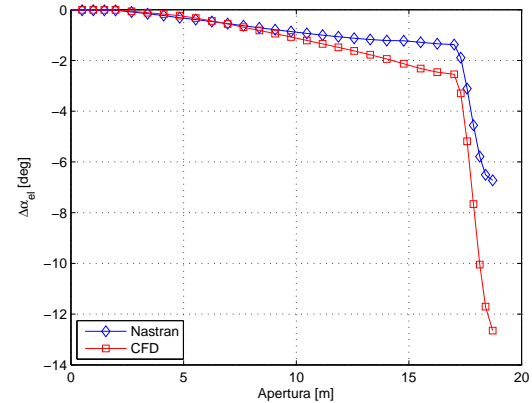


(b) Angolo d'incidenza dovuto alla flessibilità lungo l'ala.

Figura 5.13: Deformazione dell'ala con wing tip convenzionale, crociera.



(a) Spostamento verticale dell'ala.



(b) Angolo d'incidenza dovuto alla flessibilità lungo l'ala.

Figura 5.14: Deformazione dell'ala con raked wing tip, crociera.

Il momento flettente sull'ala (Fig. 5.15 e 5.16) viene calcolato con il recupero diretto a partire dalle coordinate modali e tramite sommatoria diretta delle forze (nota anche come modi di accelerazione). Per quest'ultimo metodo le forze aerodinamiche, dipendenti dal movimento della struttura che è ben approssimato dalla base modale, ottenute dal solutore CFD e trasferite ai nodi strutturali si applicano, insieme alla forza peso, al modello a travi, che risulta essere autoequilibrato e perciò è possibile vincolarlo arbitrariamente e calcolare le azioni interne con un'analisi statica.

I due metodi danno valori vicini tranne nella zona dell'estremità alare, dove il momento flettente calcolato tramite il recupero diretto è inferiore del 30%-40% rispetto a quello ottenuto per sommatoria diretta delle forze. Complessivamente, il codice CFD stima un momento flettente superiore del valore del DLM, questo nonostante la diminuzione elastica d'incidenza lungo l'apertura sia maggiore di circa un fattore 2. Sono specialmente le zone di estremità alare che risultano più caricate rispetto al modello *low-fidelity*.

L'alleviazione di momento flettente, rispetto alla tip convenzionale, calcolata con il solutore CFD è mostrata in Fig. 5.17. L'andamento in apertura è del tutto analogo a quello ottenuto con Nastran, massimo all'estremità dove arriva al 50%, ed in valore è superiore, grazie alla maggior variazione elastica d'incidenza della raked tip risultante (Fig. 5.14), causata dal maggior carico aerodinamico agente all'estremità alare stimato da AeroFoam.

Si conferma perciò anche con un metodo aerodinamico a più alta fedeltà l'efficacia della raked wing tip.

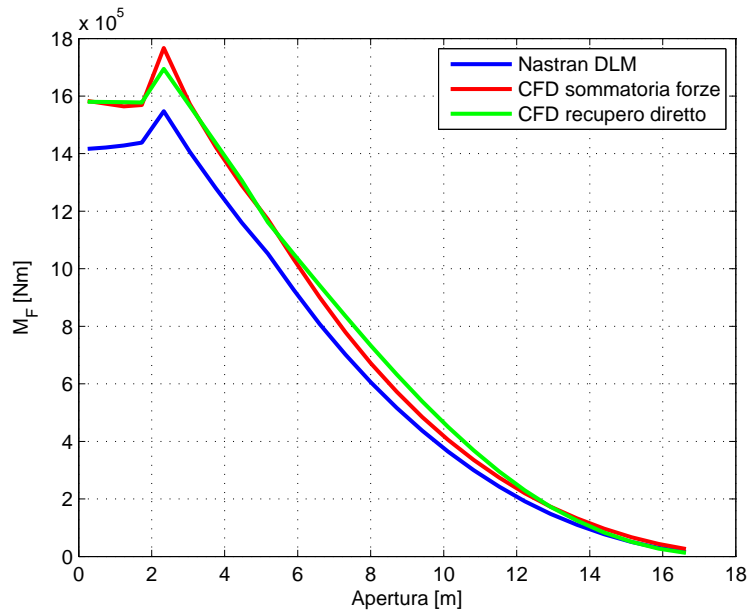


Figura 5.15: Momento flettente in apertura velivolo con wing tip convenzionale, crociera.

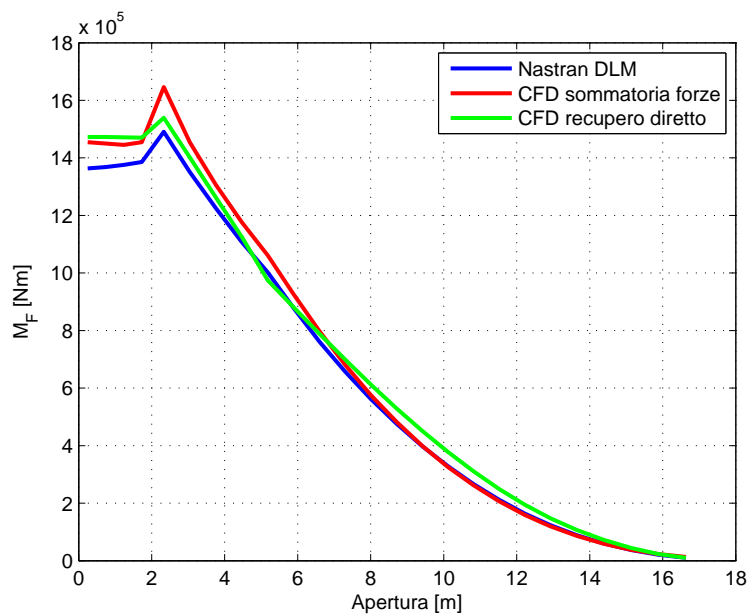


Figura 5.16: Momento flettente in apertura velivolo con raked wing tip, crociera.

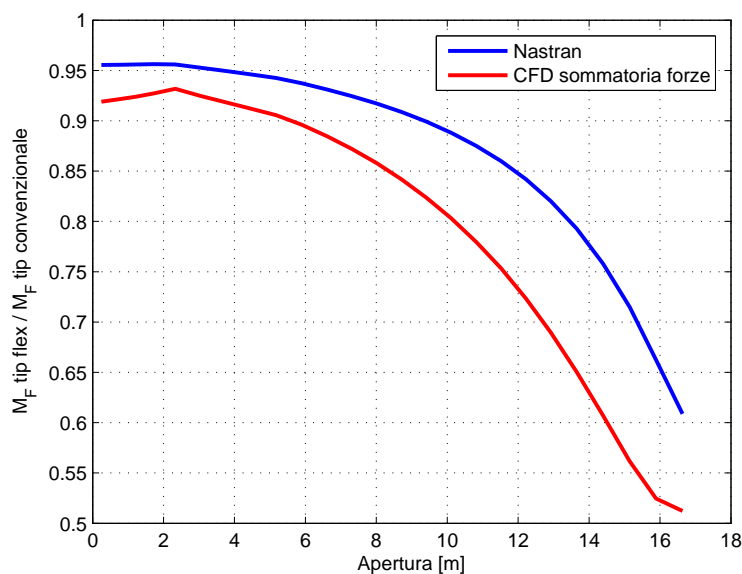


Figura 5.17: Riduzione del momento flettente in apertura con raked wing tip, crociera, confronto DLM-CFD.

La seconda condizione analizzata è subsonica, Mach 0.40 a livello del mare, ed a fattore di carico  $n_z$  1.5 g. Si è deciso di limitare  $n_z$  a tale valore perché con gli angoli d'incidenza e deformazioni che ne risultano si è già sulla soglia di validità delle condizioni al contorno di traspirazione e soprattutto delle equazioni di Eulero. Proprio per questo motivo si presenta solo l'analisi del velivolo con wing tip convenzionale e non con raked wing tip poiché dalla soluzione di trim di quest'ultima ne risulta una deformazione eccessiva, tale da invalidare i metodi utilizzati.

La storia di convergenza è mostrata in Fig. 5.18. Essa presenta più rumore e forti salti nelle forze all'aggiornarsi delle condizioni al contorno rispetto alle storie ad 1 g e questo è dovuto al fatto che si è in regime subsonico e non transonico, per cui **AeroFoam** è ottimale, e la soluzione viene eseguita con due livelli di *multigrid* invece che i quattro delle analisi precedenti. La convergenza si raggiunge comunque senza rallentamenti nei tempi di calcolo in circa 3500 iterazioni. Rispetto al trim ad 1 g, in questa condizione vi è una maggior partecipazione relativa dei modi a più alta frequenza, specialmente del 15 e 17.

In Fig. 5.19 si riporta la distribuzione di pressione e Mach sul velivolo con wing tip convenzionale da cui si vede chiaramente il picco di depressione al bordo d'attacco, tipico del regime subsonico, e la differente distribuzione di pressione rispetto alla condizione transonica precedente. Le variabili di trim sono riassunte in Tab. 5.3. Anche in questa condizione di volo si ha un buon accordo tra le incidenze mentre la deflessione dell'equilibratore è molto diversa e minore di quella necessaria per trimmare ad 1 g a Mach 0.78. La ragione di ciò non è ben chiara, potrebbe essere sia un effetto della deformabilità che dell'aerodinamica a diverso numero di Mach, ma sono necessarie ulteriori indagini.

La mesh deformata è mostrata in Fig. 5.20.

	Nastran	AeroFoam
$\alpha[deg]$	8.25	7.31
$\delta[deg]$	-13.11	-3.79

Tabella 5.3: Soluzione di trim del velivolo con wing tip convenzionale, 1.5 g.

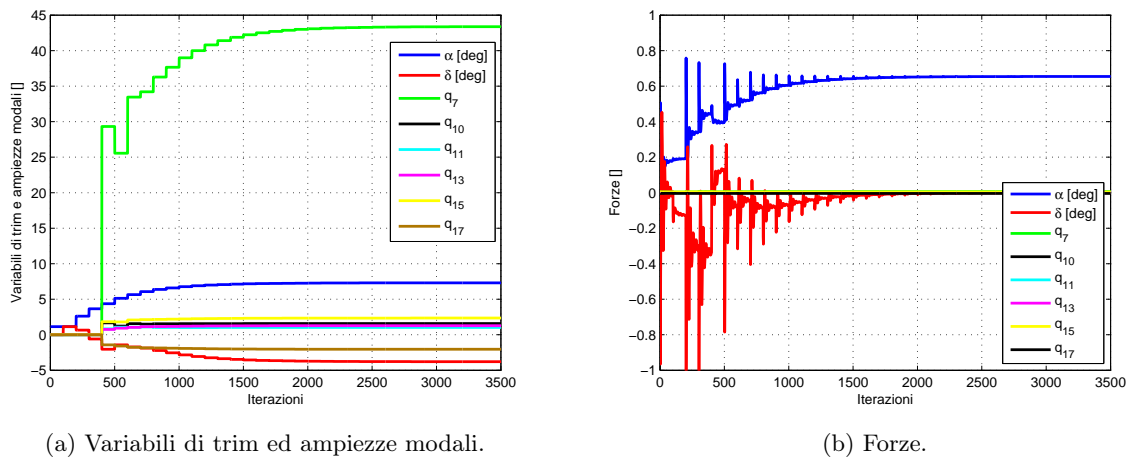


Figura 5.18: Storia di convergenza del velivolo con wing tip convenzionale, 1.5 g.

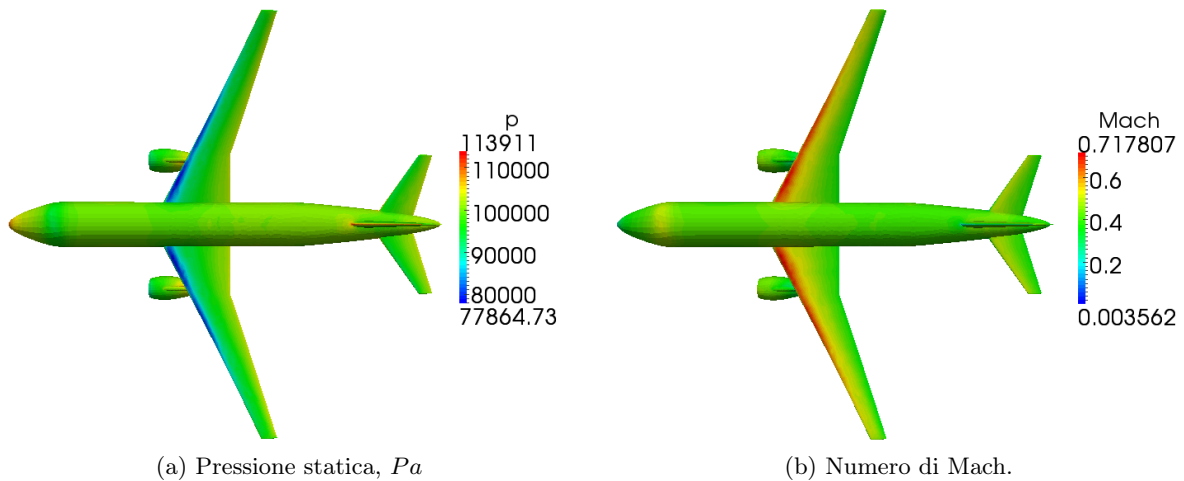


Figura 5.19: Distribuzioni di pressione e Mach a 1.5 g, wing tip convenzionale.

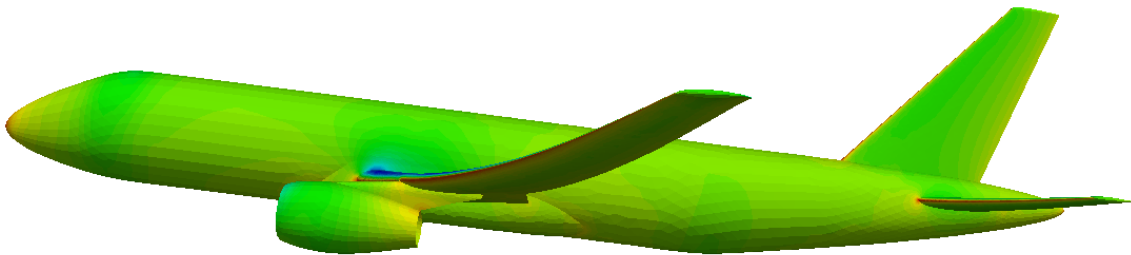


Figura 5.20: Deformata velivolo con wing tip convenzionale, 1.5 g.

Lo spostamento verticale all'estremità alare (Fig. 5.21) è superiore rispetto alla stima di Nastran di circa il 20%, contro il 10% nel trim ad 1 g; la variazione elastica d'angolo d'incidenza mostra, come anche nel caso precedentemente analizzato, un fattore di scala 2. Il momento flettente (Fig. 5.22) è, come in condizioni di crociera, maggiore di quello ottenuto con il DLM.

I valori calcolati con recupero diretto e sommatoria diretta delle forze sono relativamente vicini tra loro, la differenza è compresa tra 0-15%, lungo la maggior parte dell'apertura eccetto il tratto di estremità, dove il momento flettente ricavato per sommatoria diretta è decisamente più alto, quasi il doppio, sia di quello predetto da Nastran sia di quello del recupero diretto.

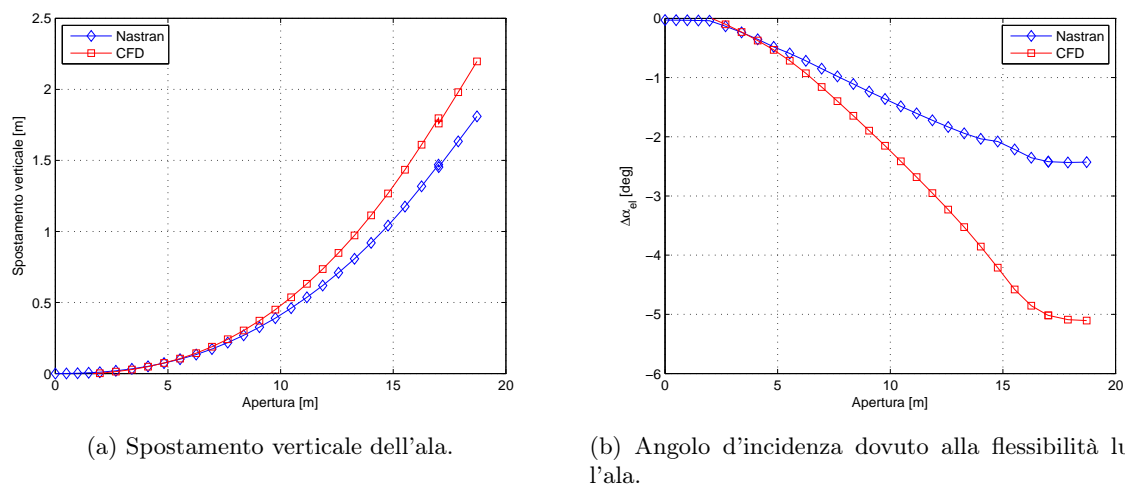


Figura 5.21: Deformazione dell'ala con wing tip convenzionale, 1.5 g.

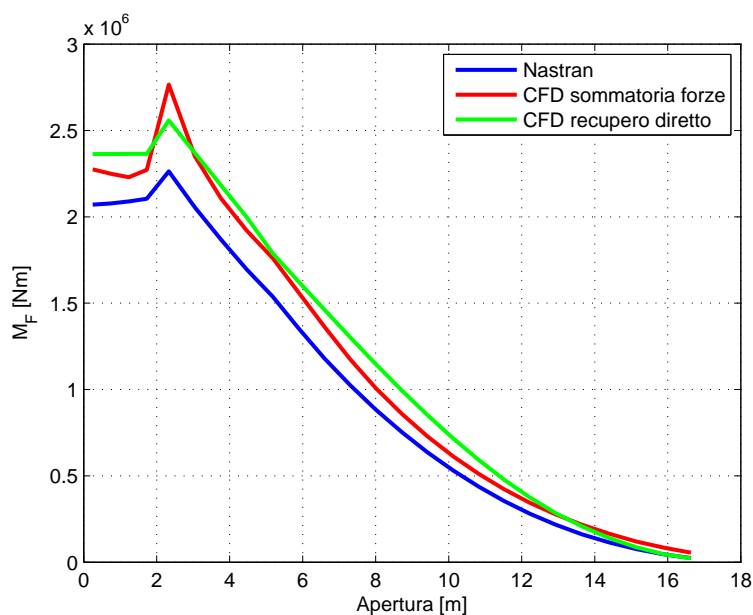


Figura 5.22: Momento flettente in apertura velivolo con wing tip convenzionale, 1.5 g.

### 5.3.1 Analisi di convergenza della griglia

In questo paragrafo si presenta uno studio di convergenza del trim al variare del grado di raffinamento della mesh aerodinamica. Si eseguono analisi di trim flessibile in crociera a Mach 0.78 con le tre griglie rappresentate in Fig. 5.23, aventi rispettivamente 52684 elementi superficiali

sul velivolo e 384722 tetraedri, 87684 elementi superficiali e 635700 tetraedri (utilizzata per le analisi del Par. 5.3), 148720 elementi superficiali e 955758 tetraedri.

Il trim raggiunge la convergenza rispettivamente in circa 30 minuti, 45 minuti e 60 minuti. L'andamento del numero di Mach su una sezione alare al 40% dell'apertura è mostrato in Fig. 5.24. Al raffinarsi della griglia la discontinuità dell'urto è colta con una maggior risoluzione e l'urto diviene più forte. Anche con la mesh meno fitta AeroFoam è in grado di ottenere una buona soluzione senza una diffusione numerica eccessiva.

L'angolo d'incidenza, la deflessione dell'equilibratore e l'ampiezza del primo modo flessibile risultanti sono mostrati in funzione del numero di celle in Fig. 5.25, che riporta anche le variabili di trim calcolate da Nastran. La differenza di incidenza e deflessione tra la griglia più fitta e quella più lasca è dell'ordine del 5%, ancor meno per la prima coordinata modale, ed è quindi indice di un'ottima convergenza anche con mesh non particolarmente raffinate su quantità globali come quelle prese in esame. La tendenza all'aumentare del numero di elementi è inoltre quella di allontanarsi dalla soluzione Nastran.

Le ampiezze dei modi propri elastici non hanno invece una convergenza monotona e ciò si riflette anche sul momento flettente, infatti quello associato alla mesh più lasca si colloca tra gli altri due. Comunque la differenza tra i tre casi è molto contenuta, attorno all'1-2%.

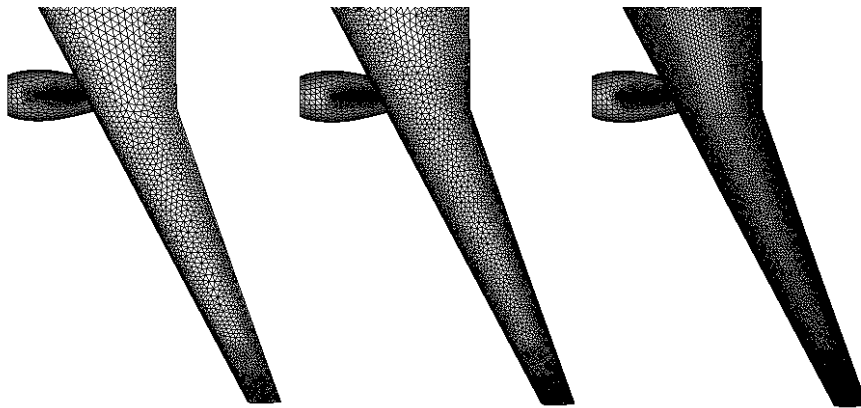


Figura 5.23: Mesh aerodinamiche per lo studio di convergenza.

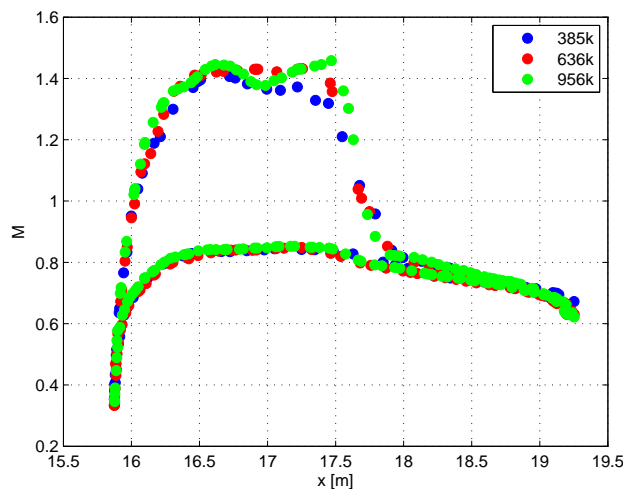


Figura 5.24: Distribuzione di numero di Mach al 40% dell'apertura all'infittirsi della mesh aerodinamica.



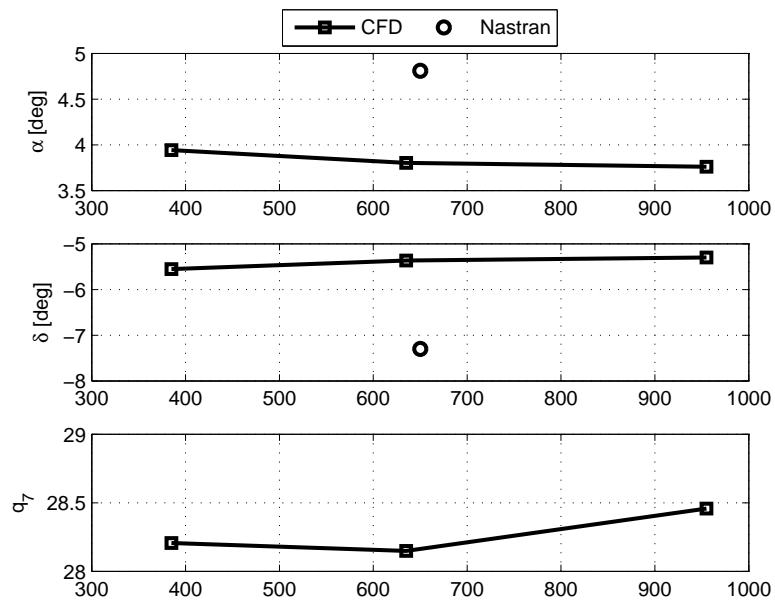


Figura 5.25: Variabili di trim e prima ampiezza modale all'infittirsi della mesh aerodinamica.

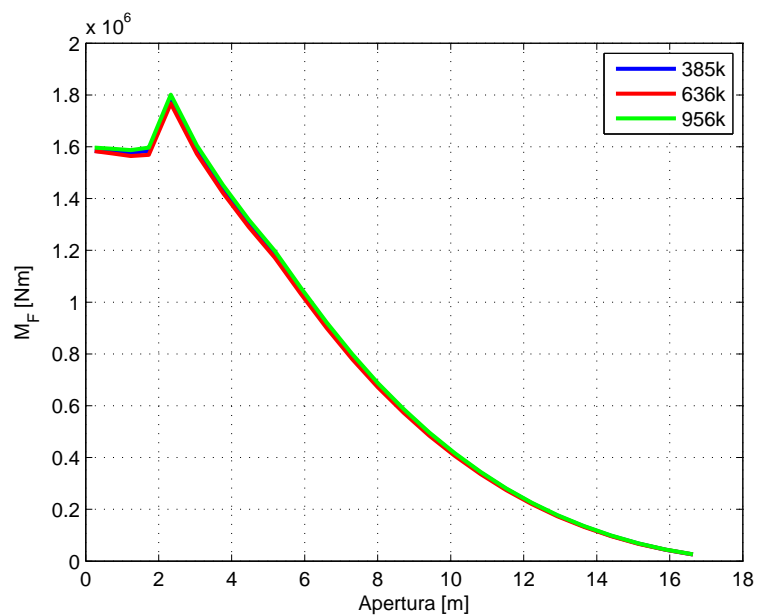


Figura 5.26: Momento flettente all'infittirsi della mesh aerodinamica.

# Conclusioni

In questo documento si è presentato un dispositivo alternativo alle winglet, particolarmente adatto come retrofit su velivoli in servizio, per la riduzione della resistenza indotta e con una funzione integrata di alleviazione passiva dei carichi. In particolare si sono analizzate due diverse soluzioni, la prima costituita da una wing tip (estensione orizzontale dell'apertura) collegata all'ala con un elemento flessibile che ne permetta la rotazione relativa sotto carico, la seconda costituita da un'estensione dell'apertura continua con l'ala e realizzata in materiale composito in grado di deformarsi in direzione di una riduzione dei carichi.

Nel primo caso, wing tip discreta, sono state condotte analisi di trim, di flutter e di raffica al variare delle variabili di progetto per stabilire il comportamento e la potenziale capacità di alleviazione. Si è dimostrato come sia effettivamente possibile ottenere una riduzione delle azioni interne, in manovra e raffica, soprattutto nel tratto più esterno d'ala, proprio quello maggiormente soggetto a rinforzi strutturali a seguito dell'installazione di un dispositivo d'estremità. D'altra parte la wing tip discreta introduce meccanismi di flutter a bassa velocità che ne pregiudicano l'impiego. Il problema è stato risolto con un opportuno bilanciamento di massa ed introducendo uno smorzatore, senza limitare eccessivamente l'alleviazione ottenibile.

La seconda soluzione, wing tip continua, sfrutta le proprietà di ortotropia dei materiali compositi per accentuare la flessibilità della struttura e produrre un'accoppiamento flessione-torsione al fine di ridurre passivamente i carichi. Sono state effettuate ottimizzazioni numeriche per trovare la disposizione e sequenza di laminazione delle fibre atta a massimizzare l'alleviazione del momento flettente alare (aeroelastic tailoring). In questo senso i risultati migliori si sono ottenuti con una wing tip in fibra di vetro avente forma in pianta con forte rastremazione ed angolo di freccia (raked wing tip). Si è quindi verificata questa configurazione con analisi di trim del velivolo flessibile in regime transonico, dove l'affidabilità dei metodi aerodinamici *low-fidelity* viene meno, impiegando un solutore CFD, **AeroFoam**, che ha confermato l'efficacia del dispositivo.

Dal confronto delle diverse soluzioni, in termini di calo di resistenza e capacità di riduzione di momento flettente, è emerso come la wing tip discreta e soprattutto la raked wing tip in composito siano non solo concorrenziali nei confronti delle winglet ma potenzialmente superiori. Ciò vale chiaramente nei limiti dei modelli utilizzati ed un'indagine comparativa più approfondita richiede l'impiego di metodi aerodinamici più sofisticati per la valutazione della resistenza e la conoscenza dettagliata della struttura, in modo da tradurre l'impatto strutturale dei vari dispositivi d'estremità in un'informazione sul peso dei rinforzi necessari.



# Bibliografia

- [1] Whitcomb, R. T., "A Design Approach and Selected Wind-Tunnel Results at High Subsonic Speeds for Wing-Tip Mounted Winglets," *NASA TN D-8260*, 1976.
- [2] AA.VV., "Assessment of Wingtip Modifications to Increase the Fuel Efficiency of Air Force Aircraft," *National Academies Press*, 2007.
- [3] AA.VV., "KC-135 Winglet Program Review," *NASA Conference Publication 2111*, 1982.
- [4] "Boeing Aero Magazine N°17," 2002.
- [5] McLean, D., "Wing Tip Devices: What They Do and How They Do It," *Boeing Performance and Flight Operations Engineering Conference*, 2005.
- [6] Doggett, R. V. and Farmer, M. G., "Preliminary Study of Effects of Winglet on Wing Flutter," *NASA TM X-3433*, 1976.
- [7] Ruhlin, C. L., Bhatia, K. G., and Nagaraja, K. S., "Effects of Winglets on Transonic Flutter Characteristics of a Cantilevered Twin-Engine Transport Wing Model," *NASA TP-2627*, 1986.
- [8] AA.VV., "DC-10 Winglet Flight Evaluation," *NASA CR-3704*, 1983.
- [9] van Dam, C. P., Holmes, B. J., and Pitts, C., "Effect of Winglets on Performance and Handling Qualities of General Aviation Aircraft," *Proceedings of the AIAA Aircraft Systems Meeting*, 1980.
- [10] Heyson, H. H., Riebe, G. D., and Fulton, C. L., "Theoretical Parametric Study of the Relative Advantages of Winglets and Wing-Tip Extensions," *NASA TP-1020*, 1977.
- [11] Asai, K., "Theoretical Considerations in the Aerodynamic Effectiveness of Winglets," *Journal of Aircraft*, Vol. 22, No. 7, 1985.
- [12] Ning, S. A. and Kroo, I., "Tip Extensions, Winglets and C-Wings: Conceptual Design and Optimization," *Proceedings of the 26th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, 2008.
- [13] Jones, R. T. and Lasinski, T., "Effect of Winglets on the Induced Drag of Ideal Wing Shapes," *NASA TM-81230*, 1980.
- [14] Kroo, I., "Drag Due to Lift: Concepts for Prediction and Reduction," *Annual Review of Fluid Mechanics*, Vol. 33, 2001.
- [15] Mann, A. and Elsholz, E., "The M-DAW Project – Investigation in Novel Wing Tip Device Design," *Proceedings of the 43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, 2005.

- [16] Kingsley-Jones, M., “Airbus rethinks plan to put winglets on A320,” *Flight International*, 10 2006.
- [17] Cavagna, L., Ricci, S., and Travaglini, L., “NeoCASS: an integrated tool for structural sizing, aeroelastic analysis and MDO at conceptual design level,” *Proceedings of GNC/AFM/MST/ASC/ASE Conference*, 2010.
- [18] Cavagna, L., Ricci, S., and Travaglini, L., “Structural Sizing and Aeroelastic Optimization in Aircraft Conceptual Design using NeoCASS suite,” *Proceedings of the 13th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference*, 2010.
- [19] Travaglini, L., “NeoCASS, Sviluppi e Applicazioni,” *Tesi di Laurea Specialistica, Politecnico di Milano*, 2010.
- [20] European Aviation Safety Agency, “Certification Specifications for Large Aeroplanes CS-25,” 2009.
- [21] Sensmeier, M. D. and Samareh, J. A., “A Study of Vehicle Structural Layouts in Post-WWII Aircraft,” *Proceedings of the 45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 2004.
- [22] *NX Nastran Aeroelastic Analysis User’s Guide*.
- [23] Miller, S., Vio, G. A., Cooper, J. E., and Sensburg, O., “Optimisation of a Scaled Sensorcraft Model with Passive Gust Alleviation,” *Proceedings of the 12th AIAA/ISSMO Multidisciplinary Analysis Optimization Conference*, 2008.
- [24] Miller, S., Vio, G. A., and Cooper, J. E., “Development of an Adaptive Wing Tip Device,” *Proceedings of the 50th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 2009.
- [25] Schweiger, J. and Sensburg, O., “Strömungsmechanisch wirksame Fläche eines sich in einem Fluid bewegenden Geräts, insbesondere eines Fluggeräts, insbesondere Tragfläche oder Ruderfläche eines Fluggeräts,” *Brevetto N° DE 10313290*, 2005.
- [26] Arizono, H., Nakakita, K., and Nakamichi, J., “Transonic Flutter Wind-Tunnel Tests of Conventional Twin-Engine Transport Semispan Model,” *Proceedings of the 26th International Congress of the Aeronautical Sciences*, 2008.
- [27] Dowell, E. H., Clark, R., Cox, D., Curtiss, H. C. J., Edwards, J. W., Hall, K. C., Peters, D. A., Scanlan, R., Simiu, E., Sisto, F., and Strganac, T. W., “A Modern Course in Aeroelasticity,” *Kluwer Academic Publishers*, 2004.
- [28] Hoblit, F. M., “Gust Loads on Aircraft: Concepts and Applications,” *AIAA Education Series*, 1988.
- [29] Weisshaar, T. A., “Aeroelastic Tailoring-Creative Use of Unusual Materials,” *Proceedings of the 28th AIAA/ASME/ASCE/AHS Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 1987.
- [30] Weisshaar, T. A., Nam, C., and Rodriguez, A. B., “Aeroelastic Tailoring for improved UAV performance,” *Proceedings of the 39th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, 1998.

- [31] Loblitz, D. W. and Veers, P. S., "Load Mitigation with Bending/Twist-coupled Blades on Rotors Using Modern Control Strategies," *Wind Energy*, , No. No. 6, 2003.
- [32] de Goeij, W. G., van Tooren, M. J. L., and Beukers, A., "Implementation of Bending-Torsion Coupling in the Design of a Wind-Turbine Rotor-Blade," *Applied Energy*, Vol. No. 63, 1999.
- [33] Ong, C. H. and Tsai, S. W., "Elastic Tailoring of a Composite D-Spar," *SAND98-1750 contractor report*, 1998.
- [34] Piatak, D. J., Nixon, M. W., and Kosmatka, J. B., "Stiffness Characteristics of Composite Rotor Blades With Elastic Couplings," *NASA TP-3641*, 1997.
- [35] Popelka, D., Lindsay, D., Parham, T., Jr., Berry, V., and Baker, D. J., "Results of an Aeroelastic Tailoring Study for a Composite Tilt-Rotor Wing," *American Helicopter Society 51st Annual Forum*, 1995.
- [36] Sensburg, O., Becker, J., Lusebrink, H., and Weiss, F., "Gust Load Alleviation on Airbus A300," *Proceedings of the 13th ICAS Congress*, 1982.
- [37] DeHaan, M. A., "Induced Drag of Wings with Highly Swept and Tapered Wing Tips," *AIAA paper 90-3062*, 1990.
- [38] Smith, S. C. and Kroo, I., "Computation of Induced Drag for Elliptical and Crescent-Shaped Wings," *Journal of Aircraft*, Vol. 30, 1993.
- [39] Rudolph, P. K. C., "High Taper Wing Tip Extension," *Brevetto N° US 5039032*, 1991.
- [40] Daniel, I. and Ishai, O., "Engineering Mechanics of Composite Materials," *Oxford University Press*, 1994.
- [41] AA.VV., "Composite Materials Handbook VOL.2 ," *MIL-HDBK-17-2F*, 2002.
- [42] Sala, G., Landro, L. D., Airoidi, A., and Bettini, P., "Dispense del corso di Tecnologie e Materiali Aerospaziali," *Politecnico di Milano*, 2010.
- [43] [www.evonik.com](http://www.evonik.com), "ROHACELL A Product Information," 2011.
- [44] Talreja, R., "Fatigue of Composite Materials: Damage Mechanisms and Fatigue-Life Diagrams," *Proceedings of the Royal Societies of London-Series A*, 1981.
- [45] Romanelli, G. and Seriola, E., "Un approccio libero alla moderna Aeroelasticità Computazionale," *Tesi di Laurea Specialistica, Politecnico di Milano*, 2008.
- [46] Romanelli, G., Seriola, E., and Mantegazza, P., "A Free Approach to Computational Aeroelasticity," *Proceedings of the 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including the New Horizons Forum and Aerospace Exposition*, 2010.
- [47] Eller, D., "<http://www.larosterna.com/sumo.html>," 2011.
- [48] Cavagna, L., Masarati, P., and Quaranta, G., "Coupled Multibody/Computational Fluid Dynamics Simulation of Maneuvering Flexible Aircraft," *Journal of Aircraft*, Vol. 48, No. 1, 2011.
- [49] Raveh, D. E., Karpel, M., and Yaniv, S., "Nonlinear Design Loads for Maneuvering Elastic Aircraft," *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 2, 2000.

- [50] Sheena, Z. and Karpel, M., “Static Aeroelastic Analysis Using Aircraft Vibration Modes,” *Proceedings of the 2nd International Symposium on Aeroelasticity and Structural Dynamics*, 1985.