



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

Università degli Studi di Padova

DIPARTIMENTO DI INGEGNERIA INDUSTRIALE DII

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Progetto e verifica strutturale della fusoliera di un velivolo ultraleggero

Laureando:

Cristiano Canessa

Matricola 1179755

Relatore:

Prof. Mirco ZACCARIOTTO

Correlatore:

Ugo GALVANETTO

Anno Accademico 2019–2020

Sommario

Questa tesi si propone di essere uno strumento utile per la progettazione e la verifica strutturale della fusoliera di un aereo ultraleggero. In particolare farà riferimento al velivolo in fase di progettazione presso l'Università di Padova dal team *Learn to Fly*.

Dopo alcune considerazioni introduttive sull'evoluzione della progettazione degli aerei e sulle conoscenze che la storia ci ha trasmesso, vengono analizzate, sotto l'effetto di varie tipologie di carichi statici, una configurazione preliminare e la configurazione definitiva della fusoliera. Le analisi sono state effettuate attraverso i software *MSC Patran/Nastran* e hanno permesso la verifica agli elementi finiti della struttura. Sono state anche verificate le interazioni che la fusoliera ha con alcune parti del velivolo già progettate (sistema d'atterraggio e castello motore).

Il progetto della fusoliera risulta completo, ma sarà suscettibile di possibili cambiamenti, in quanto parti del velivolo non sono ancora completamente definite e alcuni dati di progetto potranno variare.

Indice

1	Considerazioni introduttive	1
1.1	Sviluppo dell'aereo	2
1.1.1	Tentativi prima dell'aereo dei fratelli Wright	3
1.1.2	Biplani con ali reticolari	4
1.1.3	Pieno sviluppo degli aerei ad elica	5
1.1.4	Aerei con motore a reazione	6
1.2	Ultraleggero	8
1.3	La fusoliera	11
1.3.1	Struttura semi-monoscocca	14
2	Progettazione preliminare	17
2.1	Modello CAD e masse	18
2.1.1	Verifica baricentro	18
2.1.2	Carrello d'atterraggio	20
2.2	Condizioni di carico	23
2.2.1	Carichi alari	24
2.2.2	Motore	26
2.2.3	Atterraggio	27
2.2.4	Atterraggio d'emergenza	31
2.2.5	Load cases	33
2.3	Scelta dei materiali	35
2.4	Proprietà e modello FEM	40
2.4.1	Geometria	40
2.4.2	Proprietà	41

2.4.3	Mesh	42
3	Analisi preliminari	45
3.1	Carichi alari	47
3.1.1	Inviluppo A	47
3.1.2	Inviluppo D	49
3.1.3	Inviluppo E	51
3.1.4	Inviluppo G	51
3.1.5	Considerazioni	54
3.2	Carichi dovuti al motore	55
3.2.1	Coppia motore	55
3.2.2	Carico laterale	55
3.2.3	Considerazioni	58
3.3	Atterraggio normale	58
3.4	Considerazioni finali	59
4	Analisi di dettaglio	63
4.1	Configurazione definitiva	64
4.1.1	Piastra carrello	64
4.1.2	Piastra ruotino	65
4.1.3	Correntini	65
4.1.4	Cupolino	66
4.1.5	Scocca	67
4.1.6	Ordinate 3, 4, 5, 6	69
4.1.7	Ordinate 1 e 2, scatola dei longheroni	71
4.1.8	Longheroni	72
4.1.9	Riepilogo	72
4.2	Analisi statiche	73
4.2.1	Inviluppo A	73
4.2.2	Inviluppo D	76
4.2.3	Inviluppo E	78
4.2.4	Inviluppo G	80
4.2.5	Coppia motore	85

4.2.6	Carico laterale	85
4.2.7	Atterraggio in linea di volo	86
4.2.8	Atterraggio cabrato	88
4.2.9	Atterraggio d'emergenza, 9 g in avanti	90
4.2.10	Atterraggio d'emergenza, 4.5 g verso l'alto	93
4.2.11	Atterraggio d'emergenza, 4.5 g verso il basso	98
4.2.12	Atterraggio d'emergenza, 3 g laterali	98
4.3	Superelemento castello motore	101
5	Conclusioni	107
	Bibliografia	108
	Fonti cartacee	109
	Siti web consultati	109

Elenco delle figure

1.1	Otto Lilienthal su uno dei suoi alianti, 1894.	4
1.2	Decollo del <i>Wright Flyer</i> , dicembre 1903.	5
1.3	North american P-51 Mustang, 1940.	7
1.4	Messerschmitt ME 262.	8
1.5	Cessna 172	9
1.6	Modello CAD preliminare del Merlo.	10
1.7	Esempio di fusoliera a travatura reticolare.	12
1.8	Esempio di fusoliera geodetica.	13
1.9	Sezione di una fusoliera semimonoscocca.	14
2.1	Dimensioni del carrello d'atterraggio [3].	21
2.2	Dimensioni del balestrino di coda [3].	22
2.3	Inviluppo di volo o diagramma V-n del Merlo [6].	25
2.4	Grafico potenza e coppia in funzione dei giri motore [19].	28
2.5	Atterraggio in linea di volo [16].	29
2.6	Atterraggio cabrato [16].	29
2.7	Confronto tra lamina e sandwich [4].	37
2.8	Matrici A, B e D del sandwich.	39
2.9	Caratteristiche elastiche sandwich.	40
2.10	Modello CAD importato in Patran.	41
2.11	Dimensioni sezione longherone inferiore.	42
2.12	Mesh seed.	43
2.13	Mesh dei longheroni con visualizzazione 3D degli elementi.	44
2.14	MPC RBE2 tra la massa concentrata rappresentativa di motore, castello motore, elica e batterie e la paratia parafiamma.	44

2.15	Nodo alla radice del longherone a cui vengono applicati i carichi alari e MPC di collegamento con la scatola dei longheroni.	44
3.1	Inviluppo A, tensioni di von Mises a Z1, ordinata 1 e 2.	47
3.2	Inviluppo A, tensioni di von Mises a Z1, scatola dei longheroni.	48
3.3	Inviluppo A, worst failure indices, ordinata 3, 4, 5, 6.	48
3.4	Inviluppo A, worst failure indices, scocca.	48
3.5	Inviluppo D, tensioni di von Mises a Z1, ordinata 1 e 2.	49
3.6	Inviluppo D, tensioni di von Mises a Z1, scatola dei longheroni.	50
3.7	Inviluppo D, worst failure indices, ordinata 3, 4, 5, 6.	50
3.8	Inviluppo D, worst failure indices, scocca.	50
3.9	Inviluppo E, tensioni di von Mises a Z1, ordinata 1 e 2.	51
3.10	Inviluppo E, tensioni di von Mises a Z1, scatola dei longheroni.	52
3.11	Inviluppo E, worst failure indices, ordinata 3, 4, 5, 6.	52
3.12	Inviluppo E, worst failure indices, scocca.	52
3.13	Inviluppo G, tensioni di von Mises a Z1, ordinata 1 e 2.	53
3.14	Inviluppo G, tensioni di von Mises a Z1, scatola dei longheroni.	53
3.15	Inviluppo G, worst failure indices, ordinata 3, 4, 5, 6.	53
3.16	Inviluppo G, worst failure indices, scocca.	54
3.17	Coppia motore, tensioni di von Mises a Z1, ordinata 1 e 2.	55
3.18	Coppia motore, tensioni di von Mises a Z2, scatola dei longheroni.	56
3.19	Coppia motore, worst failure indices, ordinata 3, 4, 5, 6.	56
3.20	Coppia motore, worst failure indices, scocca.	56
3.21	Carico laterale sul motore, tensioni di von Mises a Z1, ordinata 1 e 2.	57
3.22	Carico laterale sul motore, tensioni di von Mises a Z1, scatola dei longheroni.	57
3.23	Carico laterale sul motore, worst failure indices, ordinata 3, 4, 5, 6.	57
3.24	Carico laterale sul motore, worst failure indices, scocca.	58
4.1	Tabella classi di resistenza delle viti [19].	64
4.2	Piastra carrello.	66

4.3	Piastra ruotino.	66
4.4	Correntini metallici.	67
4.5	Cupolino.	68
4.6	Spessore della scocca.	68
4.7	Matrici A, B e D del sandwich componente la parte inferiore della fusoliera.	69
4.8	Caratteristiche elastiche del sandwich componente la parte inferiore della fusoliera.	69
4.9	Matrici A, B e D del sandwich componente la parte superiore della fusoliera.	70
4.10	Caratteristiche elastiche del sandwich componente la parte superiore della fusoliera.	70
4.11	Matrici A, B e D del laminato delle ordinate 3, 4, 5.	71
4.12	Caratteristiche elastiche del laminato delle ordinate 3, 4, 5.	71
4.13	Nuova ordinata 2 e scatola dei longheroni.	71
4.14	Inviluppo A: spostamenti della struttura.	74
4.15	Inviluppo A: tensioni di von Mises su ordinate e box alare.	74
4.16	Inviluppo A: tensioni di von Mises sulla piastra del carrello d'atterraggio.	75
4.17	Inviluppo A: tensioni di von Mises sul cupolino attaccato alla scocca tramite punti d'aggancio.	75
4.18	Inviluppo A: failure indices, particolare della zona maggiormente sollecitata.	76
4.19	Inviluppo A: tensioni di von Mises sul cupolino completamente attaccato alla scocca.	77
4.20	Inviluppo A: failure indices sulle ordinate in caso di cupolino completamente attaccato alla scocca.	77
4.21	Inviluppo D: spostamenti della struttura.	78
4.22	Inviluppo D: tensioni di von Mises su ordinate e box alare.	79
4.23	Inviluppo D: tensioni di von Mises sul cupolino.	79
4.24	Inviluppo D: failure indices, particolare della zona maggiormente sollecitata.	80
4.25	Inviluppo E: spostamenti della struttura.	81

4.26	Inviluppo E: tensioni di von Mises su ordinate e box alare.	81
4.27	Inviluppo E: tensioni di von Mises sul cupolino.	82
4.28	Inviluppo E: failure indices, particolare della zona maggiormente sollecitata.	82
4.29	Inviluppo G: spostamenti della struttura.	83
4.30	Inviluppo G: tensioni di von Mises su ordinate e box alare.	84
4.31	Inviluppo G: tensioni di von Mises sul cupolino.	84
4.32	Inviluppo G: failure indices, particolare della zona maggiormente sollecitata.	85
4.33	Atterraggio in linea di volo: spostamenti della struttura.	88
4.34	Atterraggio in linea di volo: tensioni di von Mises sulla superficie superiore ($Z2$) della piastra del carrello.	89
4.35	Atterraggio in linea di volo: tensioni di von Mises sulla superficie inferiore ($Z1$) della piastra del carrello.	89
4.36	Atterraggio in linea di volo: failure indices, particolare della zona maggiormente sollecitata.	89
4.37	Atterraggio cabrato: spostamenti della struttura.	91
4.38	Atterraggio cabrato: tensioni di von Mises sulla superficie superiore ($Z2$) della piastra del ruotino.	91
4.39	Atterraggio cabrato: tensioni di von Mises sulla superficie inferiore ($Z1$) della piastra del ruotino.	92
4.40	Atterraggio cabrato: failure indices, particolare della zona maggiormente sollecitata.	92
4.41	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 9 g in avanti: particolare spostamenti della struttura.	94
4.42	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 9 g in avanti: tensioni di von Mises sulla superficie superiore ($Z2$) della piastra del carrello.	94
4.43	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 9 g in avanti: tensioni di von Mises sulla superficie inferiore ($Z1$) della piastra del carrello.	94
4.44	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 9 g in avanti: failure indices, particolare della zona maggiormente sollecitata.	95

4.45	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 9 g in avanti: failure indices, particolare delle ordinate.	95
4.46	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 4,5 g verso l'alto: spostamenti della struttura.	96
4.47	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 4,5 g verso l'alto: tensioni di von Mises sulle ordinate e sulla scatola dei longheroni.	97
4.48	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 4,5 g verso l'alto: failure indices sull'intera struttura.	97
4.49	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 4,5 g verso il basso: failure indices sull'intera struttura.	98
4.50	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 3 g in dire- zione laterale: spostamenti della struttura.	99
4.51	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 3 g in dire- zione laterale: tensioni di von Mises sul cupolino.	100
4.52	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 3 g in dire- zione laterale: failure indices sull'intera struttura.	100
4.53	Castello motore [19].	102
4.54	File <i>.asm</i> in cui vengono definiti i nodi di condensazione nei due modelli.	103
4.55	Spostamenti dell'intera struttura.	105
4.56	Tensioni di von Mises sulla paratia parafiamma lato castello motore.	105

Elenco delle tabelle

2.1	Distribuzione delle masse.	18
2.2	Dimensioni delle ali.	19
2.3	Caratteristiche meccaniche Al 7075-T6.	20
2.4	Coordinate delle masse.	23
2.5	Forze e momenti agenti sulla radice dei longheroni nei quattro punti critici dell'inviluppo di volo [7].	26
2.6	Caratteristiche tecniche del Simonini Victor 1 Super [17].	27
2.7	Load cases, forze espresse in [N], momenti in [Nm].	34
2.8	Caratteristiche meccaniche Al 2024-T3.	36
2.9	Caratteristiche meccaniche legno d'abete.	36
2.10	Caratteristiche meccaniche lamina in fibra di vetro [2].	38
2.11	Caratteristiche meccaniche materiali disponibili per il core [5].	39
3.1	Tensioni di von Mises massime nelle condizioni di carico ana- lizzate e margini di sicurezza.	60
3.2	Worst strength ratios nelle condizioni di carico analizzate e margini di sicurezza.	61
4.1	Caratteristiche meccaniche AA 7075-T6.	65
4.2	Caratteristiche meccaniche acciaio.	65
4.3	Caratteristiche meccaniche plexiglas.	67
4.4	Configurazione dei layer nei diversi sandwich utilizzati sulla scocca.	69
4.5	Configurazione dei layer ordinate 3, 4, 5.	70
4.6	Inviluppo A: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.	74

4.7	Inviluppo D: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.	78
4.8	Inviluppo E: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.	81
4.9	Inviluppo G: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.	83
4.10	Coppia motore: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.	86
4.11	Carico laterale: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.	86
4.12	Atterraggio in linea di volo: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.	88
4.13	Atterraggio cabrato: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.	91
4.14	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 9 g in avanti: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.	93
4.15	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 4,5 g verso l'alto: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza. . .	96
4.16	Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 3 g in direzione laterale: tensioni massime e fattori di sicurezza.	99
4.17	Tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza importante il superelemento "castello motore".	104

Capitolo 1

Considerazioni introduttive

In questo primo capitolo verrà illustrata rapidamente l'evoluzione dell'aeroplano e del suo design; servirà a capire meglio alcune scelte che vengono compiute quasi inconsciamente durante la progettazione di un velivolo ma che sono frutto di uno sviluppo della conoscenza del volo nel corso dei secoli. Nell'ultima parte si vedrà più nel dettaglio la fusoliera, le sue funzioni all'interno del sistema velivolo e le possibili scelte di design.

1.1 Sviluppo dell'aereo

L'aeroplano è un velivolo che consideriamo far parte della vita d'ogni giorno. Basti pensare ai viaggi che permette di fare, alle merci che vengono trasportate in esso o semplicemente al fatto che uscendo all'aperto ed alzando gli occhi al cielo se ne vede uno volare. La sua invenzione può essere sicuramente inserita fra le tre più importanti innovazioni tecnologiche del XX secolo (le altre due sono la rivoluzione elettronica e la capacità di utilizzare la potenza atomica [1]).

L'aereo ha trasformato il modo di vivere dell'uomo nel corso del ventesimo secolo, basti pensare al minor tempo di percorrenza delle distanze. Tuttavia il percorso per riuscire a costruire il primo velivolo affonda le sue radici nella profondità della storia e non è stato possibile finché l'uomo non ha raggiunto un certo livello di comprensione delle leggi naturali che regolano il volo. Questo percorso è stato possibile perché l'uomo ha sognato di volare fin dai tempi antichi (si ricordi il mito di Icaro e Dedalo), anche se le conoscenze sufficienti per il primo volo con un mezzo a motore più pesante dell'aria furono raggiunte solo nel dicembre del 1903 dai fratelli Orville e Wilbur Wright.

La storiografia aeronautica divide l'evoluzione tecnologica degli aerei in quattro fasi:

- tentativi prima dell'aereo dei fratelli Wright;
- biplani con ali reticolari;
- pieno sviluppo degli aerei ad elica;
- aerei con motore jet.

Queste fasi vengono brevemente presentate per poter capire da dove proviene il background culturale che viene sfruttato ogni giorno nella progettazione degli aerei.

1.1.1 Tentativi prima dell'aereo dei fratelli Wright

Precedentemente al volo dei fratelli Wright non ci sono stati voli di aerei che abbiano avuto successo. Tuttavia sono stati numerosissimi i tentativi di volare.

I primi tentativi furono fatti da persone che utilizzavano ali legate a braccia e/o gambe cercando di imitare il volo degli uccelli.

La naturale evoluzione di questo concetto fu quella di provare a costruire una macchina volante ad ala battente: i cosiddetti ornitotteri. Il primo a disegnare una simile macchina fu Leonardo Da Vinci, ma nessuna di queste macchine riuscì mai a volare spinta dalla forza umana.

Intorno al 1800 si sviluppò l'idea di macchine volanti ad ala fissa con una fusoliera, una coda ed un sistema di spinta diverso dall'ala battente (quindi diverso dal volo animale). Questo perché si comprese che il sistema di propulsione serviva a vincere la resistenza aerodinamica, mentre le ali fisse che incontravano l'aria con un certo angolo d'attacco generavano la forza di lift necessaria a sostenere il peso della macchina.

Nel corso del XIX secolo furono numerosissimi i tentativi per realizzare e far volare un velivolo ad ala fissa, motorizzato e trasportante una persona. Questi tentativi furono sempre caratterizzati da insuccesso e gli inventori ricercavano sempre maggior potenza nei motori per produrre il lift necessario al decollo. La ricerca di maggior potenza, però, faceva ricadere la scelta in motori più pesanti che necessitavano di una generazione di lift maggiore per il decollo, andando a creare un loop chiuso da cui non si usciva. La vera necessità era quella di alzare il rapporto potenza-peso nei motori, ma la maggior parte degli inventori dell'Ottocento ricercavano la forza bruta.

Tuttavia alla fine del secolo si sviluppò anche un'altra corrente che prevedeva lo studio del volo senza motore per poter capire i principi del volo prima di inserire un sistema di propulsione su un velivolo. Questa corrente di pensiero trovò in Lilienthal il suo pioniere, portò alla nascita degli alianti e diede un contributo alla storia dell'aviazione molto più importante rispetto a quello di tutti gli altri inventori del XIX secolo. Infatti i suoi studi sperimentali sui profili aerodinamici, in cui dimostrò la superiorità dei profili



Figura 1.1: Otto Lilienthal su uno dei suoi alianti, 1894.

curvi rispetto ai profili piatti, faranno da linee guida per i fratelli Wright e per tutti i costruttori di inizio '900.

1.1.2 Biplani con ali reticolari

Questa fase copre il periodo dal 1903 al 1930 ed inizia con il volo del *Wright Flyer* (figura 1.2). I fratelli Wright furono i primi a concepire l'aereo con una visione d'insieme in cui tutte le componenti dovevano essere ottimizzate e studiate.

La propulsione era garantita da un motore sufficientemente potente e leggero da riuscire a far raggiungere all'aereo la velocità necessaria per generare la forza di lift per decollare.

Centinaia di profili aerodinamici erano stati analizzati nei due anni precedenti in galleria del vento e in questi studi era stata inclusa l'elica. Questi studi avevano permesso di creare un'elica con un'efficienza del 70%, che è un risultato enorme se paragonato all'efficienza delle eliche utilizzate all'epoca, che raggiungevano valori del 50%.



Figura 1.2: Decollo del *Wright Flyer*, dicembre 1903.

Il controllo dell'aereo era stato pensato per tutti e tre gli assi (*yaw*, *pitch*, *roll*) e anche questo fu un'innovazione, in quanto i tentativi precedenti non prevedevano il controllo dell'asse di *roll*.

Infine la struttura dell'aereo era stata pensata per essere sufficientemente resistente, con cavi e irrigidimenti che collegavano i due piani alari.

Il *Wright Flyer* divenne il modello per i successivi aerei che vennero sviluppati. Le principali innovazioni che vennero sviluppate negli anni successivi furono l'utilizzo degli alettoni per controllare l'asse di *roll* e l'introduzione della fusoliera chiusa.

1.1.3 Pieno sviluppo degli aerei ad elica

Questo periodo va dal 1930 al 1950 ed è caratterizzato da una progettazione più attenta, da un incremento delle velocità, dell'altitudine di volo, dell'efficienza e della sicurezza.

Le due più importanti innovazioni tecnologiche apportate sono state l'ala unica incastrata alla fusoliera e il cofano per il motore a pistoni radiali.

Insieme all'ala singola, si iniziò ad implementare sugli aerei il sistema del carrello d'atterraggio retrattile, in modo da diminuire il drag aerodinamico, e si iniziarono a produrre i primi aerei costruiti in metallo. Anche il cofano per il motore a pistoni radiali serviva a ridurre la resistenza aerodinamica subita dall'aereo. Infatti, prima della sua introduzione, i pistoni venivano raffreddati direttamente a contatto con il flusso d'aria che investiva l'aereo in volo. Il cofano introdotto era a forma anulare e ricopriva i pistoni del motore senza però impedirne il raffreddamento, riducendo sensibilmente il drag indotto.

Un'altra innovazione dell'epoca fu l'introduzione del sistema di variazione dell'inclinazione dell'elica per mantenere i profili aerodinamici a lavorare in una condizione vicina alla condizione ottimale.

Poiché le prestazioni richieste agli aerei erano sempre più elevate, per raggiungerle si svilupparono nuove soluzioni tecniche, dallo studio dei combustibili alla pressurizzazione degli aerei, a sviluppi aerodinamici (come l'introduzione dei flap).

Queste prestazioni sempre più spinte stavano raggiungendo un limite inaspettato, che corrisponde al brusco aumento di resistenza dovuto allo sviluppo di onde d'urto quando si passa da un volo a regime subsonico ad uno transonico e supersonico.

1.1.4 Aerei con motore a reazione

La nascita del motore a reazione fu la maggior innovazione tecnologica in campo aeronautico dalla costruzione del *Wright Flyer*. Questa infatti ha aperto le porte al volo transonico e supersonico. Prima dell'invenzione del motore a reazione, ossia con aerei ad elica, la velocità massima aveva un limite superiore, perché la velocità di rotazione dell'elica faceva raggiungere alla parte più esterna dei profili delle pale velocità vicine alla velocità del suono, nonostante l'aereo viaggiasse chiaramente a velocità subsoniche. Questo provocava la nascita di onde d'urto che fanno cadere l'efficienza del profilo e quindi dell'elica.

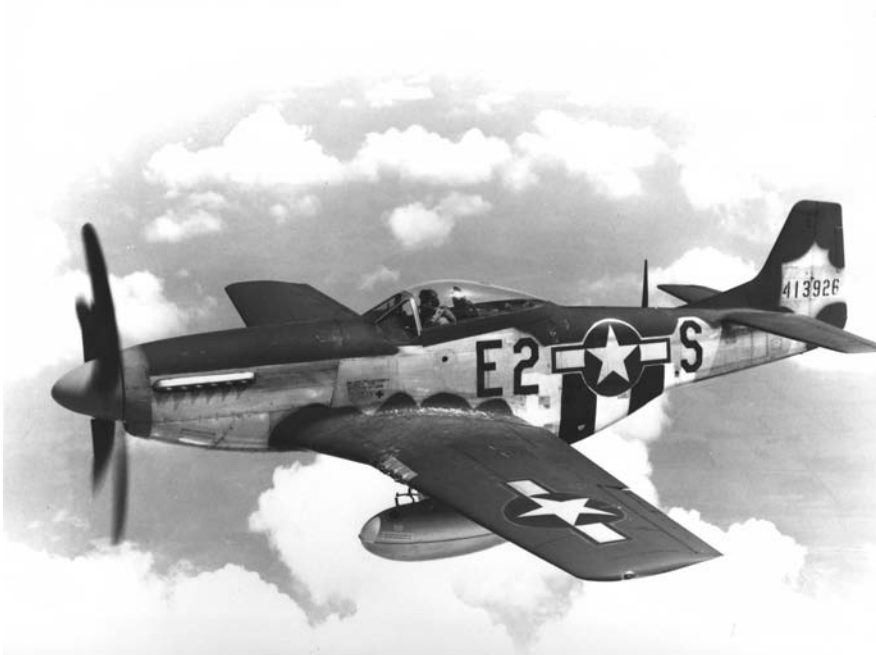


Figura 1.3: North american P-51 Mustang, 1940. Uno dei più evoluti aerei del periodo.

Il motore a reazione fu sviluppato contemporaneamente ed indipendentemente da Whittle in Gran Bretagna e da von Ohain in Germania nel decennio precedente la Seconda Guerra Mondiale ed il primo aereo ad esserne equipaggiato fu l'He 178 tedesco nel 1939. Solo alla fine della guerra il Me 262 (figura 1.4) divenne il primo aereo a reazione ad essere prodotto su scala industriale.

Lo sviluppo dei motori a reazione e il conseguente cambiamento delle condizioni operative degli aerei porterà a numerose modifiche aerodinamiche nelle ali, nei profili e negli equipaggiamenti degli aerei. In particolare, dopo che nel 1947 venne superata per la prima volta la barriera del suono, si inizierà a studiare ali e profili particolari per il volo transonico e supersonico.



Figura 1.4: Messerschmitt ME 262, 1944. Primo aereo a reazione con produzione industriale.

1.2 Ultraleggero

Attualmente ci troviamo ancora nell'era degli aerei a reazione, infatti gli aerei militari e civili (trasporto persone e merci) montano, per la maggior parte, questa tipologia di motori.

Tuttavia, all'interno dell'aviazione civile vengono ancora usati e sviluppati aerei che, per motivi diversi, non montano motori a reazione, ma la cui spinta propulsiva è fornita dall'elica. Esempi di questo tipo sono gli aerei turistici, gli aerei utilizzati per le pubblicità o per trasporto merci di piccolo cabotaggio e gli aerei acrobatici e sportivi.

Una categoria che fa capo al settore del Volo da Diporto o Sportivo è quella degli ultraleggeri. Gli aerei di questa categoria sono solitamente artigianali, fatti da privati appassionati del volo, e sono destinati esclusivamente al volo da diporto. Hanno limiti di peso e velocità regolamentati ed inferiori a quelli degli aerei facenti parte dell'aviazione generale.

Anche all'interno dell'Università di Padova è nato un progetto per realizzare un velivolo ultraleggero. Il "Learn to Fly" è nato ufficialmente nel 2016



Figura 1.5: Un esempio di aereo turistico: il Cessna 172.

in seguito a varie esperienze di tesi magistrali che hanno contribuito a creare un progetto preliminare del velivolo. Questo progetto mira a realizzare un velivolo che rientri nella categoria Microlight RAL 1T (secondo la classificazione della Federation Aeronautique Internationale) con un peso al decollo di circa 200 kg e un'autonomia di volo di circa 3 ore con percorrenza di circa 500 km.

All'interno del progetto ci sono vari ambiti di lavoro:

- Progettazione ed ottimizzazione aerodinamica e strutturale del velivolo;
- Analisi e studio del sistema di propulsione;
- Definizione dei meccanismi di comando/controllo;
- Definizione dell'avionica di bordo;
- Costruzione dell'aeromobile;
- Esecuzione dei voli officina (di prova).



Figura 1.6: Modello CAD preliminare del Merlo, l'ultraleggero in progettazione dai ragazzi del "Learn to Fly".

Fra gli obiettivi che il gruppo aerodinamico e strutturale si sono dati c'è quello di ricercare un'elevata efficienza nelle condizioni di volo previste, in modo da minimizzare i consumi di carburante. Se questi obiettivi saranno raggiunti e verranno confermati dai voli di prova, il velivolo proverà a confrontarsi con un record durata di volo e/o percorrenza.

Il raggiungimento degli obiettivi del progetto permetterà agli studenti del futuro lo sviluppo di un nuovo aeromobile nella categoria superiore (aviazione generale) che dà la possibilità di raggiungere più alte velocità di crociera.

Per quanto riguarda l'ambito strutturale del velivolo, finora sono stati modellati il castello motore [19] ed il carrello di atterraggio [3].

Erano state sviluppate in passato delle tesi che studiavano anche la fusoliera, ma in virtù di modifiche al progetto e allo sviluppo delle parti sopracitate, sono cambiate sostanzialmente dimensioni e pesi. Pertanto questo componente cruciale per il velivolo è da ripensare ex-novo, cercando inoltre di trovare delle soluzioni, nella scelta dei materiali e nella gestione dei carichi che arrivano alla fusoliera, atte a minimizzare il peso della stessa.

1.3 La fusoliera

Gli aerei sono costituiti da diversi elementi strutturali che interagiscono fra loro per dare stabilità strutturale all'intero sistema in ogni fase del suo utilizzo. I principali sono la fusoliera, le ali e il piano di coda. Ogni elemento ha le sue funzioni specifiche e deve essere progettato affinché le adempia in sicurezza.

La fusoliera deve contenere l'equipaggio ed il carico, il quale può essere formato da passeggeri, merci, armi e carburante a seconda del tipo di aereo e dell'utilizzo per cui è stato progettato.

Le funzioni principali delle strutture di un aereo sono quelle di resistere e trasmettere tutti i carichi a cui possono essere sottoposte, garantire una forma aerodinamica e proteggere passeggeri, payload e sistemi dell'aereo dall'ambiente e dalle condizioni esterne che si possono incontrare durante il volo.

Storicamente si riconoscono quattro tipologie principali di fusoliera:

- Fusoliera a travatura reticolare: ancora utilizzata in alcuni aerei ultraleggeri, è costituita da una travatura in legno o da tubi metallici saldati fra loro. Questa è poi ricoperta da un materiale leggero (inizialmente tela, più modernamente legno o leghe di materiale aeronautico) per garantire una maggiore aerodinamicità, diminuendo la resistenza aerodinamica.
- Fusoliera geodetica: sviluppata a cavallo fra la prima e la seconda guerra mondiale, ha una struttura che, oltre a garantire la resistenza meccanica dell'aereo, ha già di per sé una forma aerodinamica poiché le strisce di materiale che la compongono sono connesse tra di loro seguendo un percorso a spirali contrapposte (simile ad un cesto). La struttura si completava con una copertura in tela che perfezionava il comportamento aerodinamico. Con lo sviluppo delle tecnologie dei materiali e la nascita dei compositi, questa struttura si è evoluta nella struttura monoscocca.



Figura 1.7: Esempio di fusoliera a travatura reticolare.

- Fusoliera monoscocca: la superficie esterna della fusoliera è anche la struttura primaria ed è responsabile della resistenza di tutti i carichi a cui l'aereo viene sottoposto. L'evoluzione dei materiali nel corso degli anni ha portato dall'utilizzo del legno compensato alla vetroresina. Questa tipologia di struttura è facilmente soggetta a buckling, quindi a fenomeni di instabilità. Viene utilizzata nei moderni alianti.
- Fusoliera semi-monoscocca: viene creata una struttura interna che supporta la pelle esterna e aiuta a resistere e distribuire i carichi a cui il velivolo è soggetto. La struttura interna è caratterizzata da elementi longitudinali (longheroni e correntini), responsabili di reggere i momenti flettenti e i carichi assiali, e da elementi trasversali (ordinate e paratie) che aiutano a mantenere la forma della struttura, a distribuire i carichi e a dividere gli elementi longitudinali e la pelle in sezioni minori per impedire fenomeni di instabilità. La pelle esterna supporta gli sforzi di taglio che vengono generati dai carichi trasversali e torsionali.



Figura 1.8: Esempio di fusoliera geodetica.

Con questa tesi si andrà a sviluppare e verificare una configurazione di struttura semi-monoscocca che sia integrabile con i lavori di tesi già sviluppati e i relativi modelli già validati, in particolare con il castello motore sviluppato da Tessarin [19] e il sistema di atterraggio sviluppato da Coletto [3].

In particolare si partirà da un modello CAD, sulla cui aerodinamica sono già stati fatti degli studi, e da una distribuzione delle masse nota, in linea di massima, per quanto riguarda le componenti che dovranno costituire il velivolo e da questo si partirà per ottenere un modello che garantisca la sicurezza strutturale all'intero velivolo. Le scelte dei materiali e degli spessori saranno effettuate nell'ottica di garantire la sicurezza e il minor peso possibile della struttura.

Viene presentato, attraverso modelli analitici semplificati, il modo in cui i carichi vengono sopportati da una fusoliera semi-monoscocca, quali sono i carichi a cui il velivolo è soggetto nelle varie fasi operative, quali sono le scelte effettuate tramite una modellazione preliminare e cosa è stato cambiato per risolvere le criticità incontrate e far sì che la fusoliera sia strutturalmente validata. Tutte le analisi sono state effettuate utilizzando il metodo

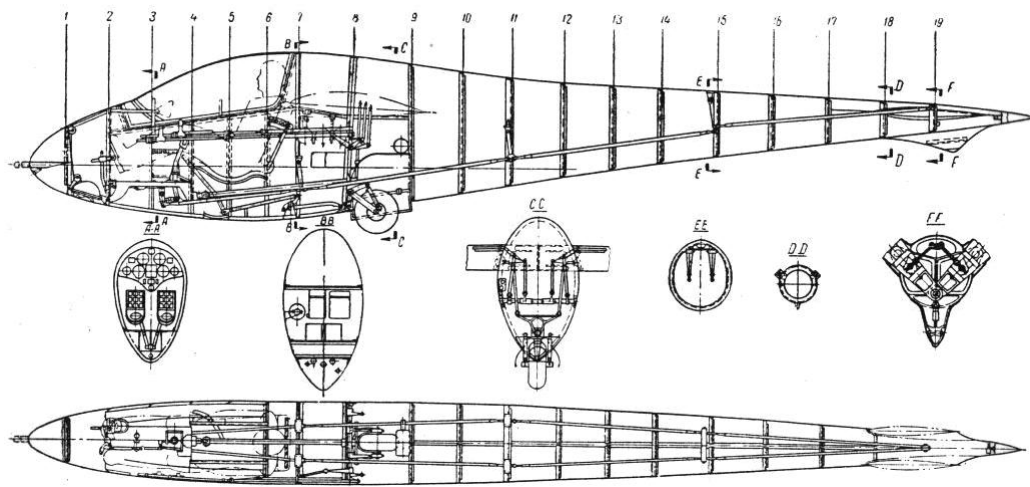


Figura 1.9: Sezione di una fusoliera semimonoscocca.

FEM, sfruttando come pre-processore e post-processore Patran e come solutore Nastran, entrambi software *MSC* di riferimento per le strutture aerospaziali, mentre i disegni sono stati gestiti attraverso il software *CATIA* della *Dassault Systèmes*.

1.3.1 Struttura semi-monoscocca

In particolare, nel caso di struttura semi-monoscocca, gli elementi caratteristici sono la pelle, gli irrigidimenti longitudinali e quelli trasversali. I carichi a cui la struttura è sottoposta generano sforzi assiali sulla pelle e sugli irrigidimenti, sforzi di taglio sulla pelle, mentre sugli irrigidimenti possono essere considerati trascurabili [12].

poiché la distanza fra elementi longitudinali non è solitamente grande, la variazione del flusso di taglio su ogni pannello è piccola ed è ragionevole assumere il flusso di taglio costante fra ogni elemento longitudinale. In questo modo si può semplificare l'analisi preliminare considerando gli elementi longitudinali responsabili della resistenza agli sforzi assiali e la pelle responsabile della resistenza agli sforzi di taglio. Attraverso quest'analisi semplificata si può vedere come si comportano le sezioni della fusoliera se soggette a carichi flessionali, torsionali e di taglio.

Flessione

Gli sforzi normali sono tutti sostenuti dagli elementi longitudinali e nella sezione considerata questi si riducono ad una sezione caratterizzata da area e momenti d'inerzia. Lo sforzo normale sostenuto da ogni sezione è calcolabile da:

$$\sigma_z = \frac{M_x(I_{yy}y - I_{xy}x)}{I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2} + \frac{M_y(I_{xx}x - I_{xy}y)}{I_{xx}I_{yy} - I_{xy}^2}$$

Nota lo sforzo normale che ogni elemento longitudinale deve sopportare, è immediato calcolarne l'area.

Sforzo di taglio

Il flusso di taglio, avendo assunto nulla la capacità della pelle di rispondere a sforzi normali, si riduce a coincidere con quello di una trave a sezione chiusa a cella singola che risulta essere:

$$q_s = - \left(\frac{S_x I_{xx} - S_y I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \sum_{r=1}^n B_r y_r - \left(\frac{S_y I_{yy} - S_x I_{xy}}{I_{xx} I_{yy} - I_{xy}^2} \right) \sum_{r=1}^n B_r x_r + q_{s,0}$$

Questa è applicabile a condizioni di carico in cui lo sforzo di taglio non è applicato direttamente nel centro di taglio della sezione, in modo che si consideri allo stesso tempo sia dell'effetto del taglio che della torsione.

Torsione

Come precedentemente detto la sezione di una fusoliera è assimilabile ad una trave a sezione chiusa a cella singola. Perciò il flusso di taglio prodotto da una torsione pura è dato da:

$$q = \frac{T}{2A}$$

Ordinate

Come si è visto, nelle fusoliere la pelle è responsabile della resistenza alle tensioni nel piano e agli sforzi di taglio, ma soffre di instabilità al buckling per sforzi di compressione nel piano piuttosto bassi. Per questo si usano gli irrigidimenti longitudinali, che inoltre resistono a piccoli carichi distribuiti normali alla superficie. Per ridurre la lunghezza effettiva degli irrigidimenti, nel caso delle fusoliere si utilizzano delle ordinate. Queste inoltre resistono a carichi concentrati trasversali e li distribuiscono ai longheroni e alla pelle.

Le ordinate sono spesso a forma di anello in modo da non ostruire il volume interno della fusoliera. Sono collegate con continuità alla superficie esterna e non sono necessariamente circolari, ma di solito possiedono un asse di simmetria verticale.

Capitolo 2

Progettazione preliminare

In questo capitolo verrà descritto il punto di partenza del progetto, le condizioni in cui il velivolo si troverà ad operare, i possibili materiali che possono essere utilizzati nella realizzazione del velivolo e si definiranno le proprietà e la mesh del modello che verranno sfruttate per le prime analisi. Questo modello, alcune dimensioni, le proprietà ed i materiali potranno essere modificati in seguito, vedendo i risultati delle analisi e capendo eventuali punti critici o sovradimensionamenti.

2.1 Modello CAD e masse

Le informazioni note sulla fusoliera, grazie alla collaborazione del responsabile del progetto "Learn to Fly" Mangia, erano una tabella con le masse e le coordinate ipotizzate per i vari sistemi ed un file CAD con la geometria della pelle della fusoliera e delle ordinate. Pertanto la prima cosa da effettuare era verificare il centramento coi dati noti. Infatti per garantire una buona stabilità all'intero velivolo [8] è necessario che la risultante di tutti i pesi fissi e mobili dell'apparecchio vada a cadere in corrispondenza del 25-30% della corda media aerodinamica dell'ala.

Tabella 2.1: Distribuzione delle masse.

Componente	Massa [kg]	x_{cdm} [mm]
Elica	1.5	-430
Motore	35	-250
Carburante	14	470
Serbatoio	2	470
Castello motore	2	-100
Pannello tagliafuoco	0.67	0
Ali	19.2	950
Massa bilanciamento	50	1200
Fusoliera	15	1400
Paracadute	8	2000
Ruotino di coda	0.7	3300
Carrello	7	650
Stumentazione	1	1000
Comandi	5	1300
Batterie	6	-100
Massa totale decollo	173.07	848
Massa totale no fuel	169.07	881

2.1.1 Verifica baricentro

Come si può notare nella tabella 2.1, è già stata ipotizzata una massa ed un possibile baricentro dell'intera fusoliera. Questi dati, assunto siano coerenti per garantire una buona stabilità dell'aereo, permettono di capire, note le

Tabella 2.2: Dimensioni delle ali.

Apertura alare	5400 mm
Superficie alare	$4.8 \times 10^6 \text{ mm}^2$
Rapporto d'aspetto	8
Corda alla radice	1000 mm
Corda all'estremità	630 mm
Corda media aerodinamica	816 mm
Rapporto di rastremazione	0.63
Angolo di freccia	5°
Angolo di svergolamento	2°
Diedro alare	2°
Distanza asse simmetria e profilo radice	3000 mm

dimensioni dell'ala (vedi tabella 2.2), gli estremi di attacco dell'ala sulla fusoliera, e nota la geometria dell'ala, permettono di posizionare la scatola per i longheroni all'interno della fusoliera.

Infatti, calcolando la differenza percentuale fra la posizione dei due baricentri rispetto alla corda media aerodinamica, risulta un'oscillazione del 4% sulla posizione, che si trova quindi dentro il range 25-30%. Si suppone che al decollo la posizione sia esattamente al 25% della corda media e senza carburante arrivi al 29%. Perciò risulta che il bordo d'attacco del profilo in corrispondenza della corda media aerodinamica si trovi ad una coordinata

$$x_{att} = x_{cdm} - 0.25l_m$$

dove l_m è la lunghezza della corda media aerodinamica. La coordinata x del bordo d'attacco è pari a 644 mm. Noti l'angolo di freccia e l'apertura alare, si può trovare la coordinata x del bordo d'attacco del profilo alla radice e successivamente la coordinata x di quello di fuga. La corda media aerodinamica si trova a metà dell'ala, quindi il punto d'attacco alla radice risulta:

$$x_{a,rad} = x_{att} - 0.25S \sin \lambda$$

dove S è l'apertura alare e λ l'angolo di freccia. Il bordo d'attacco del

profilo alla radice si trova pertanto ad $x_{a,rad} = 526$ mm. Queste verifiche permettono di stimare la posizione della scatola dei longheroni e dell'interfaccia ala-fusoliera. Infatti il baricentro del profilo dovrà trovarsi sul longherone principale dell'ala per non generare una coppia rispetto ad esso durante tutto il profilo di volo; per mantenere la scatola in posizione e distribuire i forti carichi alari è necessario che questa sia attaccata ad un'ordinata che dia elevata rigidità alla zona.

2.1.2 Carrello d'atterraggio

Il sistema d'atterraggio (composto da carrello d'atterraggio e ruotino posteriore) è estremamente importante per l'aereo ed è anche uno dei sistemi più sollecitati, poiché i carichi che agiscono su di esso nella fase di atterraggio sono particolarmente gravosi. Questi si propagano all'intera struttura attraverso le interfacce con la fusoliera. Si capisce perciò come bisogna prestare particolare attenzione alla modellazione dell'interfaccia e alla posizione di carrello e ruotino.

Controllando il lavoro di tesi di Coletto, ci si è accorti come il centro di massa del carrello riportato nella tabella 2.1 non coincida con quanto verificato dalla mia collega, errore probabilmente dovuto ad un mancato aggiornamento del file dei pesi e delle loro posizioni. Pertanto si è deciso inizialmente di calcolare analiticamente la posizione del baricentro del carrello e del ruotino utilizzando i dati riportati nella tesi [3].

Il carrello è di tipo a balestra, pezzo unico in alluminio Al 7075 T6 (le cui caratteristiche meccaniche sono riportate in tabella 2.3), con spessore e larghezza costanti pari rispettivamente a 20 mm e 40 mm. Le dimensioni del

Tabella 2.3: Caratteristiche meccaniche Al 7075-T6.

Tensione a rottura σ_r	540 MPa
Tensione di snervamento σ_s	470 MPa
Modulo di elasticità E	71.1 GPa
Densità ρ	2810 kg/m ³

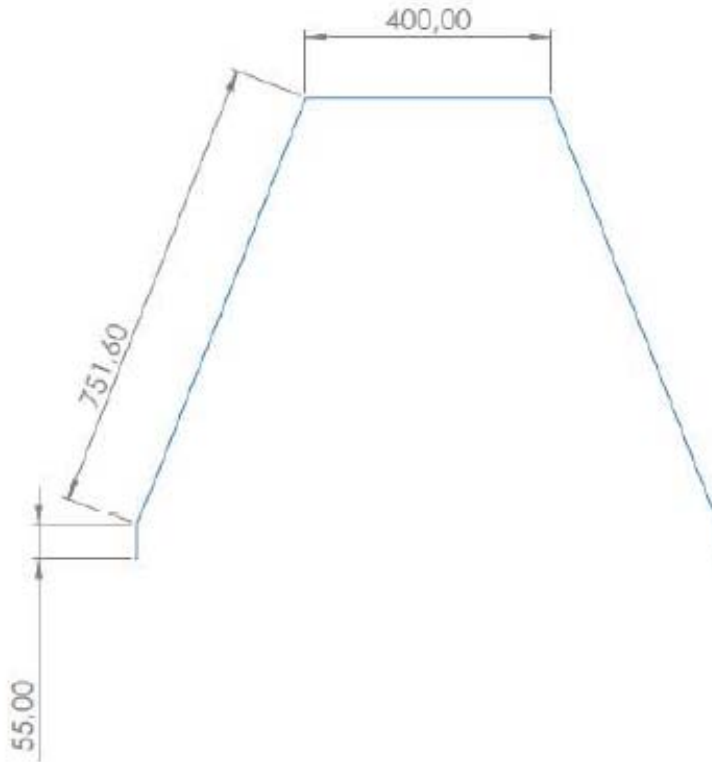


Figura 2.1: Dimensioni del carrello d'atterraggio [3].

carrello sono riportate in figura 2.1. Le coordinate y e z del baricentro del mezzo carrello si ricavano tramite semplici calcoli:

$$y_G = \pm 427.65 \text{ mm}$$

$$z_G = -572.66 \text{ mm}$$

La coordinata z_G è calcolata rispetto alla sommità del carrello d'atterraggio che coinciderà con la parte inferiore della fusoliera, quindi la sua posizione effettiva dovrà tener conto del fatto che la parte inferiore della fusoliera non è necessariamente sul piano $z = 0$.

La posizione del carrello lungo l'asse longitudinale della fusoliera era già stato calcolato in [3] e risulta essere $x_G = -1000$ mm.

Il balestrino per il ruotino di coda è costituito dal medesimo materiale

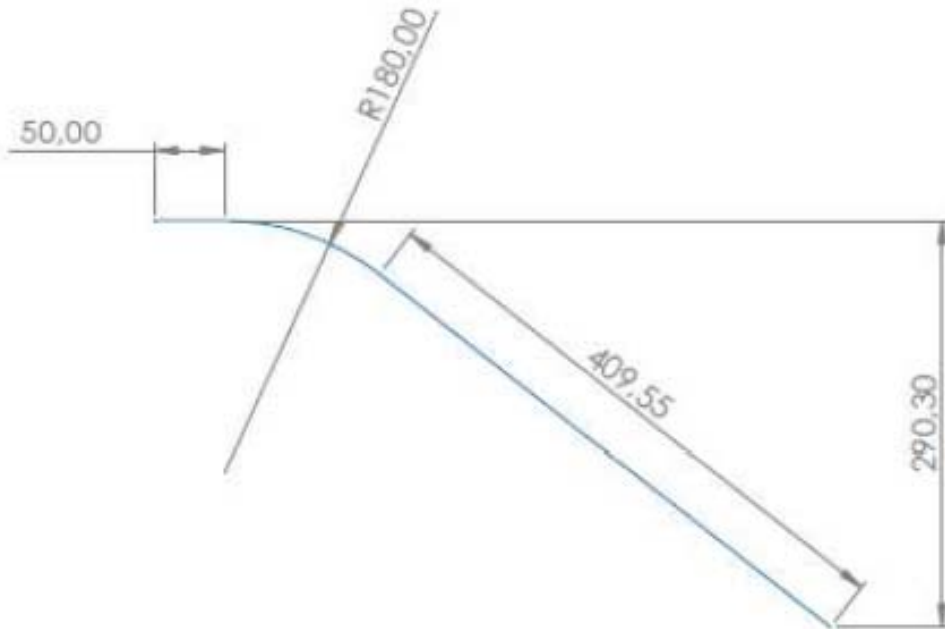


Figura 2.2: Dimensioni del balestrino di coda [3].

ed ha anch'esso spessore e larghezza costanti pari rispettivamente a 15 mm e 45 mm. La posizione del suo baricentro sarà sull'asse longitudinale della fusoliera ($y_G = 0$) e in posizione $x_G = -3225$ mm. Le sue dimensioni sono riportate in figura 2.2 e il suo centro di massa sul piano trasversale, in sezione, si trova 175.4 mm al di sotto della superficie inferiore della fusoliera.

Questi dati serviranno nella fase delle analisi preliminari per simulare la presenza di carrello e ruotino tramite le loro inerzie. Verranno infatti modellizzati come masse puntiformi tutti i sistemi e i componenti che non costituiscono direttamente la fusoliera per avere una stima più precisa delle interazioni che hanno luogo fra le varie parti. Si ipotizza in una fase successiva di poter simulare il comportamento del velivolo con quante più parti possibili modellate nel dettaglio: per far questo sarà necessario disporre dei file sviluppati da altri studenti che hanno lavorato al progetto.

Nella tabella 2.4 vengono riportate le coordinate che verranno assegnate alle masse rappresentative di tutti gli elementi costituenti il velivolo, facenti

Tabella 2.4: Coordinate delle masse.

Componenti	x_{cdm} [mm]	y_{cdm} [mm]	z_{cdm} [mm]
Elica, motore, castello motore, batterie	226.26	0	0
Ali	-950	± 2000	-193.5
Serbatoio, carburante	-470	0	-200
Strumentazione	-1000	0	0
Massa bilanciamento	-1200	0	0
Comandi	-1300	0	200
Paracadute	-2000	0	200
Coda	-4300	0	150
Ruotino	-3225	0	-288
Carrello	-1000	± 427.6	-864

riferimento ad un sistema di coordinate con origine sull'ordinata 1, asse x parallelo all'asse longitudinale del velivolo e giacente sul suo piano di simmetria verticale, asse z verticale ascendente e asse y a completare la terna cartesiana.

Si è scelto in questa fase di analisi preliminare di modellizzare elica, motore, castello motore e batterie con un'unica massa concentrata ed analogamente il serbatoio col carburante, dato il loro comportamento prettamente inerziale nei confronti della fusoliera.

2.2 Condizioni di carico

Le condizioni di carico a cui un velivolo può essere soggetto sono varie e possono essere suddivise nel seguente modo:

- Carichi aerodinamici, come quelli dovuti alle manovre di volo o a raffiche di vento;
- Carichi d'inerzia, come quelli dovuti alle accelerazioni, rotazioni, vibrazioni agenti sulle varie parti del velivolo;
- Carichi del motore che genera spinta, coppia e vibrazioni;

- Carichi dovuti all'atterraggio;
- Carichi dovuti al decollo e alle manovre a terra;
- Carichi non voluti, come l'impatto con volatili o incidenti.

Facendo riferimento alla normativa vigente [16], i carichi per cui la fusoliera deve essere dimensionata sono:

- Carichi agenti tramite le connessioni con le ali dovuti ai punti critici dell'involuppo di volo.
- Carichi dovuti alla coppia motore .
- Carichi laterali sul motore.
- Carichi agenti sull'impennaggio verticale.

I carichi considerati in questa tesi sono quelli dovuti alla portanza alare e al motore. Non verranno considerati i carichi agenti sull'impennaggio verticale, in quanto non ancora sviluppato e il cui sviluppo esula dagli scopi di questa tesi. Verranno inoltre considerate le condizioni di atterraggio normale e d'emergenza che sono normate per lo sviluppo del carrello d'atterraggio e del posto di pilotaggio ma che scambiano i loro carichi con le parti della fusoliera a cui sono connessi.

2.2.1 Carichi alari

I carichi alari vengono calcolati utilizzando l'involuppo di volo o diagramma V-n. In questo diagramma sono messi in relazione la velocità V dell'aereo e il fattore di carico n. Il fattore di carico è definito come il rapporto fra la portanza in una certa condizione di volo e il peso massimo dell'aereo:

$$n = \frac{L}{W} = \frac{\frac{1}{2}\rho V^2 C_L}{W}$$

Le condizioni in cui il velivolo può operare in sicurezza sono rappresentate da tutti i punti che si trovano all'interno del diagramma di figura 2.3 e i limiti

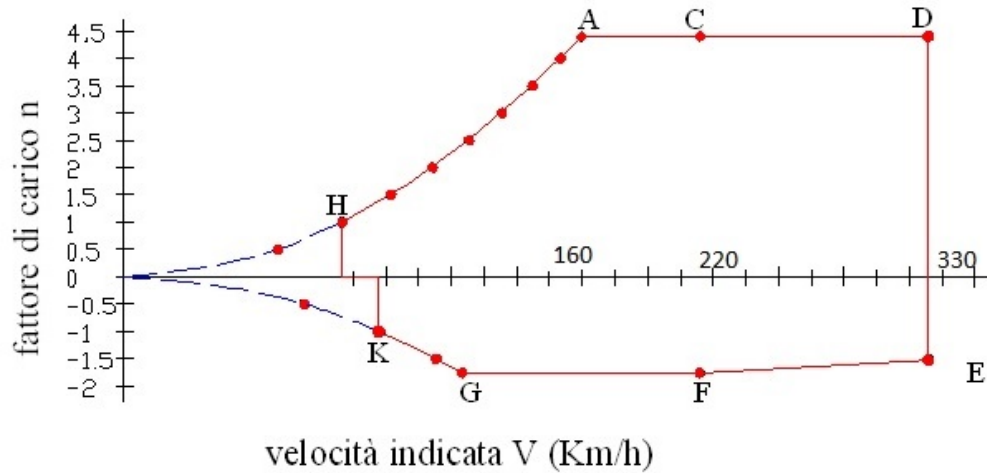


Figura 2.3: Inviluppo di volo o diagramma V-n del Merlo [6].

delle condizioni operative sono rappresentati dai bordi. In particolare quattro punti definiscono le condizioni operative più gravose per il velivolo e sono i punti A, D, E, G. Saranno perciò le condizioni di carico rappresentate da questi punti ad essere indagate per verificare che il velivolo resista a tutte le condizioni operative previste.

Il fattore di carico limite n_1 per un velivolo di categoria normale è definito per normativa da:

$$n_1 = 2.1 + \frac{106792}{W + 44498}$$

dove W è il peso a pieno carico dell'aereo. Nel nostro caso la massa è stimata in circa 200 kg e si ottiene un fattore di carico limite pari a circa 4.4.

Il fattore limite in volo rovescio n_2 si ottiene come

$$n_2 = -0.4n_1$$

e risulta essere $n_2 = -1.76$.

Attraverso questi valori è possibile calcolare la pressione aerodinamica sull'ala nei punti critici dell'inviluppo di volo e da qui ricavare le forze vin-

Tabella 2.5: Forze e momenti agenti sulla radice dei longheroni nei quattro punti critici dell'involuppo di volo [7].

Caso	Ala	F_x [N]	F_y [N]	F_z [N]	M_x [Nm]	M_y [Nm]	M_z [Nm]
A	Dx	340	78	3473	-132	-3	-17
	Sx	340	-78	3473	132	-3	17
D	Dx	42	88	3297	-172	-2	-21
	Sx	42	-88	3297	172	-2	21
E	Dx	-116	-59	-1512	22	3	0
	Sx	-116	59	-1512	-22	3	0
G	Dx	-34	-53	-1423	29	2	5
	Sx	-34	53	1423	-29	2	-5

colari agenti sul longherone principale, se pensato incastrato, che saranno le forze scambiate con la struttura della fusoliera (in particolare con la scatola dei longheroni). Il calcolo di queste forze agenti sulla radice dei longheroni è stato effettuato dal collega Florian in [7] e i risultati ottenuti vengono riportati in tabella 2.5.

2.2.2 Motore

La struttura del castello motore è oggetto della tesi [19], in cui sono state eseguite le analisi statiche e dinamiche sia sul castello motore che sulla paratia parafiamma ad esso collegata. Per quanto riguarda l'interazione con la fusoliera, la normativa prevede l'analisi di due condizioni di carico:

- coppia massima del motore;
- carico laterale sul motore con fattore di carico $n = 1.5$ (1.5 volte il peso del motore applicato al centro di massa del motore).

Nella tabella 2.6 sono riportate le caratteristiche tecniche del motore scelto come propulsore del velivolo: il Simonini Victor 1 Super, un motore a due tempi monocilindrico prodotto dall'azienda modenese Simonini.

Per calcolare la coppia massima prodotta dal motore, ci si rifà alla seguente equazione [16]:

Tabella 2.6: Caratteristiche tecniche del Simonini Victor 1 Super [17].

Alesaggio	82 mm
Corsa	76 mm
Cilindrata	401 cc
Rapporto di compressione	9.5/1
Massa	32 kg
Consumo a 5400 rpm	7 l/ora
Potenza massima	54 hp
Spinta statica	130 kg

$$T = 9549 \cdot \frac{kP_d}{RPM_d}$$

dove k per i motori a due tempi monocilindrici vale 6, P_d è la potenza massima al decollo in kW mentre RPM_d è il corrispondente numero di giri. La potenza massima di 54 hp convertita in kW risulta essere di 40,27 kW ed il numero di giri in prossimità della potenza massima erogata è di circa 5500 rpm, come si può vedere in figura 2.4.

La coppia massima del motore risulta pertanto essere $T = 419,5$ Nm.

Per quanto riguarda invece il carico laterale con fattore di carico $n=1,5$, risulta semplice calcolare la forza che dovrà essere applicata lateralmente al centro di massa del motore:

$$F = n \cdot g \cdot m = 669,5N$$

dove con m si è considerata la massa di motore, elica, batterie e castello motore, dato che si è scelto in via preliminare di concentrare tutte queste masse in un unico punto. Questo pone operativamente in condizioni di abbondante sicurezza in quanto la massa che consideriamo è quasi il 50% maggiore rispetto alla massa del solo motore.

2.2.3 Atterraggio

La fase di atterraggio è una delle più gravose per l'intero velivolo. La tipologia di carrello d'atterraggio scelta è quella del tipo triciclo posteriore. Un velivolo

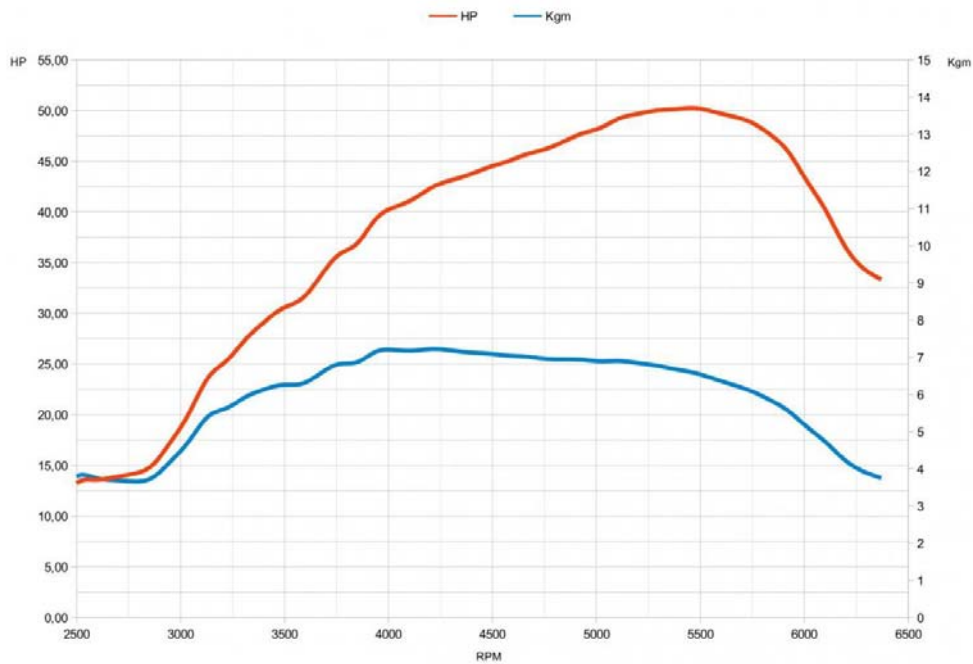


Figura 2.4: Grafico potenza e coppia in funzione dei giri motore [19].

con questo sistema ha due configurazioni d'assetto per l'atterraggio:

- **Atterraggio in linea di volo.** Le ruote anteriori arrivano per prime a contatto col terreno e sopportano tutto il carico di atterraggio, mentre il ruotino viene appoggiato in seguito.
- **Atterraggio cabrato.** Le ruote anteriori ed il ruotino posteriore entrano in contatto con il terreno nello stesso istante ed il carico di atterraggio viene ripartito.

La prima configurazione è quella che risulta essere più gravosa per il carrello principale, mentre la seconda lo è per il ruotino di coda.

Il carico massimo previsto dalla normativa in fase di atterraggio in linea di volo è pari a 3 volte il peso dell'aereo quindi, considerata la massa del velivo pari a 200 kg, la forza agente su ogni ruota sarà:

$$F = \frac{1}{2}mgn = 2943N$$

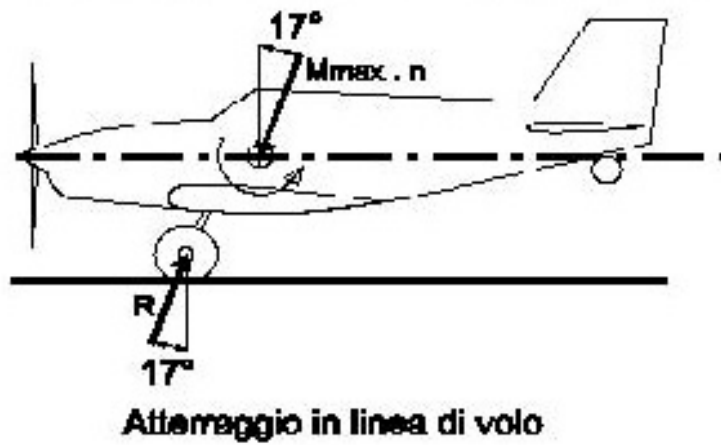


Figura 2.5: Atterraggio in linea di volo [16].



Figura 2.6: Atterraggio cabrato [16].

Per quanto riguarda il carico agente sul ruotino di coda, si considerano valide le assunzioni fatte da Coletto, ripartendo quindi il peso del velivolo al 15% sul ruotino e all'85% sul carrello principale e considerando un fattore di carico per il ruotino di 2,25. Questo porta ad avere un carico di 662,175 N agente sul ruotino e di 1876,16 N su ogni ruota del carrello principale.

Poiché inizialmente non viene creato un modello del carrello, dal momento che è già stato studiato, le condizioni di carico delle due tipologie di atterraggio saranno definite a partire dalle forze di vincolo che simulano l'attacco del carrello e del ruotino alla fusoliera, precedentemente calcolate in [3] da Coletto.

Le forze di vincolo rotazionale nei tre punti del carrello che simulano l'attacco con la fusoliera durante l'atterraggio in linea di volo hanno modulo pari a 254 N, mentre quelle di vincolo traslazionale hanno modulo 19000 N (non sono specificate le componenti). Nel caso di atterraggio cabrato invece la forza di vincolo rotazionale nell'unico punto in cui il ruotino è attaccato alla fusoliera ha modulo 54,1 N mentre quella di vincolo traslazionale 10500 N. Poiché non sono note le direzioni di questi carichi, si decide di porsi nella peggior configurazione possibile, cioè con i carichi agenti in una sola direzione (z per i carichi traslazionali e y per quelli rotazionali). La scelta delle due direzioni è dovuta al fatto che la componente maggiore della forza agente sulle ruote, sia nel caso di atterraggio in linea di volo sia nel caso di atterraggio cabrato, agisce in direzione verticale (asse z); questa, essendo anteriormente o posteriormente rispetto al centro di massa del velivolo, rispettivamente quando agisce sul carrello o sul ruotino, genera un momento attorno all'asse trasversale (asse y).

Si nota come il non sapere la direzione dei carichi scambiati dal carrello con la struttura e il porsi nella peggior condizione possibile, porti ad avere dei carichi localizzati molto più elevati delle condizioni di carico esposte finora. Si prevede pertanto che queste possano essere le condizioni più critiche per tutto il sistema e che, per non incorrere in grossi errori di sovradimensionamento delle strutture, e quindi ad un incremento eccessivo di massa, sia necessario avere maggiori informazioni sulle sopracitate condizioni.

2.2.4 Atterraggio d'emergenza

Per simulare un atterraggio d'emergenza la normativa prevede che agli occupanti del velivolo debbano essere applicate le seguenti condizioni di carico: 9 g in avanti, 4,5 g verso l'alto e verso il basso, 3 g lateralmente. Ogni condizione di carico deve essere studiata singolarmente e ogni massa concentrata posteriore agli occupanti è soggetta alle stesse condizioni di carico statiche inerziali.

Osservando la distribuzione delle masse presentata in tabella 2.4, si vede come posteriormente alla massa di bilanciamento di 50 kg che simula la presenza di un pilota, siano ubicati i comandi e il paracadute, di massa rispettivamente 5 kg e 8 kg.

Si considereranno pertanto i seguenti quattro casi.

- **9 g in avanti**

Con questa configurazione si simula il velivolo che sbatte al suolo con la parte anteriore. Sulla massa di bilanciamento nasce un carico pari a:

$$F_{9g_massa} = 4414.5N$$

La massa, dovendo simulare la presenza di un pilota, sarà attaccata alla fusoliera tramite le cinture di sicurezza che devono avere almeno quattro punti di attacco (due anteriori e due posteriori). Perciò su ciascuno di essi agisce la seguente forza:

$$F_{9g_anchor} = 1104N$$

Sul paracadute e sui comandi agiscono invece rispettivamente le forze:

$$F_{9g_paracadute} = 706.3N$$

$$F_{9g_comandi} = 441.5N$$

- **4,5 g in basso/alto**

Simula il caso in cui l'aereo cadendo sbatta con la parte inferiore o superiore. Poiché, non essendoci un pilota, non è stato modellato un sedile, si considerano entrambe le situazioni di carico come forze puntuali agenti sugli agganci delle cinture. Questa scelta è comunque fatta in favore di sicurezza, perché, nel caso di caduta sulla parte inferiore, la forza generata dalla massa di bilanciamento si distribuirebbe su tutta la superficie di aggancio del sedile con la fusoliera generando degli sforzi minori alle interfacce.

Pertanto il modulo della forza agente sugli agganci è:

$$F_{4,5g_anchor} = 552N$$

mentre quella sul paracadute e sui comandi sono rispettivamente:

$$F_{4,5g_paracadute} = 353N$$

$$F_{4,5g_comandi} = 221N$$

- **3 g laterali** È il caso in cui il velivolo durante l'atterraggio d'emergenza cada sul fianco. Anche in questo caso le forze si scaricano sui punti di ancoraggio delle cinture per quanto riguarda la massa di bilanciamento e per ogni punto di ancoraggio valgono:

$$F_{3g_anchor} = 368N$$

Quelle sul paracadute e sui comandi valgono invece rispettivamente:

$$F_{3g_paracadute} = 235.5N$$

$$F_{3g_comandi} = 147N$$

Il verso di applicazione dei carichi laterali è indifferente.

2.2.5 Load cases

Si definiscono i seguenti load cases, il cui effetto sulla fusoliera sarà oggetto di analisi una volta creati in *Patran*. Ogni load case verrà considerato singolarmente all'interno di un'analisi e quindi verranno fatte tante analisi statiche quante le condizioni di carico di seguito definite.

Tabella 2.7: Load cases, forze espresse in [N], momenti in [Nm].

Load case	Carico	F_x	F_y	F_z	M_x	M_y	M_z
Inviluppo_A	$F_{A,dx}$	340	78	3473	-132	-3	-17
	$F_{A,sx}$	340	-78	3473	132	-3	17
Inviluppo_D	$F_{D,dx}$	42	88	3297	-172	-2	-21
	$F_{D,sx}$	42	-88	3297	172	-2	21
Inviluppo_E	$F_{E,dx}$	-116	-59	-1512	22	3	0
	$F_{E,sx}$	-116	59	-1512	-22	3	0
Inviluppo_G	$F_{G,dx}$	-34	-53	-1423	29	2	5
	$F_{G,sx}$	-34	53	1423	-29	2	-5
Coppia_motore	T	0	0	0	419.5	0	0
1,5g_lat_motore	F_y	0	669.5	0	0	0	0
Lineadivolo	R	0	0	19000	0	254	0
Cabrato	S	0	0	10500	0	54,1	0
Em_9g	F_{9g_anchor}	1104	0	0	0	0	0
	$F_{9g_paracadute}$	706.3	0	0	0	0	0
	$F_{9g_comandi}$	441.5	0	0	0	0	0
Em_4,5g_up	$F_{4,5g_anchor}$	0	0	552	0	0	0
	$F_{4,5g_paracadute}$	0	0	353	0	0	0
	$F_{4,5g_comandi}$	0	0	221	0	0	0
Em_4,5g_down	$F_{4,5g_anchor}$	0	0	-552	0	0	0
	$F_{4,5g_paracadute}$	0	0	-353	0	0	0
	$F_{4,5g_comandi}$	0	0	-221	0	0	0
Em_3g	F_{3g_anchor}	0	368	0	0	0	0
	$F_{3g_paracadute}$	0	235.5	0	0	0	0
	$F_{3g_comandi}$	0	147	0	0	0	0

2.3 Scelta dei materiali

Uno dei fattori più importanti nella progettazione per le implicazioni che ha su resistenza della struttura, peso e costi è la scelta dei materiali. Si è deciso di partire da una configurazione base della fusoliera fatta per la maggior parte in composito, con parti di altri materiali (legno, metalli) ove richiesto da particolari necessità. Per i materiali compositi si è fatto riferimento al catalogo online [5] della *EPOXYSHOP* di Udine, negozio a cui il team del progetto si è già rivolto.

In questa fase di progettazione preliminare si prevede che possano essere critici i seguenti elementi:

- L'ordinata 1. Questa fa anche da paratia parafiamma e ha dei requisiti di resistenza alla temperatura normati. Senza necessità di test è possibile utilizzare una lastra in lega d'alluminio 2024-T3 di spessore minimo pari a 0.39 mm. Inoltre ha la necessità di sostenere i carichi scambiati dal motore con la fusoliera.
- La scatola dei longheroni. È il punto in cui si innestano i longheroni e da cui trasmettono le sollecitazioni aerodinamiche alla struttura.
- L'ordinata 2. È l'ordinata a cui è collegata la scatola dei longheroni: distribuisce i carichi aerodinamici a tutta la fusoliera.
- I longheroni. Poiché questi elementi possono essere modellizzati come monodimensionali e devono sostenere la maggior parte dei carichi assiali, è più indicato l'utilizzo del legno.

Si sceglie la lega di alluminio 2024-T3 per le parti che necessitano di particolare rinforzo (ordinate 1 e 2 e scatola dei longheroni). Questa lega ha un comportamento isotropo ed è molto utilizzata in ambiente aeronautico per via della sua leggerezza ed è nota col nome commerciale di *Avional*. Le sue caratteristiche meccaniche sono riportate in tabella 2.8.

Per i longheroni si è operata una scelta di continuità rispetto ai precedenti lavori di tesi optando per il legno d'abete, il cui comportamento viene mode-

Tabella 2.8: Caratteristiche meccaniche Al 2024-T3.

Linear elastic	Modulo elastico E	73.1 GPa
	Coefficiente di Poisson μ	0.3
	Densità ρ	2780 kg/m^3
Failure	Tensione di snervamento σ_s	345 MPa
	Tensione di rottura σ_r	485 MPa

Tabella 2.9: Caratteristiche meccaniche legno d'abete.

Linear static	E_{11}	10,5 GPa
	E_{22}	0,35 GPa
	μ_{12}	0,33
	G_{12}	820 MPa
	G_{23}	70 MPa
	G_{13}	670 MPa
	ρ	400 kg/m^3
Failure	$\sigma_{t,11}$	70 MPa
	$\sigma_{t,22}$	1,2 MPa
	$\sigma_{c,11}$	36 MPa
	$\sigma_{c,22}$	1,3 MPa
	τ	4,6 MPa

lizzato come un materiale 2D ortotropo, le cui caratteristiche sono riportate in tabella 2.9.

Per quanto riguarda invece il materiale composito che andrà a costituire inizialmente la maggior parte dell'assemblato, si decide di utilizzare la tecnologia dei pannelli sandwich. Questi sono costituiti da due pelli esterne (*skin*) realizzate in materiale ad alto modulo e da un'anima interna (*core*) in materiale a bassa densità e con buone caratteristiche elastiche. Questa configurazione permette di separare le pelli esterne con un materiale leggero, per ottenere un componente finale con elevato rapporto rigidità/peso. Le pelli resistono alle tensioni sul piano, mentre l'anima resiste a quelle di taglio e distribuisce uniformemente le tensioni tra i due strati di skin.

Questa tecnologia è molto utilizzata nel campo dell'industria aerospaziale in quanto garantisce:

- leggerezza;
- alta rigidezza (soprattutto flessionale);
- lunga durata;
- risparmio dei costi di produzione.

	Solid Material	Core Thickness t	Core Thickness $3t$
Stiffness	1.0	7.0	37.0
Flexural Strength	1.0	3.5	9.2
Weight	1.0	1.03	1.06

Figura 2.7: Confronto tra lamina e sandwich [4].

Le pelli dei pannelli sandwich possono essere realizzate in laminati composti di fibre di kevlar + fibre di carbonio o in laminato in fibre di vetro. Le prestazioni ed i costi delle due possibilità sono molto diverse, con costi più alti e prestazioni decisamente migliori per i laminati composti di fibre di kevlar + fibre di carbonio. Per il progetto che si sta sviluppando, però, risulta migliore la scelta del laminato in fibre di vetro, in quanto le prestazioni richieste all'aereo non sono

tali da giustificare una spesa ingente come la costruzione del velivolo con laminati in fibre di kevlar + fibre di carbonio richiederebbe.

Si è visto come nel sito [5] della Epoxyshop si trovino laminati in fibra di vetro ma non vengano riportate le proprietà meccaniche del singoli strati di lamina. Si decide pertanto di utilizzare delle proprietà meccaniche trovate in letteratura, in particolare quelle calcolate da Baldon nel suo lavoro di tesi [2], in cui ha realizzato un laminato in fibra di vetro e ne ha certificato il comportamento.

In un laminato è fondamentale definire la direzione delle fibre unidirezionali presenti nelle singole lamine. La direzione è intesa come angolo tra l'orientamento delle fibre unidirezionali e il carico applicato. Angoli diversi garantiscono caratteristiche diverse alla lamina:

- $\pm 45^\circ$: dona stabilità contro il buckling, sopporta carichi di taglio;
- 0° : dona stabilità assiale, sopporta tensioni e compressioni;

Tabella 2.10: Caratteristiche meccaniche lamina in fibra di vetro [2].

Linear static	E_{11}	15,8 GPa
	E_{22}	4 GPa
	μ_{12}	0,24
	G_{12}	4,14 GPa
	G_{23}	3,9 GPa
	G_{13}	3,9 GPa
	ρ	1630 kg/m^3
	Failure	$\sigma_{t,11}$
$\sigma_{t,22}$		36 MPa
$\sigma_{c,11}$		150 MPa
$\sigma_{c,22}$		30 MPa
τ		40 MPa
F_{12}		1,5 E-5
S_b		10 MPa

- 90°: sopporta carichi trasversali e riduce il coefficiente di Poisson, migliora la stabilità dei pannelli lunghi e stretti rispetto alle lamine a 0°.

poiché la tipologia di carichi a cui il nostro sistema è sottoposto è varia e complessa, sarà preferibile iniziare da una configurazione di pannello sandwich con almeno quattro lamine per pelle. Si ipotizza quindi un laminato con un orientamento 0°, -45°, 45°, 90° e l'altro simmetrico rispetto al core, con uno spessore delle lamine di 0,1 mm.

Il criterio di failure utilizzato è quello di Tsai Wu, il più accurato per i materiali compositi. Questo criterio prevede che il materiale non vada in failure se viene verificata la seguente disuguaglianza:

$$\frac{\sigma_1^2}{X_T X_C} + \frac{\sigma_2^2}{Y_T Y_C} + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + \sigma_1\left(\frac{1}{X_T} - \frac{1}{X_C}\right) + \sigma_2\left(\frac{1}{Y_T} - \frac{1}{Y_C}\right) \leq 1$$

dove

X_T : limite di trazione in direzione 1 del materiale;

X_C : limite di compressione in direzione 1 del materiale;

Tabella 2.11: Caratteristiche meccaniche materiali disponibili per il core [5].

	Coremat XM	Coremat XI	Soric TF	Soric LRC	Soric SF	Soric XXF
E	1,25 GPa	1,1 GPa	1,5 GPa	1,015 GPa	1 GPa	1,6GPa
G	25 MPa	35 MPa	34 MPa	26 MPa	40 Mpa	30 Mpa
σ_t	4 MPa	4 MPa	7 MPa	3,5 MPa	6 Mpa	7 MPa
σ_c	10 MPa	10 MPa	4 MPa	4,5 MPa	4 MPa	3,5 MPa
τ	3 MPa	5 MPa	7 MPa	3 MPa	6 MPa	9,5 MPa
S_b	10 Mpa	10 Mpa	10 Mpa	10 Mpa	10 Mpa	10 Mpa
t	2-3-4-10 mm	1,4-2-3-4-5 mm	1,5-2-3 mm	1,5-2-3 mm	2-3 mm	1,5-2 mm

Y_T : limite di trazione in direzione 2 del materiale;

Y_C : limite di compressione in direzione 2 del materiale;

S: tensione limite di taglio nel piano 12;

F_{12} : coefficiente di interazione.

Per quanto riguarda il core, invece, si trovano varie soluzioni [5] che vengono riportate nella tabella 2.11 il cui comportamento verrà confrontato attraverso le simulazioni con Patran-Nastran.

Osservando le caratteristiche dei materiali, nell'analisi preliminare si sceglie di modellare il core con il Coremat XM che ha buone proprietà meccaniche, una buona leggerezza ed è disponibile in vari spessori. Nello specifico, valutando i lavori di tesi precedentemente svolti, si sceglie di utilizzare uno spessore iniziale di 4 mm.

Il pannello sandwich che si ottiene importando queste informazioni in Patran viene descritto dalle matrici di figura 2.8 e 2.9.

		Membrane			Bending	
	7.87E+06	7.29E+05	-3.13E-02	7.57E-03	6.26E-04	0.00E+00
Membrane	7.29E+05	7.87E+06	-6.25E-02	6.26E-04	5.19E-03	0.00E+00
	-3.13E-02	-6.25E-02	3.57E+06	0.00E+00	0.00E+00	3.17E-03
	7.57E-03	6.26E-04	0.00E+00	3.98E+01	4.27E+00	-2.63E-01
Bending	6.26E-04	5.19E-03	0.00E+00	4.27E+00	3.66E+01	-2.63E-01
	0.00E+00	0.00E+00	3.17E-03	-2.63E-01	-2.63E-01	1.70E+01

Figura 2.8: Matrici A, B e D del sandwich.

E11,22,33	NU12,23,13	G12,23,31		Q	
1.63E+09	9.26E-02	7.44E+08	1.64E+09	1.52E+08	-8.00E+00
1.63E+09	0.00E+00	0.00E+00	1.52E+08	1.64E+09	-1.20E+01
0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	-8.00E+00	-1.20E+01	7.44E+08

Figura 2.9: Caratteristiche elastiche sandwich.

2.4 Proprietà e modello FEM

Prima di effettuare le simulazioni con Nastran è necessario definire in Patran la geometria del modello, i materiali e le proprietà, le condizioni di carico, i vincoli e la mesh.

2.4.1 Geometria

Come detto, la geometria è stata creata importando un modello CAD che definiva le superfici degli elementi caratteristici della fusoliera. In particolare erano definite:

- le 6 ordinate;
- la superficie esterna come insieme di 30 superfici;
- i longheroni tramite le tre superfici interne alla fusoliera non appoggiate ad essa;
- la scatola dei longheroni.

Per poter lavorare con più ordine si decide di creare dei gruppi in cui suddividere i vari componenti della fusoliera. I gruppi inizialmente definiti sono 13, uno per ciascuna ordinata, uno per ciascun longherone, uno per la scatola dei longheroni e uno per la scocca.

Prima di poter passare alle fasi successive, si sono dovute fare numerose operazioni per associare le varie superfici in modo che risultassero unite. Si è inoltre preferito modellare i longheroni come delle curve con le sezioni definite a partire dalle dimensioni presenti nel modello, visto il loro comportamento prettamente monodimensionale all'interno della struttura. Le loro dimensioni sono:

- Longheroni laterali: 20 mm x 50 mm;
- Longherone inferiore: 50 mm x 20 mm;
- Longherone superiore anteriore: 60 mm x 15 mm;
- Longherone superiore posteriore: 50 mm x 20 mm

dove la prima dimensione è in direzione dell'asse y del modello e la seconda in direzione dell'asse z .

2.4.2 Proprietà

Dopo aver definito geometria e materiali, è necessario definire le proprietà di ogni componente della fusoliera.

- **Longheroni:** viene loro applicata la proprietà monodimensionale di tipo *BEAM* a cui viene associato il materiale *abete*. Per ogni longherone viene definita una sezione di tipo *BAR* con le dimensioni specificate nel paragrafo 2.4.1.
- **Ordinate 1 e 2:** viene loro applicata la proprietà 2D di tipo *SHELL* a cui viene associato il materiale *Al 2024-T3* e specificato uno spessore di 4 mm.

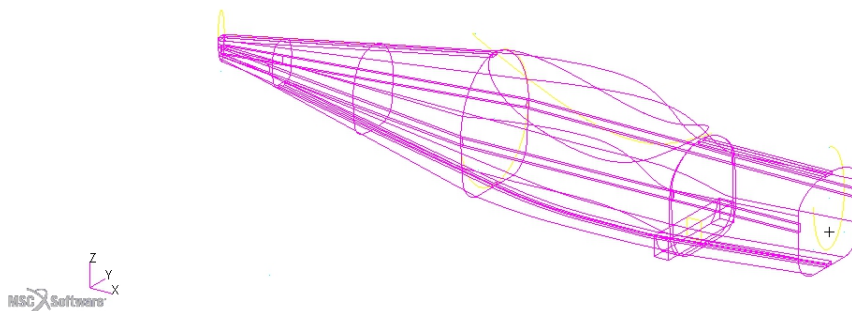


Figura 2.10: Modello CAD importato in Patran.

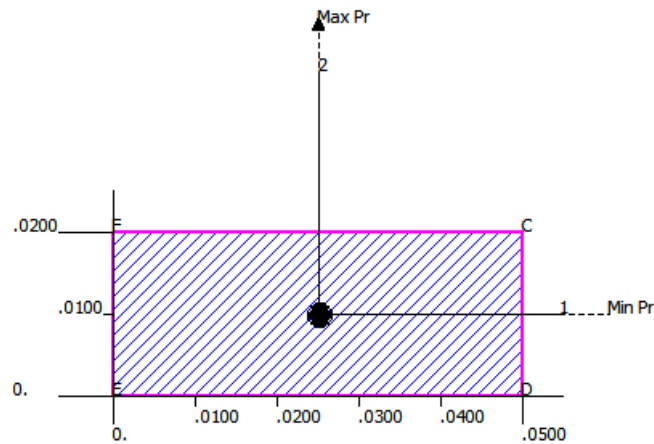


Figura 2.11: Dimensioni sezione longherone inferiore.

- **Ordinate 3, 4, 5, 6:** viene loro applicata la proprietà 2D di tipo *SHELL*, utilizzando l'opzione *laminare*, a cui viene associato il materiale *sandwich*.
- **Scatola dei longheroni:** gli viene applicata la proprietà 2D di tipo *SHELL* a cui viene associato il materiale *Al 2024-T3* e specificato uno spessore di 3 mm.
- **Scocca:** viene applicata la stessa proprietà definita per le ordinate in composito.

Inoltre si crea un nuovo gruppo chiamato *Masse* in cui vengono raccolti i punti corrispondenti alle coordinate delle masse definite nella tabella 2.4 e per ognuno dei punti viene definita una proprietà 0D di tipo *MASS*, specificando l'opzione *lumped* affinché venga considerata una massa concentrata nel punto.

2.4.3 Mesh

Agli elementi descritti con proprietà *SHELL* è stata applicata una mesh di tipo *SURFACE* i cui elementi utilizzano una formulazione lineare (*QUAD4*) attraverso il meshatore *PAVER*. La dimensione globale degli elementi è stata

impostata a 20 mm, dimensione che produce una buona mesh su un sistema di questa grandezza.

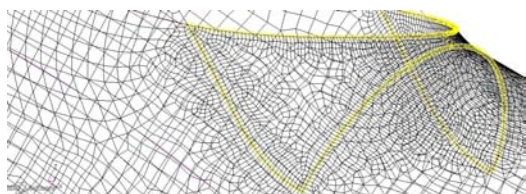


Figura 2.12: Mesh seed.

Non è stata applicata nessuna mesh alle superfici che descrivono il cupolino, in quanto questo verrà analizzato in seguito. poiché quindi la zona di contatto fra cupolino e scocca risulterà aperta, si decide di rifinire la mesh definendo dei mesh seed più densi sulle curve in

prossimità dell'estremità anteriore del cupolino.

Alcuni elementi sono stati modificati manualmente per rifinire la mesh sulle superfici che si affacciano all'estremità posteriore del cupolino e sono stati trasformati in elementi *TRIA3*.

Tramite poi il comando *Equivalence* si è proceduto a far coincidere i nodi definiti più volte perché appartenenti a superfici diverse e quindi a creare una superficie unita per tutta la scocca. Questo comando ha permesso anche di collegare box alare e scocca, box alare e ordinata 2, grazie alle associazioni geometriche effettuate precedentemente.

Questo sistema non ha invece permesso di collegare ogni ordinata con la scocca. L'assemblaggio di scocca, ordinate e longheroni come sistema unito è stato fatto utilizzando *MPC* di tipo *RBE2*.

Ai longheroni è stata applicata una mesh monodimensionale con elementi a formulazione lineare *BAR2* di dimensione globale 20 mm.

Ai punti rappresentanti le masse concentrate sono stati associati un nodo ed un elemento monodimensionale. Questi sono stati poi collegati al resto della struttura tramite *MPC RBE2* come si può vedere nel caso della massa rappresentativa di motore, castello motore, elica e batterie in figura 2.14.

Vengono infine creati dei nodi collegati alla struttura tramite *MPC RBE2* a cui vengono applicati i carichi ove questi non agiscano direttamente sulla struttura o su masse collegate ad essa (carichi alari e carichi dovuti all'atterraggio normale).

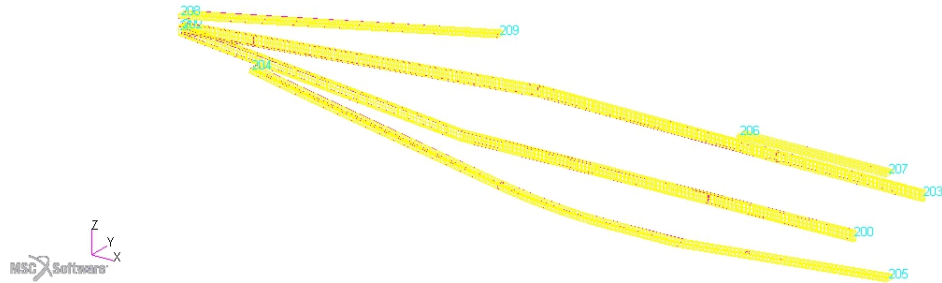


Figura 2.13: Mesh dei longheroni con visualizzazione 3D degli elementi.

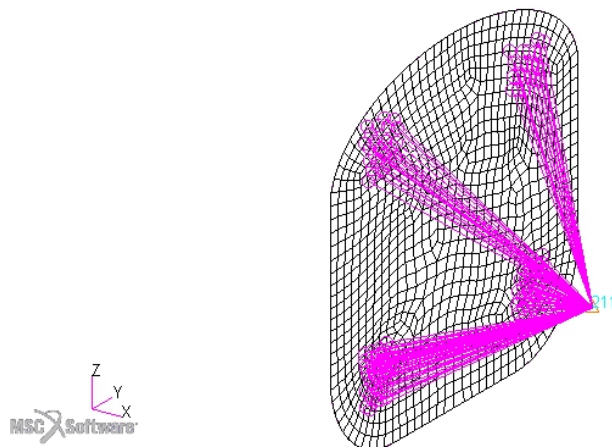


Figura 2.14: MPC RBE2 tra la massa concentrata rappresentativa di motore, castello motore, elica e batterie e la paratia parafiamma.

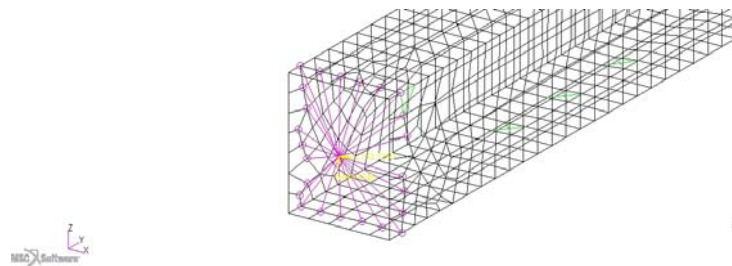


Figura 2.15: Nodo alla radice del longherone a cui vengono applicati i carichi alari e MPC di collegamento con la scatola dei longheroni.

Capitolo 3

Analisi preliminari

In questo capitolo si espongono i risultati ottenuti dalle simulazioni con Patran-Nastran per il modello preliminare illustrato nel capitolo 2 per i load cases definiti precedentemente. Si analizzano i risultati in termini di failure indices e strength ratios per i laminati e di coefficienti di sicurezza per gli altri materiali presenti nel modello. Si propongono modifiche nel modello che saranno oggetto di verifica nel capitolo seguente per far rientrare nei parametri di sicurezza ogni componente e per ridurre i pesi del velivolo.

Le analisi effettuate sono di tipo *Linear Static* ed utilizzano la *SOL101* di Patran-Nastran. poiché il velivolo durante il volo non è vincolato in qualche punto della sua struttura a qualche punto dello spazio o ad altre strutture, nella definizione dei carichi e dei vincoli la struttura progettata non è stata vincolata in qualche modo con incastri, appoggi o cerniere. Questo fa sì che non si possa analizzare direttamente il *.bdf* prodotto da Patran con Nastran, perché altrimenti il solutore troverebbe delle labilità. Per ovviare a ciò si modifica manualmente il *.bdf* inserendo la stringa *PARAM,INREL,-2* nel *Bulk Data*. Questo comando impone al solutore di considerare l'inerzia stessa del sistema come reazione ai carichi agenti.

Quando si re-importano i risultati in Patran (per avere anche una visualizzazione grafica e più comoda dei risultati), si è interessati a vedere che non vengano raggiunti i carichi critici in nessun componente e che le deformazioni siano limitate.

Per i materiali omogenei il carico critico corrisponde al carico di snervamento diviso per il coefficiente di sicurezza (1,5), o altrimenti il rapporto fra il carico massimo ed il carico di snervamento deve essere maggiore del coefficiente di sicurezza.

Per i longheroni in abete è stato definito un criterio di failure inserendo i valori delle tensioni critiche di compressione e trazione nelle due direzioni. Importando i risultati viene visualizzato direttamente in Patran il coefficiente di sicurezza a trazione e a compressione (che deve essere maggiore di 1,5).

Per i materiali in composito, avendo definito col materiale il criterio di failure (secondo la teoria di Tsai Wu), tramite la *Tool Laminate Modeler* messa a disposizione da Patran si possono ottenere i risultati dei failure indices calcolati secondo la teoria specificata. Viene calcolato il failure index di ogni layer e se questo supera il valore unitario rivela la rottura del layer. Poiché questi indici sono non lineari e non indicano quanto manca alla rottura del layer, si controlla manualmente, negli elementi in cui i failure indices si avvicinano all'unità o la superano, il valore dello strength ratio, il quale indica quanta capacità ha l'elemento di sopportare ancora carico (il valore deve essere maggiore dell'unità). Per ottenere gli strength ratios è necessario specificare nel *Bulk Data* il parametro *PARAM,SRCOMPS,YES*.

3.1 Carichi alari

3.1.1 Involuppo A

Osservando i carichi definiti, fra i carichi alari il punto A dell'involuppo di volo è quello che trasmette alla struttura i carichi maggiori insieme al punto D. Si decide pertanto di analizzare per prime queste due condizioni di carico.

Dai risultati riportati nelle figure 4.15, 3.2, 4.20, 3.4 si vede come le ordinate 1 e 2 siano assolutamente in sicurezza per questa condizione di carico, essendo il carico critico dell'Al 2024-T3 pari a 230 MPa. Anche le ordinate 3, 4, 5, e 6 sono sovradimensionate per questa condizione di carico presentando un failure index massimo di 0.0574. La scatola dei longheroni si trova anch'essa in sicurezza presentando delle tensioni massime di 118 MPa sulla parte inferiore (calcolate in $Z1$, cioè sulla superficie inferiore della piastra, quindi sulla parte esterna della scatola).

Già quest'analisi però presenta una criticità del modello sviluppato. Infatti la massa concentrata del carrello era stata attaccata alla struttura sulla superficie inferiore della scatola dei longheroni tramite *MPC* e si vede come le tensioni siano concentrate proprio nella zona di collegamento. Le tensioni dovute al carico alare, invece, non sembrano dare contributi nella distribuzione complessiva sulla superficie metallica. Si decide che, finita la fase di analisi preliminare, si dovrà studiare meglio l'accoppiamento fusoliera carrello sia in termini di carico trasmesso all'atterraggio sia in termini di modellazione strutturale.

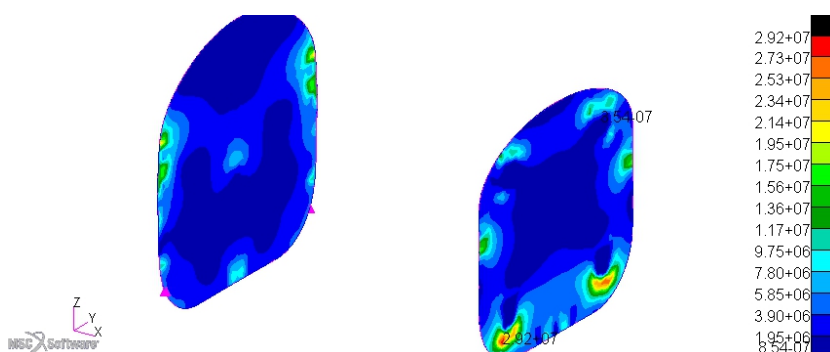


Figura 3.1: Involuppo A, tensioni di von Mises a $Z1$, ordinata 1 e 2.

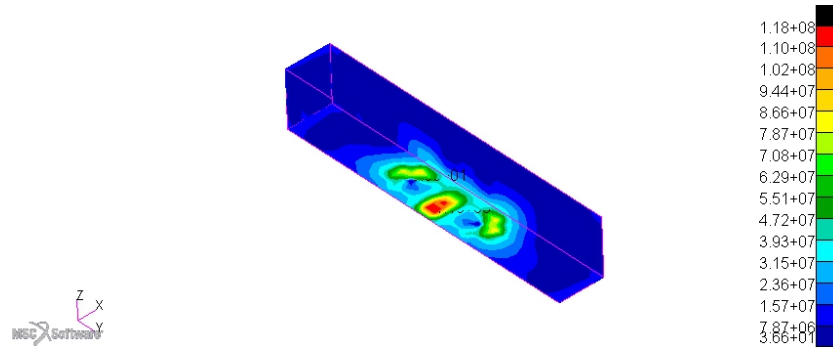


Figura 3.2: Inviluppo A, tensioni di von Mises a Z1, scatola dei longheroni.

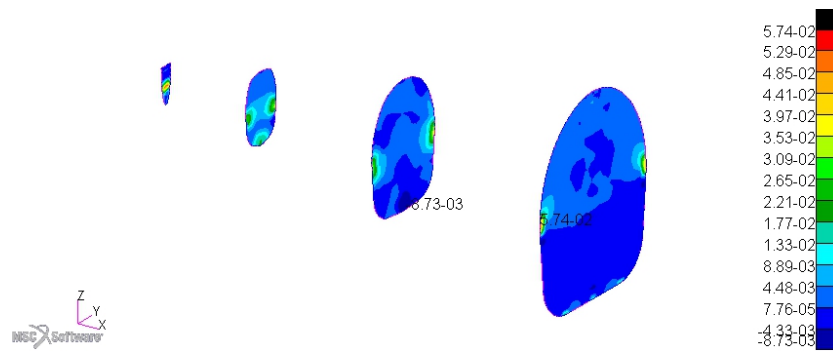


Figura 3.3: Inviluppo A, worst failure indices, ordinata 3, 4, 5, 6.

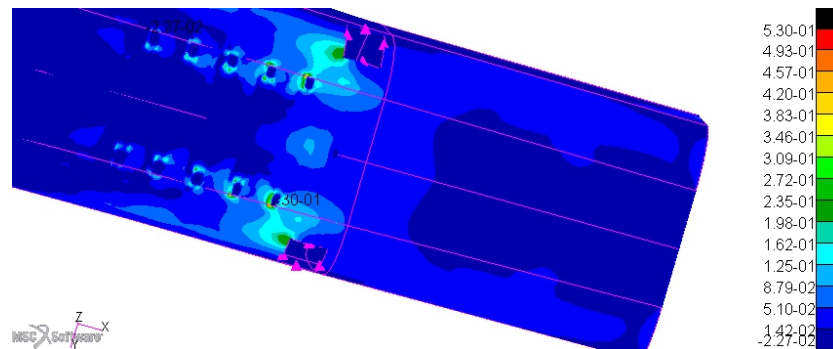


Figura 3.4: Inviluppo A, worst failure indices, scocca.

Si vede inoltre un'altra possibile fonte di criticità osservando i worst failure indices sulla scocca: dove il peso di bilanciamento va ad attaccarsi alla fusoliera simulando i punti di aggancio del sedile alla fusoliera, si hanno delle concentrazioni di valori alti rispetto al resto della struttura. In particolare si arriva ad un valore pari a 0.53 che porta ad avere uno strength ratio di 1,23 nell'elemento col valore inferiore. Questo consente all'elemento di non fallire ma non è sufficiente per avere un fattore di sicurezza pari a 1,5.

Si suppone che sarà necessario indagare meglio il comportamento della zona interessata, probabilmente anche apportando delle modifiche strutturali, poiché alcuni load cases avranno il loro punto di applicazione proprio sugli agganci (come gli atterraggi d'emergenza) e potrebbero portare a dei fallimenti localizzati della struttura.

I longheroni presentano un margine di sicurezza minimo a compressione pari a 2,47 ed un margine di sicurezza a tensione minimo pari a 6,80 ed entrambi si riscontrano sul longherone inferiore, che risulta quindi essere quello più caricato.

3.1.2 Involuppo D

Risulta essere anche questa una condizione di carico particolarmente gravosa per la struttura.

Dai risultati riportati nelle figure 4.22, 3.6, 3.7, 3.8 si nota un andamento delle tensioni e dei failure indices simili a quelli trovati nel caso dell'involuppo

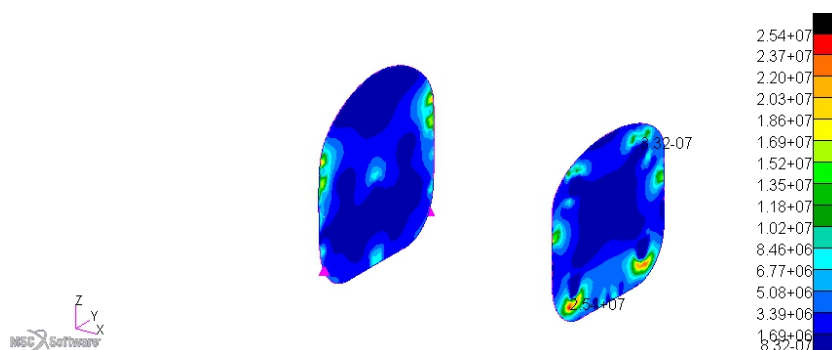


Figura 3.5: Involuppo D, tensioni di von Mises a Z1, ordinata 1 e 2.

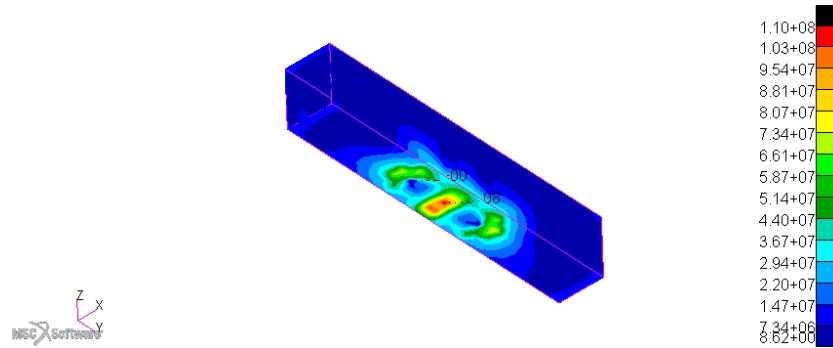


Figura 3.6: Inviluppo D, tensioni di von Mises a Z1, scatola dei longheroni.

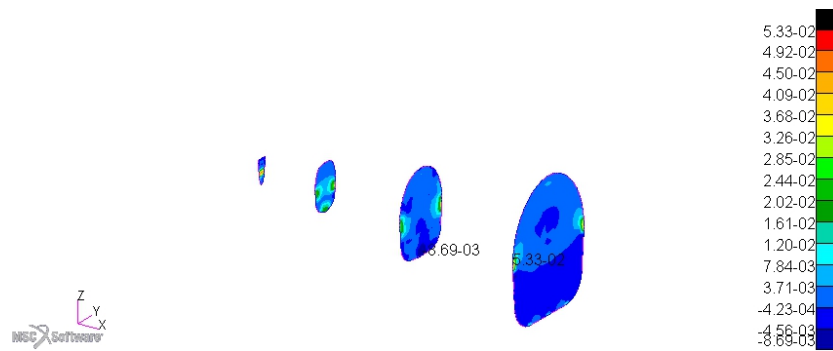


Figura 3.7: Inviluppo D, worst failure indices, ordinata 3, 4, 5, 6.

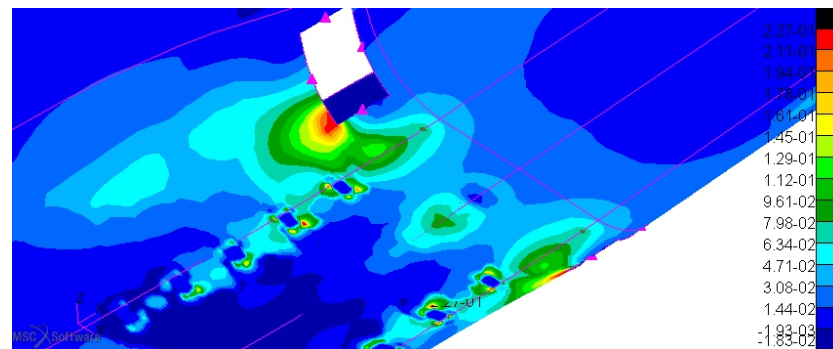


Figura 3.8: Inviluppo D, worst failure indices, scocca.

A, ma leggermente più bassi in valore assoluto. In particolare si ha una tensione massima di 25,4 MPa nelle prime due ordinate, una tensione massima di 110 MPa nella parte inferiore della scatola dei longheroni, un failure index massimo di 0,0533 nelle ordinate e di 0.227 nella scocca. Il longherone inferiore risulta essere sempre il più caricato e presenta un margine di sicurezza a compressione di 2,37 ed un margine di sicurezza a trazione di 7,51.

3.1.3 Inviluppo E

I risultati che si dovrebbero ottenere dovrebbero essere meno gravosi per la struttura rispetto alle due precedenti condizioni di carico.

Dai risultati riportati nelle figure 4.26, 3.10, 3.11, 3.12 si nota come previsto un calo di tutti gli indici analizzati. In particolare si ha una tensione massima di 12,5 MPa nelle prime due ordinate, una tensione massima di 51,4 MPa nella parte inferiore della scatola dei longheroni, un failure index massimo di 0,0226 nelle ordinate e di 0.118 nella scocca. Il longherone inferiore risulta essere sempre il più caricato e presenta un margine di sicurezza a compressione di 8,27 ed un margine di sicurezza a trazione di 13,2.

3.1.4 Inviluppo G

I risultati che si dovrebbero ottenere dovrebbero essere simili al caso dell'inviluppo E.

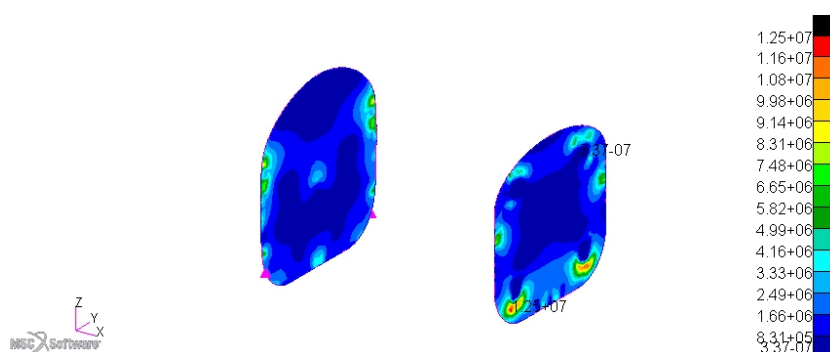


Figura 3.9: Inviluppo E, tensioni di von Mises a Z1, ordinata 1 e 2.

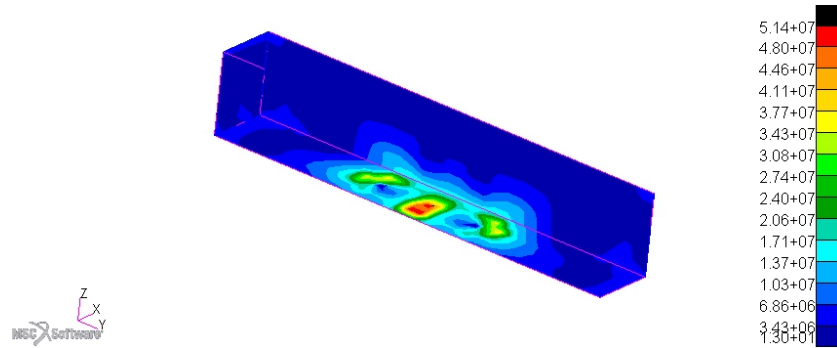


Figura 3.10: Inviluppo E, tensioni di von Mises a Z1, scatola dei longheroni.

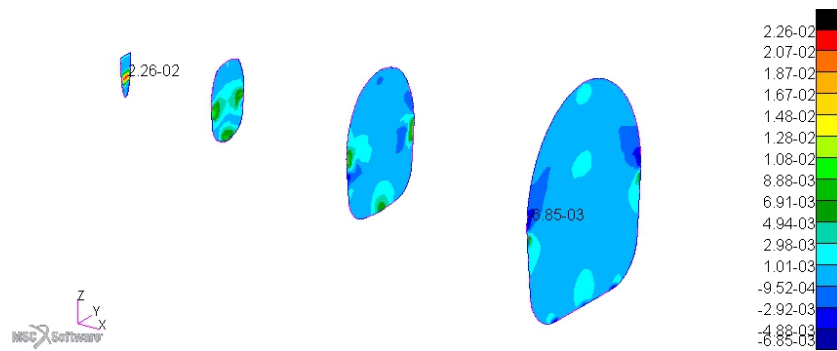


Figura 3.11: Inviluppo E, worst failure indices, ordinata 3, 4, 5, 6.

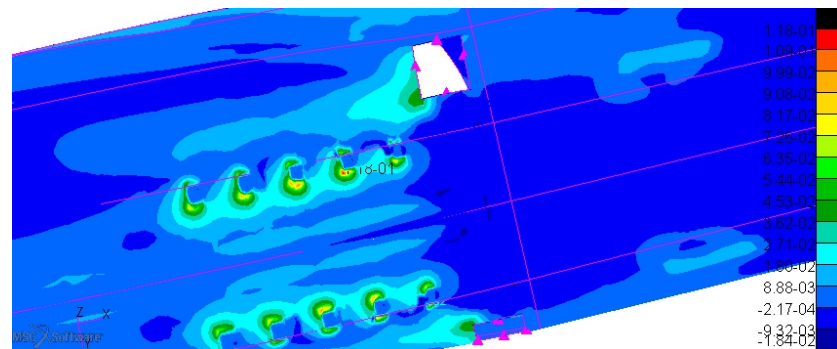


Figura 3.12: Inviluppo E, worst failure indices, scocca.

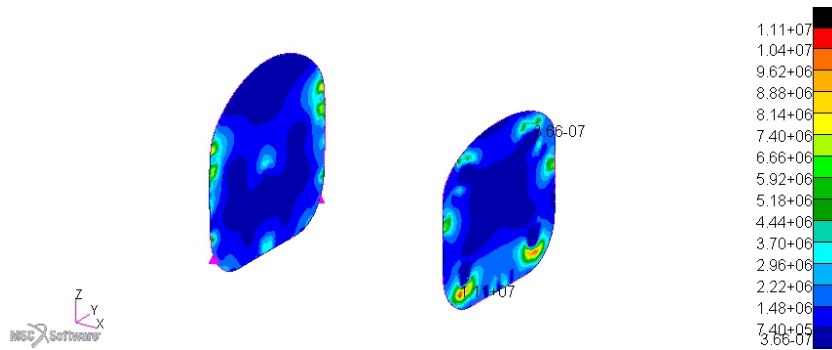


Figura 3.13: Involuppo G, tensioni di von Mises a Z1, ordinata 1 e 2.

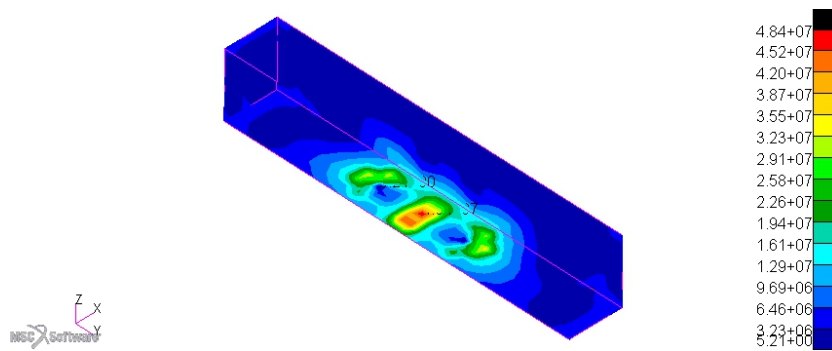


Figura 3.14: Involuppo G, tensioni di von Mises a Z1, scatola dei longheroni.

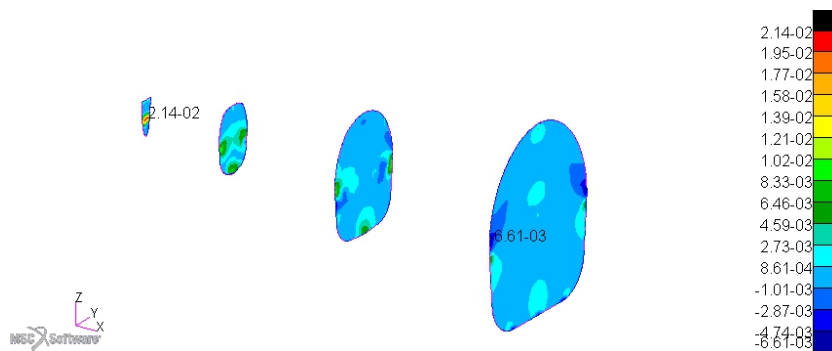


Figura 3.15: Involuppo G, worst failure indices, ordinata 3, 4, 5, 6.

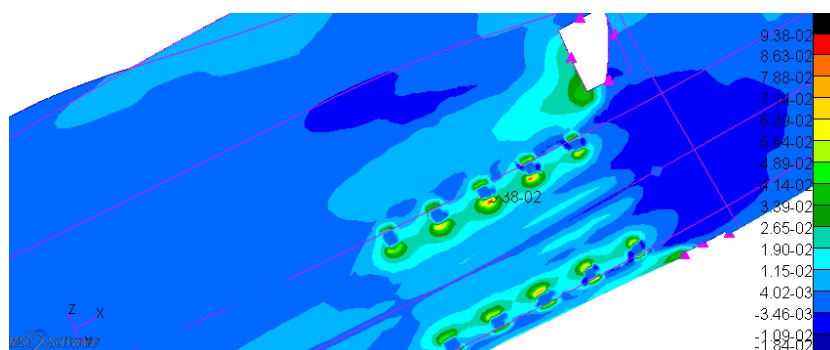


Figura 3.16: Involuppo G, worst failure indices, scocca.

Dai risultati riportati nelle figure 3.14, 3.15, 3.16 si notano come previsto dei valori di tensioni e failure indices simili a quelli ottenuti nel caso dell'involuppo E, anche se con valori leggermente migliori. In particolare si ha una tensione massima di 11,1 MPa nelle prime due ordinate, una tensione massima di 48,4 MPa nella parte inferiore della scatola dei longheroni, un failure index massimo di 0,0214 nelle ordinate e di 0.0938 nella scocca. Il longherone inferiore risulta essere sempre il più caricato e presenta un margine di sicurezza a compressione di 9,05 ed un margine di sicurezza a trazione di 14,1.

3.1.5 Considerazioni

Si è visto come i carichi sviluppati al punto A dell'involuppo di volo siano i più gravosi fra i carichi alari, con poche differenze con quelli sviluppati al punto D. Gli altri due punti dell'involuppo di volo sono molto meno critici per il sistema. Inoltre le possibili criticità riportate analizzando i risultati del caso A (zona di attacco del carrello con la struttura, zona di attacco del sedile con la struttura) si sono presentate in tutti i carichi analizzati, sebbene con intensità diverse.

Sono risultate sovradimensionate le ordinate ed i longheroni, con il longherone inferiore che risulta essere il più sollecitato in ogni load case.

3.2 Carichi dovuti al motore

3.2.1 Coppia motore

La coppia massima viene sviluppata dal motore in fase di decollo. Come si può vedere dalle figure 3.17, 3.18, 3.19, 3.20 i carichi trasmessi alla struttura sono bassi e in tutti i componenti si riscontrano ampi margini di sicurezza. In particolare si sviluppano delle tensioni massime sulla paratia parafiamma di 5,54 MPa, di 13,7 MPa nella parte inferiore della scatola dei longheroni, dei failure indices massimi di 0,0141 sulla scocca e di 0,00124 sulle ordinate.

3.2.2 Carico laterale

Anche il caso in cui viene simulato un carico laterale agente sul centro di massa del motore pari alla forza peso con fattore di sicurezza pari a 1,5 non crea problemi alla struttura, come si può vedere nelle figure 3.21, 3.22, 3.23, 3.24. In questo caso la tensione massima che viene sviluppata sulle ordinate si attesta a 5,22 MPa, quella sulla parte inferiore del box alare si attesta a 10,6 MPa, mentre i failure indices arrivano sulle ordinate e sulla scocca a 0.00835 e a 0.229 rispettivamente.

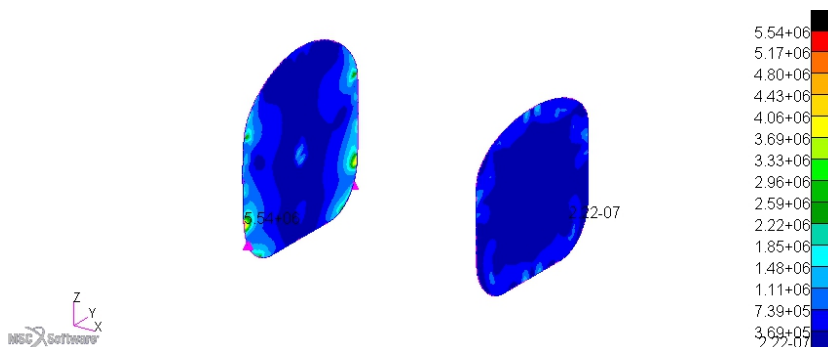


Figura 3.17: Coppia motore, tensioni di von Mises a Z1, ordinata 1 e 2.

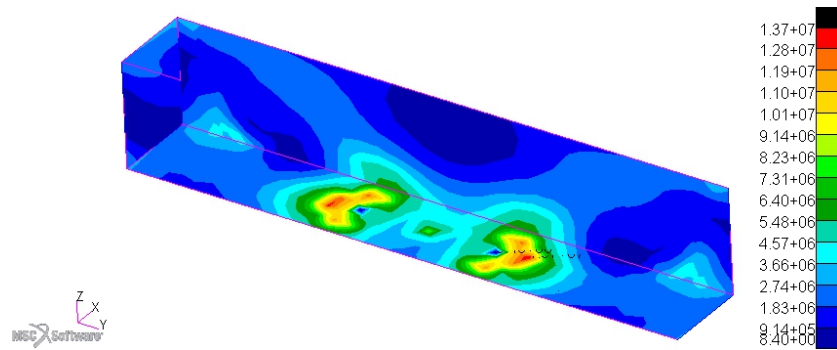


Figura 3.18: Coppia motore, tensioni di von Mises a Z2, scatola dei longheroni.

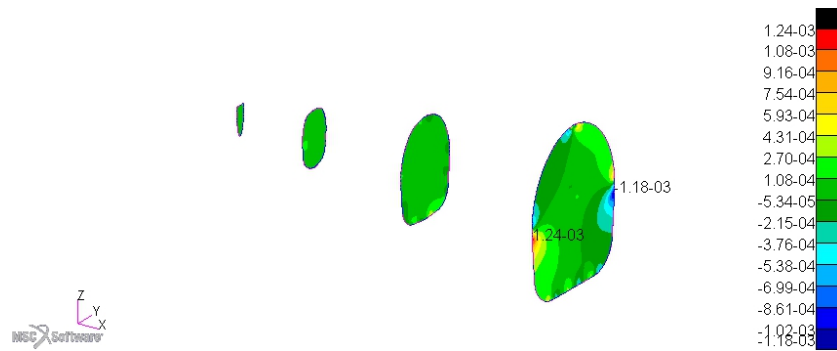


Figura 3.19: Coppia motore, worst failure indices, ordinata 3, 4, 5, 6.

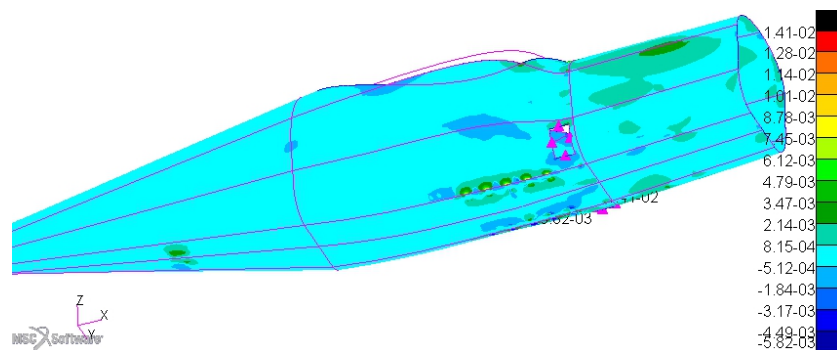


Figura 3.20: Coppia motore, worst failure indices, scocca.

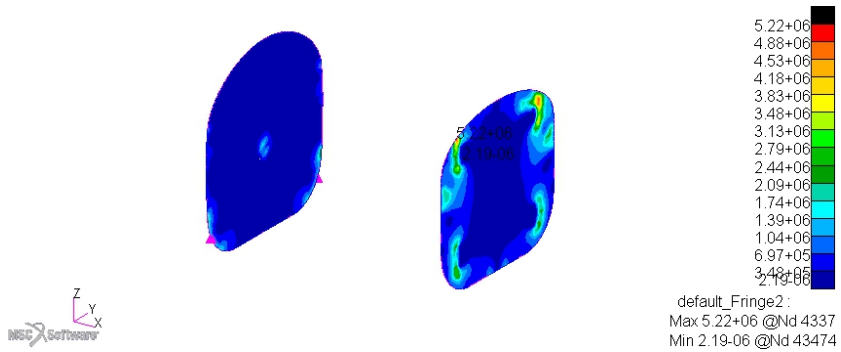


Figura 3.21: Carico laterale sul motore, tensioni di von Mises a Z1, ordinata 1 e 2.

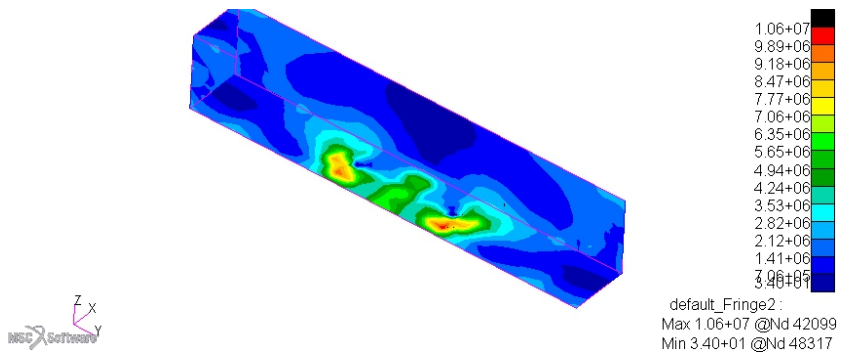


Figura 3.22: Carico laterale sul motore, tensioni di von Mises a Z1, scatola dei longheroni.

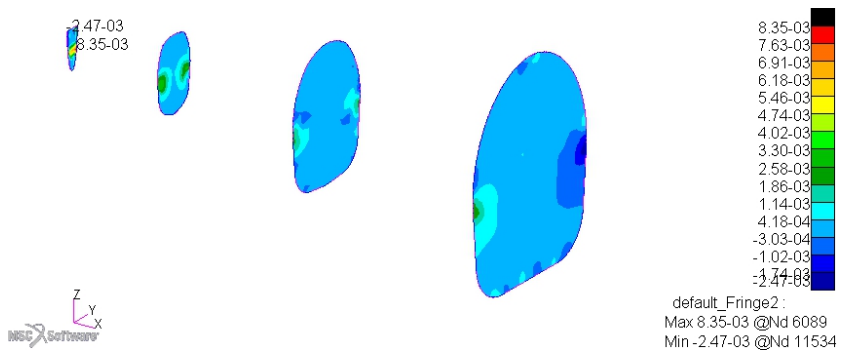


Figura 3.23: Carico laterale sul motore, worst failure indices, ordinata 3, 4, 5, 6.

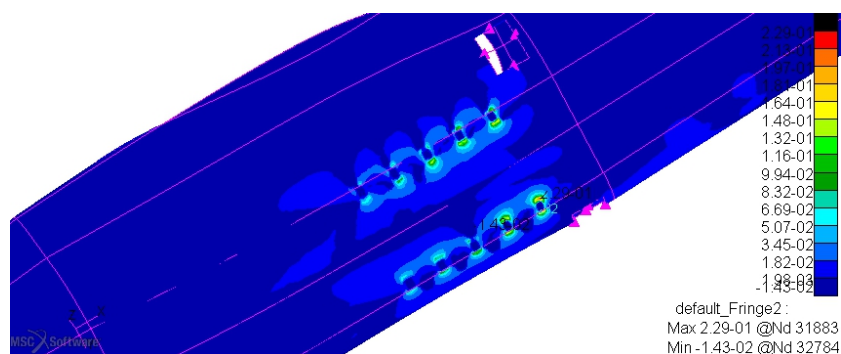


Figura 3.24: Carico laterale sul motore, worst failure indices, scocca.

3.2.3 Considerazioni

I risultati ottenuti analizzando questi due load cases indicano che i carichi agenti sul motore e trasmessi al resto della fusoliera sono molto meno gravosi rispetto ai carichi alari. Ciò ci permette di dimensionare la fusoliera sui carichi più gravosi e verificare per ultimi questi load cases a cui la struttura già dimensionata per carichi più gravosi dovrebbe resistere.

3.3 Atterraggio normale

In entrambi i casi previsti da normativa, le condizioni di carico sono troppo gravose per i componenti della struttura.

In particolare nel caso di atterraggio in linea di volo, viene superato il limite di rottura della lega d'alluminio nel box alare, il limite di snervamento nella seconda ordinata, i failure index superano il valore unitario sia nella scocca che nelle ordinate 3, 4 e 5 (con valori massimi dove si attacca il sedile alla fusoliera), vengono violati i margini di sicurezza in tutti i longheroni a compressione e nei longheroni laterali ed in quello inferiore a trazione.

Nel caso di atterraggio cabrato avviene il fallimento del longherone inferiore a compressione, si supera il limite di snervamento del materiale nella parte inferiore della scatola dei longheroni e avviene la rottura del laminato nell'ordinata 4 e nella scocca dove si attacca il ruotino.

3.4 Considerazioni finali

Non si è proceduto alla simulazione dei carichi degli atterraggi d'emergenza, avendo già individuato le zone critiche della struttura che coincidono anche con le zone in cui agiranno i carichi d'emergenza. Le criticità sono state riscontrate in:

- scatola dei longheroni, per via dell'attacco su di essa del carrello di atterraggio;
- scocca dove si scaricano i carichi dovuti all'attacco della massa di bilanciamento col resto della struttura;
- scocca all'attacco del ruotino con essa;
- modellazione dei carichi scambiati fra carrello e scocca e ruotino e scocca.

Nel caso delle simulazioni con i carichi di atterraggio è avvenuto il fallimento anche di longheroni e centine, per via dei carichi troppo elevati trasmessi attraverso la struttura.

Si è provato con numerose simulazioni a variare gli spessori ed i materiali (sia dei compositi che delle parti metalliche) dei vari componenti, fino ad arrivare a masse totali della fusoliera eccessive rispetto alle caratteristiche di leggerezza ricercate, senza comunque trovare una soluzione che soddisfacesse i requisiti di resistenza richiesti. Queste analisi non sono state tuttavia inutili perché hanno permesso di trovare delle configurazioni dei layer dei compositi che si comportano meglio di altre in particolari zone della struttura e di capire quale materiale utilizzare per il core del sandwich come miglior compromesso fra leggerezza e caratteristiche meccaniche.

Alla fine la soluzione è stata trovata nella modifica strutturale, per la precisione nell'aggiunta di alcuni elementi. Si è deciso di imbullonare carrello e ruotino a due piastre metalliche attaccate alla parte inferiore della scocca in modo da distribuire gli sforzi su queste piastre e da esse alla scocca. Si è pensato anche di inserire due irrigidimenti metallici fra l'ordinata 2 e 3 dove

Tabella 3.1: Tensioni di von Mises massime nelle condizioni di carico analizzate e margini di sicurezza (fattore di sicurezza $n=1,5$).

Carico	$\sigma_{\max}[MPa]$	$\sigma_y[MPa]$	Margine di sicurezza
Inviluppo A (3.1.1)	118	345	1,95
Inviluppo D (3.1.2)	110	345	2,09
Inviluppo E (3.1.3)	51,4	345	4,47
Inviluppo G (3.1.4)	48,4	345	4,75
Coppia motore (3.2.1)	13,7	345	16,79
Carico laterale (3.2.2)	10,6	345	21,70
Atterraggio linea di volo (3.3)	2460	345	0,09

imbullonare il sedile irrigidendo la zona in cui si propagano i carichi alari, di atterraggio e dove agiscono gli agganci delle cinture sollecitati in caso di atterraggio d'emergenza.

Per migliorare la modellazione dei carichi dovuti agli atterraggi normali si è pensato di chiedere a Coletto il modello da lei sviluppato del carrello d'atterraggio e del ruotino per importarlo all'interno del mio modello. Si è anche deciso di chiedere il modello del castello motore a Tessarin per poter effettuare alla fine un'analisi anche con questo elemento, utilizzando però in questo caso la tecnica dei superelementi vista la complessità di questo secondo modello.

Tabella 3.2: Worst strength ratios nelle condizioni di carico analizzate e margini di sicurezza (fattore di sicurezza $n=1,5$).

Carico	Worst strength ratio	Margine di sicurezza
Inviluppo A (3.1.1)	1,23	0,82
Inviluppo D (3.1.2)	2,17	1,44
Inviluppo E (3.1.3)	2,80	1,87
Inviluppo G (3.1.4)	3,39	2,26
Coppia motore (3.2.1)	8,88	5,92
Carico laterale (3.2.2)	0,70	0,47
Atterraggio linea di volo (3.3)	0,08	0,05

Capitolo 4

Analisi di dettaglio

In questo capitolo verrà presentata la configurazione definitiva ottenuta e i risultati delle analisi dei load cases precedentemente definiti (vedi paragrafo 2.2.5)

La configurazione definitiva della fusoliera è frutto dell'analisi dei risultati di numerose simulazioni intermedie. Il lavoro che è stato fatto ha coinvolto

- progettazione e modellazione dei nuovi elementi strutturali (rinforzi e piastre);
- studio di configurazioni, materiali e spessori per le parti in composito;
- ottimizzazione degli spessori nelle parti metalliche;
- creazione del cupolino, definizione del materiale e degli spessori;
- definizione degli spessori corretti per i longheroni;
- importazione del carrello di atterraggio e del ruotino progettati da Coletto [3];
- importazione come superelemento del castello motore progettato da Tessarin [19].

4.1 Configurazione definitiva

4.1.1 Piastra carrello

La piastra su cui il carrello d'atterraggio sarà imbullonato è di forma rettangolare con misure 400 mm x 40 mm (come la parte superiore della balestra del carrello d'atterraggio). Fatto in alluminio 7075-T6 (caratteristiche meccaniche in tabella 4.1) come il carrello d'atterraggio, il suo spessore è di 7 mm e sono presenti 3 fori di diametro $\phi = 12$ mm in corrispondenza dei quali verranno fissate le viti M8 (si veda figura 4.1 per le specifiche tecniche). Questi sono modellizzati come elementi monodimensionali a due nodi, con formulazione degli elementi lineare (*BAR2*) in acciaio.

N° d'ordine		Classe di resistenza											
		3.6	4.6	4.8	5.6	5.8	6.8	8.8 d ≤ M 16 d > M 16	9.8	10.9	12.9		
5.1	Carico unitario di rottura Rm 4) 5)	nom	300	400		500	600	800	800	900	1000	1200	
5.2	N/mm²	min	330	400	420	500	520	600	800	830	900	1040	1220
5.3	Durezza Vickers, HV, F ≥ 98 D²	min	95	120	130	155	160	190	250	255	290	320	385
		max				250			320	335	360	380	435
5.4	Durezza Brinell, HB, F = 30 D²	min	90	114	124	147	152	181	238	242	276	304	366
		max				238			304	318	342	361	414
5.5	Durezza Rockwell, HR	min	HRB	52	67	71	79	82	89	-	-	-	-
		HRC	-	-	-	-	-	-	22	23	28	32	39
		HRB	-	-	-	99.5	-	-	-	-	-	-	-
		HRC	-	-	-	-	-	-	32	34	37	39	44
5.6	Durezza superficiale, HV 0.3	max							6)				
5.7	Carico unitario di snervamento ReL 7) N/mm²	nom	180	240	320	300	400	480	-	-	-	-	
		min	190	240	340	300	420	480	-	-	-	-	
5.8	Carico unitario di scostamento dalla proporzionalità, Rp0.2, N/mm²	nom						640	640	720	900		
		min						640	660	720	940		
5.9	Rapporto carico unitario di prova, Sp N/mm²	Sp/ReL o Sp/Rp0.2	0.94	0.94	0.91	0.93	0.90	0.92	0.91	0.91	0.90	0.88	0.88
			180	225	310	280	380	440	580	600	650	830	970
5.10	Allungamento dopo rottura, A	min	25	22	14	20	10	8	12	12	10	9	8
5.11	Resistenza alla trazione con appoggio a cuneo 5)		I valori minimi della resistenza a trazione per vite intera (prigionieri esclusi) non devono essere inferiori ai valori minimi di resistenza a trazione indicati in 5.2.										
5.12	Resilienza, J	min	-			25			30	30	25	20	15
5.13	Tenacità della testa		Nessuna frattura										
5.14	Altezza minimale nel filetto della zona non decarburata, E								1/2 H1		2/3 H1	3/4 H1	
	Profondità massima di decarburazione totale, G	mm								0,015			

Figura 4.1: Tabella classi di resistenza delle viti [19].

Si sono creati dei mesh seed lineari abbastanza densi sui lati della piastra e sulle circonferenze dei fori delle viti (10, 100, 20 elementi rispettivamente su lato corto della piastra, lato lungo e fori). La piastra è poi stata vincolata

Tabella 4.1: Caratteristiche meccaniche AA 7075-T6.

Linear elastic	Modulo elastico E	71,7 GPa
	Coefficiente di Poisson ν	0.3
	Densità ρ	2810 kg/m^3

Tabella 4.2: Caratteristiche meccaniche acciaio.

Linear elastic	Modulo elastico E	210 GPa
	Coefficiente di Poisson ν	0.3
	Densità ρ	8000 kg/m^3

alla fusoliera tramite *MPC RBE2* fra nodi adiacenti. Per collegarla al carrello invece sono stati creati dei *MPC* sempre di tipo *RBE2* in cui il nodo indipendente è il nodo d'estremità del bullone e i nodi dipendenti sono quelli sulla circonferenza rispettivamente del carrello e della piastra.

4.1.2 Piastra ruotino

La piastra su cui la balestra del ruotino sarà imbullonata è di forma quadrata con lato di 100 mm e spessore 10 mm, anch'essa in alluminio 7075-T6. Al suo centro è presente un foro di diametro $\phi = 10$ mm attraverso cui verrà fissata la vite che la collegherà al ruotino. La vite è analoga a quelle definite per il carrello di atterraggio, ma con una sezione di raggio 5 mm. I mesh seed definiti in questo caso sono di 10 per i lati della piastra e 20 per il foro. La piastra è stata collegata a ruotino e fusoliera in maniera analoga a quella definita per la piastra del carrello.

4.1.3 Correntini

Questi elementi di rinforzo strutturale sono pensati anche per agganciare la parte inferiore del sedile alla fusoliera. In lega d'alluminio 2024-T3, sono posti simmetricamente rispetto all'asse longitudinale della struttura sulla parte inferiore di essa. Si sviluppano dall'ordinata 2 all'ordinata 3 ed hanno una sezione rettangolare piena di 30 mm x 3 mm. Sono stati meshati con elementi

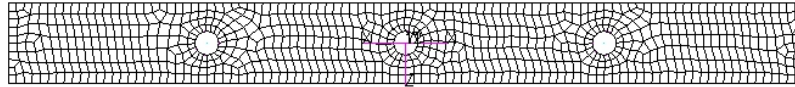


Figura 4.2: Piastra carrello.

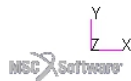
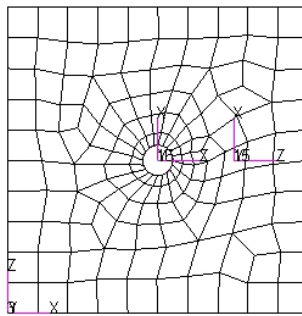


Figura 4.3: Piastra ruotino.

monodimensionali *BAR2* e sono vincolati direttamente a scocca e ordinate tramite *MPC RBE2*

4.1.4 Cupolino

Il materiale scelto per realizzare questa parte della struttura è il plexiglas per via delle sue proprietà ottiche (deve essere trasparente), della sua leggerezza e della facilità nel reperimento. Le sue proprietà meccaniche sono riportate in tabella 4.3 e sono delle proprietà medie fra quelle trovate in letteratura. È stato dato uno spessore uniforme a tutta la superficie del cupolino pari a

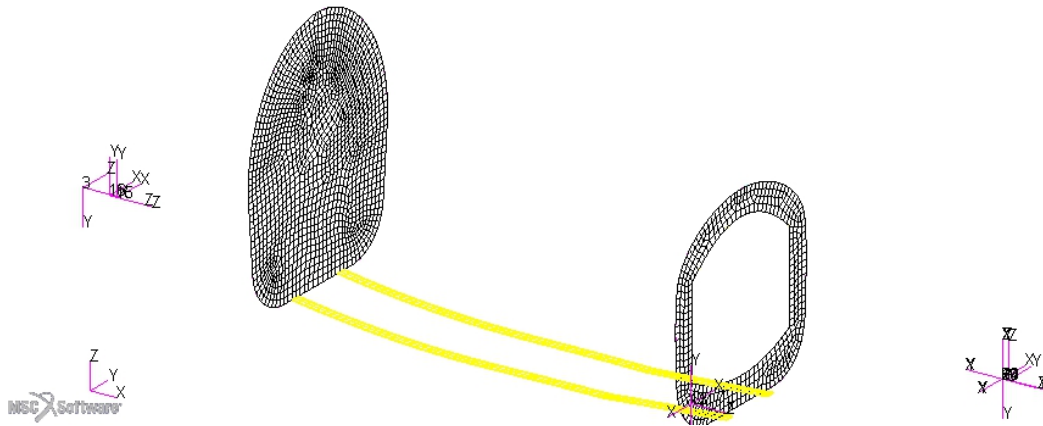


Figura 4.4: Correntini metallici.

Tabella 4.3: Caratteristiche meccaniche plexiglas.

Linear elastic	Modulo elastico E	2,8 GPa
	Coefficiente di Poisson μ	0,37
	Densità ρ	1200 kg/m^3
Failure	Limite dello stress a tensione	67 MPa
	Limite dello stress a compressione	125 MPa
	Limite dello stress di taglio	55 MPa

3 mm e la mesh è stata creata con il meshatore *Paver* utilizzando elementi *QUAD4*.

Per collegarlo alla fusoliera si sono indagati due casi, uno in cui tutto il cupolino era un continuo con la superficie della fusoliera ed uno in cui è collegato tramite dei punti di aggancio. Questa indagine è stata condotta solo per il load case del punto A dell'involucro di volo (che è una delle condizioni di carico più gravose), mentre per gli altri load cases si è optato per la configurazione con i punti di aggancio essendo in favore di sicurezza.

4.1.5 Scocca

Osservando lo sviluppo delle tensioni e dei failure indices sulla scocca nei vari load cases si sono potute riconoscere due zone diverse:

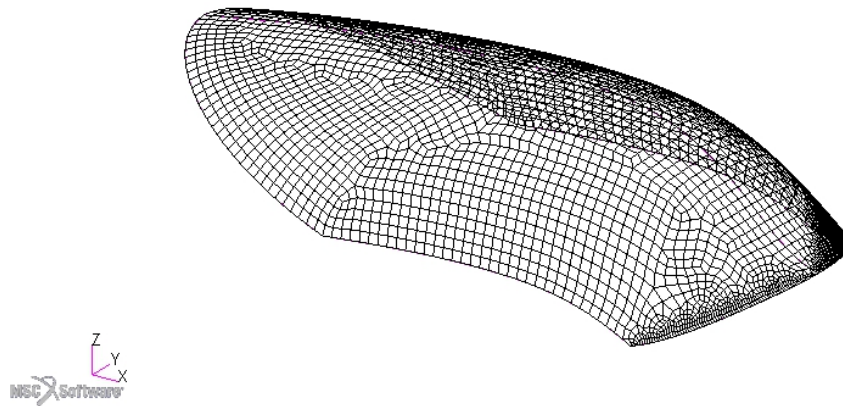


Figura 4.5: Cupolino.

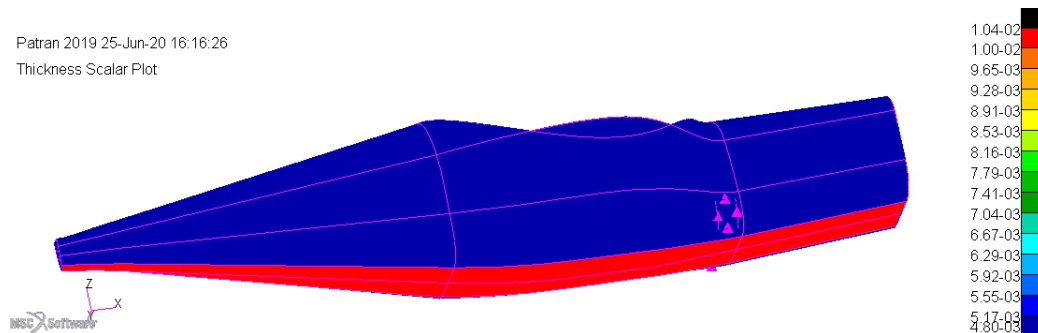


Figura 4.6: Spessore della scocca, vengono evidenziate con colore diverse le fasce a diverso spessore.

- la fascia inferiore in cui si concentrava la maggior parte del carico e lo stato tensionale era elevato;
- la fascia laterale e la fascia superiore in cui le tensioni erano basse.

Si decide pertanto di utilizzare spessori differenti del composito come mostrato in figura 4.6 per supportare al meglio gli sforzi e ridurre i pesi.

Il materiale scelto per il core del composito alla fine è risultato il Core-mat XM, il miglior compromesso fra caratteristiche meccaniche, leggerezza e disponibilità di fogli dello spessore adeguato.

Le configurazioni scelte per le due superfici individuate sono riportate in tabella 4.4, mentre di seguito sono riportate le matrici che caratterizzano i tre sandwich. Si nota come la scelta della disposizione dei layer sulla superficie

Tabella 4.4: Configurazione dei layer nei diversi sandwich utilizzati sulla scocca.

Zona	Materiale	t (layer) [mm]	Orientazione
Sup_sup	Fibra di vetro	0,1	$0^\circ, -45^\circ, 45^\circ, 90^\circ$
	Coremat XM	4	0
	Fibra di vetro	0,1	$90^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 0^\circ$
Sup_inf	Fibra di vetro	0,4	$0^\circ, -45^\circ, 45^\circ, 90^\circ$
	Coremat XM	4	0
	Fibra di vetro	0,1	$90^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 0^\circ$
	Fibra di vetro	0,1	$0^\circ, -45^\circ, 45^\circ, 90^\circ$ $90^\circ, 45^\circ, -45^\circ, 0^\circ$

		Membrane			Bending	
	6.30E+07	7.29E+06	-2.50E-01	6.30E+04	7.84E+03	4.88E-04
Membrane	7.29E+06	6.30E+07	-5.00E-01	7.84E+03	6.30E+04	4.88E-04
	-2.50E-01	-5.00E-01	2.79E+07	4.88E-04	4.88E-04	2.76E+04
	6.30E+04	7.84E+03	4.88E-04	8.11E+02	9.06E+01	-6.90E+00
Bending	7.84E+03	6.30E+04	4.88E-04	9.06E+01	7.29E+02	-6.90E+00
	4.88E-04	4.88E-04	2.76E+04	-6.90E+00	-6.90E+00	3.39E+02

Figura 4.7: Matrici A, B e D del sandwich componente la parte inferiore della fusoliera.

inferiore sia asimmetrica, in quanto risponde meglio alle sollecitazioni dei load cases *Atterraggio in linea di volo* e *Atterraggio cabrato* che sono le più gravose per questa zona.

4.1.6 Ordinate 3, 4, 5, 6

Si è visto che gli sforzi a cui erano sottoposte erano molto bassi, pertanto si è optato per renderle notevolmente più leggere.

E11,22,33	NU12,23,13	G12,23,31		Q	
5.98E+09	1.16E-01	2.68E+09	6.06E+09	7.01E+08	-3.20E+01
5.98E+09	0.00E+00	0.00E+00	7.01E+08	6.06E+09	-4.80E+01
0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	-3.20E+01	-4.80E+01	2.68E+09

Figura 4.8: Caratteristiche elastiche del sandwich componente la parte inferiore della fusoliera.

		Membrane			Bending	
	7.87E+06	7.29E+05	-3.13E-02	7.57E-03	6.26E-04	0.00E+00
Membrane	7.29E+05	7.87E+06	-6.25E-02	6.26E-04	5.19E-03	0.00E+00
	-3.13E-02	-6.25E-02	3.57E+06	0.00E+00	0.00E+00	3.17E-03
	7.57E-03	6.26E-04	0.00E+00	3.98E+01	4.27E+00	-2.63E-01
Bending	6.26E-04	5.19E-03	0.00E+00	4.27E+00	3.66E+01	-2.63E-01
	0.00E+00	0.00E+00	3.17E-03	-2.63E-01	-2.63E-01	1.70E+01

Figura 4.9: Matrici A, B e D del sandwich componente la parte superiore della fusoliera.

E11,22,33	NU12,23,13	G12,23,31		Q	
1.63E+09	9.26E-02	7.44E+08	1.64E+09	1.52E+08	-8.00E+00
1.63E+09	0.00E+00	0.00E+00	1.52E+08	1.64E+09	-1.20E+01
0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	-8.00E+00	-1.20E+01	7.44E+08

Figura 4.10: Caratteristiche elastiche del sandwich componente la parte superiore della fusoliera.

L'ordinata 6 è stata mantenuta nella configurazione che era stata pensata preliminarmente (la stessa della parte superiore della scocca) in quanto sarà collegata al piano di coda, il quale non è ancora stato studiato, pertanto si preferisce mantenerla sovradimensionata eccedendo in sicurezza.

Le ordinate 3, 4, 5 invece vengono create in materiale composito formato da soli 4 laminati di fibra di vetro, i quali tuttavia sono sufficienti a sopportare gli sforzi generati. Si è deciso di non togliere ulteriori strati per non rendere troppo esigui gli spessori che già così sono inferiori a 0,5 mm e che comunque non garantirebbero grossi vantaggi in termini di leggerezza sull'intera struttura.

Tabella 4.5: Configurazione dei layer ordinate 3, 4, 5.

Materiale	t (layer) [mm]	Orientazione
Fibra di vetro	0,1	0°, -45°, 45°, 90°

		Membrane			Bending	
	3.94E+06	4.69E+05	-2.27E-02	-1.80E+02	-9.54E-07	2.99E+01
Membrane	4.69E+05	3.94E+06	-2.96E-02	-9.54E-07	1.80E+02	2.99E+01
	-2.27E-02	-2.96E-02	1.74E+06	2.99E+01	2.99E+01	0.00E+00
	-1.80E+02	-9.54E-07	2.99E+01	5.33E-02	5.46E-03	0.00E+00
Bending	-9.54E-07	1.80E+02	2.99E+01	5.46E-03	5.33E-02	0.00E+00
	2.99E+01	2.99E+01	0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	2.23E-02

Figura 4.11: Matrici A, B e D del laminato delle ordinate 3, 4, 5.

E11,22,33	NU12,23,13	G12,23,31		Q	
9.71E+09	1.19E-01	4.34E+09	9.85E+09	1.17E+09	-5.68E+01
9.71E+09	0.00E+00	0.00E+00	1.17E+09	9.85E+09	-7.41E+01
0.00E+00	0.00E+00	0.00E+00	-5.68E+01	-7.41E+01	4.34E+09

Figura 4.12: Caratteristiche elastiche del laminato delle ordinate 3, 4, 5.

4.1.7 Ordinate 1 e 2, scatola dei longheroni

L'ordinata 1 è stata mantenuta nella configurazione iniziale, mentre è stato possibile pensare a delle soluzioni per limitare il peso della scatola dei longheroni e dell'ordinata a cui essa è collegata.

In particolare lo spessore dell'ordinata 2 è stato diminuito a 2 mm ed è stata forata dandole una forma simile ad una corona circolare con larghezza circa 80 mm. Questo è stato fatto anche per avere la possibilità di alloggiare un eventuale sedile dalla forma allungata in una seconda fase. Anche lo spessore della scatola dei longheroni è stato portato a 2 mm, riducendone la massa del 33%.

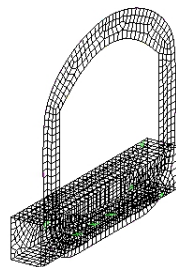


Figura 4.13: Nuova ordinata 2 e scatola dei longheroni.

4.1.8 Longheroni

Durante le analisi preliminari si era visto come gli sforzi massimi fossero concentrati sul longherone inferiore e nella maggior parte dei load cases questi fossero ampiamente sufficienti a resistere agli stati tensionali generati. Una volta inserite le piastre per carrello e ruotino che hanno risolto i problemi che insorgevano nei load cases di atterraggio, si è potuto andare a ridurre le dimensioni delle sezioni dei longheroni. Per la precisione:

- la sezione dei longheroni laterali è passata da 20 mm x 50 mm a 15 mm x 30 mm;
- la sezione del longherone superiore anteriore è passata da 60 mm x 15 mm a 20 mm x 10 mm;
- la sezione del longherone superiore posteriore è passata da 50 mm x 20 mm a 20 mm x 10 mm,

mentre la sezione del longherone inferiore non è stata variata rimanendo 50 mm x 20 mm.

4.1.9 Riepilogo

Attraverso le modifiche descritte è stato possibile perseguire due importanti obiettivi: la sicurezza strutturale in ogni condizione di carico prevista, che verrà analizzata nel dettaglio nel prossimo capitolo, e la riduzione della massa.

La massa totale degli elementi descritti risulta essere di 43,95 kg. Questo fa sì che la massa a pieno carico dell'intero velivolo sia di 209,50 kg, mentre il peso minimo 195,50 kg. Si osserva come la massa della fusoliera risulti essere fra il 20% ed il 25% della massa dell'intero velivolo, il che è un risultato accettabile.

4.2 Analisi statiche

4.2.1 Involuppo A

Nel caso si consideri il cupolino agganciato alla scocca tramite punti di aggancio, lo spostamento massimo si ha al centro dell'ordinata 3 ed è pari a 3,59 mm. Anche sui longheroni laterali fra l'ordinata 2 e 3 si hanno degli spostamenti dell'ordine dei 3 mm, mentre il resto della struttura registra deformazioni inferiori. In particolare, una zona che risulta critica per le deformazioni come l'interfaccia cupolino scocca, registra delle deformazioni massime di circa 2,5 mm nel punto di aggancio anteriore. Il carrello ed il ruotino subiscono sempre degli spostamenti maggiori rispetto al resto della struttura ed in questo caso le loro deformazioni sono di 9,58 mm e 4,98 mm rispettivamente.

Gli stati tensionali massimi raggiunti da ogni parte metallica della struttura sono riportati in tabella 4.6, insieme ai relativi fattori di sicurezza. Si registra come il minimo sia 5,6 sulla piastra per il carrello.

Nel cupolino in plexiglass la tensione massima raggiunta è di 11,7 MPa nel punto di aggancio anteriore a Z2. Questo valore è ampiamente accettabile alla luce delle proprietà riportate in tabella 4.3.

Sui correntini in Al 2024-T3 le tensioni massime prodotte sono di 35,8 MPa, con un fattore di sicurezza di 9,6, mentre sui longheroni in abete il fattore di sicurezza a compressione minimo risulta essere 2,55 e a trazione 4,58 entrambi sul longherone sinistro.

Il failure index massimo si riscontra nel punto di aggancio anteriore del cupolino con la scocca ed è pari a 0,202, a cui corrisponde uno strength ratio minimo di 1,85.

Nel caso il cupolino venga completamente attaccato alla scocca facendone coincidere i nodi di bordo, non si notano sostanziali differenze negli spostamenti della struttura. Anche per quanto riguarda gli stati tensionali sugli elementi metallici e i fattori di sicurezza sui longheroni non emergono differenze nei valori degne di nota.

Si ha invece un netto miglioramento della distribuzione delle tensioni sul

Tabella 4.6: Inviluppo A: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.

Componente	σ_{\max} [MPa]	Posizione	Fattore di sicurezza
Ordinata 1	42,5	Z1	8,1
Ordinata 2	42,2	Z2	8,2
Box alare	28,0	Z1	12,3
Piastra carrello	84,1	Z2	5,6
Piastra ruotino	21,3	Z1	22

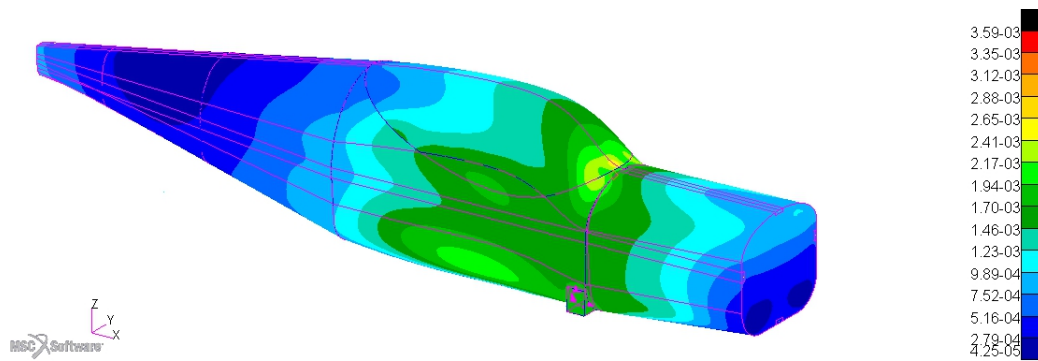


Figura 4.14: Inviluppo A: spostamenti della struttura.

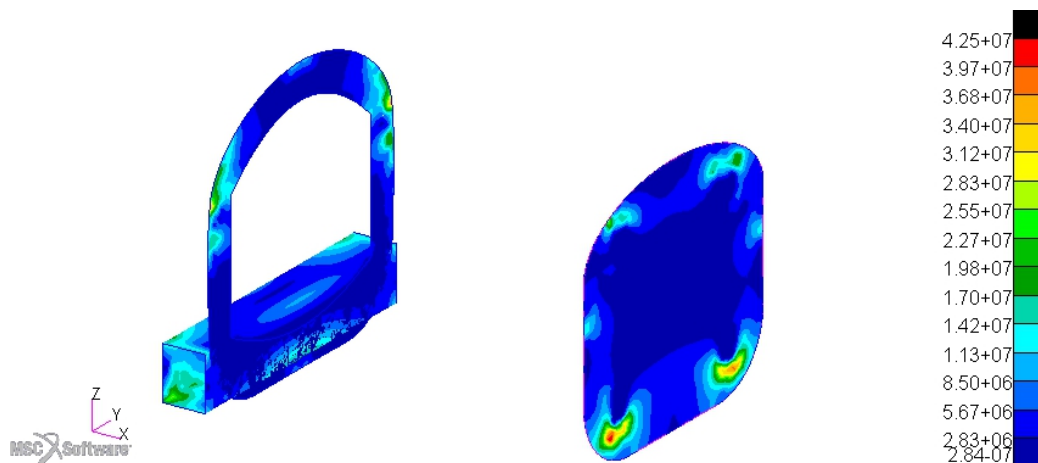


Figura 4.15: Inviluppo A: tensioni di von Mises su ordinate e box alare.

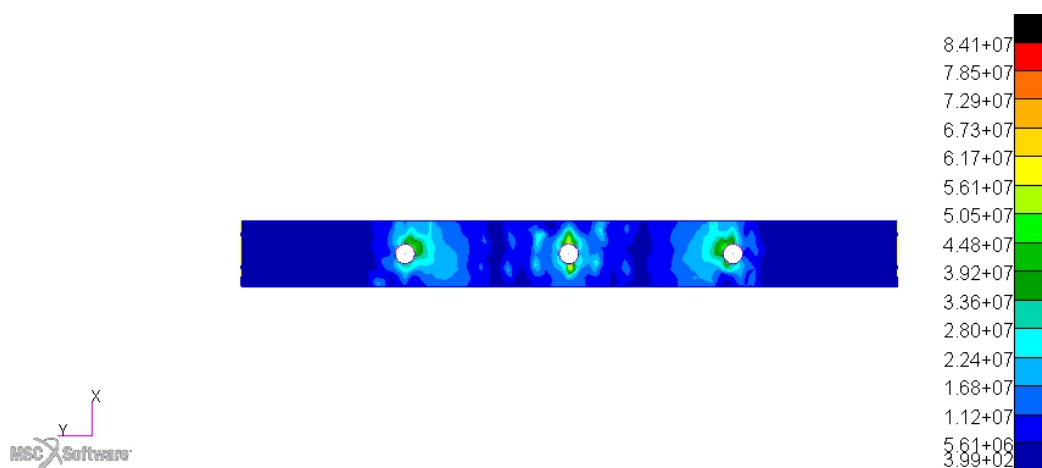


Figura 4.16: Involuppo A: tensioni di von Mises sulla piastra del carrello d'atterraggio.

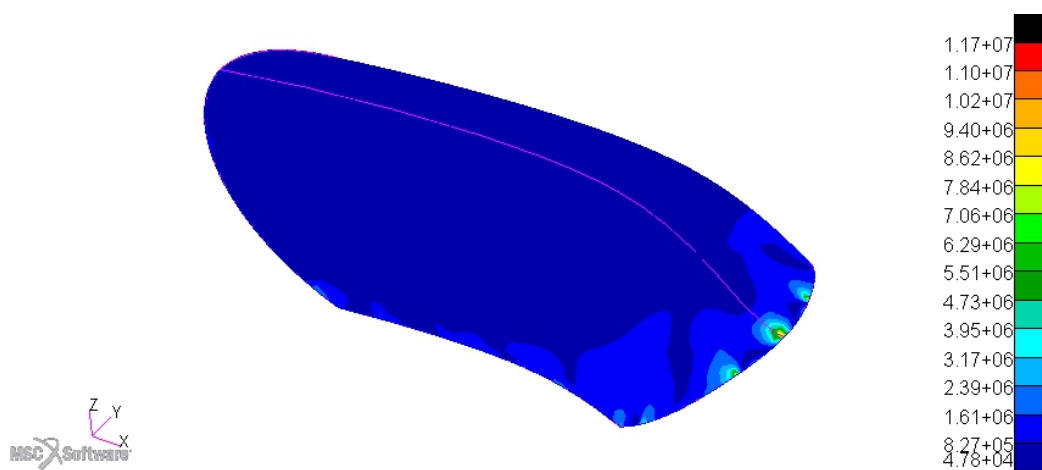


Figura 4.17: Involuppo A: tensioni di von Mises sul cupolino attaccato alla scocca tramite punti d'aggancio.

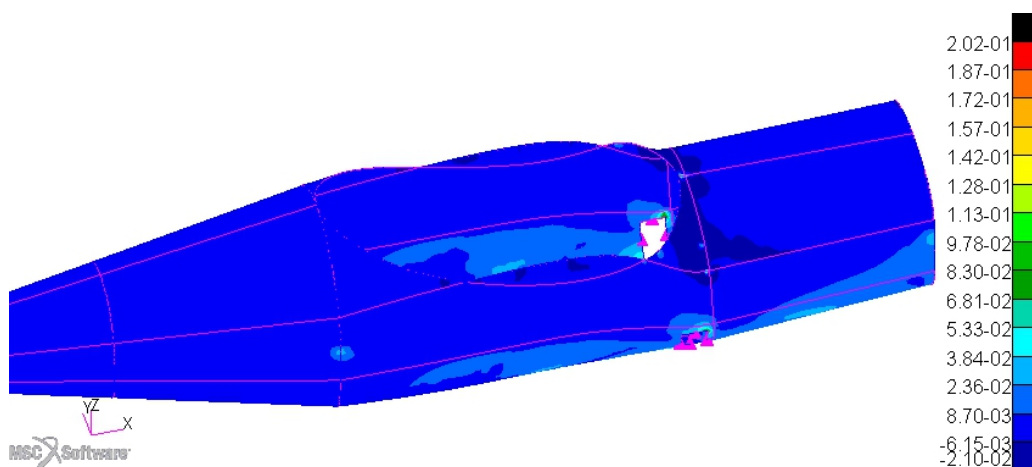


Figura 4.18: Inviluppo A: failure indices, particolare della zona maggiormente sollecitata.

cupolino in plexiglass che abbassa il valore massimo a 2,53 MPa sulla parte anteriore e nei failure indices dell'intera struttura, che presentano il valore più alto non più in prossimità del punto d'aggancio anteriore del cupolino con la fusoliera, ma all'interfaccia dei longheroni laterali con l'ordinata 3 con un valore massimo di 0,139. Questo corrisponde ad uno strength ratio minimo di 2,62.

4.2.2 Inviluppo D

La deformazione massima sull'intera struttura è localizzata sul longherone destro fra l'ordinata 2 e l'ordinata 3 ed è pari a 3,27 mm. Esclusi i longheroni le deformazioni massime si hanno nel punto d'aggancio anteriore fra scocca e cupolino e sono inferiori ai 2,5 mm. Per quanto riguarda invece il carrello e il ruotino di coda, le loro deformazioni sono pari a 4,78 mm e 8,58 mm rispettivamente.

Le tensioni che si sviluppano nelle parti metalliche sono riportate in tabella 4.7, insieme ai fattori di sicurezza per ogni componente.

Sul cupolino la tensione massima sviluppata si trova al punto di aggancio anteriore ed è pari a 11,2 MPa in posizione $Z2$ (vedi figura 4.23).

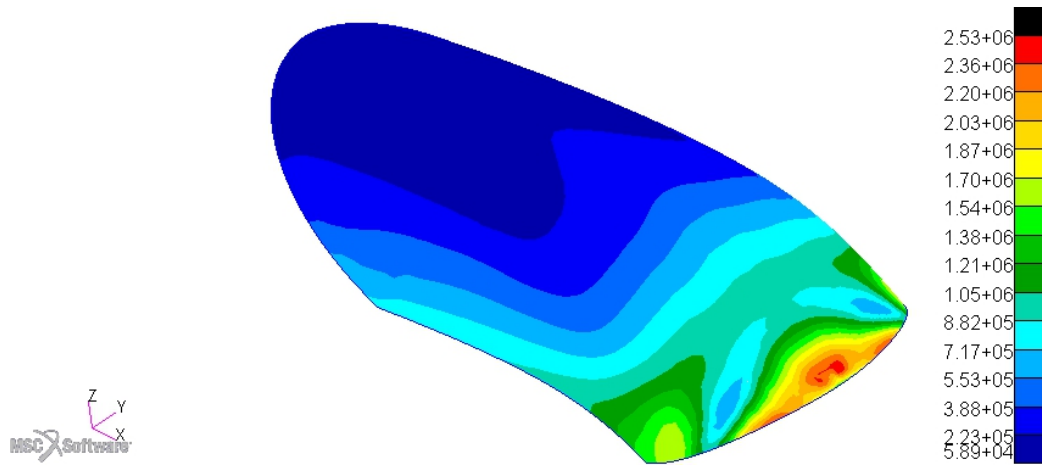


Figura 4.19: Involuppo A: tensioni di von Mises sul cupolino completamente attaccato alla scocca.



Figura 4.20: Involuppo A: failure indices sulle ordinate in caso di cupolino completamente attaccato alla scocca.

Tabella 4.7: Inviluppo D: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.

Componente	σ_{\max} [MPa]	Posizione	Fattore di sicurezza
Ordinata 1	37,0	Z1	9,3
Ordinata 2	39,4	Z2	8,7
Box alare	27,8	Z1	12,4
Piastra carrello	43,5	Z2	10,8
Piastra ruotino	22,3	Z1	21

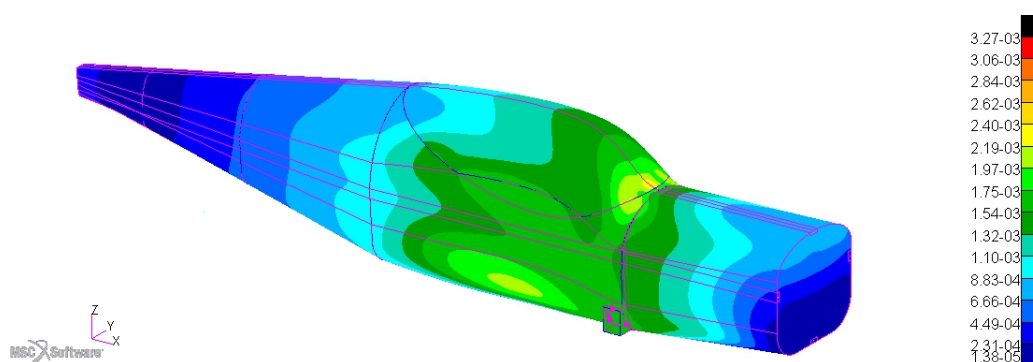


Figura 4.21: Inviluppo D: spostamenti della struttura.

Sugli elementi di rinforzo in Al 2024-T3 fra la seconda e la terza ordinata la tensione massima è di 44,6 MPa, che garantisce un fattore di sicurezza di 7,7. Il longherone che subisce i carichi maggiori è quello sinistro che presenta un margine di sicurezza di 2,67 a compressione e 4,76 a trazione.

Il failure index massimo si riscontra sulla scocca in prossimità del punto di aggancio anteriore del cupolino con un valore di 0,177. A questo corrisponde uno strength ratio di 1.94.

4.2.3 Inviluppo E

La deformazione massima sull'intera struttura è localizzata sul longherone destro fra l'ordinata 2 e l'ordinata 3 ed è pari a 1,50 mm. Esclusi i longheroni, le deformazioni massime si hanno al centro dell'ordinata 3 e raggiungono il valore di 1,23 mm, mentre al punto d'aggancio fra cupolino e scocca assistiamo a delle deformazioni della struttura di soli 1,11 mm. Per quanto

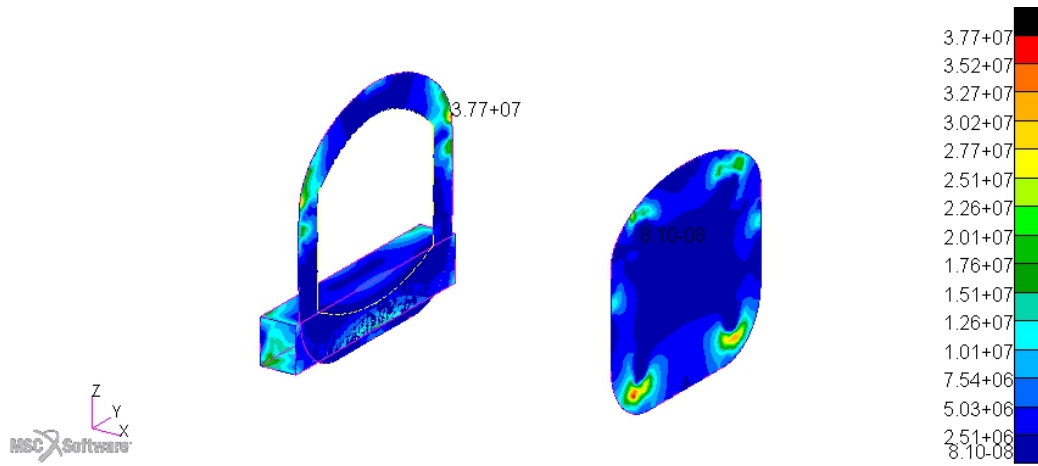


Figura 4.22: Inviluppo D: tensioni di von Mises su ordinate e box alare.

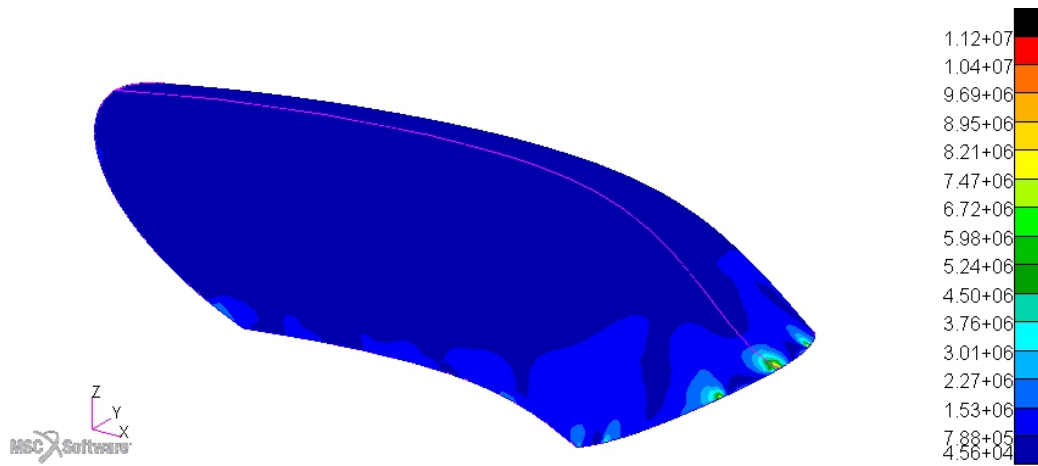


Figura 4.23: Inviluppo D: tensioni di von Mises sul cupolino.

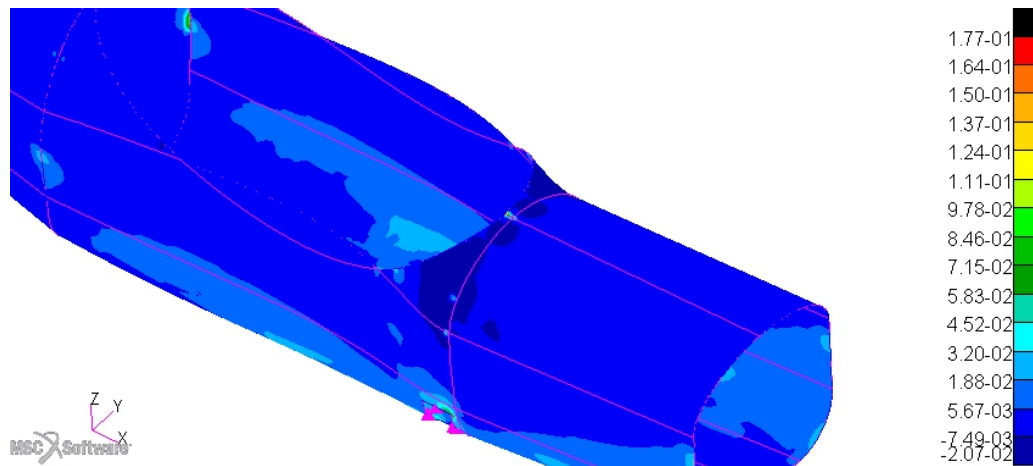


Figura 4.24: Inviluppo D: failure indices, particolare della zona maggiormente sollecitata.

riguarda invece il carrello e il ruotino di coda, le loro deformazioni sono pari a 4,07 mm e 2,16 mm rispettivamente.

Le tensioni che si sviluppano nelle parti metalliche sono riportate in tabella 4.8, insieme ai fattori di sicurezza per ogni componente.

Sul cupolino la tensione massima sviluppata si trova al punto di aggancio anteriore ed è pari a 5,1 MPa in posizione $Z2$ (vedi figura 4.27).

Sugli elementi di rinforzo in Al 2024-T3 fra la seconda e la terza ordinata la tensione massima è di 16,7 MPa, che garantisce un fattore di sicurezza di 20,6. Il longherone che subisce i carichi maggiori è quello sinistro che presenta un margine di sicurezza di 5,57 a compressione e 14,8 a trazione.

Il failure index massimo si riscontra sulla scocca in prossimità del punto di aggancio anteriore del cupolino con un valore di 0,128. A questo corrisponde uno strength ratio di 3,28.

4.2.4 Inviluppo G

La deformazione massima sull'intera struttura è localizzata sul longherone destro fra l'ordinata 2 e l'ordinata 3 ed è pari a 1,40 mm. Lo spostamento al punto d'aggancio anteriore del cupolino con la scocca è di 1,04 mm. Per

Tabella 4.8: Inviluppo E: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.

Componente	σ_{\max} [MPa]	Posizione	Fattore di sicurezza
Ordinata 1	18,1	Z1	19
Ordinata 2	18,2	Z2	19
Box alare	12,6	Z1	27,4
Piastra carrello	32,8	Z2	10,5
Piastra ruotino	9,49	Z1	36,3

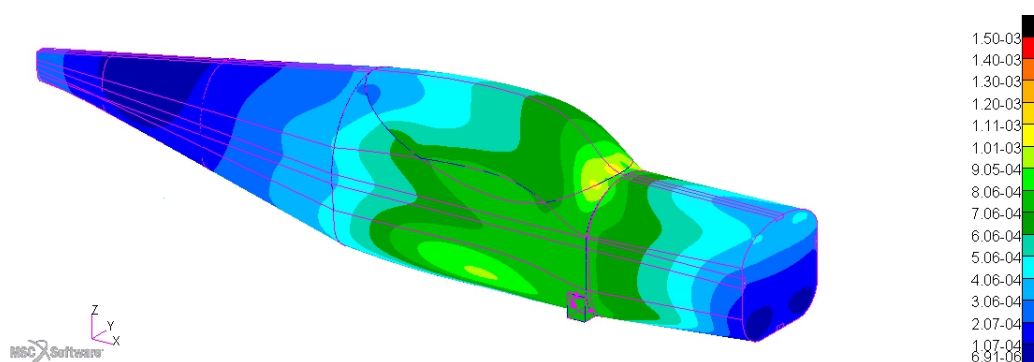


Figura 4.25: Inviluppo E: spostamenti della struttura.

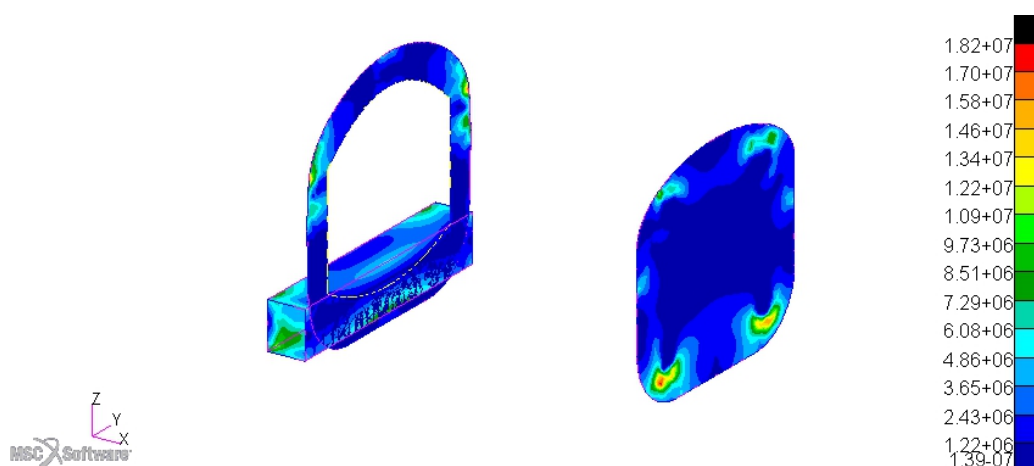


Figura 4.26: Inviluppo E: tensioni di von Mises su ordinate e box alare.

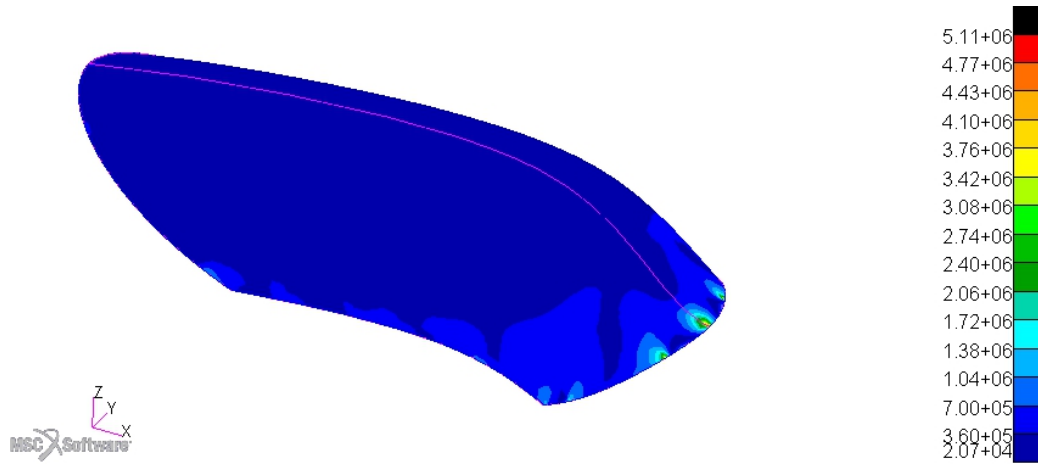


Figura 4.27: Inviluppo E: tensioni di von Mises sul cupolino.

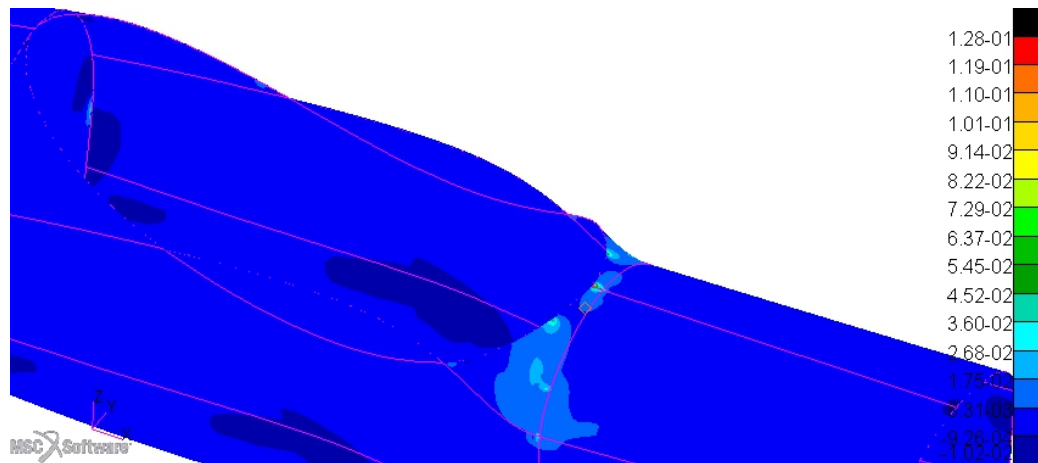


Figura 4.28: Inviluppo E: failure indices, particolare della zona maggiormente sollecitata.

Tabella 4.9: Inviluppo G: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.

Componente	σ_{\max} [MPa]	Posizione	Fattore di sicurezza
Ordinata 1	16,2	Z1	21,3
Ordinata 2	17,0	Z2	20,3
Box alare	12,3	Z1	28
Piastra carrello	21,1	Z2	22,3
Piastra ruotino	9,48	Z1	49,6

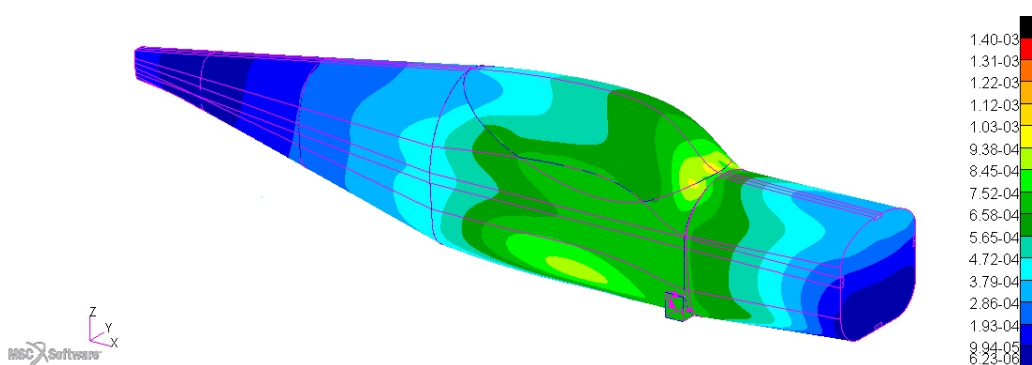


Figura 4.29: Inviluppo G: spostamenti della struttura.

quanto riguarda invece il carrello e il ruotino di coda, le loro deformazioni sono pari a 3,70 mm e 2,05 mm rispettivamente.

Le tensioni che si sviluppano nelle parti metalliche sono riportate in tabella 4.9, insieme ai fattori di sicurezza per ogni componente.

Sul cupolino la tensione massima sviluppata si trova al punto di aggancio anteriore ed è pari a 4,8 MPa in posizione Z2(vedi figura 4.31).

Sugli elementi di rinforzo in Al 2024-T3 fra la seconda e la terza ordinata, la tensione massima è di 18,6 MPa, che garantisce un fattore di sicurezza di 18,5. Il longerone che subisce i carichi maggiori è quello sinistro, che presenta un margine di sicurezza di 5,89 a compressione e 15,6 a trazione.

Il failure index massimo si riscontra sulla scocca in prossimità del punto di aggancio anteriore del cupolino con un valore di 0,117. A questo corrisponde uno strength ratio di 3,47.

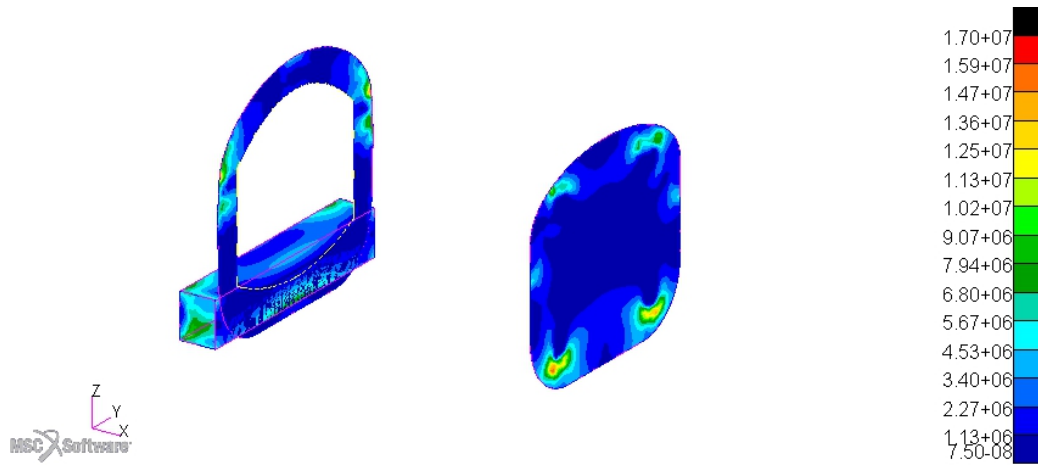


Figura 4.30: Involuppo G: tensioni di von Mises su ordinate e box alare.

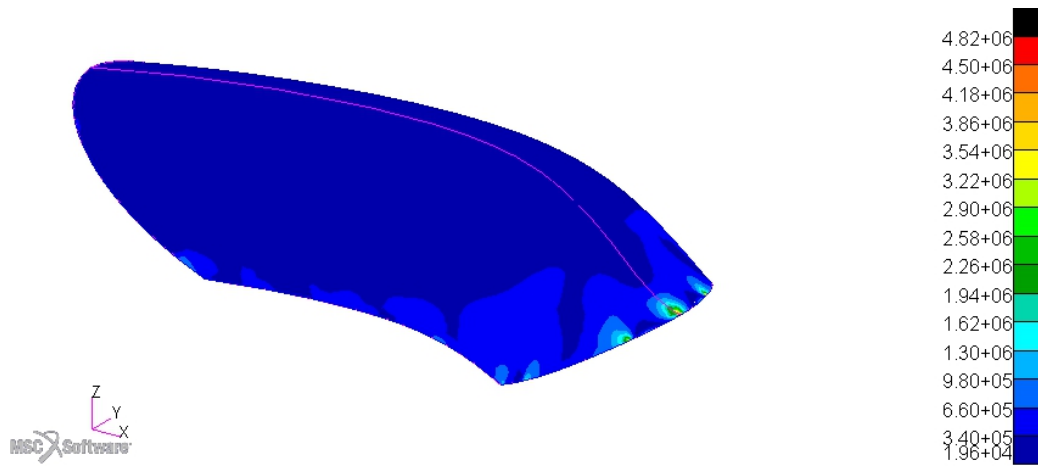


Figura 4.31: Involuppo G: tensioni di von Mises sul cupolino.

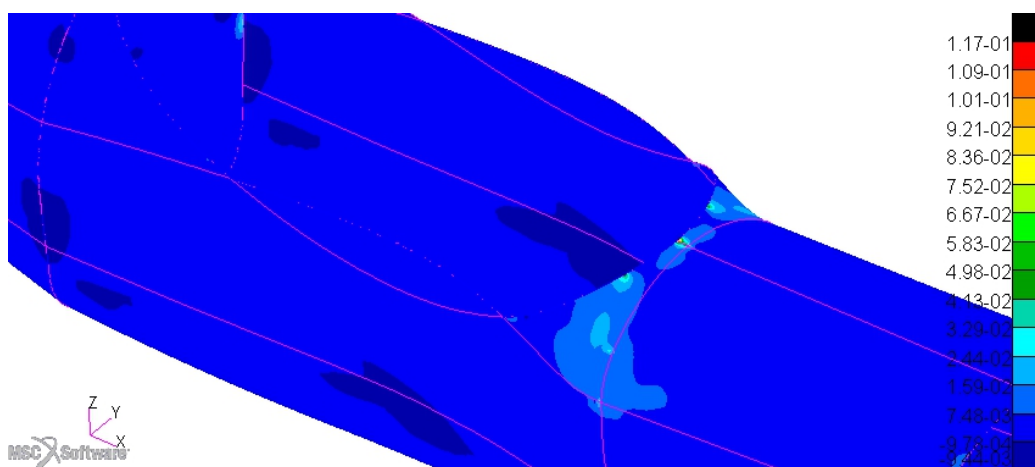


Figura 4.32: Involucro G: failure indices, particolare della zona maggiormente sollecitata.

4.2.5 Coppia motore

In questo caso gli spostamenti massimi della struttura sono un ordine di grandezza inferiore rispetto ai load cases alari. Anche la distribuzione delle deformazioni cambia ed ha il suo apice al centro del cupolino con un valore di 0,58 mm.

Gli stati tensionali sugli elementi metallici sono molto più bassi che nei casi precedenti, come si può vedere in tabella 4.10. Comportamento analogo hanno il cupolino ($\sigma_{max}=0,94$ MPa) e le tensioni sui correntini (valore massimo 9,08 MPa) e sui longheroni (fattori di sicurezza di 55 in compressione e 115 in trazione).

Allo stesso modo i failure indices sull'intera struttura mantengono valori molto bassi con un valore massimo assunto sulla scocca di 0,04.

4.2.6 Carico laterale

Anche in questo caso (come nel load case 4.2.5) la struttura non è molto sollecitata dalle forze in gioco. Le deformazioni massime della struttura si hanno sui bordi della terza ordinata dove non è vincolata ai longheroni e alla scocca. Gli spostamenti in questo caso sono di 0,67 mm, ma possono essere

Tabella 4.10: Coppia motore: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.

Componente	σ_{\max} [MPa]	Posizione	Fattore di sicurezza
Ordinata 1	2,52	Z2	136
Ordinata 2	19,6	Z1	17,6
Box alare	5,24	Z1	65,8
Piastra carrello	11,3	Z2	41,6
Piastra ruotino	1,31	Z1	358

Tabella 4.11: Carico laterale: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.

Componente	σ_{\max} [MPa]	Posizione	Fattore di sicurezza
Ordinata 1	9,26	Z2	37,2
Ordinata 2	5,47	Z1	63,0
Box alare	4,46	Z1	77,3
Piastra carrello	5,30	Z2	88,7
Piastra ruotino	2,98	Z1	157

ulteriormente ridotti se viene aumentato il numero di punti in cui l'ordinata è attaccata alla scocca.

Gli stati tensionali riportati in tabella 4.11 per gli elementi metallici non destano preoccupazione, così come quelli del cupolino ($\sigma_{max} = 0.2$ MPa), le tensioni sui correntini in lega d'alluminio Al 2024-T3 ($\sigma_{max} = 10.3$ MPa) e quelle sui longheroni (fattore di sicurezza in compressione di 27 ed in trazione di 54).

I failure indices si mantengono al di sotto del valore di 0,012 in tutte le parti in composito.

4.2.7 Atterraggio in linea di volo

Questo load case produce una deformazione massima della struttura di 6,97 mm localizzata sul longherone destro fra le ordinate 2 e 3. Esclusi i longheroni, le deformazioni massime si hanno in coda e raggiungono i 4,21 mm.

La balestra che sostiene il ruotino di coda ha una deformazione di 9,04 mm, mentre il carrello, nella sua estremità inferiore, di 16 mm.

Il componente maggiormente sollecitato in questo load case (oltre al carrello che però è già stato progettato) è la piastra su cui il carrello d'atterraggio è imbullonato; questa poi trasmette poi i carichi al resto della struttura. Considerando che:

- la presenza di fori nella piastra portano ad una notevole concentrazione delle tensioni sui bordi del foro;
- il giunto imbullonato non è perfettamente modellato, quindi non si può conoscere l'esatta distribuzione e intensità delle tensioni nella zona adiacente il foro,

si considera la tensione massima della piastra in una zona immediatamente in prossimità del foro. Questa scelta verrà rifatta ogni volta che ci sarà bisogno di considerare tensioni massime particolarmente elevate in zone che portano a notevoli concentrazioni delle tensioni e la cui modellazione non è stata fatta nel dettaglio.

La tensione massima risulta essere 299 MPa sulla superficie superiore della piastra ($Z2$) in prossimità dei due fori laterali e 241 MPa sulla superficie inferiore della piastra ($Z1$) in prossimità del foro centrale, come si può vedere dalle figure 4.34 e 4.35. Il fattore di sicurezza dell'intera piastra risulta di 1,57.

Gli altri elementi metallici non presentano tensioni allarmanti e queste vengono riportate in tabella 4.12 assieme ai relativi fattori di sicurezza. Anche il cupolino rispetta i requisiti di sicurezza, presentando una tensione massima in prossimità del punto di aggancio anteriore a $Z2$ pari a 9,01 MPa.

I correntini metallici vengono sottoposti ad uno stress maggiore che nei precedenti load cases ($\sigma_{max} = 132$ MPa), ma garantiscono comunque un fattore di sicurezza di 2,6.

Lo sforzo più critico in compressione viene subito dal longherone inferiore, il quale garantisce comunque un fattore di sicurezza di 2,82, mentre in trazione viene subito dal longherone sinistro con un fattore di sicurezza di 4,92.

Tabella 4.12: Atterraggio in linea di volo: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.

Componente	σ_{\max} [MPa]	Posizione	Fattore di sicurezza
Ordinata 1	30,5	Z1	11,3
Ordinata 2	47,8	Z2	7,2
Box alare	54,9	Z2	6,3
Piastra carrello	299	Z2	1,57
Piastra ruotino	26,8	Z1	17,5

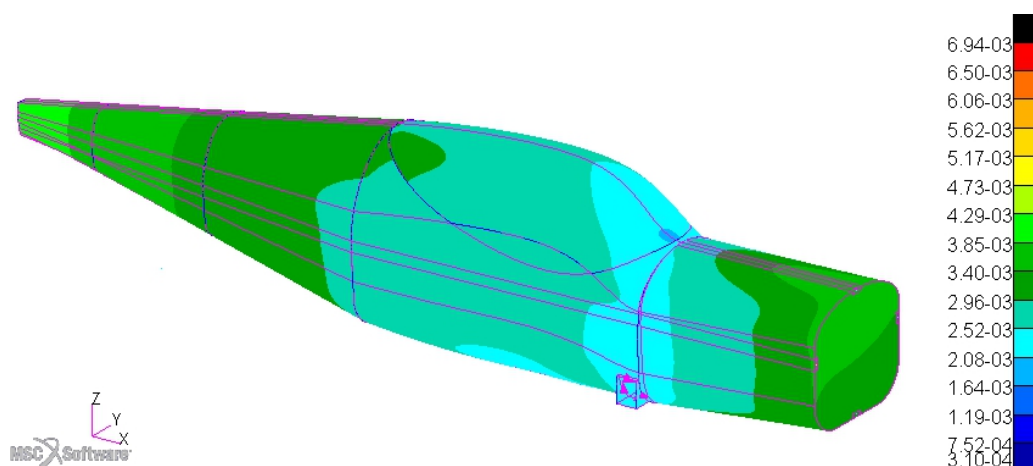


Figura 4.33: Atterraggio in linea di volo: spostamenti della struttura.

I failure indices nella parte in composito della struttura raggiungono un valore massimo di 0,384 all'interfaccia fra superficie inferiore e laterale della scocca, in prossimità della piastra del carrello d'atterraggio. Gli strength ratios della zona presentano il valore minimo di 1,58 il quale soddisfa pienamente i requisiti di sicurezza.

4.2.8 Atterraggio cabrato

La massima deformazione della struttura si ha anche in questo caso sul longherone destro ed è pari a 6,42 mm. Esclusi i longheroni, è la sezione di coda a subire le massime deformazioni con un'ampiezza di 5,54 mm. L'estremità inferiore della balestra del ruotino ha una deformazione massima di 7,38 mm,

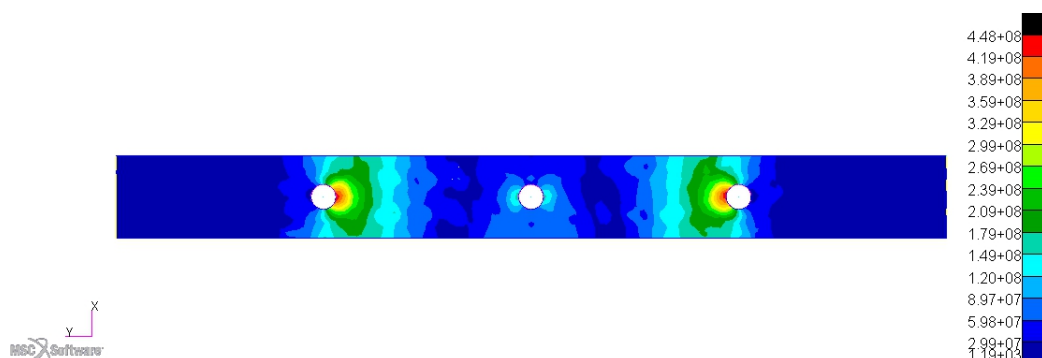


Figura 4.34: Atterraggio in linea di volo: tensioni di von Mises sulla superficie superiore ($Z2$) della piastra del carrello.

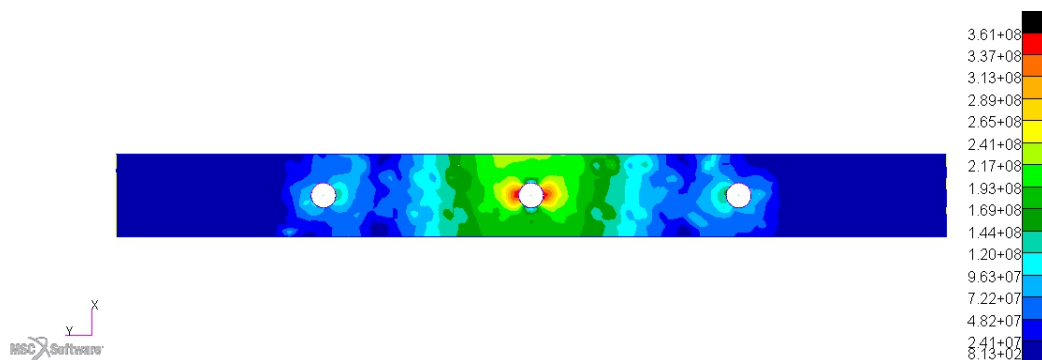


Figura 4.35: Atterraggio in linea di volo: tensioni di von Mises sulla superficie inferiore ($Z1$) della piastra del carrello.

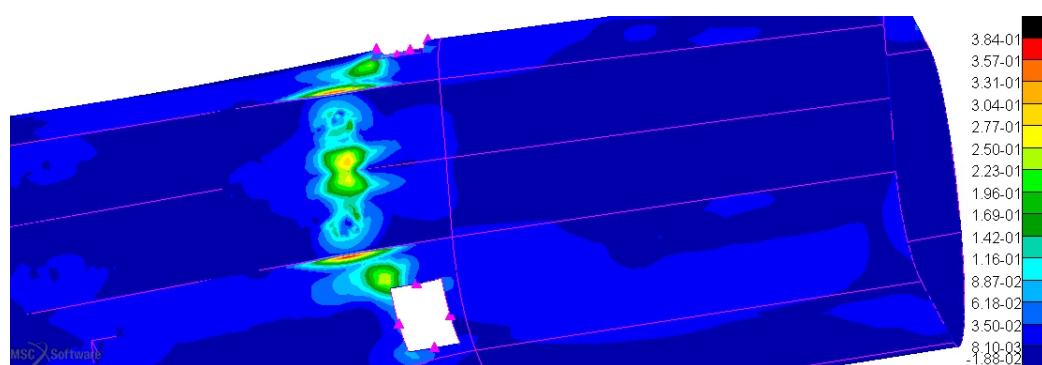


Figura 4.36: Atterraggio in linea di volo: failure indices, particolare della zona maggiormente sollecitata.

mentre il carrello d'atterraggio di 10,1.

In questo load case il carico dovuto all'atterraggio è ripartito fra carrello e ruotino, quindi i componenti della fusoliera più sollecitati saranno la piastra del ruotino e la piastra del carrello (anche se in misura minore che nel caso 4.2.7).

Le tensioni massime sulla superficie superiore della piastra del carrello risultano di 210 MPa (intorno ai fori laterali), sulla superficie inferiore di 169 MPa (intorno al foro centrale), per cui il fattore di sicurezza della piastra risulta 2.2.

Sulla piastra del ruotino le tensioni massime si sviluppano sulla superficie inferiore (254 MPa, mentre sulla superficie superiore sono 251 MPa) facendo registrare un fattore di sicurezza di 1,85.

Sul cupolino la tensione massima si raggiunge sempre sul punto d'aggancio anteriore ($\sigma_{max}=4,36$ MPa, $Z2$), non dando luogo a preoccupazioni, così come non raggiungono valori elevati le tensioni sulle altre parti metalliche della struttura (vedi tabella 4.13).

I correntini in lega d'alluminio supportano una tensione massima di 96,2 MPa (fattore di sicurezza 3,6), mentre i longheroni hanno un fattore di sicurezza a compressione di 2,86 (longherone inferiore) e a trazione di 6,0 (longherone sinistro).

I failure indices su tutti gli elementi in composito si mantengono minori di 0,218, valore raggiunto dove la piastra del ruotino trasmette le sollecitazioni alla scocca. In questa zona lo strength ratio minore risulta essere 1,84 che garantisce l'assoluta sicurezza della struttura.

4.2.9 Atterraggio d'emergenza, 9 g in avanti

Le deformazioni della struttura sono notevolmente maggiori rispetto a quelle trovate negli altri load cases. In particolare avviene una deformazione pari a 30,6 mm sulla parte inferiore dell'ordinata 3 e di 9,83 mm al centro dell'ordinata 4, senza però che queste diano problemi di resistenza strutturale.

Le tensioni sviluppate sulle parti metalliche della struttura risultano elevate solo sulla piastra del carrello. Qui raggiungono i 227 MPa sulla superficie

Tabella 4.13: Atterraggio cabrato: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.

Componente	σ_{\max} [MPa]	Posizione	Fattore di sicurezza
Ordinata 1	15,0	Z1	23
Ordinata 2	36,7	Z2	9,4
Box alare	32,6	Z2	10,6
Piastra carrello	210	Z2	2,2
Piastra ruotino	254	Z1	1,85

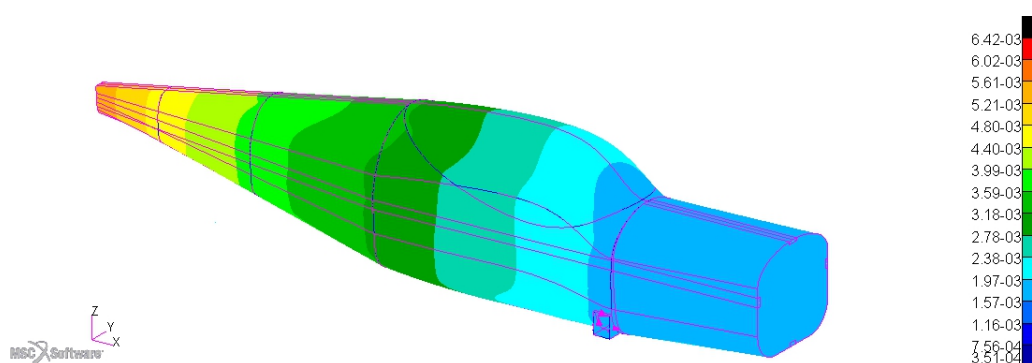
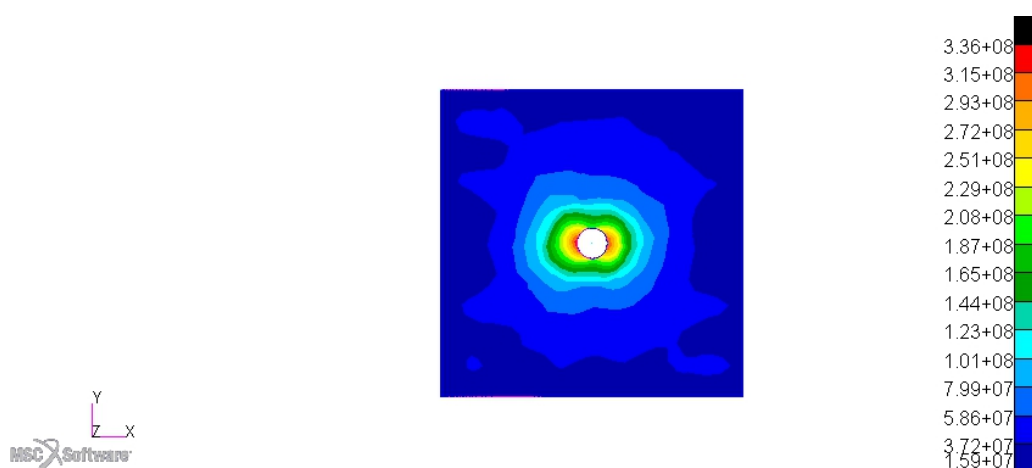


Figura 4.37: Atterraggio cabrato: spostamenti della struttura.

Figura 4.38: Atterraggio cabrato: tensioni di von Mises sulla superficie superiore ($Z2$) della piastra del ruotino.

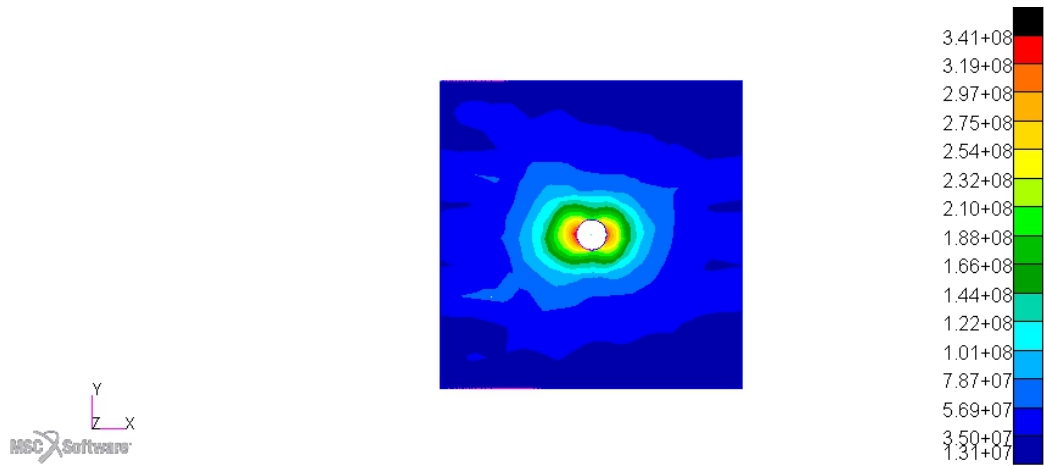


Figura 4.39: Atterraggio cabrato: tensioni di von Mises sulla superficie inferiore ($Z1$) della piastra del ruotino.

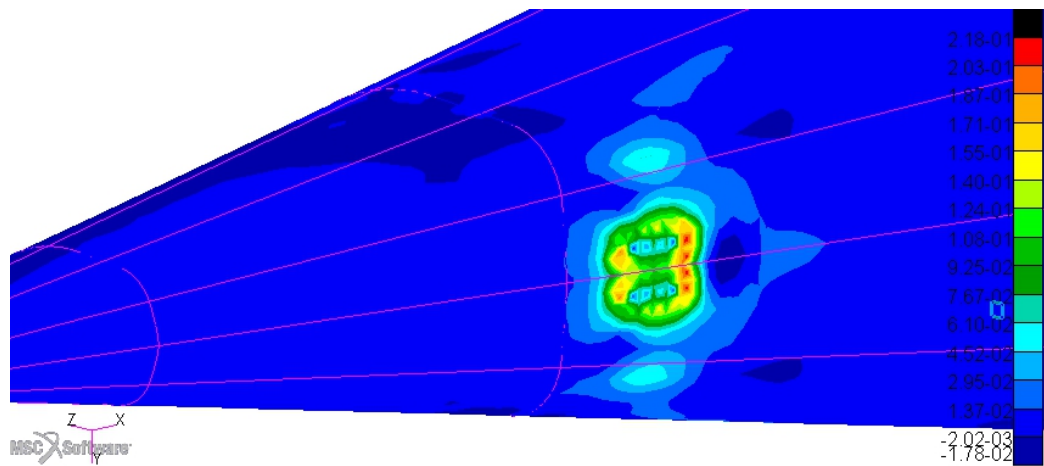


Figura 4.40: Atterraggio cabrato: failure indices, particolare della zona maggiormente sollecitata.

Tabella 4.14: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 9 g in avanti: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.

Componente	σ_{\max} [MPa]	Posizione	Fattore di sicurezza
Ordinata 1	31,5	Z1	10,9
Ordinata 2	15,7	Z1	22
Box alare	23,1	Z2	14,9
Piastra carrello	238	Z2	1,97
Piastra ruotino	20,2	Z1	23.2

inferiore e i 238 MPa sulla superficie superiore (fattore di sicurezza 1,97) con una distribuzione diversa però rispetto ai load cases di atterraggio normale. Infatti la distribuzione delle tensioni risulta essere massima in prossimità del foro centrale sia sulla superficie superiore che su quella inferiore della piastra, come si può vedere nelle figure 4.42, 4.43.

Il cupolino è sottoposto a sforzi minimali ($\sigma_{\max}=0,46$ MPa sulla superficie superiore in prossimità del punto d'aggancio anteriore), mentre risultano abbastanza importanti i carichi a cui rispondono i correntini, nei quali le tensioni massime sviluppate raggiungono i 92,1 MPa.

Il fattore di sicurezza a compressione nei longheroni è legato al carico subito dal longherone inferiore ed è pari a 5,06 così come quello a trazione che è pari a 8,29.

Il failure index massimo sulle strutture in composito è di 0,246 nella zona inferiore della scocca a contatto con la piastra del carrello d'atterraggio, a cui corrisponde uno strength ratio minimo di 1,6.

Si nota come sulle ordinate 3 e 4 si verificano deformazioni abbastanza importanti senza però generare stati tensionali elevati. Queste deformazioni perciò possono essere mitigate aumentando i punti di aggancio fusoliera-ordinata o creando un collegamento continuo.

4.2.10 Atterraggio d'emergenza, 4.5 g verso l'alto

Le deformazioni massime che subisce la struttura in questo caso sono decisamente minori rispetto al caso 4.2.9. Infatti si incontra una deformazione

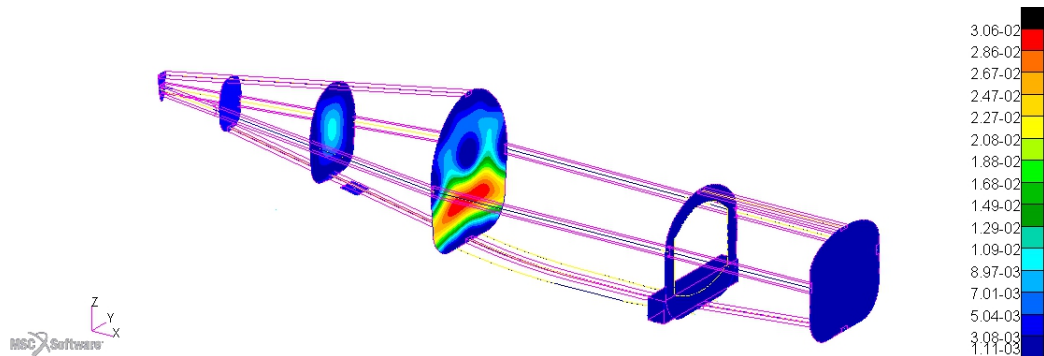


Figura 4.41: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 9 g in avanti: particolare spostamenti della struttura.

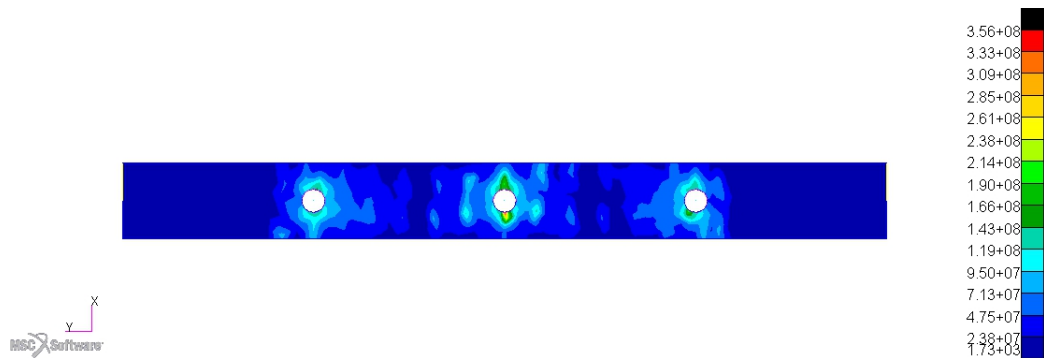


Figura 4.42: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 9 g in avanti: tensioni di von Mises sulla superficie superiore ($Z2$) della piastra del carrello.

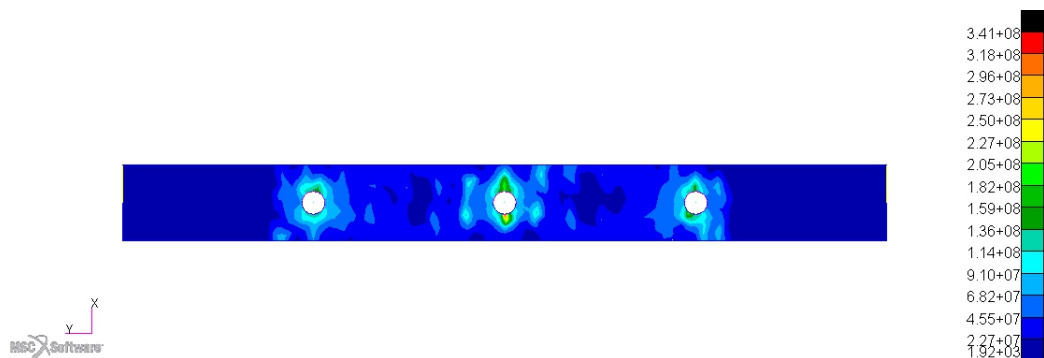


Figura 4.43: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 9 g in avanti: tensioni di von Mises sulla superficie inferiore ($Z1$) della piastra del carrello.

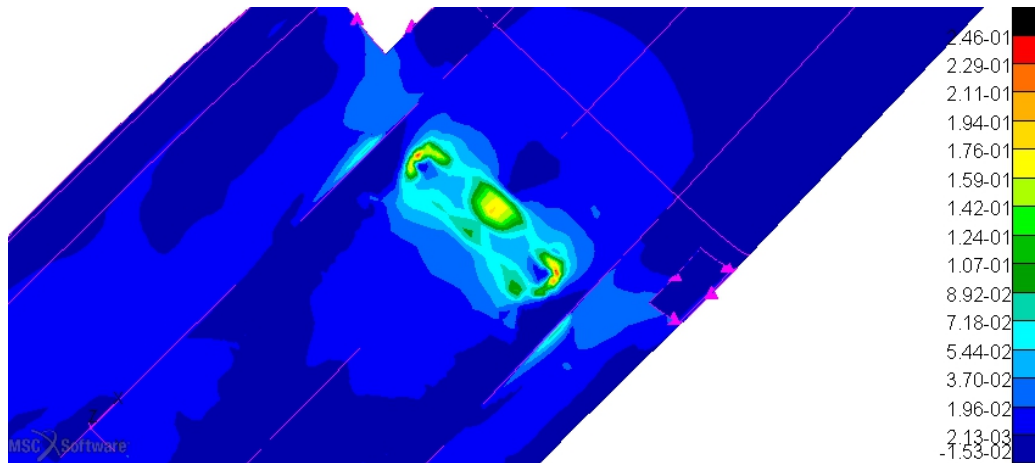


Figura 4.44: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 9 g in avanti: failure indices, particolare della zona maggiormente sollecitata.

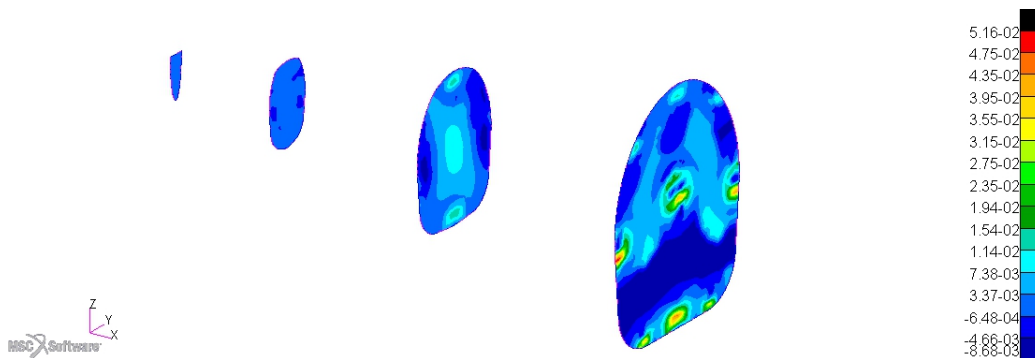


Figura 4.45: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 9 g in avanti: failure indices, particolare delle ordinate.

Tabella 4.15: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 4,5 g verso l'alto: tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza.

Componente	σ_{max} [MPa]	Posizione	Fattore di sicurezza
Ordinata 1	10,3	Z1	33,5
Ordinata 2	27,9	Z2	12,3
Box alare	14,1	Z2	24,4
Piastra carrello	39,7	Z2	11,8
Piastra ruotino	22,4	Z2	21,0

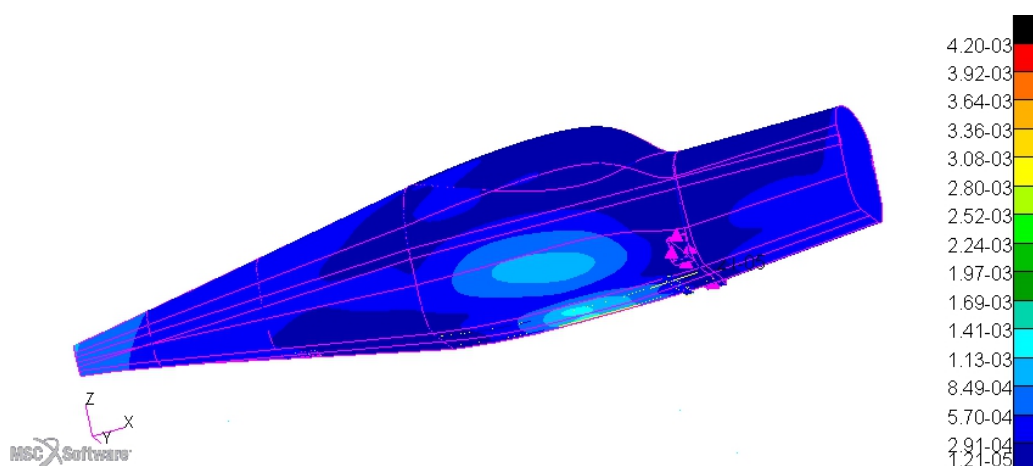


Figura 4.46: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 4,5 g verso l'alto: spostamenti della struttura.

massima sul longherone destro pari a 4,20 mm, mentre esclusi i longheroni le deformazioni della struttura sono molto modeste (inferiori ai 2 mm).

Le tensioni sviluppate sia sui componenti metallici che sul cupolino ($\sigma_{max}=2,70$ MPa su Z2) non destano preoccupazione, essendo molto distanti dalle tensioni critiche dei materiali.

Anche i correntini metallici non subiscono carichi eccessivi ($\sigma_{max}=36,6$ MPa), come pure i longheroni che garantiscono un fattore di sicurezza di 2,61 a compressione e 5,51 a trazione.

Osservando i failure indices sull'intera struttura si può concludere che le simulazioni di questo caso non indicano possibili crisi del velivolo, dato che il valore massimo raggiunto come si può vedere in figura 4.48 è di 0,07.

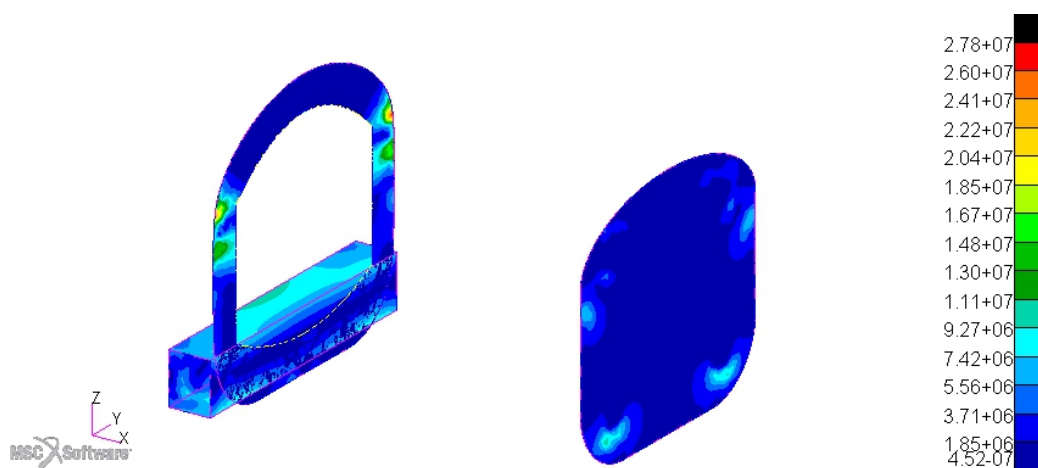


Figura 4.47: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 4,5 g verso l'alto: tensioni di von Mises sulle ordinate e sulla scatola dei longheroni.

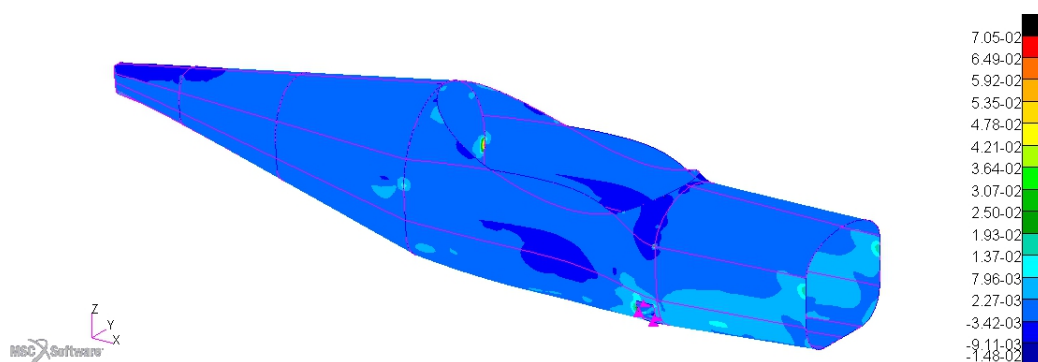


Figura 4.48: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 4,5 g verso l'alto: failure indices sull'intera struttura.

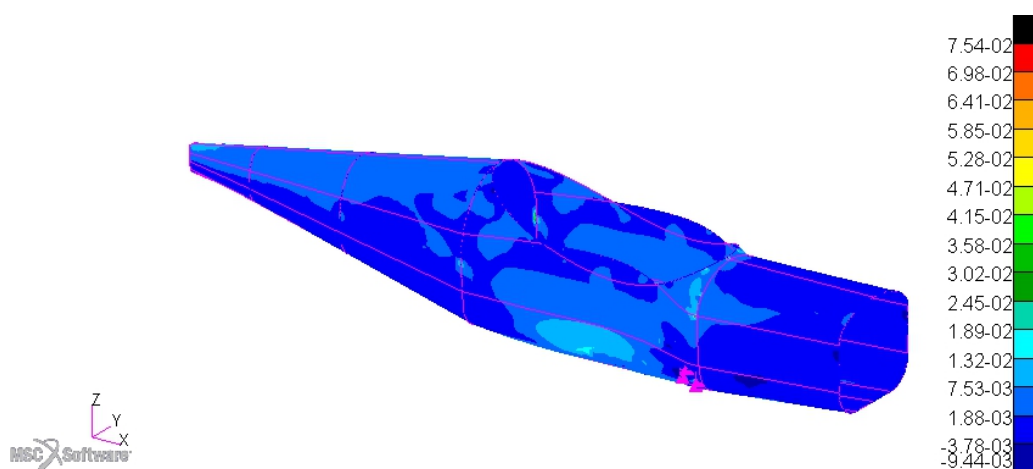


Figura 4.49: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 4,5 g verso il basso: failure indices sull'intera struttura.

4.2.11 Atterraggio d'emergenza, 4.5 g verso il basso

Le deformazioni massime sulla struttura hanno la stessa intensità ma direzione opposta rispetto al caso 4.2.10. Anche le tensioni massime sui componenti metallici, sul cupolino e sui correntini hanno la stessa intensità del caso precedente. Per quanto riguarda invece i longheroni, il fattore di sicurezza a compressione diventa 2,35 mentre quello a tensione 6,22.

La variazione dei failure indices nella struttura è impercettibile e non di importanza strutturale per il velivolo.

4.2.12 Atterraggio d'emergenza, 3 g laterali

Le deformazioni massime della struttura avvengono nei longheroni e raggiungono i 4,24 mm, mentre nel resto della struttura sono inferiori ad 1,5 mm.

Anche i carichi sviluppati da questa configurazione non sono gravosi per la struttura. È interessante notare (figura 4.51) come in questo caso le tensioni massime sul cupolino si concentrino all'estremità posteriore (sebbene la loro intensità sia molto bassa, 0,485 MPa).

Sui rinforzi in lega d'alluminio le tensioni massime raggiungono i 38,5 MPa, mentre il fattore di sicurezza a compressione per i longheroni è 3,03 e

Tabella 4.16: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 3 g in direzione laterale: tensioni massime e fattori di sicurezza.

Componente	σ_{\max} [MPa]	Posizione	Fattore di sicurezza
Ordinata 1	7,50	Z1	46
Ordinata 2	15,6	Z2	22,1
Box alare	5,77	Z1	59,8
Piastra carrello	14,3	Z2	32,8
Piastra ruotino	12,9	Z1	36,4

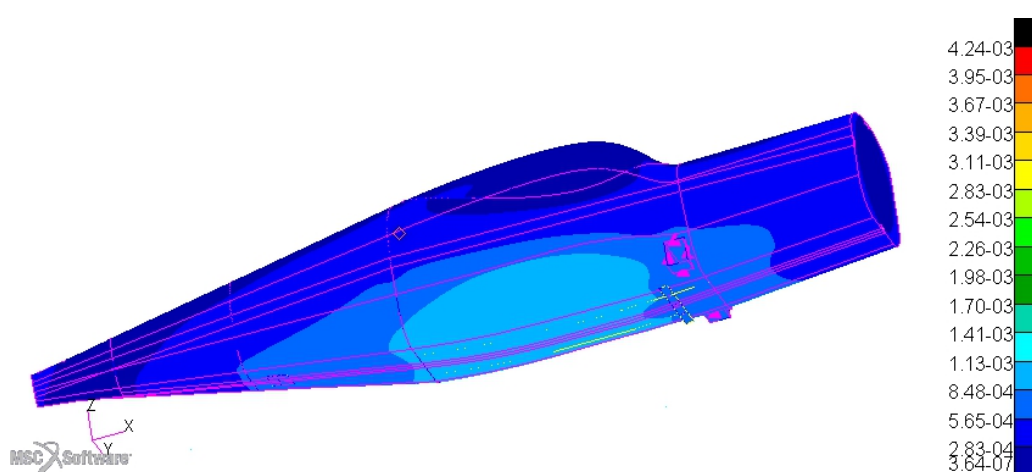


Figura 4.50: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 3 g in direzione laterale: spostamenti della struttura.

quello a trazione 6,83.

I valori raggiunti dai failure indices sono anch'essi di piena sicurezza (valore massimo 0,04) per il velivolo.

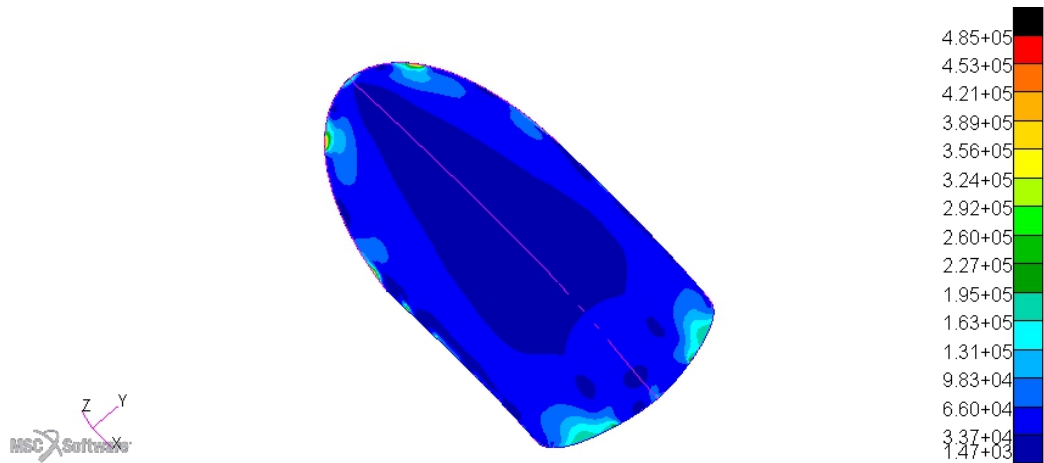


Figura 4.51: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 3 g in direzione laterale: tensioni di von Mises sul cupolino.

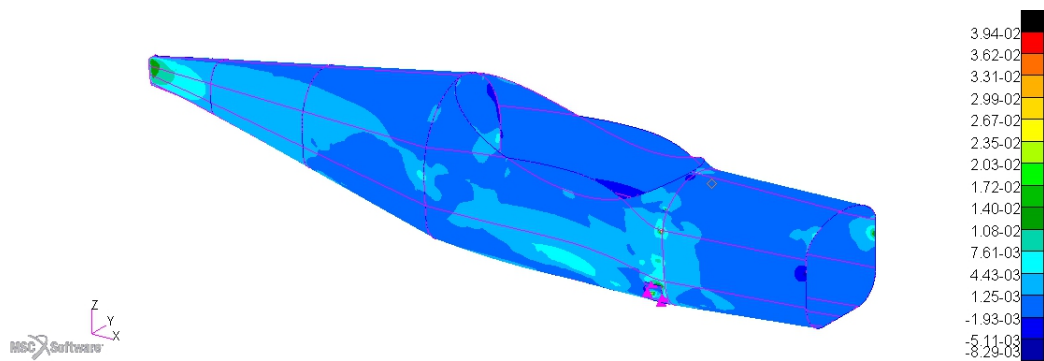


Figura 4.52: Atterraggio d'emergenza con accelerazione pari a 3 g in direzione laterale: failure indices sull'intera struttura.

4.3 Superelemento castello motore

Una volta effettuate le analisi statiche presentate in 4.2, il collega Tessarin mi ha gentilmente fornito il modello da lui utilizzato per le analisi del castello motore. Osservando il load case da lui definito per la validazione del castello motore e della paratia parafiamma si sono viste delle importanti differenze nelle forze in gioco, in quanto la normativa per la validazione strutturale della struttura su cui poggia il motore prevede delle condizioni di carico non previste per la validazione strutturale della fusoliera. In particolare il load case è stato definito come la somma delle seguenti forze e coppie:

- **Forza peso.** È stata considerata la forza dovuta alla massa del motore e delle componenti connesse agenti sul castello motore nel caso più critico dell'inviluppo di volo, quindi con un load factor assunto pari a 4,5. Essendo la massa stimata di 45 kg, la forza agente considerata nel dimensionare il castello motore è pari a 2983 N.
- **Carico laterale.** Forza agente in direzione laterale pari ad un terzo del carico limite per la condizione di volo A, pari a 995 N.
- **Spinta dell'elica.** Forza di trazione dell'elica sul motore pari a 1290 N.
- **Coppia di reazione.** Coppia che si genera per il terzo principio della dinamica come reazione alla coppia motrice necessaria alla generazione della spinta, pari a 360 Nm.
- **Coppie giroscopiche.** Si tratta delle coppie che si generano a causa di manovre attorno ad un asse diverso da quello di rotazione dell'elica poiché quest'ultima è un corpo dotato d'inerzia e posto in rapida rotazione. La coppia giroscopica di beccheggio è pari a 130 Nm mentre quella di rollio è pari a 323 Nm.

Ci si è pertanto interessati a capire come questa configurazione di carico venisse trasmessa al resto del velivolo e come il resto del velivolo, comprensivo di carrello e ruotino, rispondesse a questa sollecitazione.

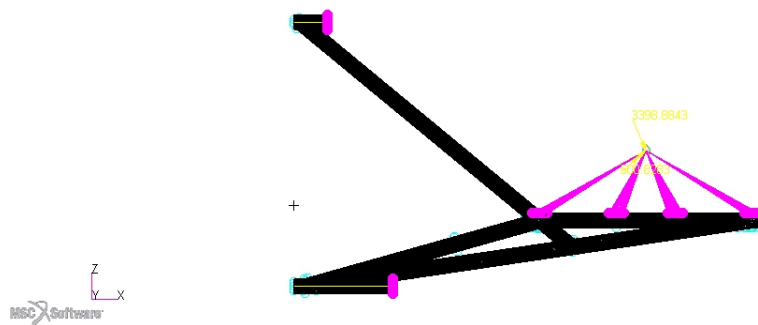


Figura 4.53: Castello motore [19].

Il modello definito da Tessarin conta più di 500000 elementi, di cui più di 300000 definiscono il solo castello motore (i restanti modellizzano la paratia parafiamma). Importare quindi il modello del castello motore sul mio darebbe luogo ad un costo computazionale molto elevato, portando ad un allungamento dei tempi di calcolo.

Si preferisce pertanto perseguire lo stesso obiettivo utilizzando un'altra strategia: si punta a definire un superelemento esterno al modello della fusoliera che sia comprensivo di castello motore (si tralascia la paratia parafiamma avendola già definita nel modello fusoliera) e dei carichi studiati da Tessarin per validare la sua struttura. In questo modo sarà possibile effettuare modifiche al mio modello senza per questo dover ricalcolare il comportamento del castello per ogni modifica effettuata, in quanto tutta la struttura ed i relativi carichi vengono condensati in una matrice che definisce il comportamento dei nodi d'interfaccia.

Poiché i sistemi di riferimento utilizzati nei due modelli non coincidono, bisogna innanzitutto effettuare una rototraslazione del modello del castello motore in modo che le due paratie parafiamma coincidano e che il castello motore sbalzi verso le x positive (figura 4.53).

Come nodi su cui far condensare il castello motore si scelgono i quattro nodi terminali delle viti, dove queste si attaccano alla paratia parafiamma. Si devono creare quattro nodi sulla paratia parafiamma nel modello della fusoliera nella stessa posizione dei nodi delle viti e associarli alla superficie in modo che il superelemento possa attaccarsi al modello correttamente.

```

SEBULK      10 PRIMARY      MANUAL
$
SECONCT     10      0
           372141 372141 372142 372142 372143 372143 372144 372144
$
CORD2R *3                .213249721474708.048749936327747
*      0.                .213249721474708-.951250063672250.
*      1.21324972147471.0487499363277470.
$
$ BOUNDARY GRID DATA
$
GRID  *372141                -2.74829804E-07 -.22217254568595
*      .1669999957084663
GRID  *372142                -2.74829804E-07 .222172407016567
*      .1669999957084663
GRID  *372143                -2.74829804E-07 -.14184822370071
*      -.074129387736323
GRID  *372144                -2.74829804E-07 .141848085031322
*      -.074129387736323

```

Figura 4.54: File *.asm* in cui vengono definiti i nodi di condensazione nei due modelli.

Si procede inoltre ad eliminare la massa 0D che rappresentava motore, elica, castello motore e relativo *MPC* dal modello sviluppato e ad aggiungere una massa concentrata (32 kg) al modello del castello motore nel punto in cui agiscono le forze (collegato da *MPC RBE2* alla struttura) che rappresenti il motore stesso.

Effettuando l'analisi del superelemento (*SOL101*) dopo aver definito la lista coi nodi di condensazione, vengono creati i file *.pch* e *.asm* in cui sono presenti rispettivamente le matrici che definiscono il comportamento del superelemento e gli ID dei nodi di condensazione nei due modelli (superelemento e modello completo). È necessario modificare manualmente gli ID dei nodi del modello completo nel file *.asm* in quanto per default vengono definiti con lo stesso identificativo che hanno nel superelemento (Figura 4.54).

Infine si modifica un *.bdf* del modello completo (in cui sia stata definita un'analisi lineare statica, volendo comunque effettuare un'analisi di questo tipo) eliminandone le condizioni di carico e definendo l'importazione del superelemento attraverso i file precedentemente prodotti per poi analizzarlo con Nastran. Si riportano di seguito i risultati ottenuti.

Le deformazioni massime dell'intera struttura si hanno nella parte poste-

Tabella 4.17: Tensioni di von Mises massime e fattori di sicurezza importando il superelemento "castello motore".

Componente	σ_{\max} [MPa]	Posizione	Fattore di sicurezza
Ordinata 1	199	Z1	1,73
Ordinata 2	19,6	Z1	17,6
Box alare	16,8	Z1	20,5
Piastra carrello	63,3	Z1	7,4
Piastra ruotino	16,4	Z1	28,6

riore. Il balestrino del ruotino di coda subisce una deformazione massima di 13,5 mm, mentre la coda della fusoliera di 13,3. Per quanto riguarda il carrello d'atterraggio invece le deformazioni massime che si riscontrano sono di 10,4 mm.

L'elemento che, come prevedibile, risulta essere soggetto ai carichi maggiori è la paratia parafiamma. Le tensioni massime raggiunte sono di 199 MPa sulla superficie rivolta verso il castello motore e 193 MPa sulla superficie rivolta verso la fusoliera, valori che garantiscono un coefficiente di sicurezza di 1,73. Le tensioni nelle altre strutture metalliche sono in piena sicurezza (vedi tabella 4.17), così come lo è il cupolino che presenta una tensione massima sulla sua superficie superiore nel punto d'aggancio anteriore pari a 5,16 MPa. Anche carrello e ruotino non subiscono sforzi particolarmente elevati; le tensioni sul carrello raggiungono un valore massimo pari a 21,5 MPa in prossimità del foro destro e sul ruotino 9,81 MPa in prossimità del foro per la vite.

I coefficienti di sicurezza per i longheroni sono elevati (15,1 a compressione e 11,2 a trazione) e sui correntini metallici non si sviluppano tensioni che si avvicinano a σ_{cr} ($\sigma_{max}=26,4$ MPa).

Anche le parti in composito sono pienamente in sicurezza, dato che il failure index massimo sulla struttura si ha sulla parte anteriore della fusoliera, vicino ad uno dei punti d'aggancio del castello motore, ed è pari a 0,07.

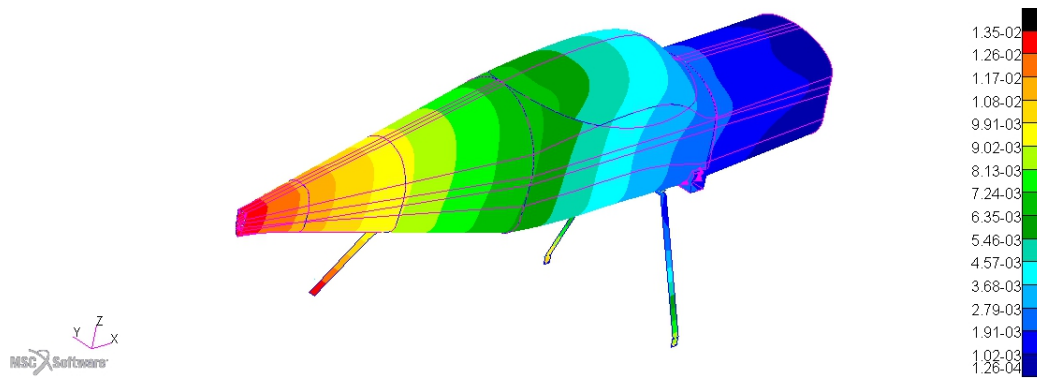


Figura 4.55: Spostamenti dell'intera struttura.

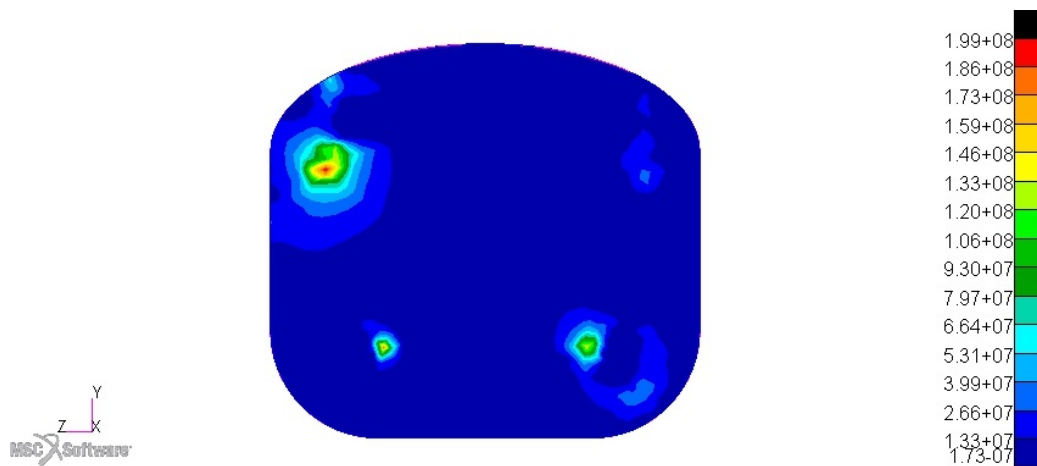


Figura 4.56: Tensioni di von Mises sulla paratia parafiamma lato castello motore.

Capitolo 5

Conclusioni

All'interno di questo lavoro di tesi è stata effettuata la progettazione e la verifica strutturale della fusoliera del "Merlo".

Partendo da una geometria *CAD* e da alcune indicazioni di massima delle masse dell'intero sistema, si è studiata una prima configurazione strutturale della fusoliera. Le analisi effettuate su questo primo modello hanno permesso di individuare le condizioni di carico più critiche in cui il velivolo si troverà ad operare e le zone in cui questi carichi sono più gravose.

A causa del fallimento localizzato della struttura, dovuto alle condizioni di carico più gravose (atterraggi normali), si sono progettati dei nuovi componenti che garantiscano la sicurezza del velivolo:

- correntini di rinforzo in lega d'alluminio 2024-T3 sulla porzione inferiore della fusoliera fra l'ordinata 2 e 3;
- piastre in AA 7075-T6 su cui collegare tramite viti M8 il carrello d'atterraggio e il ruotino alla fusoliera;
- cupolino in plexiglas.

Dopo aver raggiunto una configurazione in cui il margine di sicurezza dell'intera struttura nelle condizioni di carico esaminate era maggiore di 1,73, si è passati ad un'ottimizzazione della massa di ogni componente e della struttura totale, mantenendo comunque gli sforzi al di sotto delle condizioni limite

(rapporto fra tensione di snervamento del materiale e fattore di sicurezza per i materiali isotropi, rapporto fra strength ratios e coefficiente di sicurezza per i materiali compositi).

La configurazione definitiva ha una massa totale inferiore ai 44 kg, che corrisponde al 20-25% della massa stimata dell'intero velivolo.

Si sono inoltre studiate le interazioni che la fusoliera ha con altre parti dell'aereo già progettate e con i carichi agenti su queste, in particolare con il sistema d'atterraggio (carrello e ruotino) e col castello motore. Anche in questo caso i margini di sicurezza garantiscono la sicurezza della struttura essendo maggiori di 1,78.

Bibliografia

Siti web consultati

- [5] *EPOXYSHOP*. URL: <https://epossidica.com>.
- [11] *MatWeb*. URL: <http://www.matweb.com>.
- [13] *MSC Software*. URL: <https://www.mscsoftware.com>.
- [17] *Simonini Victor 1 Super*. URL: <https://www.simonini-flying.com/it/home/109-victor-1.html>.

Fonti cartacee

- [1] J. D. Anderson. *Aircraft performance and design*. Tata McGraw-Hill, 2010.
- [2] D. Baldon. «Design e validazione strutturale fusoliera di aereo ultraleggero». Tesi magistrale. Università di Padova, 2013.
- [3] E. Coletto. «Progetto e verifica di un carrello d'atterraggio per un velivolo ultraleggero». Tesi magistrale. Università di Padova, 2019.
- [4] Hexcel Composites, cur. *HexWeb HONEYCOMB SANDWICH DESIGN TECHNOLOGY*. 2000.
- [6] F. Ferus. «Calcolo dei carichi aerodinamici e verifica strutturale di un aereo ultraleggero». Tesi magistrale. Università di Padova, 2013.
- [7] A. Florian. «Modellazione geometrica e analisi strutturale di un velivolo ultraleggero». Tesi magistrale. Università di Padova, 2015.

- [8] S. Frati. *L'aliante*. Hoepli, 1946.
- [9] J. E. Cooper J. R. Wright. *Introduction to Aircraft Aeroelasticity and Loads*. John Wiley e Sons, 2007.
- [10] S. Lenci. *Lezioni di Meccanica Strutturale*. Pitagora Editrice Bologna, 2009.
- [12] T. H. G. Megson. *Aircraft Structures for engineering students*. Fifth edition. Elsevier, 2013.
- [14] Appunti personali. «Corso di Laboratorio di Strutture Aerospaziali tenuto dal Prof. Zaccariotto M.» 2019.
- [15] D. R. Philpott R. H. Barnard. *Aircraft Flight*. Pearson, 2010.
- [16] Gazzetta Ufficiale della Repubblica Italiana, cur. *Decreto del Presidente della Repubblica*. n. 133. 2010.
- [18] MSC Software. *Quick Reference Guide*. 2014.
- [19] A. Tessarin. «Progettazione e dimensionamento del castello motore per un velivolo ultraleggero». Tesi magistrale. Università di Padova, 2019.
- [20] SimAcademy Webinar. «Defining and attaching external superelements using two step method». Presented by: Sachin Dani. 2014.
- [21] SimAcademy Webinar. «Defining and using superelements in MSC/MD Nastran and Patran». Presented by: Vivek Bhardwaj. 2009.
- [22] SimAcademy Webinar. «Introduction to dynamic analysis using superelements». Presented by: Sachin Dani. 2015.