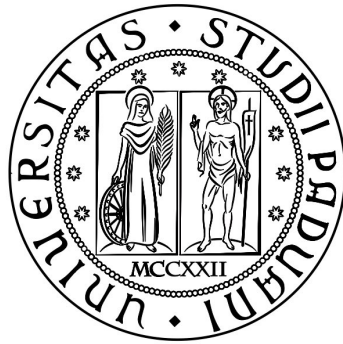


Università degli studi di Padova
Dipartimento di Ingegneria Industriale
Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale



Progettazione e dimensionamento strutturale di un velivolo ultraleggero

Relatori: Prof. UGO GALVANETTO
Prof. MIRCO ZACCARIOTTO
Prof. MARCO SAMBIN

Studente: GIANLUCA GARGHELLA
Matricola: 1061885

Anno Accademico 2015/2016

Introduzione	1
1 Il “Merlo”	3
1.1 Fusoliera	4
1.2 Struttura	4
1.3 Materiali	6
1.4 Collanti	7
1.5 Sedile	9
1.6 Motore	10
1.7 Serbatoio	13
1.8 Ali e longheroni	14
1.9 Portellone	17
1.10 Carrello d’atterraggio	17
1.11 Paracadute e funi	18
2 Modello Preliminare	21
2.1 Preparazione del modello	22
2.1.1 Disegno	22
2.1.2 Materiali e forze	23
2.1.3 Creazione dei gruppi	24
2.1.4 Creazione della mesh e delle proprietà	25
2.1.5 Creazione degli MPC	27
2.2 Il modello completo	28

2.3	Risultati	29
2.3.1	Definizione dei load case	29
2.3.2	Carico Alare	30
2.3.3	Paracadute	32
2.3.4	Terra	34
2.4	Considerazioni post analisi	36
3	Modello finale	41
3.1	Preparazione modello	42
3.2	Definizione dei carichi	43
3.2.1	Carichi alari	43
3.2.2	Carichi del paracadute	44
3.2.3	Coppia generata dal motore	45
3.2.4	Carichi di emergenza	46
3.3	Materiali	46
3.3.1	Legno	47
3.3.2	Altri materiali	49
3.4	Mesh, MPC ed analisi	50
3.5	Modello FEM	51
3.6	Risultati simulazioni	53
3.6.1	Loadcase: <i>Carico alare $n = 4$</i>	54
3.6.2	Loadcase: <i>Carico alare $n = -2$</i>	57
3.6.3	Loadcase: <i>Paracadute</i>	60
3.6.4	Loadcase: <i>Landing</i>	63
3.6.5	Loadcase: <i>Coppia motore massima</i>	66
3.6.6	Loadcase: <i>Emergenza 3g laterali</i>	69
3.6.7	Loadcase: <i>Emergenza 4.5g alto/basso</i>	72
3.6.8	Loadcase: <i>Emergenza 9g avanti</i>	75
3.7	Commenti finali	78
4	Landing Gear	81
4.1	Introduzione	82
4.2	Preparazione del modello	84
4.3	Analisi teorica	86
4.3.1	Calcolo di forze e parametri	87
4.3.2	Teoria della trave	88
4.4	Simulazioni 2D	91

4.4.1	Modello	91
4.4.2	Subcase <i>Landing</i>	92
4.4.3	Subcase <i>Parking</i>	94
4.4.4	Risultati	96
4.5	Simulazioni 3D	97
4.5.1	Subcase <i>Landing</i>	98
4.5.2	Subcase <i>Parking</i>	101
4.5.3	Risultati	103
4.6	Viti carrello	104
4.7	Analisi dinamica	104
4.8	Disegni finali	106
4.9	Carrello Posteriore	108
4.9.1	Risultati	109
4.9.2	Subcase <i>Landing</i>	110
4.9.3	Subcase <i>Parking</i>	111
4.9.4	Disegni	112
5	Castello Motore	113
5.1	Introduzione	114
5.2	Modello	116
5.3	Analisi Statica	117
5.3.1	Carico normale	117
5.3.2	Carico estremo	118
5.4	Analisi Modale	119
6	Disegni finali	121
6.1	Considerazioni	122
6.2	Disegni	123
	Conclusioni	128
	Appendice	132
	Ringraziamenti	136
	Bibliografia	138

Introduzione

Il progetto dell'aereo "Merlo" nasce dall'intuizione e dalla costanza del professor Sambin che dopo anni di lavoro ha deciso di affidare il compito della realizzazione del suo sogno ad alcuni studenti laureandi in Ingegneria Aerospaziale. Il progetto consiste nella progettazione di un velivolo ultraleggero a parti intercambiabili che permetta di raggiungere prestazioni ottimali in condizioni di perfetta sicurezza. La filosofia dell'intero progetto è quella di ottimizzare gli spazi del velivolo e rendere ciascun componente il più funzionale e versatile possibile. Inoltre, per garantire la massima adattabilità ad ogni situazione, ogni sottosistema potrà essere sostituito con relativa facilità in funzione delle prestazioni desiderate e delle condizioni esterne.



Figura 1: *modello di riferimento del Merlo*

L'idea originale del professore era quella di realizzare la fusoliera dell'aereo in composito, materiale che incarna il giusto compromesso tra resistenza e leggerezza. Dopo aver

condotto un primo studio seguendo queste indicazioni, nell'ultimo periodo si è deciso di optare per il legno per questioni di lavorabilità e reperibilità del materiale. Inoltre il legno permette di ottenere delle buone prestazioni ad un costo relativamente basso. Il peso totale dell'aereo sarà infatti di circa 230 *kg*, un peso che può essere sostenuto da una struttura in legno ben progettata.

Fino ad oggi hanno partecipato a questo progetto alcuni studenti di Ingegneria Aerospaziale dell'Università di Padova. In particolare, all'inizio di questo trattato sono già stati svolti i seguenti lavori:

- modellazione tridimensionale del velivolo secondo i disegni del professor Sambin;
- studio preliminare aerodinamico e strutturale della fusoliera e delle ali;
- modellazione e studio dei comandi di volo;
- configurazione del sedile;

Dopo un colloquio con il professor Sambin e il suo collaboratore Matteo Scalchi, è stato subito chiaro quanto gran parte del lavoro svolto fino ad ora non sia adatto a soddisfare le richieste espresse. Infatti, oltre al già citato cambio di materiale per la fusoliera, si è deciso di dotare il velivolo di un motore più potente e di un'elica più estesa. Entrambi i componenti andranno ad incidere pesantemente sulle prestazioni e sulle dimensioni dell'intero aereo e verranno quindi analizzati con cura in seguito.

L'obiettivo che questa trattazione si pone è quindi quello di creare un progetto completo che rispecchi le volontà del professor Sambin e che sia il punto di partenza per la realizzazione pratica del velivolo. La strada si preannuncia non facile poiché, a causa di tutte queste variazioni rispetto al progetto originale, andranno rifatti tutti i calcoli strutturali e le analisi agli elementi finiti.

Nel corso di questa trattazione verranno quindi analizzati tutti i componenti del velivolo: per prima cosa la fusoliera reticolare con le ordinate e i longheroni, poi il carrello e le ali adattate. Seguirà poi il dimensionamento del castello motore con un'analisi dell'accoppiamento con il motore per evitare l'insorgere di fenomeni sgraditi come la risonanza. Infine, verrà presentato un disegno finale con tutti i componenti dimensionati.

CAPITOLO 1

Il “Merlo”

In questo capitolo verranno esaminati qualitativamente tutti i componenti del velivolo. Verranno elencate tutte le scelte fatte e spiegate le motivazioni con disegni e tabelle dimostrative. I calcoli svolti in questo capitolo saranno utilizzati successivamente per la creazione dei modelli utilizzati nelle simulazioni. Per ogni elemento del velivolo è presente una sezione che ne approfondisce tutti i concetti.

1.1 Fusoliera

La base su cui lavorare è stato lo stampo per la fusoliera realizzato dal professor Sambin ed esposto nel laboratorio del suo domicilio. Lo stampo è stato realizzato in composito di fibra di vetro e resina epossidica. Sfruttando le misurazioni effettuate da Scalchi sulle due semi-fusoliere inferiore e superiore è stato generato un disegno sviluppato in Solidworks. Il disegno è mostrato nella figura 1.1.

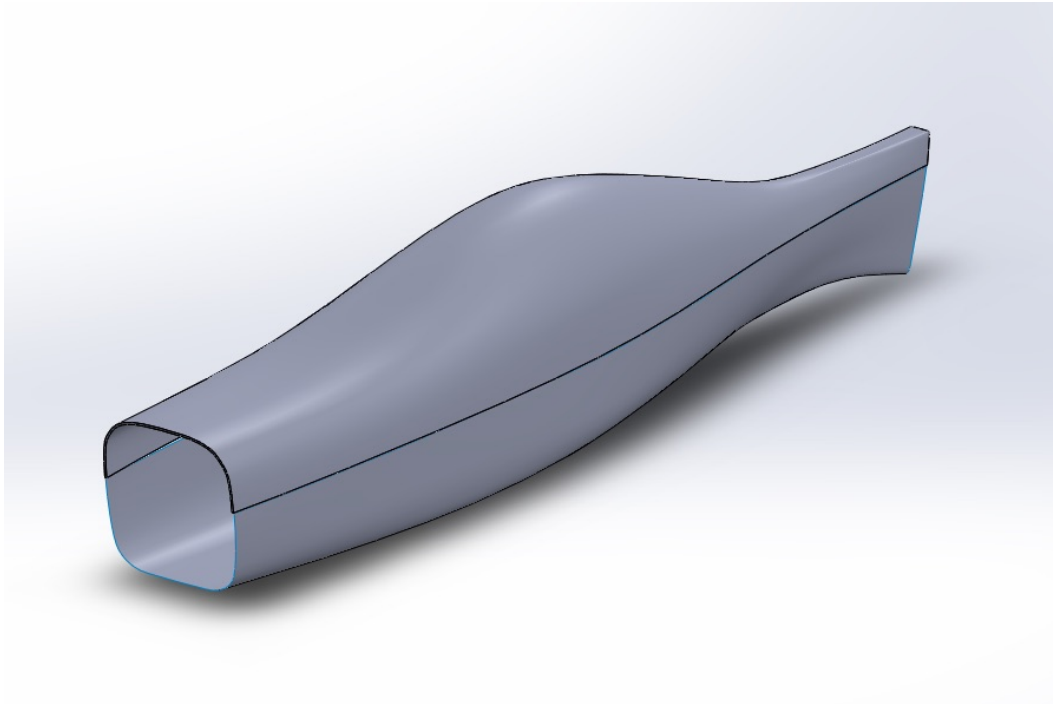


Figura 1.1: *Stampo della fusoliera*

Nella parte anteriore verrà montata la paratia parafiamma che segna la distinzione tra l’ambiente della cabina e quello del motore. La fusoliera così disegnata termina con l’attacco per la coda e le ali posteriori. Nella parte terminale del velivolo verrà inoltre fissato il carrello posteriore.

1.2 Struttura

La parte più interessante di questo elaborato è la definizione della struttura per sostenere il peso dei diversi sottosistemi e reggere i carichi e gli sforzi che si presenteranno durante il volo. A differenza di quanto fatto nelle trattazioni precedenti sono state introdotte delle sostanziali migliorie con l’obiettivo di rendere questo progetto il più realizzabile possibile dal punto di vista pratico.

La struttura utilizzata nelle simulazioni effettuate fino ad oggi era composta da un unico pezzo in legno o materiale composito che avvolgeva tutto lo stampo originale. Questa soluzione, seppur funzionale ed esteticamente gradevole, è stata abbandonata a causa della difficoltà di costruzione della stessa e del costo della lavorazione del materiale composito. Si ricorda infatti che lo scopo di questo progetto è quello di poter costruire il velivolo ultraleggero senza l'ausilio di particolari tecnologie e mantenendo i costi più bassi possibile.

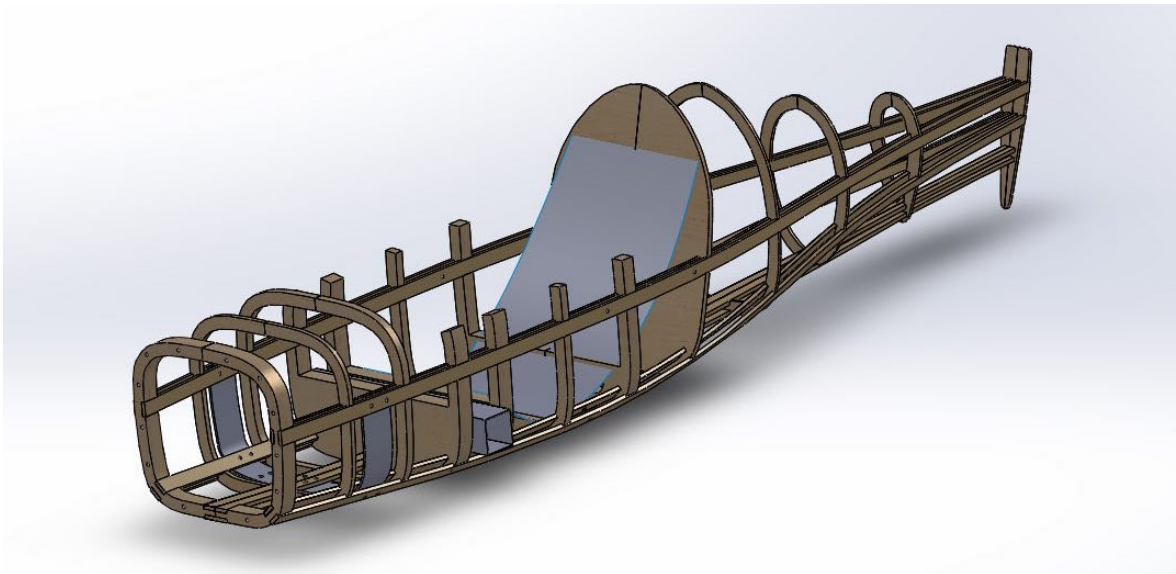


Figura 1.2: *Fusoliera del velivolo*

Si è deciso quindi di optare per una struttura scheletrica (figura 1.2). Si può vedere come la struttura sia composta da 3 elementi fondamentali:

- ordinate: sono le numerose sezioni verticali cave che seguono la forma dello stampo originale;
- longheroni: sono gli elementi di collegamento delle ordinate e sono composte da 10 travi di sezione variabile e diversa tra loro;
- parti metalliche: queste parti fungono da collegamento nei punti più sollecitati. Questi sono il sedile, la scatola di longheroni, i supporti per il paracadute e la piastra del carrello.

Bisogna considerare inoltre che la struttura, così definita, sarà avvolta da una tela con funzioni sia aerodinamiche che estetiche. In questa trattazione il peso della tela non sarà considerato poiché ritenuto trascurabile rispetto al peso dell'intero aereo.

1.3 Materiali

La fase di scelta dei materiali è una delle fasi più critiche di ogni progetto in quanto incide su una diversità di fattori tra i quali costi, performance, dimensioni e peso. Per la struttura in questione, dopo un dibattito con il professor Sambin, è stato scelto il legno. Le caratteristiche del legno possono essere così riassunte:

- PRO: economicità, leggerezza, elevata resistenza a compressione e a trazione, inattaccabilità da parte di agenti chimici, facilità di lavorazione;
- CONTRO: non omogeneità costituzionale, anisotropia, alta sensibilità alle variazioni di umidità e all'azione deteriorante, infiammabilità.

Gli aspetti negativi possono essere attenuati da una buona progettazione, per questo motivo l'utilizzo del legno richiede una certa attenzione. Inoltre, per evitare deterioramento dovuto all'attacco di agenti batteriologici, la struttura dovrà essere ricoperta da un adeguato rivestimento. A fronte di questi inconvenienti, le ragioni per cui utilizzare il legno sono molte, in primis la facilità di lavorazione e la leggerezza. Inoltre non richiede una prassi di costruzione precisa da seguire come invece accade per i compositi. E' necessario ricordare che comunque questo tipo di materiale è meno performante dei compositi. Tuttavia la struttura verrà sottoposta a degli sforzi relativamente moderati che possono essere sopportati senza problemi dal legno.



Figura 1.3: *Esempio di compensato di pioppo in cui si notano i diversi strati* [6]

In particolare, per il *Merlo*, saranno impiegati il compensato di pioppo per le ordinate e il legno di abete per i longheroni. Le forme delle ordinate verranno ricavate dai

fogli di compensato: l'obiettivo è quello di minimizzare il numero di fogli utilizzati. Il compensato verrà trattato come un composito con fogli dalla disposizione angolare diversa in modo da avere un comportamento meno anisotropo possibile.

1.4 Collanti

Un tema delicato nella costruzione di un velivolo in legno è l'utilizzo dei collanti per legare la struttura. L'atteggiamento della FAA (Federal Aviation Administration per gli USA) e la nostra ENAC (Ente Nazionale per l'Aviazione Civile) lascia i costruttori liberi di utilizzare le colle di propria scelta e di conseguenza di assumersi le responsabilità. Per un buon utilizzo dei collanti, conviene sempre affidarsi all'indicazione del progettista o del produttore del kit. E' interessante dare un rapido sguardo alle colle che sono disponibili in letteratura per vedere quale sia la migliore da utilizzare.

Colle alla caseina

Questo tipo di colla è stata la prima ad essere utilizzata nell'aviazione, fino all'inizio degli anni '40. Erano disponibili in forma di fiocchi o granuli da sciogliere in acqua calda ed era molto usata (alcuni restauratori la usano ancora) anche nell'ambito dell'artigianato. Pur conoscendone i limiti della resistenza all'acqua e della temperatura massima di utilizzo di 65° , la colla alla caseina fu usata anche per la fabbricazione delle eliche. Un suo punto di forza è quello di poterla utilizzare per incollare grandi quantità di legname in una sola volta. Il suo potere di resistenza aumenta nei giorni seguenti all'applicazione del collante, quindi il suo utilizzo è molto dispendioso dal punto di vista temporale. Questa colla è stata usata nell'indimenticabile idrovolante a due scafi della SIAI-Marchetti: lo S-55, protagonista della prima crociera atlantica nel 1930.



Figura 1.4: *l'idrovolante S-55* [4]

Colle a base di urea-formaldeide

Il progresso tecnologico permise di utilizzare resine sintetiche come adesivi per legno. La formaldeide era necessaria nel processo di catalisi e permetteva di avere risultati migliori in termini di resistenza rispetto alle colle alla caseina. Il suo uso, limitato al campo militare per tutta la seconda Guerra Mondiale, venne esteso al pubblico alla fine degli anni ‘40. Ha un tempo di solidificazione elevato che consente di incollare con relativa calma grandi sezioni di materiale ligneo. Vendute anche ai giorni d’oggi, sono mescolabili con l’acqua fredda molto più facilmente delle colle antiche. Un difetto di questo collante è la sua fragilità, molto simile a quella del vetro: deve essere quindi maneggiato con cura. La colla a base di resina urea-formaldeide più famosa nell’ambito dell’aviazione è la Aerolite della Ciba-Geigy e un esempio di utilizzo è il bimotore cacciabombardiere più veloce della seconda Guerra Mondiale: l’inglese DH 98 Mosquito della De-Havilland. Questa colla era in passato accettato dalla FAA, anche se oggi non lo è più in quanto tali aerei hanno presentato dei problemi di rottura dovuta al degrado del collante (soprattutto quelli conservati in zone calde del pianeta). Si è poi scoperto infatti che questo tipo di colla inizia al di sopra dei 50° un processo di ossidazione che porta all’indebolimento.



(a) Colla epossidica



(b) Colla poliuretana

Figura 1.5: Esempi di collanti [4]

Colle al resorcinolo

Questa colla, entrata nel mercato poco dopo la formaldeide, si è dimostrata particolarmente resistente all’acqua e per questo fu usata anche per la costruzione di barche e motoscafi. Anche in questo caso però il buon risultato dipendeva dalla corretta miscela dei componenti, dalla temperatura di catalisi e dalla pressione di serraggio. Non è stata molto apprezzata per via del suo colore scuro e per la difficoltà di ripulirne gli eccessi in fuoriuscita che portavano ad un notevole spreco.

Colle epossidiche

Il progresso tecnologico permise di creare questo collante, il cui utilizzo principale fu quello di unire metallo con metallo. Le colle epossidiche sono caratterizzate da un'adesione ottenuta mediante le qualità leganti a livello molecolare. Inoltre non contengono parti volatili e di conseguenza durante l'indurimento non si restringono. Queste colle sono difficili da maneggiare ed occorre richiedere assistenza al costruttore. Sono soprattutto difficili da mescolare in piccole quantità e la temperatura di ammorbidimento è di circa 50°. Infine sono molto sensibili alle variazioni di umidità: il valore ottimale si attesta tra l'8% e il 12%.

Colle poliuteraniche

Le colle più recenti e più facili da utilizzare sono le colle poliuretaniche: fornite in un comodo contenitore di plastica, hanno viscosità tipiche degli sciroppi e vengono cosparse sulle superfici da incollare semplicemente spremendo le bottigliette. Non hanno bisogno inoltre di essere mescolate ed hanno ottime qualità di penetrazione nelle porosità del legno. L'eccesso di colla può essere facilmente rimosso con uno straccio, inoltre questo tipo di colla resiste molto bene all'azione dell'acqua. Una volta indurita, la colla può essere facilmente limata o carteggiata. Questa tipologia di collante è dunque la più indicata per questo velivolo, anche perché si trova facilmente in negozi specializzati.

1.5 Sedile

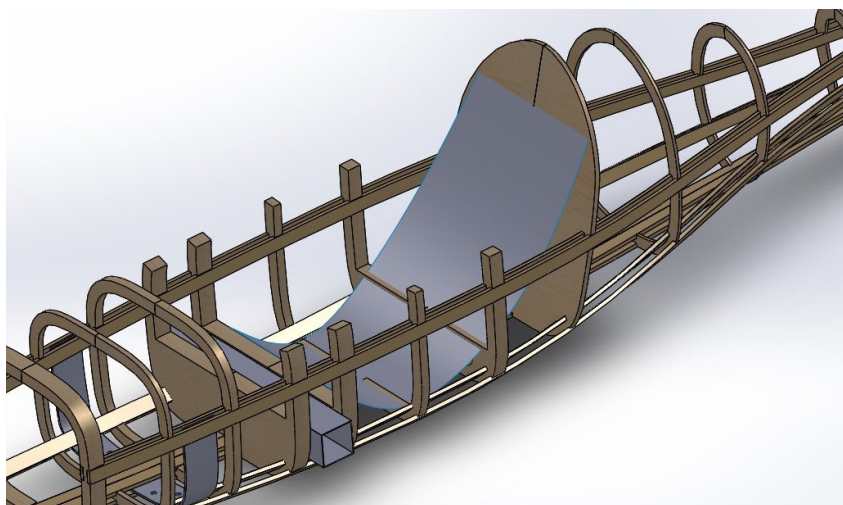


Figura 1.6: *Configurazione finale del sedile*

Il Prof. Sambin aveva già realizzato un modello in legno del sedile in scala 1:1 per provare quella che sarà la postura ottimale del pilota. Una prima configurazione prevedeva un sedile abbastanza spesso che facesse anche da sostentamento del motore, grazie ad un prolungamento di circa mezzo metro. Tuttavia, dopo le prime simulazioni, ci si è resi conto che questa soluzione gravava non poco sul peso complessivo dell'aereo poiché solo il sedile aveva una massa di circa 10 *kg*. Inoltre si è visto che gli sforzi esterni potevano essere sostenuti senza problemi dalla struttura già esistente e che quindi il contributo del sedile a questa causa era trascurabile. Per questo motivo si è giunti ad una soluzione definitiva (figura 1.6) in cui il sedile è in alluminio ma molto più sottile (2 *mm*) e serve solo da appoggio per il pilota. In questa maniera si è riusciti a risparmiare una notevole quantità di chili e quindi a snellire l'intero velivolo.

Il sedile verrà successivamente rivestito da una gomma ammortizzante in modo tale da rendere più confortevole il volo per il pilota. Il sedile inizierà in corrispondenza dell'ordinata 5, la parte posteriore invece terminerà nell'ordinata piena.

1.6 Motore

Il motore sarà acquistato direttamente da una ditta di Modena, la *SIMONINI FLYING* [8]. Questa azienda, che opera da molti anni nel settore, offre un'ampia gamma di soluzioni per ogni esigenza. I loro motori sono famosi per offrire una notevole potenza se paragonata al loro peso e dimensioni.



(a) Vista del motore Victor Super 2



(b) Esempio di applicazione su un velivolo

Figura 1.7: Il motore Victor Super 2 della Simonini-Flying [8]

Il progetto originale prevedeva l'utilizzo del motore *Mini3* che, con soli 24 *kg*, riusciva a garantire 34 *hp* di potenza. Tuttavia tra le nuove richieste del prof. Sambin c'è anche quella di utilizzare un motore più potente per avere maggiori prestazioni e regalare al

pilota un'esperienza di volo più adrenalinica. Per questo motivo si è deciso di optare per il modello *Victor Super 2*, le cui caratteristiche, consultabili direttamente dal sito del costruttore, sono riassunte nella tabella:

Misure	640 x 410 x 490 <i>mm</i>
Cilindrata	802 <i>cc</i>
Alesaggio	82 x 2
Corsa	76 x 2
Rapporto compressione	9,5/1
Potenza	110 <i>Hp</i> 80.48 <i>kW</i>
	6200 <i>giri/min</i>
Peso	52 <i>kg</i>
Consumo a 5400 Giri	10 <i>L/h</i>

Per sfruttare a pieno la potenza del motore si prevede l'utilizzo di un'elica più grande, acquistabile direttamente dalla stessa azienda. Per questo modello viene suggerito l'uso di una particolare elica traente di 182 *cm* di diametro e 5 *kg* di peso, denominata *E05*.

Se si considera che l'altezza della struttura del Merlo varia da un minimo di 55 *cm* ad un massimo di 100 *cm* si capisce come, in proporzione, le dimensioni dell'elica siano notevoli. Esse influiscono soprattutto nel calcolo delle dimensioni del carrello in quanto costringono il velivolo a stare più staccato da terra rispetto a quanto faceva nelle precedenti simulazioni.



Figura 1.8: l'elica *E05* della *Simonini Flying* [8]

Inoltre il prof. Sambin ha espresso la volontà di poter cambiare le due tipologie di motori a seconda delle prestazioni che si vogliono ottenere. E' sicuramente possibile progettare l'aereo in modo tale da poter scambiare a piacimento i motori, ma solo se

vengono osservate alcune accortezze. La cosa più importante da tenere in considerazione è il baricentro dell'aereo che, per ragioni di stabilità, deve rimanere in una posizione più arretrata rispetto a quella del centro aerodinamico, situato all'altezza delle ali.

I due modelli di motore analizzati differiscono di circa 30 *kg*, che costituisce una variazione di peso del 15%. La trattazione prevede il dimensionamento della struttura con il motore più potente e pesante *Victor Super 2*, che sicuramente offre delle insidie maggiori dal punto di vista strutturale. Considerando quindi il peso del motore di 52 *kg* e quello dell'elica di 5 *kg*, la tabella per il calcolo del baricentro, calcolata rispetto all'inizio del velivolo, è:

ELEMENTO	PESO [<i>kg</i>]	POSIZIONE [<i>mm</i>]
Elica	5	40
Motore	52	400
Castello motore	3	700
Parafiamma	0.7	750
Carburante	19	1280
Serbatoio	1	1280
Ali	20	1450
Gambe pilota	40	1450
Corpo pilota	40	2075
Struttura, sedile e piastre	22.3	1795
Paracadute	6	2250
Ruotino di coda	2	3800
Coda	3	3770
Carrello	20	1280
Strumentazione	0.5	1670
Controlli	5	1670

PESO TOTALE	230 <i>kg</i>
BARICENTRO	1356 <i>mm</i>

Questa tabella è stata calcolata con i valori finali delle masse e delle posizioni che verranno giustificati durante il corso del progetto. Esse sono funzione di numerosi parametri e sono state trovate dopo tutte le simulazioni effettuate sul velivolo.

Effettuando nuovamente il calcolo con il peso del motore *Mini3* (24 kg) e mantenendo bloccati gli altri parametri, si nota uno spostamento molto pericoloso del baricentro in una posizione più avanzata. Per ovviare a questo problema si dovrà intervenire inserendo manualmente dei pesi per bilanciare il velivolo e riportare il baricentro in una posizione di sicurezza. I risultati dei diversi interventi sono riportati in tabella:

PESO MOTORE (kg)	PESO AGGIUNTIVO (kg)	BARICENTRO (mm)
24	0	1524
24	10	1473
24	20	1425
24	21	1420

Secondo i calcoli svolti si vede che aggiungendo un peso di almeno 20 kg si ritorna ad avere una situazione di sicurezza, fissata ad 80 mm di differenza tra il baricentro ed il centro aerodinamico dell'ala.

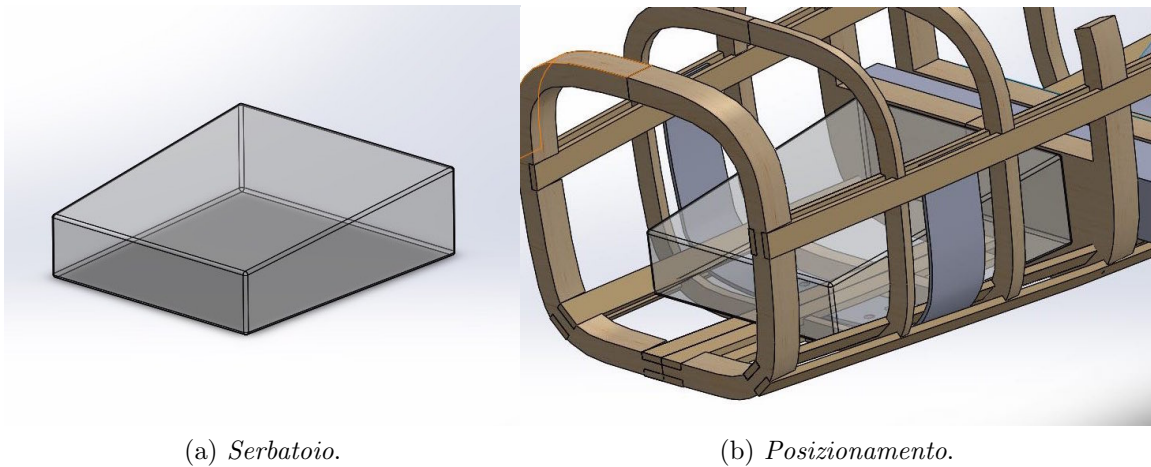
Infine, per quanto riguarda la potenza del motore, si può usare una formula tratta dal libro di Raymer, secondo la quale per gli ultraleggeri il rapporto potenza/peso deve essere almeno di 0.08 (con il peso espresso in libbre). Nel caso del *Merlo* il motore è adeguato perché si ha:

$$\frac{T}{W} = \frac{110hp}{503lb} = 0.22$$

1.7 Serbatoio

Dopo uno studio dei volumi disponibili in fusoliera si è deciso di porre il serbatoio nella parte sottostante al sedile nella zona delle gambe del pilota. Seguendo questa soluzione il serbatoio può infatti essere comodamente adagiato e fissato sopra i longheroni inferiori. Inoltre questo volume, se non fosse impiegato in questo modo, rimarrebbe inutilizzato, contravvenendo alle disposizioni del prof. Sambin che ha richiesto un minimo spreco degli ingombri. In figura 1.9 viene mostrato il posizionamento del serbatoio.

Per un corretto dimensionamento del serbatoio si è partiti dall'autonomia di volo voluta dal professore fissata a 2.5 ore. Secondo quanto riportato dal costruttore, in volo stazionario e a regime il motore consuma 10 litri/ora ad una velocità di rotazione di 5400 giri. Ricordando che il motore si mantiene generalmente al 60% della potenza in volo di crociera e considerando che il numero di giri massimo è fissato a 6200, il valore

(a) *Serbatoio.*(b) *Posizionamento.*Figura 1.9: *il serbatoio del Merlo*

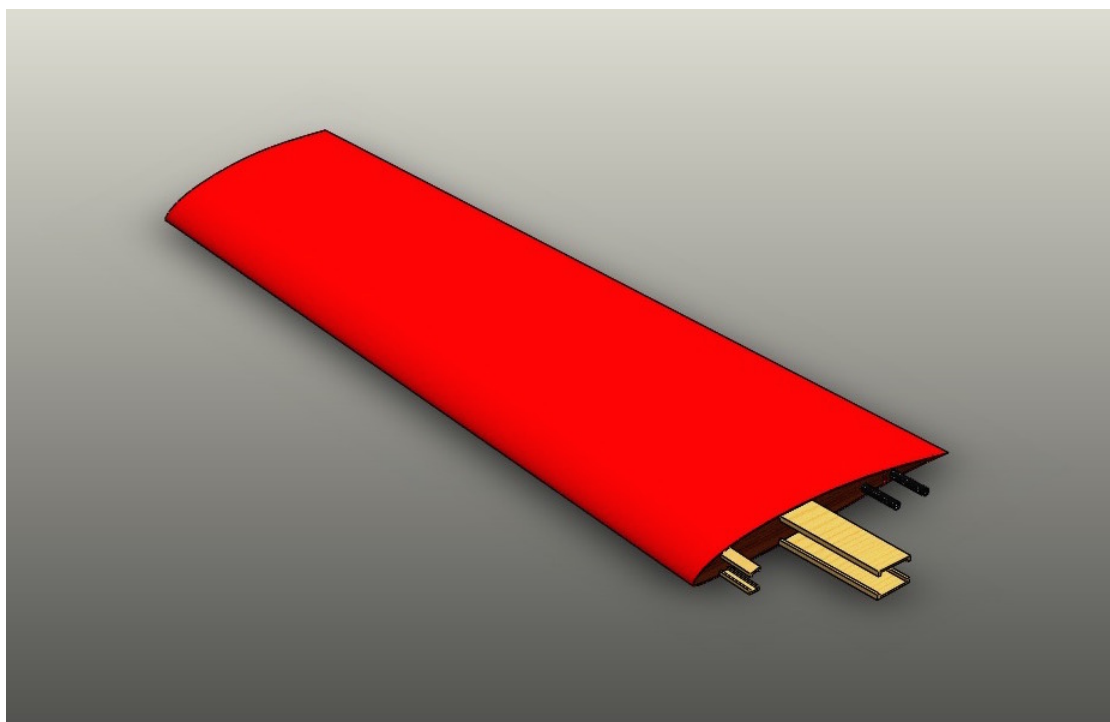
sopra citato è plausibile. Un rapido conto porta a dover considerare un serbatoio della capienza di 25 litri per soddisfare il requisito imposto dal prof. Sambin. Adoperando un carburante con una densità di $0,75 \text{ kg/L}$, esso assume una massa di 19 kg . Aggiungendo il peso del serbatoio, che equivale a circa 1 kg , otteniamo il valore finale di 20 kg che è il dato inserito per il calcolo del baricentro dell'aereo.

Costruttivamente parlando, il serbatoio sarà flessibile poiché costruito con un particolare materiale “gommoso” e sarà realizzato su misura da un'apposita azienda suggerita dal professore: la M.E.RIN. srl di Roma.

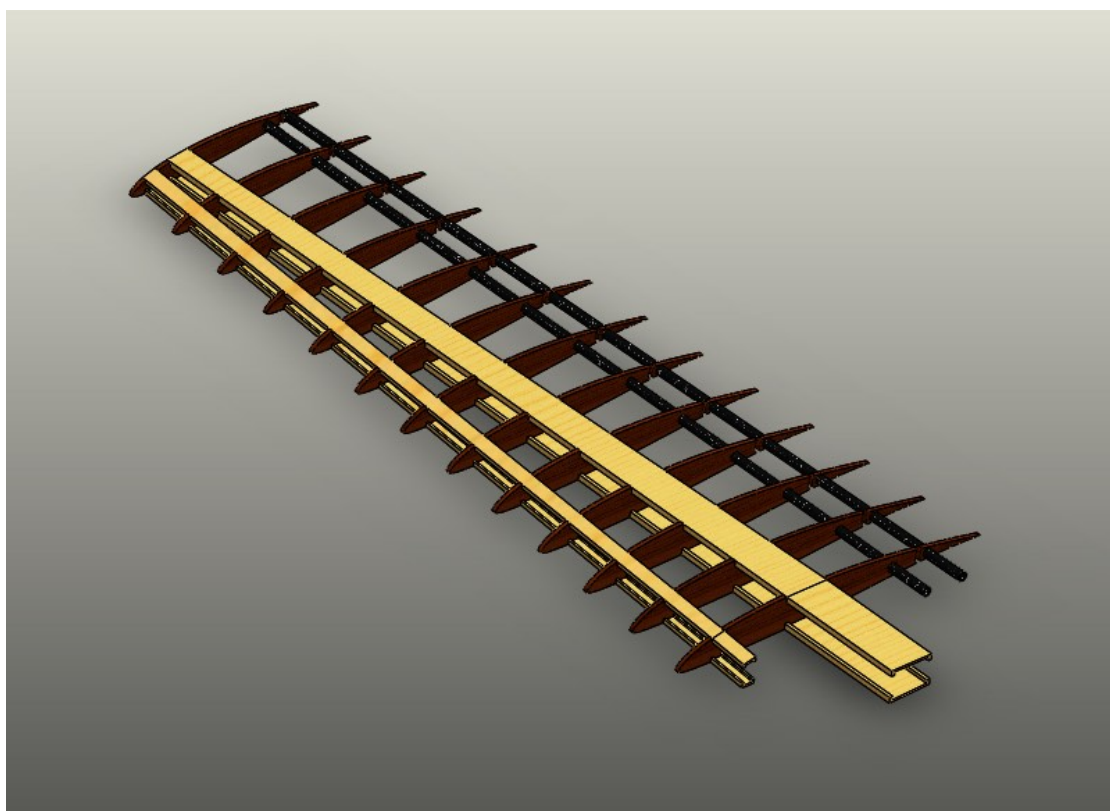
1.8 Ali e longheroni

In questa trattazione non verranno presi in considerazione questi due componenti in quanto sono gli unici componenti che sono già stati progettati. Tuttavia poiché il peso totale del velivolo sarà maggiore rispetto ai lavori precedenti, le ali saranno ora meno performanti: ciò influisce per esempio sulla velocità di stallo che nel nuovo modello risulterà maggiore a parità di superficie alare. Per evitare questo inconveniente verranno presi in considerazione i disegni e i calcoli di Scalchi [7] e verranno scalati in funzione della superficie desiderata per raggiungere nuovamente le prestazioni precedenti. Le ali disegnate da Scalchi sono disponibili nelle figure 4.36.

Per mantenere le prestazioni comparabili con quelle già analizzate, la nuova superficie alare deve essere di 4.05 m^2 . Per le forze che si svilupperanno si rimanda alla sezione 3.2.1 dove verrà introdotto il diagramma degli involucri, indispensabile per poter analizzare le situazioni di volo compatibilmente con la normativa.



(a) *Ala con pelle*



(b) *Componenti interni*

Figura 1.10: *visualizzazione dell'ala progettata da M. Scalchi [7]*

Le nuove ali hanno le seguenti caratteristiche:

Area	4.05 m^2
b	2.4 m
AR	2.81
$C_L \text{ (MAX)}$	1.18
C_{L0}	0.528
V_S	27.6 m/s

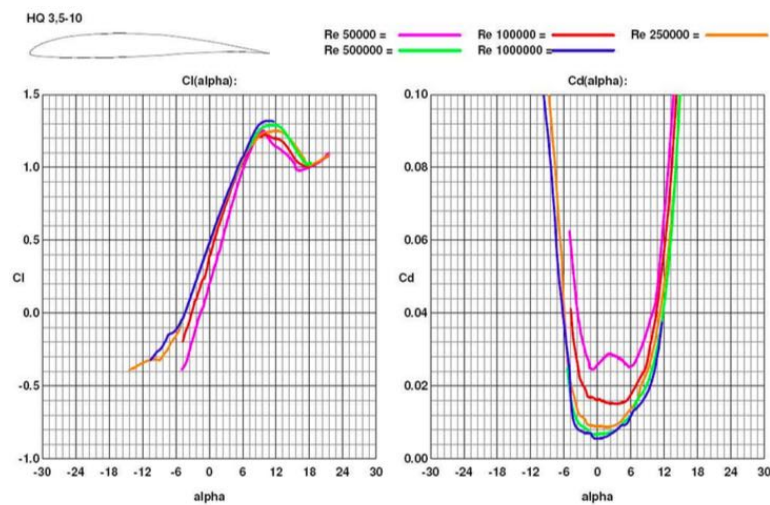


Figura 1.11: *caratteristiche aerodinamiche dell'ala* [7]

Infine la scatola di longheroni sarà in alluminio, un materiale che assorbe una gran quantità di stress e che ne trasferisce una parte più piccola alla struttura. Come si vedrà dalle simulazioni, la parte centrale è la meno sollecitata: si potrà quindi forare la parete per il passaggio dei cavi di controllo.

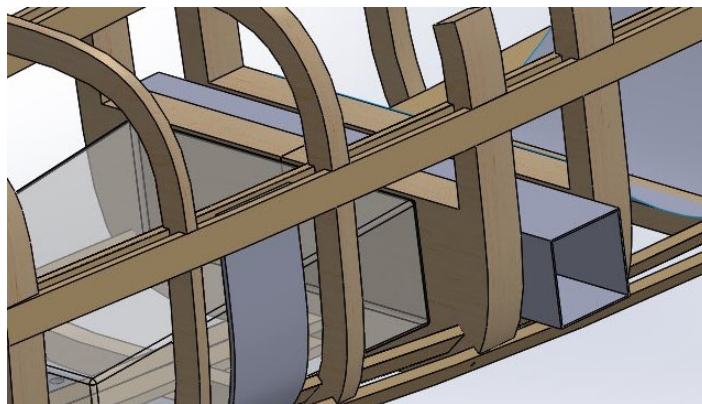


Figura 1.12: *scatola dei longheroni*

1.9 Portellone

Il portellone permette al pilota di vedere lo spazio anteriore al velivolo e nello stesso tempo di essere riparato dall'ambiente esterno. Esso sarà sicuramente in materiale plastico trasparente e verrà fissato con un perno girevole nella parte anteriore. In questo modo il vento tenderà spontaneamente a mantenere chiuso il portello evitando aperture in volo. Il modello è stato ricavato dal taglio effettuato sulla fusoliera iniziale mostrata nella sezione 1.1. Il portellone quindi combacerà con le ordinate intermedie e verrà da esse sostenuto.

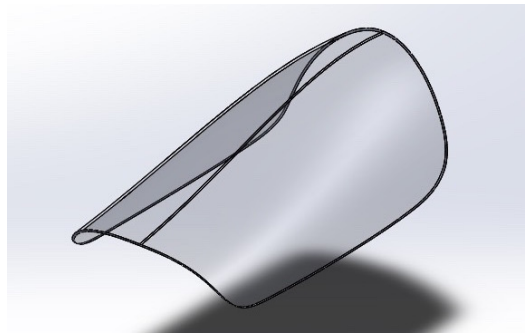


Figura 1.13: *disegno del portello del Merlo*

1.10 Carrello d'atterraggio

Il carrello d'atterraggio è uno dei componenti più soggetti a carichi concentrati e necessita quindi di un buono studio per garantirne la durata e l'affidabilità. Anche la sua struttura di connessione all'aereo deve essere sufficientemente resistente agli alti sforzi e in grado di distribuirli alla fusoliera senza danneggiarla. Questo componente era stato già dimensionato nei lavori precedenti. Tuttavia è stato completamente rifatto poiché sono cambiate alcune fondamentali disposizioni, per esempio l'elica che ha alzato di circa 30 *cm* il velivolo rispetto ai casi studiati in precedenza. Per i calcoli e le simulazioni si rimanda al capitolo 4, che analizza molto dettagliatamente questo sistema. In questa sezione ci si limita a darne alcune informazioni ricavate dalle simulazioni.

Materiale	Alluminio 7075-T6
Altezza	995 <i>mm</i>
Angolo di apertura α_s	27°
Peso	11.2 <i>kg</i>



Figura 1.14: *Disegno completo del carrello d'atterraggio*

1.11 Paracadute e funi

Il paracadute balistico è un sistema di emergenza presente ormai da alcuni anni in molti velivoli ultraleggeri. Vi è traccia anche nell'articolo 4 del decreto ministeriale [5] per la costruzione di questo tipo di aerei. Esso è di fondamentale importanza poiché il suo utilizzo in alcune situazioni può salvare la vita del pilota. Questo dispositivo è da attivare solamente in casi di estrema difficoltà come:

- incendi;
- collisioni in volo;
- cedimenti strutturali;
- impossibilità di manovrare il mezzo;

Per l'acquisto del paracadute balistico è stata scelta la ditta ceca *Galaxy GRS* [9] e più precisamente il modello *GRS 4-240*, in base alle caratteristiche del velivolo. Infatti il *Merlo* avrà un peso complessivo di circa 230 *kg*, un peso di poco inferiore a quello massimo di omologazione del modello in questione.

Operativamente parlando, all'azionamento di una leva viene espulso dal velivolo un piccolo razzo che trasporta per qualche metro il paracadute, velocizzandone l'apertura. In questo modo il sistema diventa operativo in un tempo molto ridotto così da essere efficace anche a basse altitudini. Il razzo che si staccherà dal velivolo è fornito a sua volta di un piccolo sistema di rallentamento che ne permette il recupero. Il paracadute è quindi fornito da diverse unità: il costruttore suggerisce di inserirle in un contenitore

le cui dimensioni sono fornite. Il sistema, il cui funzionamento è visibile in figura 1.15, verrà fissato nel retro dell'ordinata piena, dove è posizionata la terminazione del sedile. Nella parte di rivestimento soprastante al razzo verrà ritagliata e ricolata con un piccolo velcro una sagoma: in questo modo il paracadute può essere espulso dal velivolo senza provocare danni strutturali.

Vista l'esigua massa (solo 6 kg) del sistema balistico esso non incide notevolmente sulla struttura di sostegno: i carichi infatti verranno distribuiti dalle funi ai quattro punti di ancoraggio. Per garantire la stabilità durante la discesa due di essi sono disposti prima del baricentro, gli altri due oltre. Il paracadute è inoltre dotato di uno slider che ha la funzione di rallentare l'apertura in modo tale da evitare carichi troppo elevati per la struttura. Nonostante questo accorgimento questa situazione resta la più delicata dal punto di vista strutturale poiché i carichi raggiungono comunque la decina di kN. Dopo aver calcolato analiticamente i carichi dovuti al paracadute (sezione 3.2.2) verrà studiata la risposta a questo tipo di sollecitazioni.

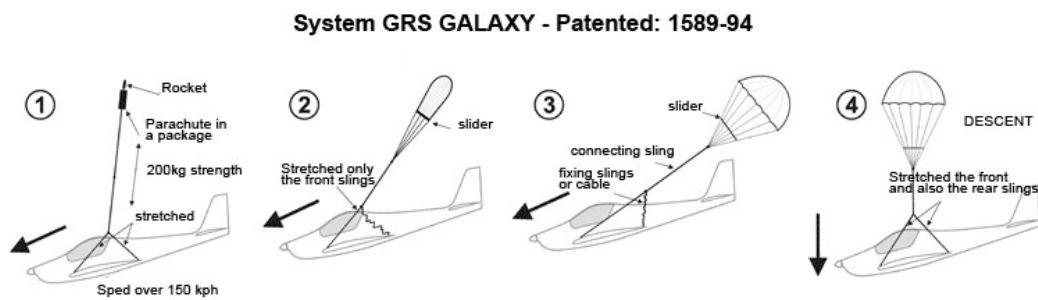


Figura 1.15: Funzionamento del paracadute balistico [9]



Figura 1.16: Visualizzazione del contenuto del paracadute [9]

Peso massimo autorizzato (MTOW)	240kg
Velocità massima autorizzata (VNE)	240km/h
Massimo shock all'apertura a VNE e MTOW	13.1kN
Tempo totale di apertura a VNE e MTOW	3.5s
Altezza minima di sicurezza	70m
Carico limite del paracadute	260kg
Peso totale del sistema	6kg

Paracadute	Caratteristiche
Superficie	43m ²
Diametro	6.3m
Dimensioni del contenitore	200 x 375 x 110mm ³
Lunghezza fune principale	4.5m
Ciclo di sostituzione	6 anni

Ogni fune di sostentamento del paracadute termina con un gancio che deve essere allacciato ad un perno. Si è deciso quindi di sfruttare il doppio longherone laterale per fissare una vite passante bloccata alle estremità da due bulloni (figura 1.17). La lunghezza ridotta permette di non sovraccaricare le estremità fissate e nello stesso tempo di trasmettere alla struttura un carico smorzato. Le funi passeranno all'esterno della fusoliera grazie ad alcuni fori praticati sulla tela che ricopre la struttura: in questo modo si possono estendere senza problemi in caso di necessità.

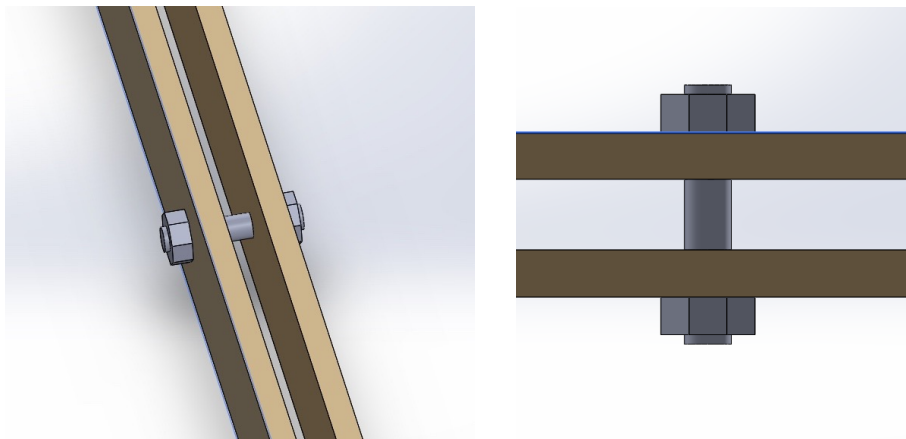


Figura 1.17: *Disegno esemplificativo del passante per il fissaggio delle funi*

CAPITOLO 2

Modello Preliminare

In questo capitolo viene analizzato un modello semplificato che servirà a dimensionare preliminarmente i vari componenti. Per condurre le analisi strutturali agli elementi finiti sono stati utilizzati i programmi Patran (come pre-processore e post-processore) e Nastran (come solutore) della *MSC Software*.

2.1 Preparazione del modello

2.1.1 Disegno

Lo stampo di riferimento realizzato dal prof. Sambin (si veda l'introduzione) è stato riprodotto tramite un software che ha permesso di ricavare i disegni sui quali verranno effettuate le simulazioni. Patran permette di importare agevolmente il file creato sul quale verrà applicata la mesh.

Il modello preliminare è sia monodimensionale che bidimensionale, dove con l'aggettivo bidimensionale non si deve considerare il suo significato stretto di mancanza della terza dimensione, ma solamente l'assenza dello spessore e quindi l'utilizzo di sole superfici. Patran permette di creare la geometria bidimensionale considerando il piano medio di ogni componente.

Le ordinate saranno rappresentate da elementi di tipo piastra mentre i longheroni e i supporti da elementi monodimensionali di tipo trave. Questa è una semplificazione molto stringente perché gli elementi monodimensionali concentrano gli sforzi in un solo punto e quindi presenteranno dei risultati non realistici. Tuttavia è stato risparmiato molto tempo nella preparazione, poiché l'obiettivo di questa prima fase è quello di fare delle considerazioni iniziali circa i vari componenti e trovare un baricentro primitivo.

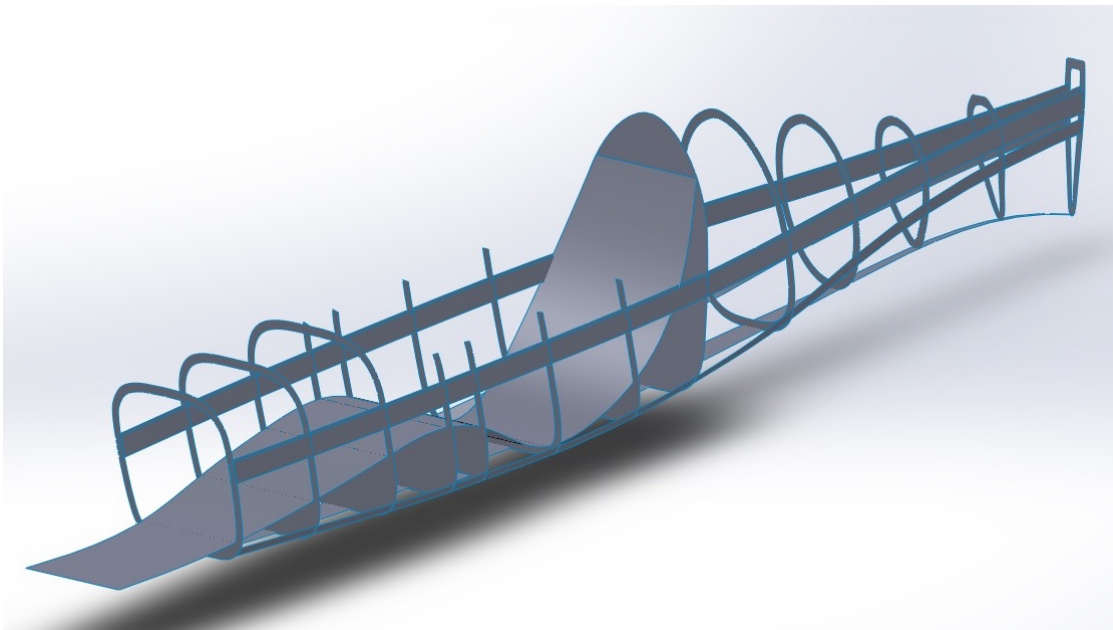


Figura 2.1: *Disegno preliminare in Solidworks del modello*

Si può vedere dalla figura 2.1 che la struttura è stata riprodotta mediante 13 ordinate e 7 longheroni. Le ordinate sono disposte abbastanza omogeneamente lungo tutto il

velivolo mentre i longheroni sono suddivisi in: 4 laterali (due per lato), 2 oblique (una per lato) e una bassa. Guardando la figura 2.3 si possono distinguere: l'ordinata 1 che deve aiutare a sostenere il motore, le ordinate 4 e 5 in mezzo alle quali saranno fissate ali e carrello e l'ordinata 8 (piena) in cui termina il sedile.

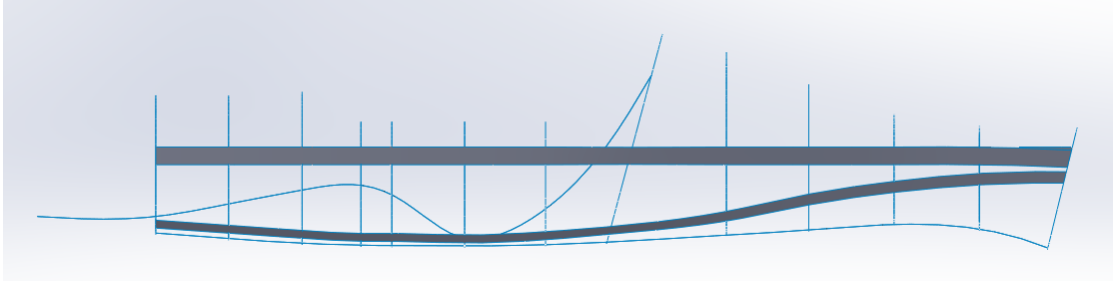


Figura 2.2: *Vista laterale del disegno preliminare*

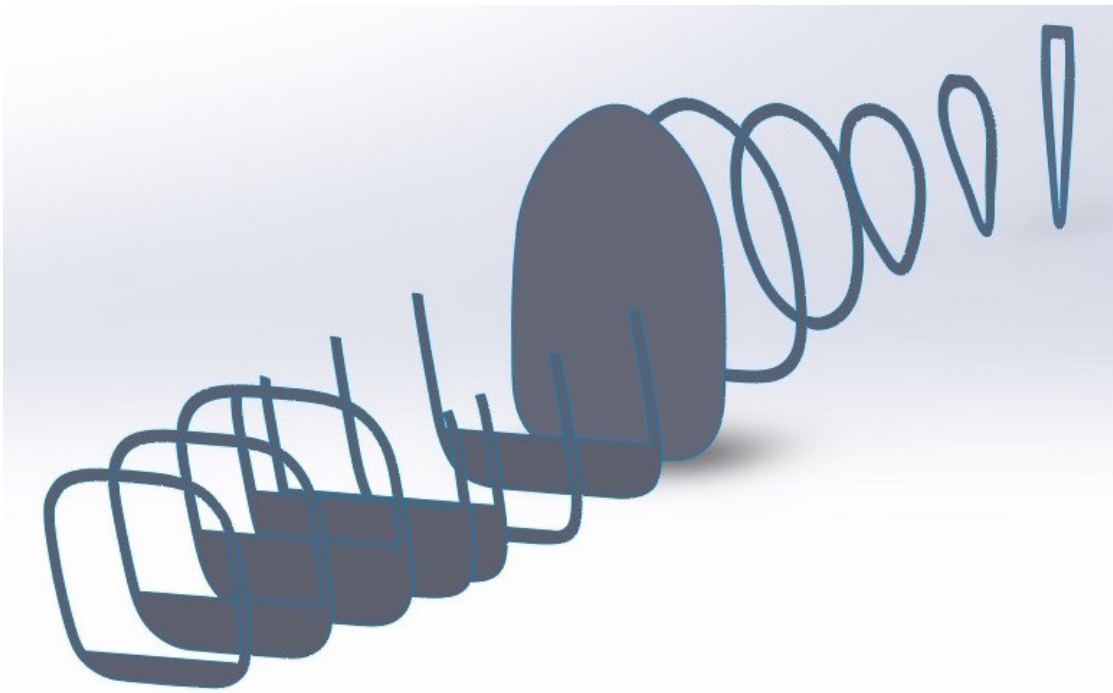


Figura 2.3: *Ordinate, disegno preliminare*

2.1.2 Materiali e forze

Come ulteriore semplificazione, in questo primo modello i materiali vengono considerati isotropi, ovvero aventi le stesse proprietà in ogni direzione e non saranno effettuati test di failure. Le ordinate saranno costruite in legno di pioppo, le cui caratteristiche sono leggerezza, colore chiaro, elevata omogeneità con venatura appena percettibile, facilità di lavorazione, incollaggio e finitura. Per i longheroni si utilizza invece l'abete rosso. E'

un materiale con buone proprietà meccaniche, perciò è impiegato per elementi molto sollecitati. Le proprietà di queste tipologie di legno sono riassunte nelle tabelle seguenti:

Pioppo	Proprietà
Modulo elastico	10.9 <i>Gpa</i>
Modulo di Poisson	0.33
Densità	0.45 <i>kg/m³</i>
Tensione ultima a trazione	78 <i>Mpa</i>

Abete	Proprietà
Modulo elastico	11.4 <i>Gpa</i>
Modulo di Poisson	0.33
Densità	0.45 <i>kg/m³</i>
Tensione ultima a trazione	74 <i>Mpa</i>

La densità è fondamentale per avere una stima del peso dell'intera struttura che si ricorda dover essere il minore possibile. Per analizzare le forze alle quali verrà sottoposto il *Merlo* bisogna introdurre il grafico dell'inviluppo di volo e dei concetti aerodinamici che verranno ampiamente discussi nella sezione 3.2.1. Per adesso verranno presi in esame, basandosi sulla letteratura, due casi "limite" sovrastimati per mettere il velivolo nelle condizioni peggiori in cui si possa trovare. In questo modo sono stati ricavati dei risultati utili alla causa in un tempo relativamente breve. In assenza del calcolo degli indici di failure si dovranno confrontare le tensioni di tutti i componenti calcolate dal processore con quella massima sopportata dal materiale.

2.1.3 Creazione dei gruppi

Vista la complessità geometrica del modello si è deciso di suddividere il cosiddetto "default group" contenente il modello globale in diversi gruppi, ognuno contenente uno o più elementi. In questo modo tutto il modello può essere gestito con maggior semplicità evidenziando di volta in volta le componenti di interesse, anche per quanto riguarda i risultati. Sono stati creati quindi i gruppi per le diverse ordinate, per i longheroni, per il sedile ed i supporti.

2.1.4 Creazione della mesh e delle proprietà

A questo punto è stata definita la mesh, che è stata la fase più delicata della preparazione del modello in quanto le superfici devono essere messe in connessione. Si ricorda infatti che il passaggio di forze e di spostamenti in Patran può essere effettuato o facendo coincidere uno o più nodi tra i due elementi o tramite *Multi Point Constraint*. La seconda via prevede l'accoppiamento tra due nodi, uno dei quali domina l'altro. Tuttavia nel modello in questione tutti gli elementi si influenzano tra di loro ed è stata quindi scelta la prima strategia.

Per fare questo, in alcuni punti (come il sedile) è bastato far coincidere i nodi delle due superfici con un opportuno *Mesh Seed* ed utilizzare il comando *Equivalence*, necessario per l'unione di nodi molto vicini tra loro e quindi coincidenti. Il processore ha riempito poi automaticamente la superficie con elementi dalla dimensione opportuna. In molti altri casi tuttavia è stato necessario ricorrere ad una tecnica di modifica manuale degli elementi che lo richiedevano in modo da farli coincidere. Un esempio di quanto appena detto è visibile nella figura 2.4, dove si nota che gli elementi sono stati cancellati e modificati nodo per nodo.

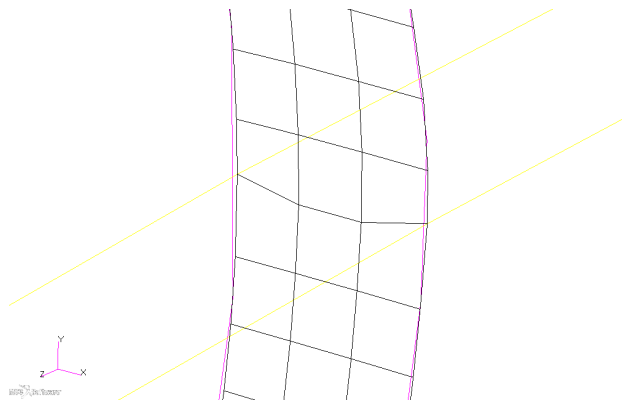
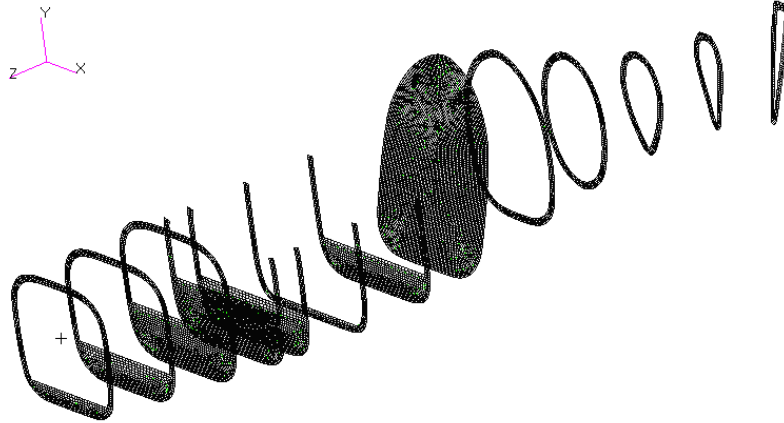


Figura 2.4: Esempio di modifica di elementi per garantire il contatto

Per quanto riguarda le proprietà:

- per le ordinate e per il sedile degli elementi di tipo bidimensionale *QUAD4*, di spessore variabile a seconda dell'ordinata;
- per i longheroni degli elementi monodimensionali *BAR2* ai quali è stata applicata una sezione rettangolare;
- per i supporti degli elementi monodimensionali *BAR2* ai quali è stata applicata una sezione circolare.

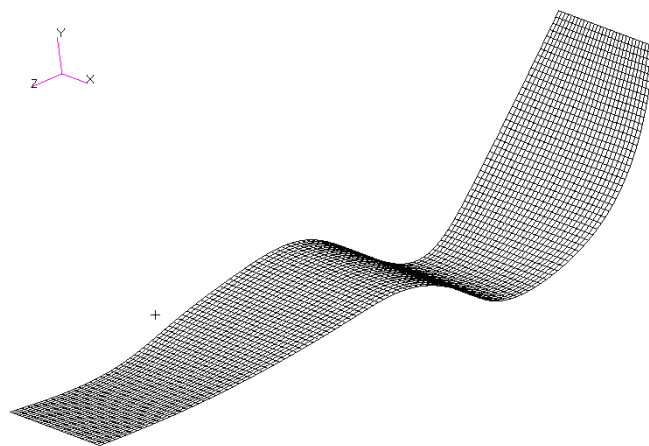
I particolari delle mesh sono visibili nelle seguenti figure. Gli elementi monodimensionali sono stati rappresentati tridimensionalmente per apprezzarne la sezione.



(a) *Ordinate*



(b) *Longheroni*



(c) *Sedile*

Figura 2.5: *Mesh del modello preliminare del "Merlo"*

2.1.5 Creazione degli MPC

Per l'applicazione delle masse e delle forze è stato necessario ricorrere alla tecnica del “*Multi Point Constraint*” di tipo *RBE2*. Sono stati creati degli elementi puntuali ai quali sono state applicate le masse di ciascun componente. Applicando un'accelerazione negativa in direzione verticale all'intero sistema pari a quella di gravità è possibile ottenere il contributo delle forze peso agenti sui componenti. In particolare sono stati assegnati questi parametri:

Componente	Peso [kg]
Motore e elica	59
Ali	20
Serbatoio	20
Corpo pilota	40
Gambe pilota	40
Paracadute	6
Coda e ruotino	4
Carrello	15

A titolo esemplificativo sono mostrati gli *MPC* dell'ala sinistra e del serbatoio. Si può notare come l'ala sia fissata alle ordinate 4 e 5 e quindi trasmetta loro gli sforzi e i carichi, oltre che il peso. Come punto di applicazione della massa e delle forze è stato scelto il centro aerodinamico dell'ala calcolato da Scalchi [7] che per semplicità è stato fatto coincidere con il suo baricentro. Per quanto riguarda il paracadute, si vede invece come esso sia stato fissato all'ordinata piena.

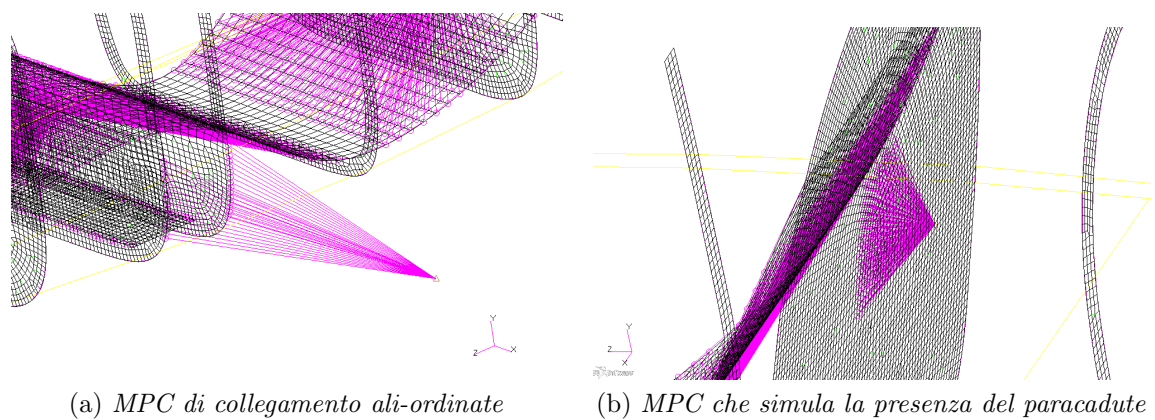
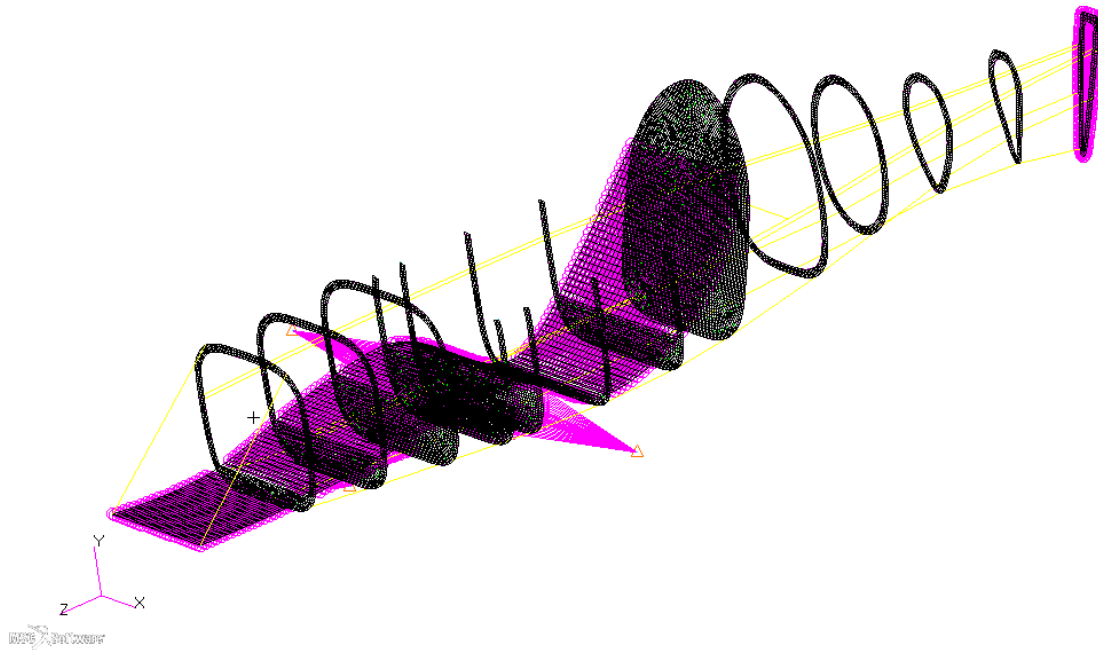
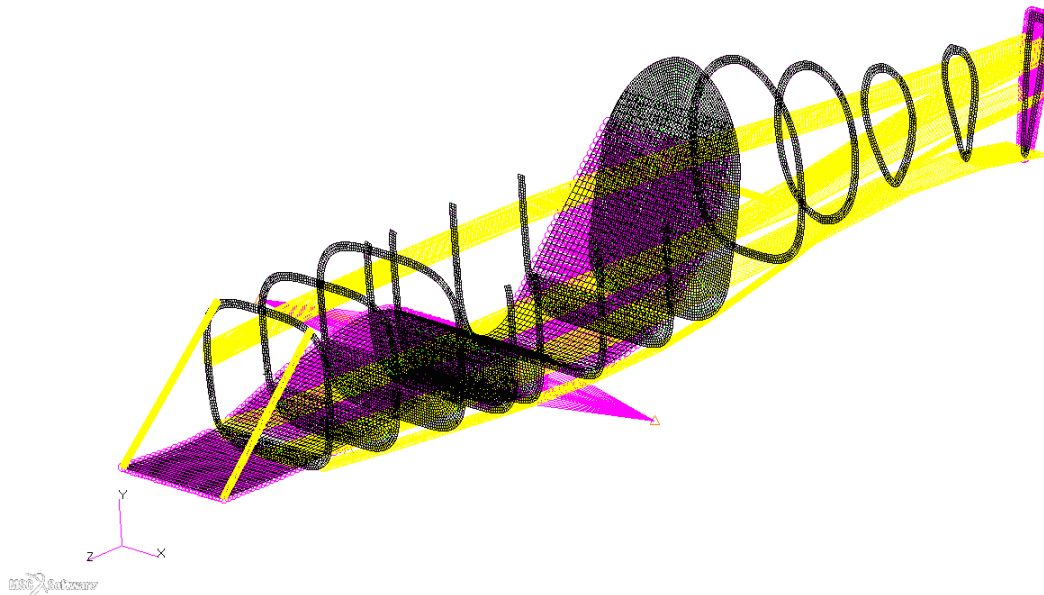


Figura 2.6: Esempio di MPC nel modello

2.2 Il modello completo



(a) *Modello con elementi monodimensionali*



(b) *Modello con elementi monodimensionali visualizzati in 3D*

Figura 2.7: *Modello preliminare della struttura*

2.3 Risultati

2.3.1 Definizione dei load case

Patran permette di creare i *load case* che impongono al sistema vari gruppi di forze e vincoli. In questo modo la risposta del sistema può essere analizzata indipendentemente da altre forze. Nel caso in questione sono stati creati 3 load case per analizzare le diverse situazioni di interesse a questo punto della trattazione. In particolare:

- nel load case *Carico alare* il sistema è stato sottoposto ad una forza di 5000 N rivolta verso l'alto per ciascuna delle ali in modo tale da verificare il caso più sollecitante che si possa verificare in volo;
- nel caso *Paracadute* si simula l'apertura del paracadute d'emergenza. E' stata applicata una forza di 20 kN sul supporto anteriore e di 10 kN su quello posteriore;
- *Terra* invece contiene i vincoli nelle posizioni alle quali verranno applicati i carrelli anteriore e posteriore per simulare il parcheggio e il rullaggio del velivolo.

Si ricorda che in questo modello preliminare sono state premesse alcune semplificazioni. Il velivolo è sottoposto infatti a numerose forze di natura ed intensità variabili che in questa prima simulazione possono essere trascurate. Queste forze verranno ricavate e discusse con più precisione nel capitolo 3.

Dopo numerosi tentativi si è arrivati ad una situazione soddisfacente. Sono state infatti ricavate le dimensioni di tutti i componenti che in un primo momento erano state solo ipotizzate. Si è calcolato che:

- le ordinate hanno uno spessore variabile: la numero 1 (che deve supportare il motore e l'elica) è di 4 cm , le numero 4 e 5 sono di 3 cm (devono sopportare i carichi di portanza poiché lì vi sono attaccate le ali), le altre sono di 1.5 cm ;
- i longheroni hanno sezione rettangolare di 1 cm di larghezza per 6 cm di altezza tranne quello basso che misura 10 cm di larghezza per 1 cm di altezza;
- i supporti hanno una sezione circolare di 1 cm di diametro.

Nelle pagine seguenti vengono esposti i risultati di tali simulazioni suddivisi per load case. Successivamente, nell'ultima sezione di questo capitolo, saranno discussi tutti i risultati e ne verranno dedotte delle indicazioni da seguire nel modello finale.

2.3.2 Carico Alare

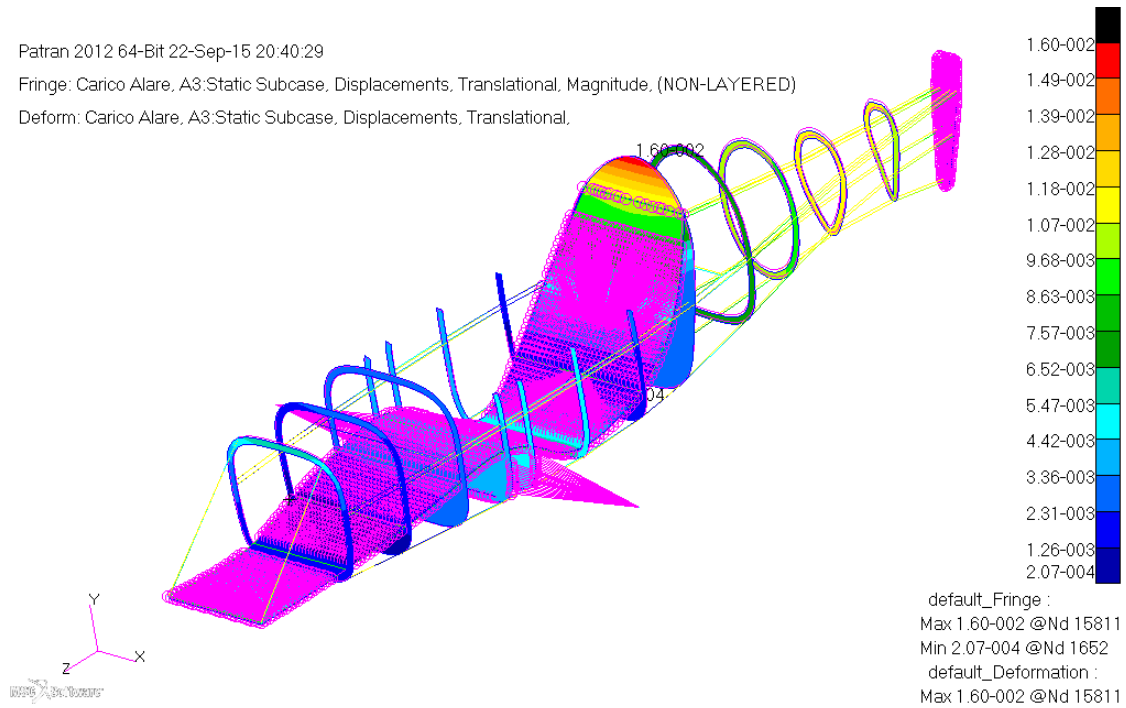


Figura 2.8: *Spostamenti in true scale del subcase carico alare*

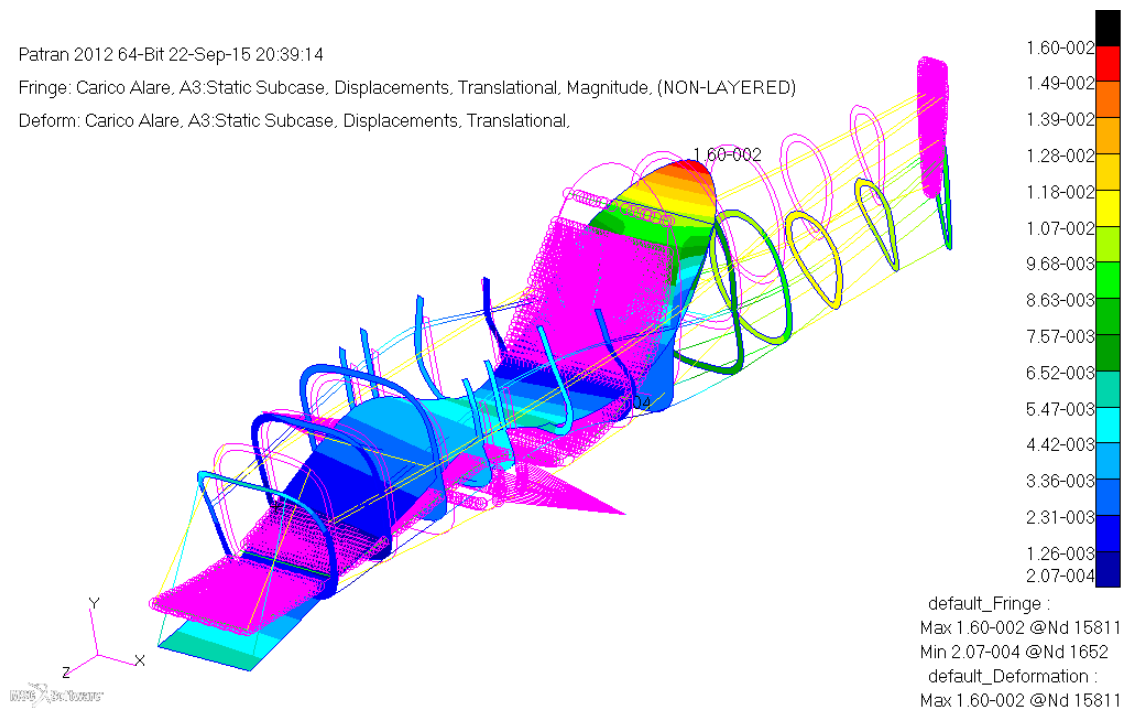


Figura 2.9: *Spostamenti in model scale (amplificati) del subcase carico alare*

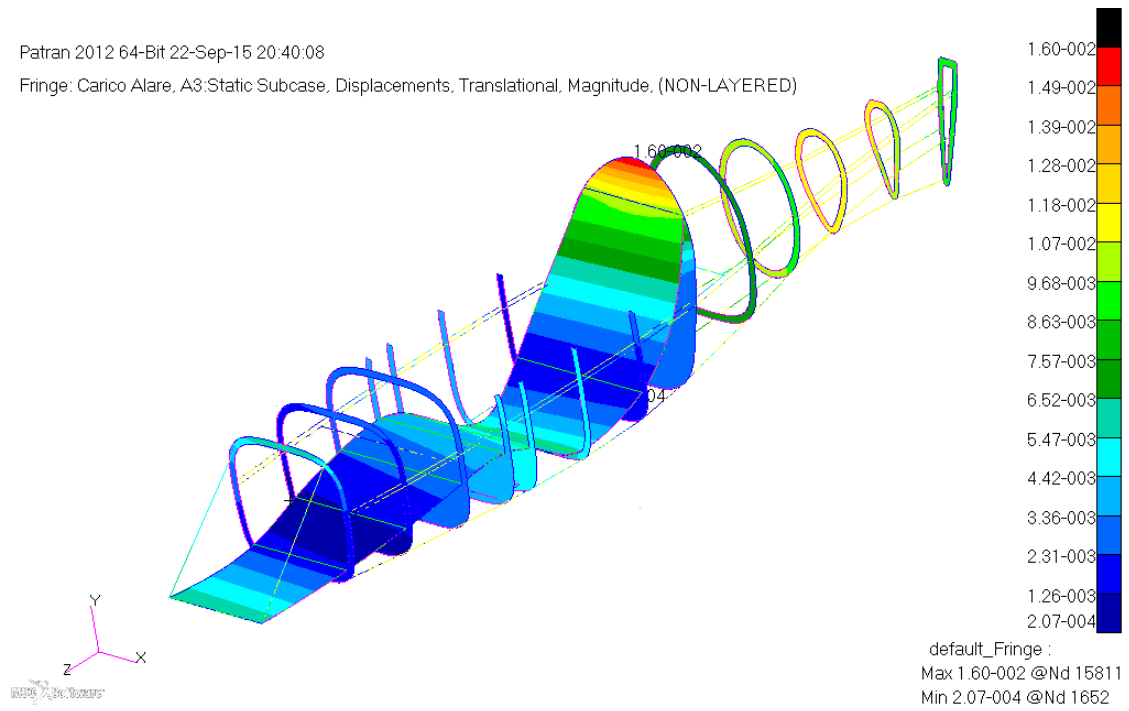


Figura 2.10: *Modulo degli spostamenti senza deformata del subcase carico alare*

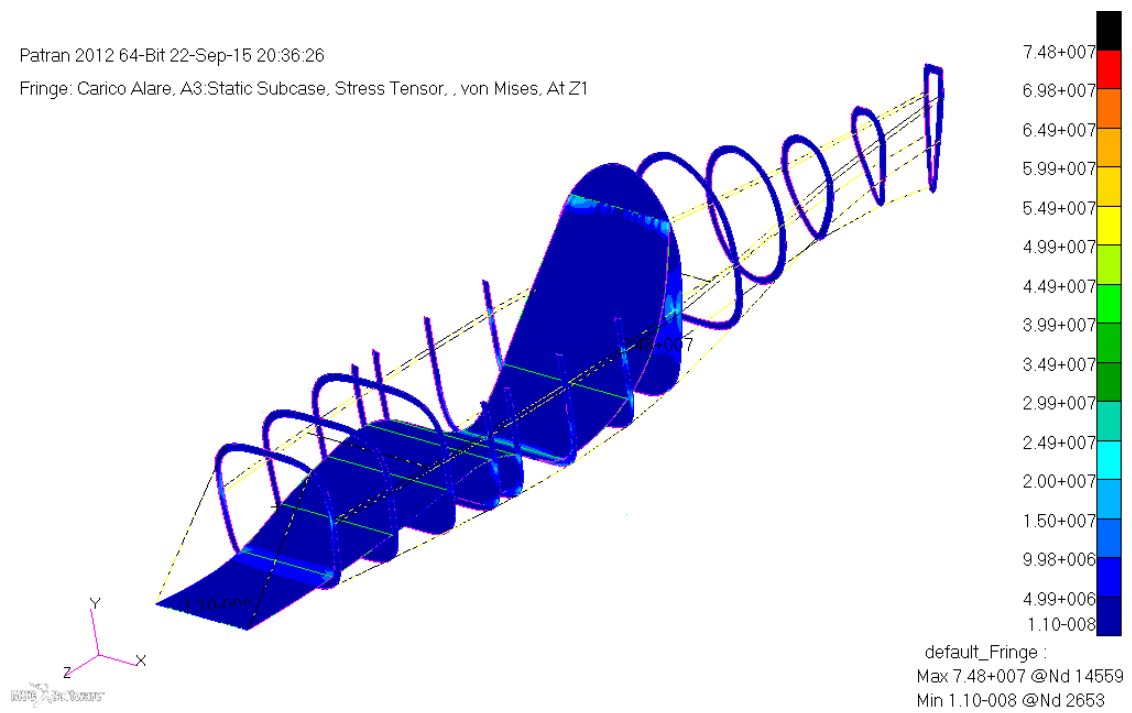


Figura 2.11: *Andamento degli stress senza deformata nel subcase carico alare*

2.3.3 Paracadute

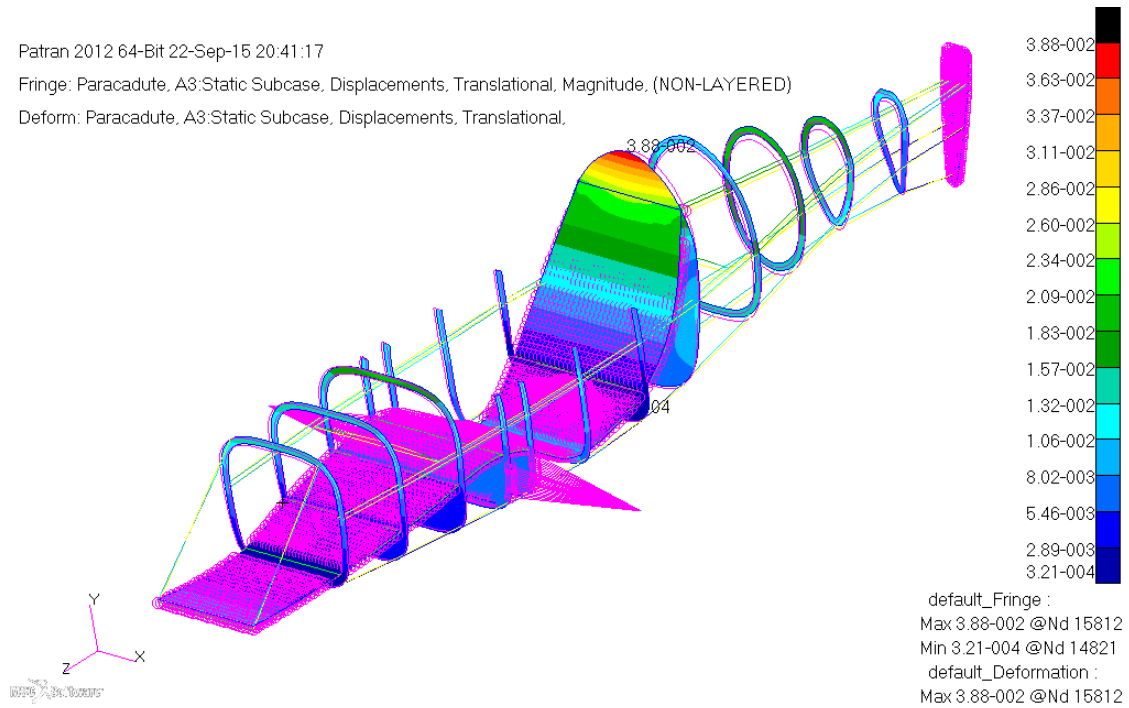


Figura 2.12: *Spostamenti in true scale del subcase paracadute*

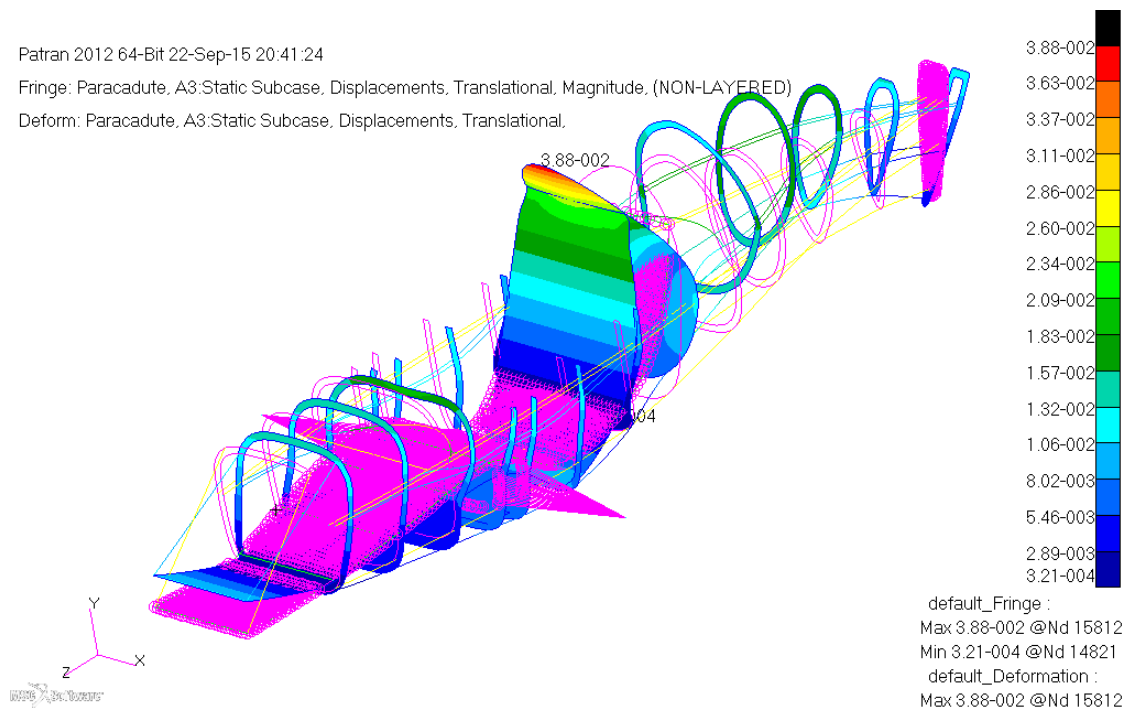


Figura 2.13: *Spostamenti in model scale (amplificati) del subcase paracadute*

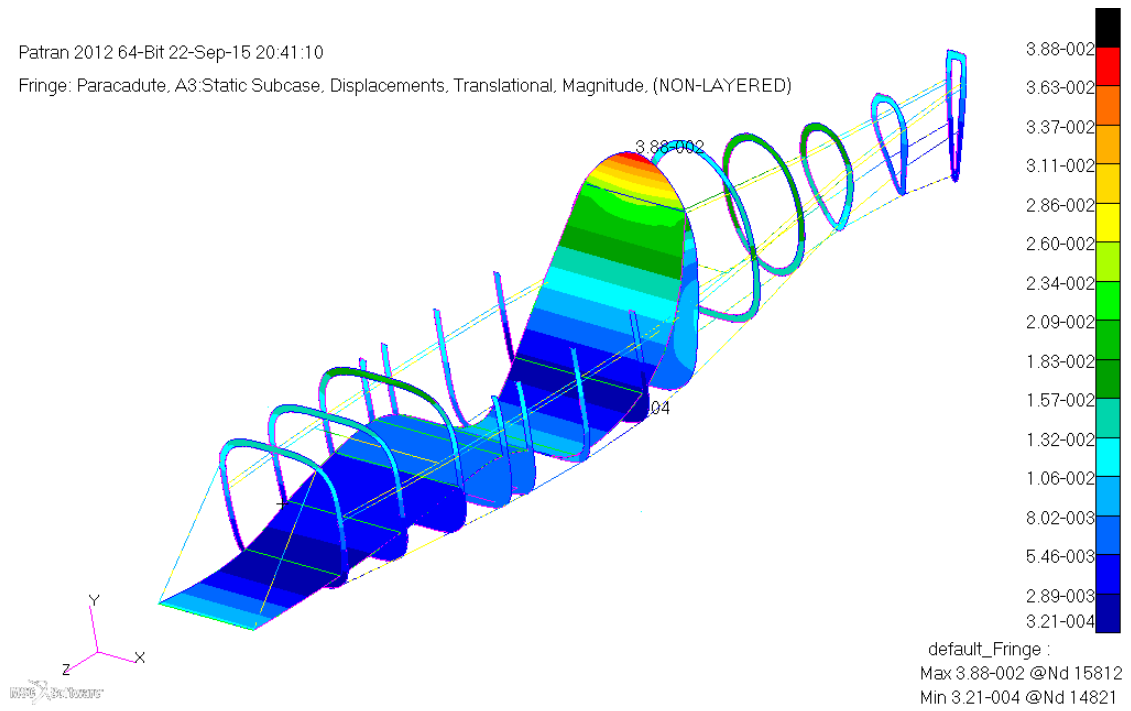


Figura 2.14: Modulo degli spostamenti senza deformati del subcase paracadute

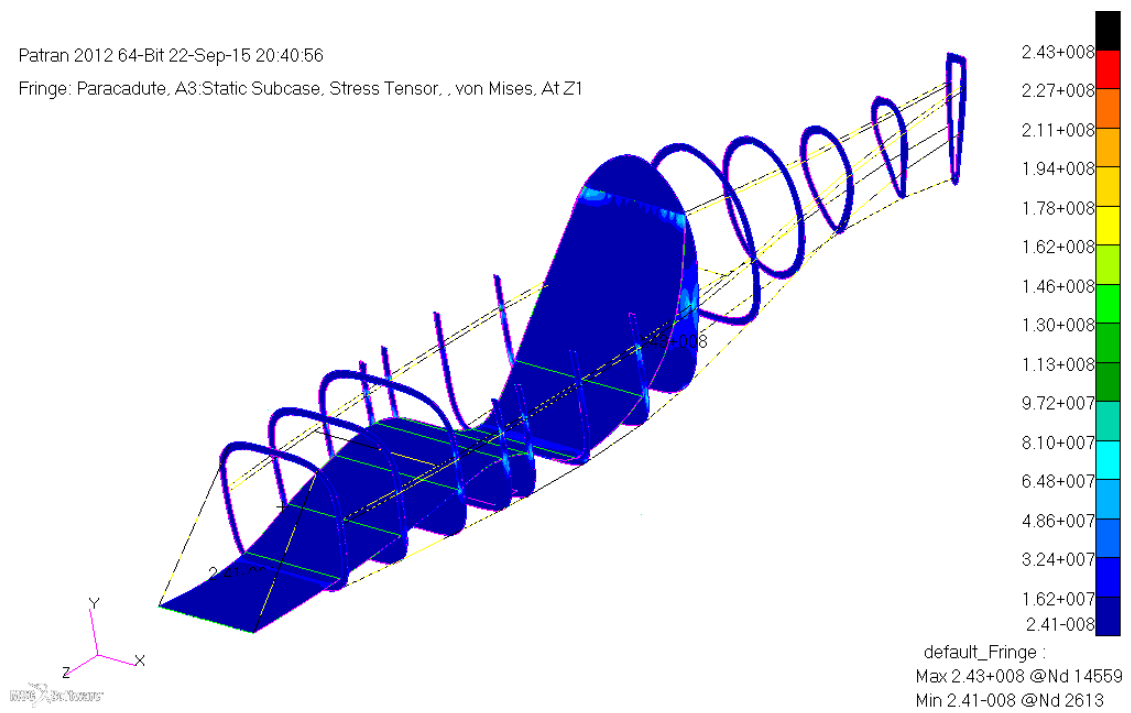
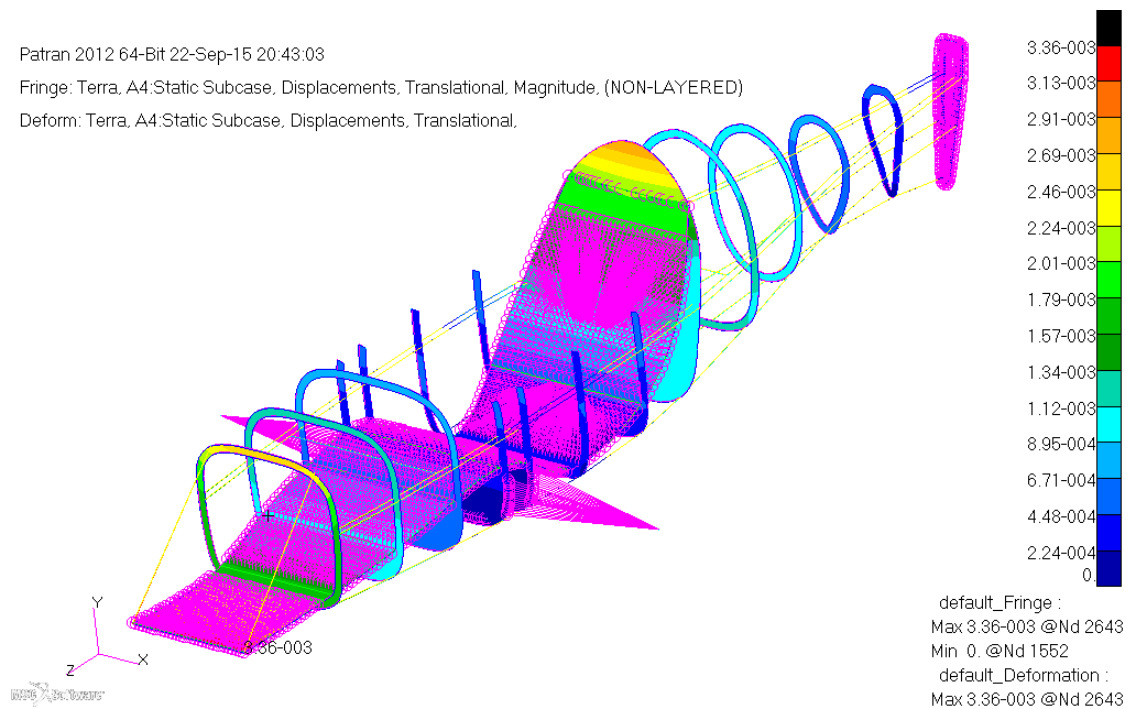
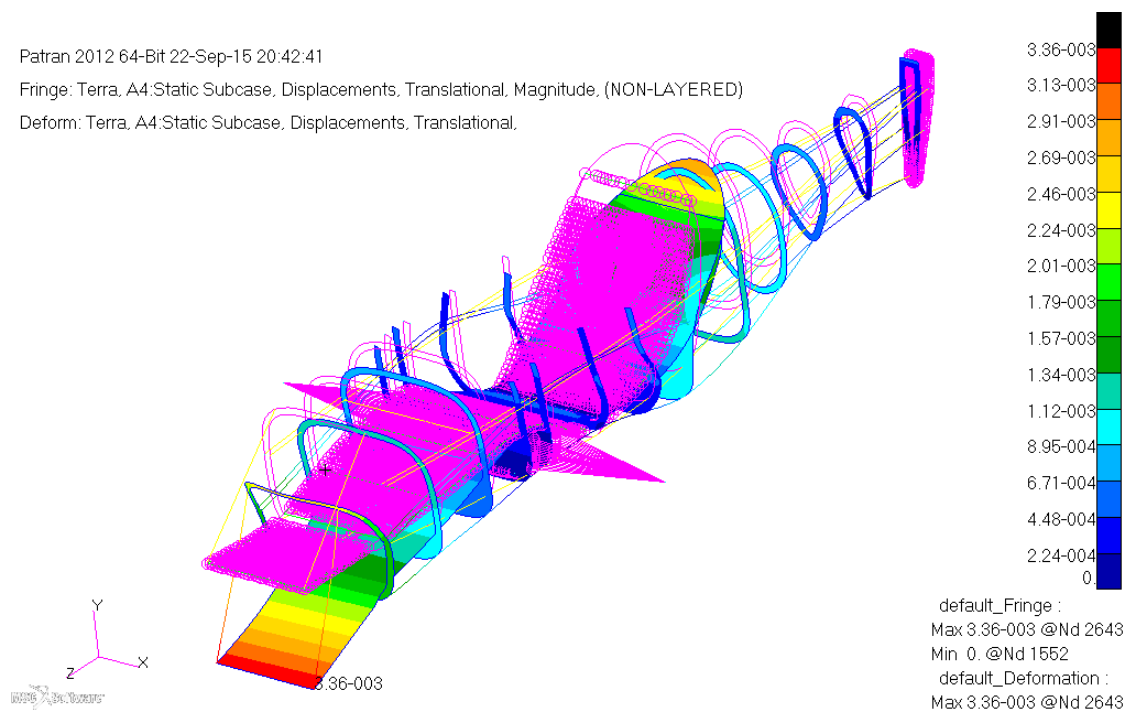


Figura 2.15: Andamento degli stress senza deformati nel subcase paracadute

2.3.4 Terra

Figura 2.16: *Spostamenti in true scale del subcase terra*Figura 2.17: *Spostamenti in model scale (amplificati) del subcase terra*

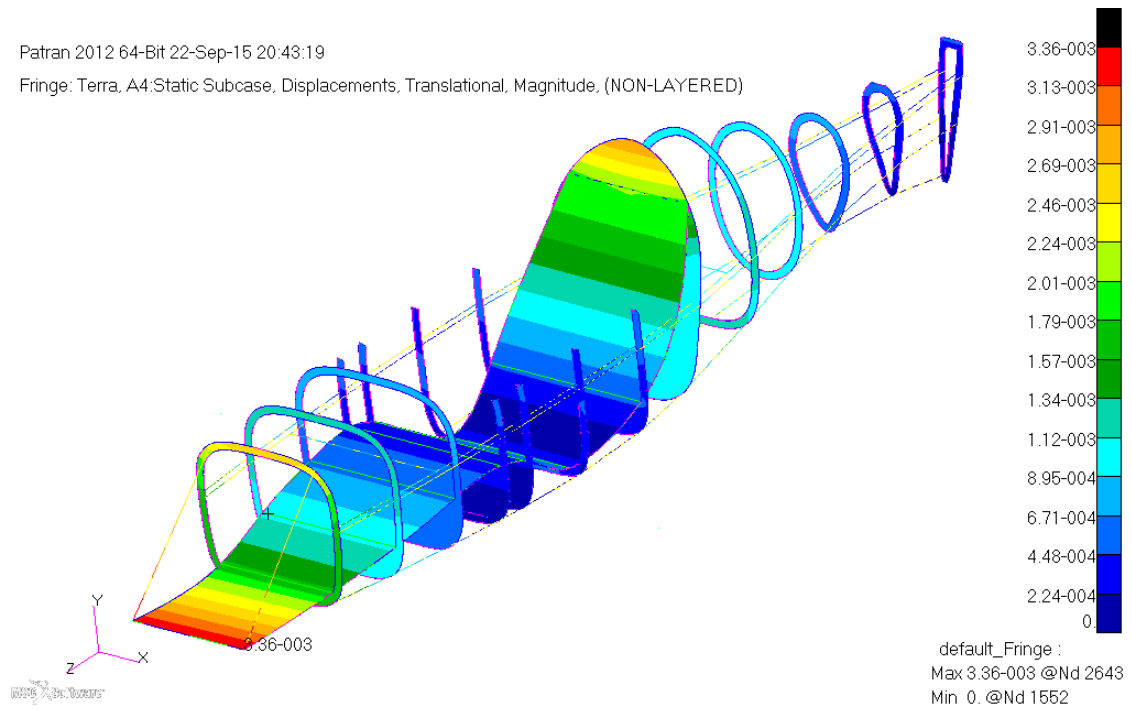


Figura 2.18: Modulo degli spostamenti senza deformata del subcase terra

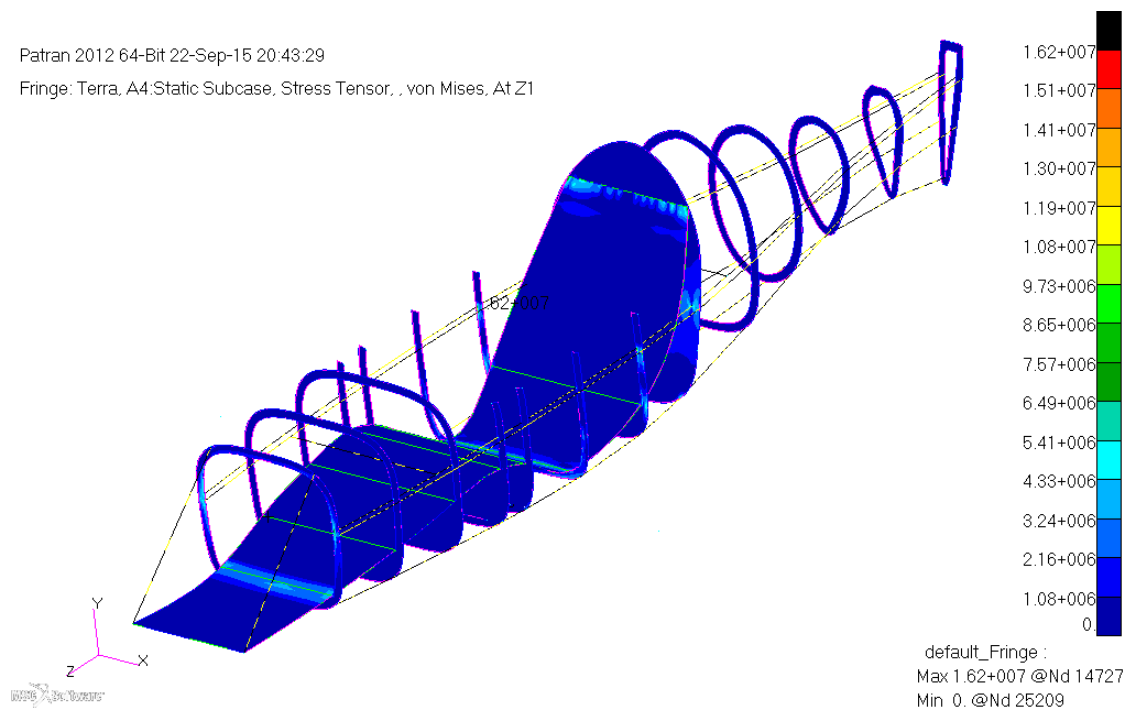


Figura 2.19: Andamento degli stress senza deformata nel subcase terra

2.4 Considerazioni post analisi

Spostamenti

Ricordando che i subcase analizzati rappresentano delle situazioni limite per la struttura del velivolo, guardando le figure si può vedere come gli spostamenti siano accettabili poiché rientrano nell'ordine dei centimetri.

Stress

Per quanto riguarda gli stress sopportati dalla struttura, il valore (espresso in Pa) è troppo alto in quanto nel caso *Paracadute* rientra nell'ordine dei $10^8 Pa$. Bisogna tuttavia ricordare che i longheroni sono rappresentati da elementi monodimensionali. Questo rappresenta il grande limite di questo modello in quanto le forze sono trasferite puntualmente dal longherone all'ordinata e quindi risultano molto più alte rispetto a quanto accade nella realtà, in cui c'è un'intera sezione. I valori riscontrati sono quindi accettabili, seppur con qualche accorgimento da verificare nel modello finale.

Sedile

Il concetto del sedile del velivolo è stato sconvolto dopo queste prime analisi. Era stato infatti considerato avente un'altezza di $2cm$ per sostenere al meglio il peso del pilota e i carichi dell'intera struttura. Tuttavia è evidente dai risultati che il suo contributo è trascurabile in quanto gli sforzi sono ben sopportati dai longheroni. Il peso del pilota è invece sostenuto dalle ordinate alle quali il sedile è incollato. Inoltre il peso del sedile così pensato incide non poco sulla massa della struttura e ciò influiva negativamente sul progetto. Si è pensato a questo punto di effettuare una sostanziale miglioria.

Il sedile è passato da uno spessore di $2 cm$ a $2 mm$ e ricopre soltanto la superficie di seduta del pilota con una funzione ergonomica. La parte lasciata scoperta sarà sostituita da una sottile piastra che servirà solo da appoggio per la pedaliera. La parte anteriore, che fungeva da appoggio per il motore, verrà sostituita dal castello motore.

Peso e centro di massa

Grazie al tool *Quick Count* disponibile nell'interfaccia di Patran è possibile fare una stima del peso della struttura o dei vari gruppi che la compongono. Esso calcola la massa di ogni singolo elemento e ne fa la somma, restituendo all'utente il valore desiderato. Questo tuttavia permette di effettuare una stima primitiva del centro di massa della struttura.

Le masse e le posizioni dei centri di massa (rispetto alla prima ordinata) sono:

Gruppo di elementi	Peso [<i>kg</i>]	CDM [<i>mm</i>]
Ordinate	12.89	1029
Longheroni	9.48	1545
Supporti	0.98	-199
Sedile	3.52	787
TOTALE	26.87	1134

L'obiettivo posto all'inizio della progettazione era di tenere questo valore sotto i 20 *kg*. Il valore ottenuto con questa procedura è decisamente alto, tuttavia questo modello è stato utile anche per vedere le posizioni migliori per il posizionamento dei buchi di alleggerimento. Il peso reale della struttura è dunque inferiore a quello ricavato con questa strategia, anche perché qui i longheroni sono stati costruiti con sezione costante. Per questo si rimanda alla sezione 3.7, che esegue il calcolo più preciso e definitivo del valore della massa.

Supporti Paracadute

Un aspetto non ancora analizzato è quello dei supporti del paracadute, ovvero quella sbarra in acciaio nella quale verranno fissate tramite anelli le funi di apertura del paracadute. In questo modello sono stati disegnati con degli elementi monodimensionali del tipo trave, fissati tra due longheroni alti.

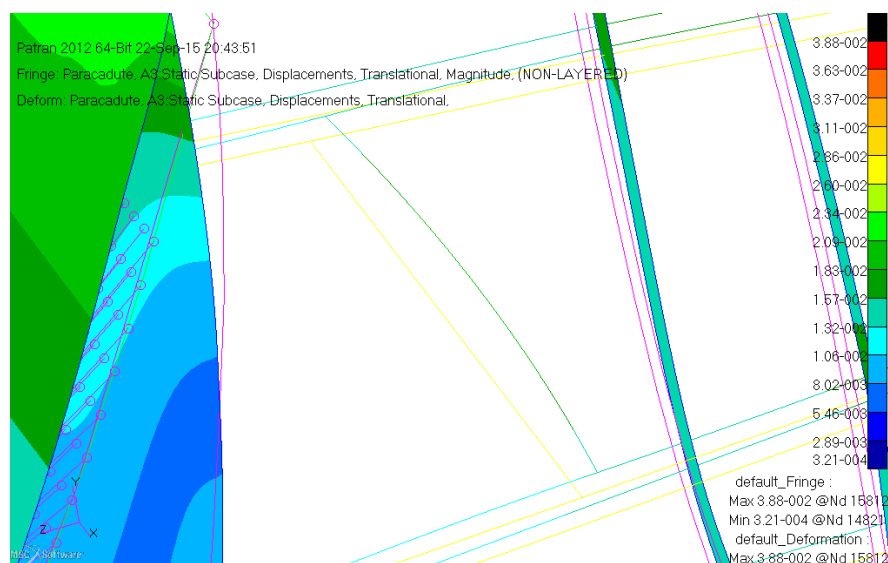


Figura 2.20: *Deformata del supporto del paracadute*

Nella figura soprastante la linea gialla rappresenta lo stato di quiete, mentre quella colorata in verde la deformata. Il risultato delle simulazioni offre degli spunti di riflessione sul loro utilizzo. Come prima cosa si vede che lo spostamento della trave non è indifferente con un trasferimento di sforzo ai longheroni relativamente alto (in realtà questo risultato è stato ottenuto con un modello bidimensionale omissso per brevità).

Per questo motivo si è deciso di sfruttare la presenza del doppio longherone alto per fissare tra di esse un piccolo passante (due anteriori e due posteriori per garantire la stabilità) fissato con due bulloni alle estremità (figura 2.21). Questa soluzione è vantaggiosa in quanto permette di risparmiare il peso delle due travi ed evita problemi di posizionamento della barra anteriore che avrebbe dato fastidio al pilota. La soluzione verrà analizzata con maggior precisione nel prossimo capitolo per determinare la classe di resistenza dei componenti.

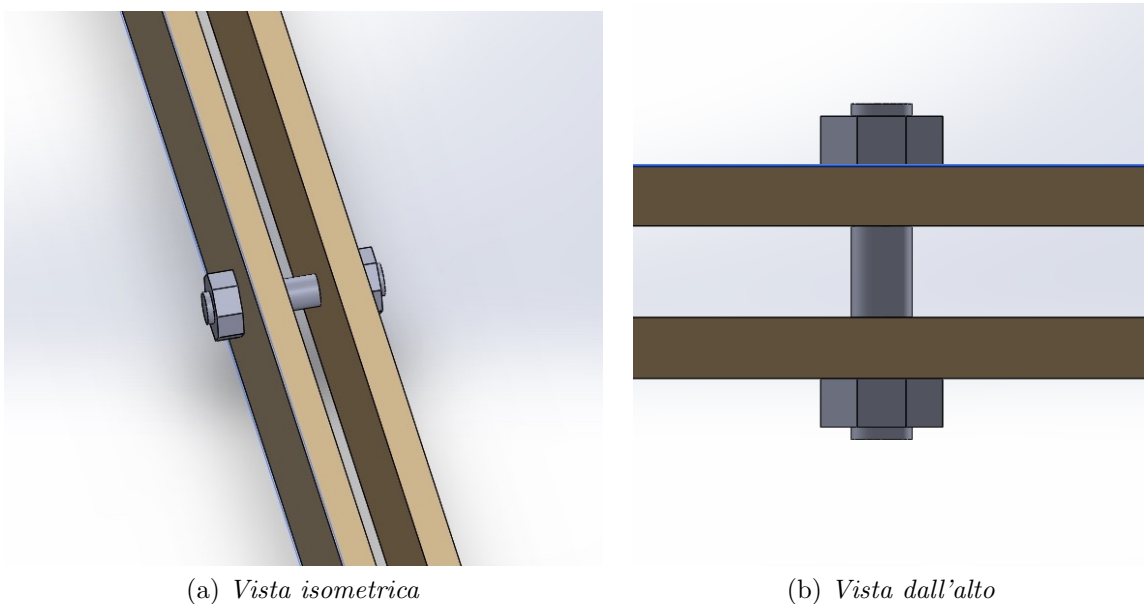


Figura 2.21: disegno esemplificativo del passante per il fissaggio delle funi

Considerazioni finali

Dopo questa prima analisi i risultati ottenuti si possono riassumere nei punti seguenti:

- sono stati ottenuti gli spessori di tutte le ordinate (da 1.5 a 4 cm). Inoltre, dato che è stato calcolato un primo valore del baricentro della struttura e che il centro aerodinamico deve essere più avanzato (rispetto alla prima ordinata), la posizione delle ordinate 4 e 5, dove saranno fissate le ali, è stata modificata;

- sono state calcolate le sezioni dei longheroni. Dato che la loro larghezza è di 1 *cm*, l'offset delle ordinate è stato aumentato da 25 *mm* a 35 *mm* per mantenere una distanza accettabile tra i longheroni;
- sono state decise le migliori posizioni per i buchi di alleggerimento posizionabili nelle ordinate più ingombranti;
- è necessario modificare il sedile poiché il suo contributo ad assorbire gli shock e gli sforzi è trascurabile. Così facendo si ottiene una notevole riduzione del peso della struttura.
- bisogna definire con un modello successivo se sia meglio usare una trave d'appoggio o un castello motore per l'alloggiamento e il supporto del motore;
- bisogna porre attenzione ai carichi sostenuti dai longheroni perché in questo modello erano notevolmente sovrastimati.

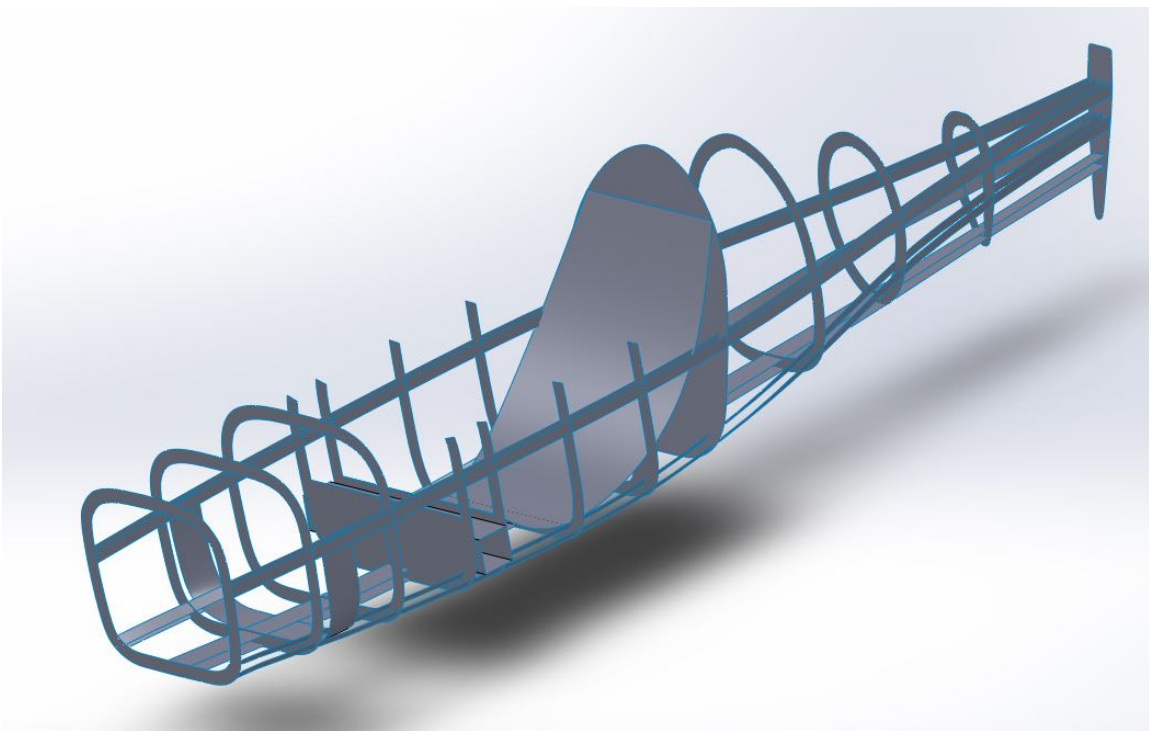
CAPITOLO 3

Modello finale

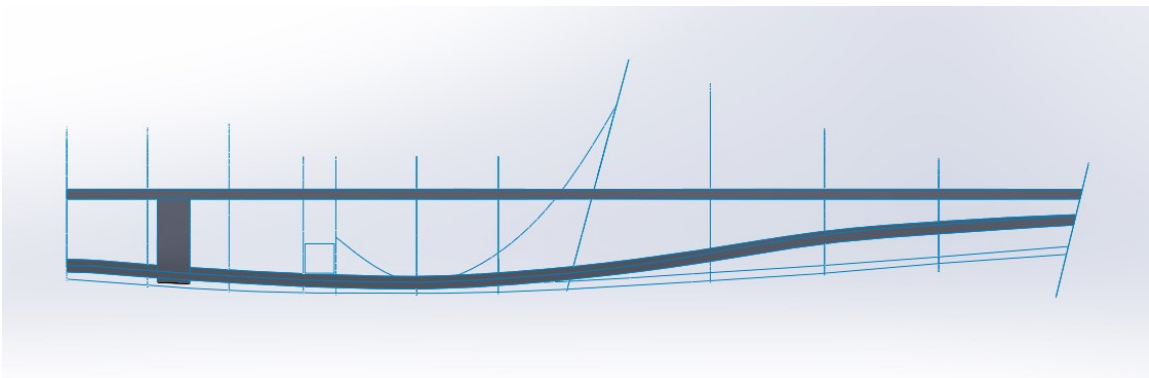
Dopo aver concluso il modello preliminare ed aver tratto da esso importanti indicazioni, è stato disegnato ed analizzato un modello più performante totalmente bidimensionale. Verranno definiti e ricavati tutti i carichi, applicati i materiali con il modello costitutivo più vicino alla realtà ed effettuate le simulazioni per ogni condizione di volo. Alla fine dell'analisi saranno tratte le considerazioni definitive per la progettazione del velivolo. Come in precedenza verranno utilizzati i software Solidworks per il disegno e Patran/Nastran per le simulazioni.

3.1 Preparazione modello

Come prima cosa sono state seguite le indicazioni ricavate dal capitolo precedente per disegnare il modello bidimensionale che sarà successivamente analizzato. Si vuole subito precisare che, a differenza di quanto fatto finora, il nuovo modello sarà costruito con maggior precisione specificando le forze e i carichi che comporranno i diversi subcase. Ci si aspetta dei risultati più realistici di quelli ottenuti in precedenza, risultati che potranno essere considerati nella progettazione finale.



(a) *Vista isometrica*



(b) *Vista laterale*

Figura 3.1: *Disegno del modello finale da importare in Patran*

Dalla figura 3.1 vede che il sedile è stato drasticamente ridotto e che il supporto del motore è stato eliminato. Gli è stato preferito il castello motore, al quale verrà dedicato l'intero capitolo 5. Si notano poi i buchi di alleggerimento nelle ordinate 4 e 5 che sono state anche cambiate di posizione, in accordo su quanto detto sulla posizione del baricentro e del centro aerodinamico. E' stata inoltre eliminata una delle ordinate posteriori in quanto non vi erano carichi elevati da sostenere. Così facendo è stata risparmiata una buona quantità di peso.

3.2 Definizione dei carichi

3.2.1 Carichi alari

Per ricavare i carichi alari è necessario introdurre il diagramma degli involuppi, il quale riassume tutte le situazioni critiche che si possono trovare durante il volo e che devono essere preventivamente analizzate. In ascissa si trova la velocità di volo V , in ordinata il fattore di carico n definito come il rapporto tra la portata generata dalle ali L e il peso del velivolo W .

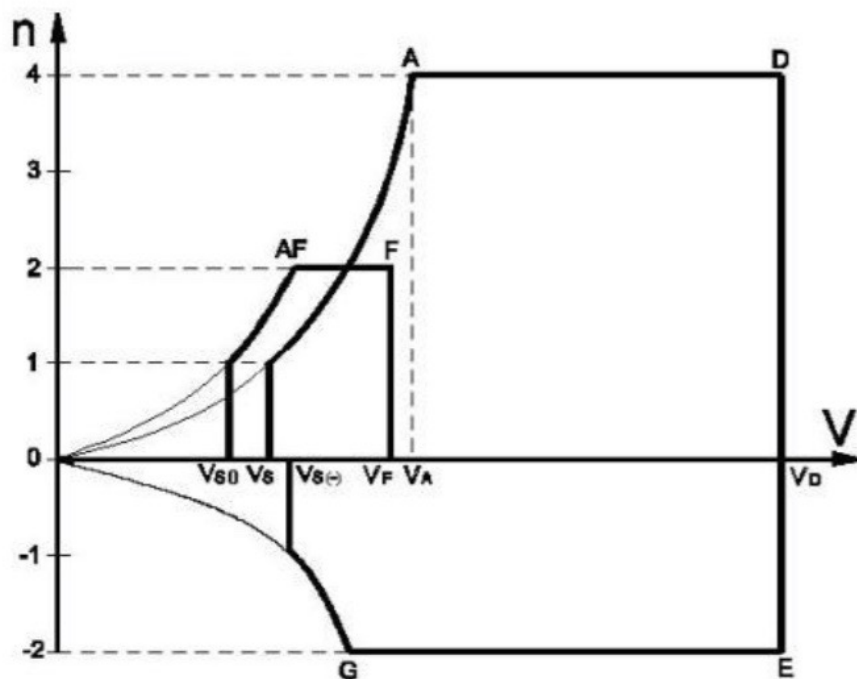


Figura 3.2: *Diagramma degli involuppi* [2]

I bordi della curva costituiscono le situazioni limite. Tutti i punti all'interno della curva chiusa corrispondono alle possibili condizioni di volo in cui tutte le strutture resistono ai carichi previsti in sicurezza. In particolare alcuni punti sono di fondamentale importanza in quanto rappresentano le situazioni più critiche per la struttura: sono i punti A, D, E, G. Le analisi si concentreranno su di essi. Per quanto riguarda le velocità si parte dalla velocità di stallo V_S per arrivare alla velocità massima V_D . Per il *Merlo* le ali hanno le seguenti caratteristiche:

Proprietà	Valore
Area	4.06 m^2
b	2.4 m
AR	2.81
$C_{L(MAX)}$	1.18
C_{L0}	0.528

Ricordando che:

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

$$n = \frac{L}{W}$$

I casi di pratico interesse per il velivolo in questione sono quindi principalmente due:

Situazione	n	L_{TOT} [N]	L_{ALA} [N]
A/D	4	9025.2	4512.6
G/E	-2	-4512.6	-2256.3

3.2.2 Carichi del paracadute

La situazione più problematica dal punto di vista strutturale si ha nel momento dell'apertura del paracadute. In questo caso di emergenza infatti viene imposta al velivolo una netta decelerazione che può provocare dei cedimenti. Anche se il paracadute ha dei meccanismi interni di attenuazione degli shock (lo *slider*) il carico che le funi trasmettono ai punti di ancoraggio rimane notevole. Per calcolare la forza trasmessa si

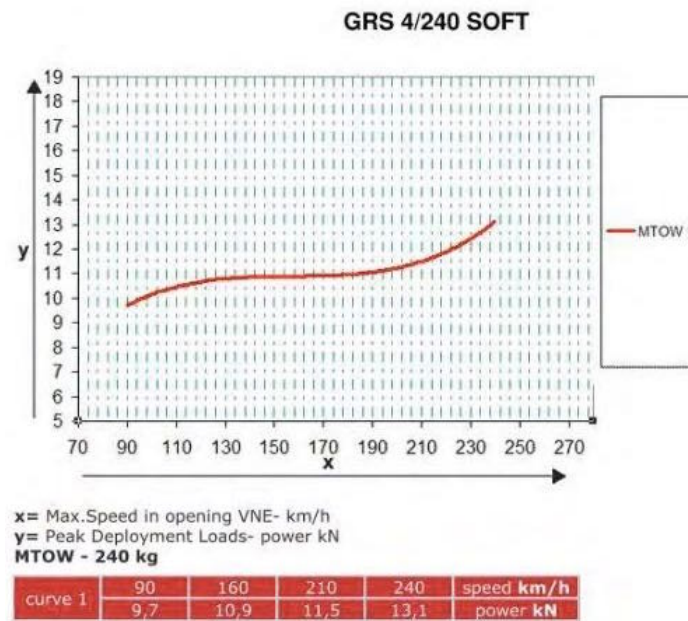


Figura 3.3: Carichi del paracadute GSR 4-240 [9]

sfrutta un grafico fornito direttamente dalla ditta costruttrice. Il carico è direttamente proporzionale alla velocità di volo.

Il grafico si riferisce alla decelerazione di una massa di 240kg , pienamente in accordo con la massa del *Merlo*. Si vuole prevedere il caso più critico considerando il valore massimo suggerito dal grafico e un coefficiente di sicurezza. Si prende quindi il valore 13.1 kN . La casa produttrice suggerisce anche delle equazioni per calcolare i carichi sostenuti dalle funi anteriori e posteriori.

$$F_A = \frac{F * \eta * \eta_{PT}}{2} = 12196.1N$$

$$F_P = \frac{F * \eta * \eta_{PT}}{n} = 6098N$$

dove $n = 4$ è il numero delle funi di ancoraggio totali, $F = 13.1\text{ kN}$, $\eta = 1.4$ il coefficiente di sicurezza e $\eta_{PT} = 1.33$ il coefficiente di parallel thickness.

3.2.3 Coppia generata dal motore

Nella normativa [5] che regola la costruzione degli ultraleggeri si può trovare una formula che ricava la coppia massima generata dal motore. Si ha che:

$$T = \frac{k * 9549 * P}{RPM} = 467.5Nm$$

dove k dipende dal tipo di motore (2 o 4 tempi) e dal numero di cilindri. Nel caso del *Merlo* il motore usato è un quattro tempi bicilindrico: $k = 4$. $P = 110 \text{ hp}$ è la potenza massima al decollo che corrisponde a 82.03 kW (l'unità di misura richiesta dalla formula) e $RPM = 6700$ è il corrispondente numero di giri.

3.2.4 Carichi di emergenza

La normativa [5] prevede che debbano essere considerate le seguenti situazioni d'emergenza: $9g$ in avanti, $4.5g$ verso l'alto e il basso e $3g$ laterali. In particolare nella prima situazione viene considerato un impatto e quindi questa accelerazione deve essere attribuita anche agli oggetti posti dietro il sedile (nel caso in questione solo il paracadute). Si possono quindi calcolare le seguenti situazioni:

Situazione	Soggetto	Forza/Press.
$9g$ in avanti	Pilota	1765.8 N
	Paracadute	530 N
$4.5g$ verticali	Pilota basso	8829 Pa
	Pilota alto	883 N
	Paracadute	265 N
$3g$ laterali	Pilota	558.6 N
	Paracadute	176 N

Dove le diverse forze sono ripartite per ogni attacco delle cinture di sicurezza (in totale sono 4). Nel caso dell'accelerazione rivolta verso il basso invece si considera la pressione distribuita sulla superficie del sedile (0.4 m^2).

3.3 Materiali

I valori dei materiali sono stati ricavati dal sito web www.mathweb.com che offre una grande varietà di informazioni per materiali di tutti i tipi ed è consultabile gratuitamente. Verrà ora riportata una rapida panoramica dei materiali utilizzati.

3.3.1 Legno

Come ampiamente descritto nel corso della trattazione il materiale che costituirà lo scheletro del velivolo è il legno. Nel modello preliminare era stato utilizzato il legno era stato simulato attraverso un materiale isotropo ovvero avente le stesse proprietà in ogni direzione. E' evidente che a questo punto della progettazione questa semplificazione non è più adatta per una corretta simulazione. Ora:

- per le ordinate verrà utilizzato il compensato di pioppo. Esso verrà simulato con un materiale composito formato da diversi strati disposti con diversa angolazione;
- per i longheroni verrà usato il legno di abete, che sarà analizzato con un modello ortotropo (il legno sarà posato con le fibre disposte lungo la direzione longitudinale).

Compensato di pioppo

Questo modello richiede un'attenzione particolare nella costruzione perché verrà utilizzata la teoria dei compositi e più precisamente quella dei laminati. Nel software Patran verranno inseriti i dati di ciascuno strato, il composito finale sarà formato dalla sovrapposizione di tutti gli strati con la propria angolazione. In questo modo le proprietà del materiale sono sfruttate lungo tutte le direzioni e non solo in quella principale. Questa proprietà è fondamentale se si pensa che le ordinate saranno sottoposte a numerose sollecitazioni di diversa natura.

Pioppo	Proprietà elastiche
Elastic Modulus 11 [GPa]	10.9
Elastic Modulus 22 [GPa]	1.0028
Shear Modulus 12 [GPa]	0.8175
Poisson Ratio 12	0.33
Density [kg/m ³]	420

Oltre a queste proprietà c'è bisogno di quelle meccaniche per il calcolo dei coefficienti di sicurezza. Per prevedere la rottura in un composito ci sono diversi criteri. In questa trattazione viene utilizzato il criterio di Tsai Wu che fornisce i risultati più accurati per i compositi. Tale criterio prevede che il materiale non vada in failure se il valore della seguente formula rimane minore od uguale ad uno:

$$\frac{\sigma_1^2}{X_c X_t} + \frac{\sigma_2^2}{Y_c Y_t} + 2F_{12}\sigma_1\sigma_2 + \frac{\tau_1^2}{S^2} + \sigma_1\left(\frac{1}{X_t} - \frac{1}{X_c}\right) + \sigma_2\left(\frac{1}{Y_t} - \frac{1}{Y_c}\right)$$

dove X e Y rappresentano le diverse forze in compressione e trazione alle quali il composto è sottoposto. Il coefficiente F_{12} invece è detto *interaction term* ed è stato ricavato dalla letteratura. Senza addentrarsi in rigorose dimostrazioni matematiche ci si limita a questo punto ad elencare le proprietà meccaniche delle singole lamina: il processore calcolerà tutte le condizioni di failure e le visualizzerà in maniera comprensibile con un coefficiente di sicurezza. Considerando quindi la direzione 1 come quella principale, le proprietà della singola lamina sono:

Lamina di Pioppo	Proprietà meccaniche
Tension Stress Limit 11 [MPa]	155
Tension Stress Limit 22 [MPa]	3.7
Compress Stress Limit 11 [MPa]	38.2
Compress Stress Limit 22 [MPa]	3.4
Shear Stress Limit [MPa]	8.2
Interaction Term	$1.41 \cdot 10^{-5}$
Bonding Shear Stress Limit [MPa]	10

A questo punto non resta che creare la proprietà finale del materiale composito. Le ordinate verranno rappresentate da elementi bidimensionali di tipo piastra (*shell*) di spessore variabile. I fogli di compensato di pioppo vengono venduti con gli strati di spessore variabile sfasati di 90° gli uni dagli altri.

Materiale	Spessore	Orientazione
Lamina di pioppo	3, 5, 8, 10 mm	$0^\circ/90^\circ/0^\circ/90^\circ\dots$

Legno di abete

Per i longheroni è stato utilizzato un modello ortotropo in legno di abete associato ad elementi bidimensionali di tipo piastra (*shell*). In questo modo si riesce a conferire alla struttura un diverso comportamento in funzione della direzione nella quale è applicata la sollecitazione. Anche in questo caso vengono forniti i valori limite di compressione, trazione e taglio per il calcolo dei coefficienti di sicurezza. Il legno di abete presenta le seguenti caratteristiche:

Abete	Proprietà elastiche
Elastic Modulus 11 [GPa]	10.5
Elastic Modulus 22 [GPa]	0.35
Shear Modulus 12 [GPa]	0.82
Poisson Ratio 12	0.33
Density [kg/m ³]	400
Proprietà meccaniche	
Tension Stress Limit 11 [MPa]	74
Tension Stress Limit 22 [MPa]	1.2
Compress Stress Limit 11 [MPa]	33
Compress Stress Limit 22 [MPa]	4.7
Shear Stress Limit [MPa]	5.5
Bonding Shear Stress Limit [MPa]	10

3.3.2 Altri materiali

Nel velivolo saranno presenti alcuni componenti di collegamento in acciaio come le viti ed i bulloni per il supporti delle funi del paracadute o per il fissaggio del carrello.

Acciaio AISI 4130	Proprietà
Modulo di elasticità E	210 <i>Gpa</i>
Modulo di Poisson ν	0.3
Densità ρ	7800 <i>kg/m³</i>
Carico di rottura massimo σ_{MAX}	730 <i>MPa</i>
Carico di snervamento σ_{SN}	460 <i>MPa</i>

Si riportano infine le caratteristiche dell'alluminio utilizzato per alcuni componenti quali la piastra del carrello d'atterraggio e la scatola dei longheroni per le ali.

Alluminio 7075-T6	Proprietà
Modulo di elasticità E	71.7 <i>Gpa</i>
Modulo di Poisson ν	0.33
Densità ρ	2810 <i>kg/m³</i>
Carico di rottura massimo σ_{MAX}	572 <i>MPa</i>
Carico di snervamento σ_{SN}	503 <i>MPa</i>

3.4 Mesh, MPC ed analisi

E' stata creata una mesh il più regolare possibile, con elementi per lo più QUAD4. Per generare il contatto tra gli elementi è stato necessario utilizzare la strategia *on mesh* per far passare forzatamente la mesh attraverso determinati nodi ed applicare il comando *equivalence*. Per questo motivo è comparso anche un esiguo numero di elementi TRI3 laddove non è stato possibile creare degli elementi quadrangolari accettabili. Nelle zone in cui si prevedeva una concentrazione delle tensioni, come i fori per e le aree di contatto, si è diminuito questo valore tramite il Mesh Seed per un miglior calcolo di tensioni e deformazioni localizzate.

Come per il modello preliminare sono stati creati degli *MPC* per simulare la presenza di una massa spalmata su uno o più nodi o per applicare una forza nodale su una superficie. Per brevità vengono omesse le figure in quanto sono molto simili a quelle di sezione 2.1.5: verranno riassunti solo i diversi *MPC* presenti nel modello.

Componente	Peso [kg]
Motore e elica	57
Ala destra	10
Ala sinistra	10
Serbatoio	20
Corpo pilota	40
Gambe pilota	40
Paracadute	6
Coda e ruotino	4
Carrello	15

Poiché in questo modello non vi è alcun vincolo fisico come un incastro o un appoggio, è stato introdotto nel file di analisi il comando *PARAM,INREL,-2* che introduce dei vincoli fittizi. In pratica tale stringa permette di risolvere questo tipo di problemi imponendo al solutore di considerare l'inerzia stessa del velivolo come reazione ai carichi agenti. L'analisi che è stata lanciata è una semplice analisi lineare statica o *SOL 101*, che permette di abbassare notevolmente il tempo di calcolo.

In uscita verranno calcolati gli spostamenti, gli stress e, sfruttando un utility per la lettura degli indici di failure dei materiali compositi, gli indici di rottura per ogni strato (layer).

3.5 Modello FEM

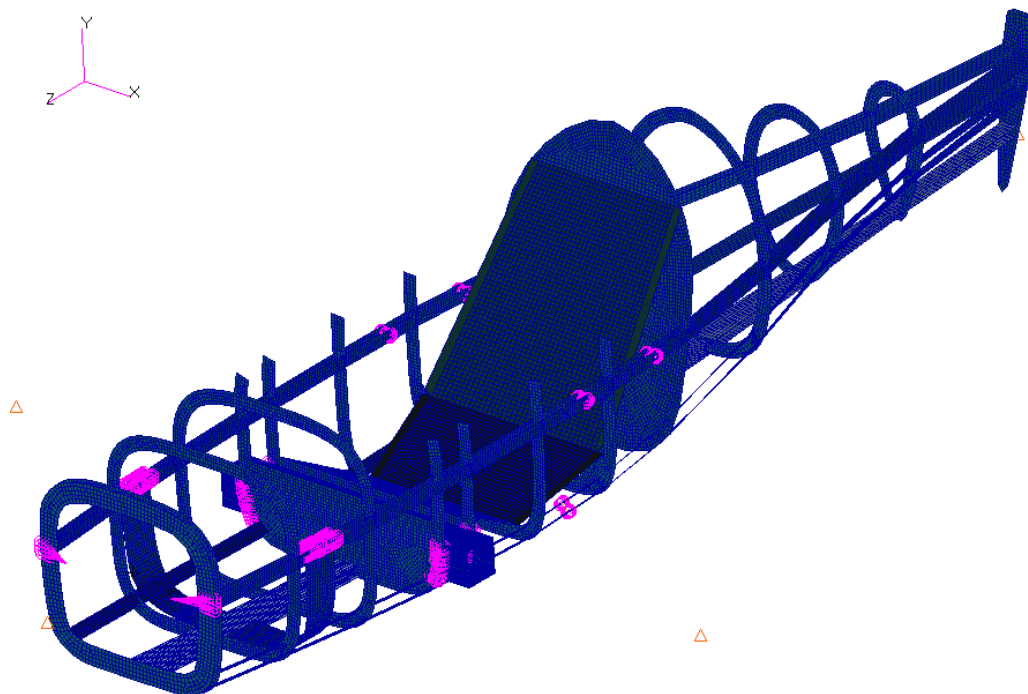


Figura 3.4: *Vista isometrica del modello*

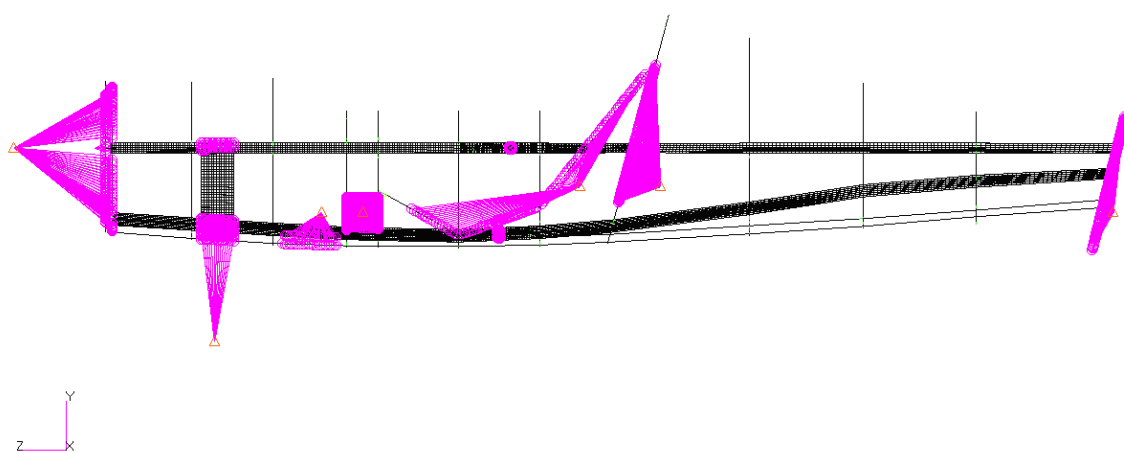


Figura 3.5: *Vista laterale del modello con MPC evidenziati*

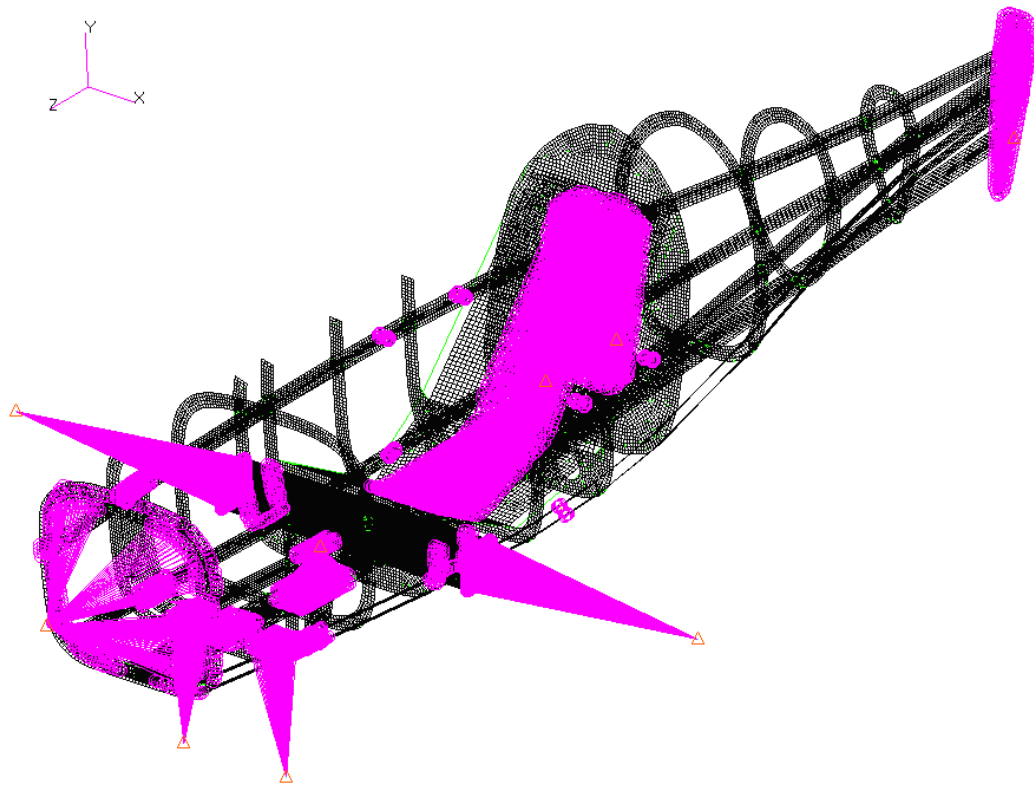


Figura 3.6: *Vista isometrica del modello con MPC evidenziati*

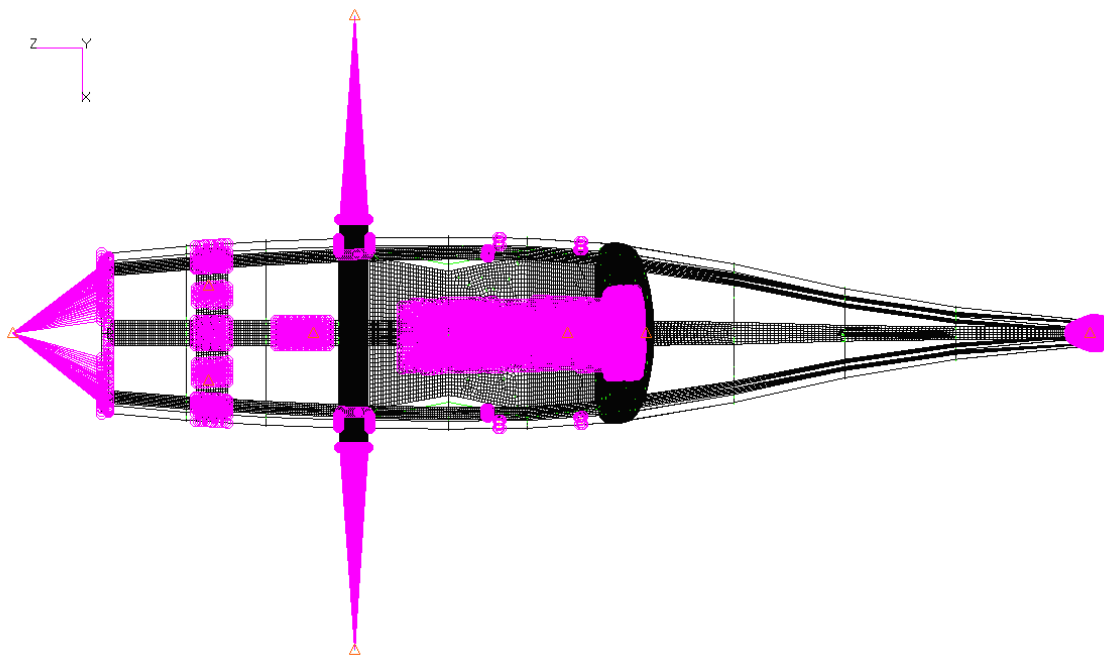


Figura 3.7: *Vista dall'alto del modello con MPC evidenziati*

3.6 Risultati simulazioni

In questa sezione verranno elencati i risultati ottenuti. Verranno inserite immagini e tabelle per studiare tutte le situazioni in cui l'aereo si potrà trovare ad operare. Riprendendo le forze calcolate in sezione 3.2, sono stati creati i seguenti subcase.

Numero	Subcase
1	Carico alare $n = 4$
2	Carico alare $n = -2$
3	Paracadute
4	Landing
5	Coppia motore massima
6	Emergenza 3g laterali
7	Emergenza 4.5g basso
8	Emergenza 4.5g alto
9	Emergenza 9g avanti

In tutti i subcase appena elencati vi è presente la forza inerziale pari ad $1 g$ verso il basso. Per rendere più chiari i risultati, l'intera struttura è stata suddivisa in 3 sottosezioni a seconda del materiale di composizione. I sottogruppi creati sono:

- le ordinate in materiale ligneo modellato come composito (verde);
- i longheroni in legno di abete ortotropo (blu);
- le parti in alluminio quali: sedile, supporti e longheroni delle ali (rosso).

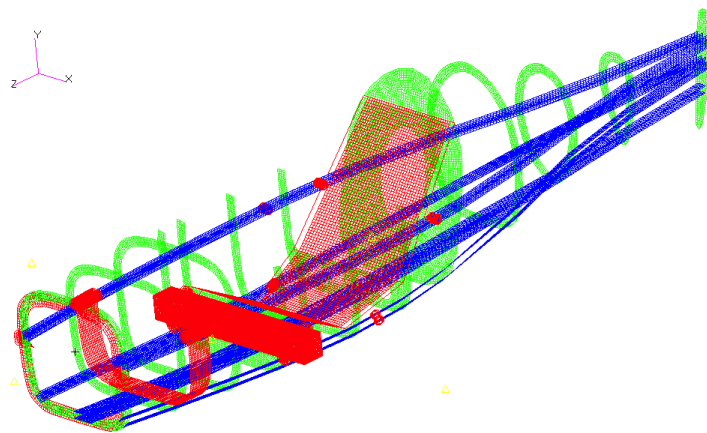


Figura 3.8: visualizzazione dei sottogruppi colorati che verranno ripresi nei risultati

3.6.1 Loadcase: *Carico alare n = 4*

Spostamenti

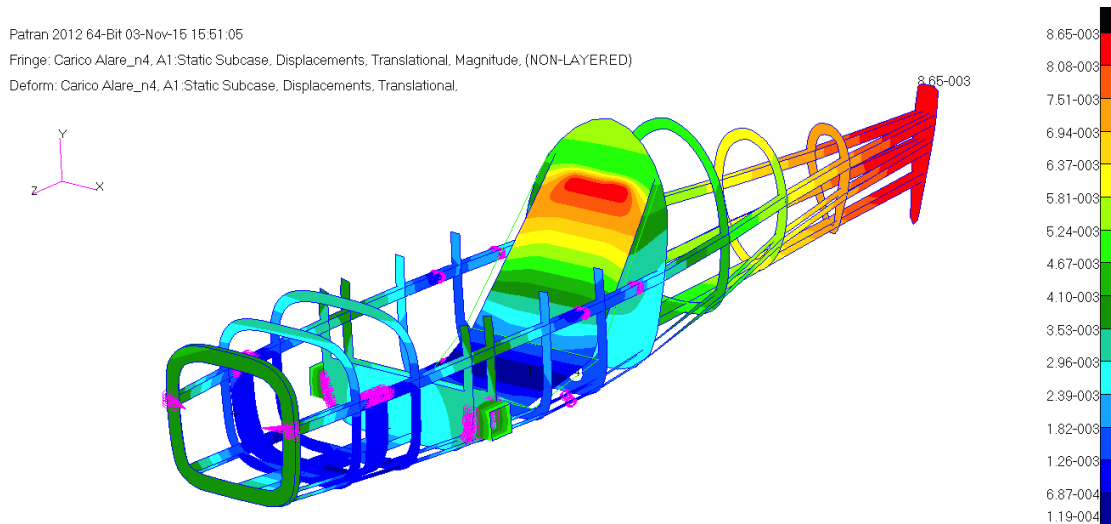


Figura 3.9: *spostamenti dell'intera struttura, subcase carico n = 4*

Stress ordinate

Qui di seguito sono visualizzati i risultati riguardanti gli stress e gli indici di sicurezza del layer 1. Per ragioni di brevità i risultati degli altri layers sono descritti nella tabella della sezione riassuntiva.

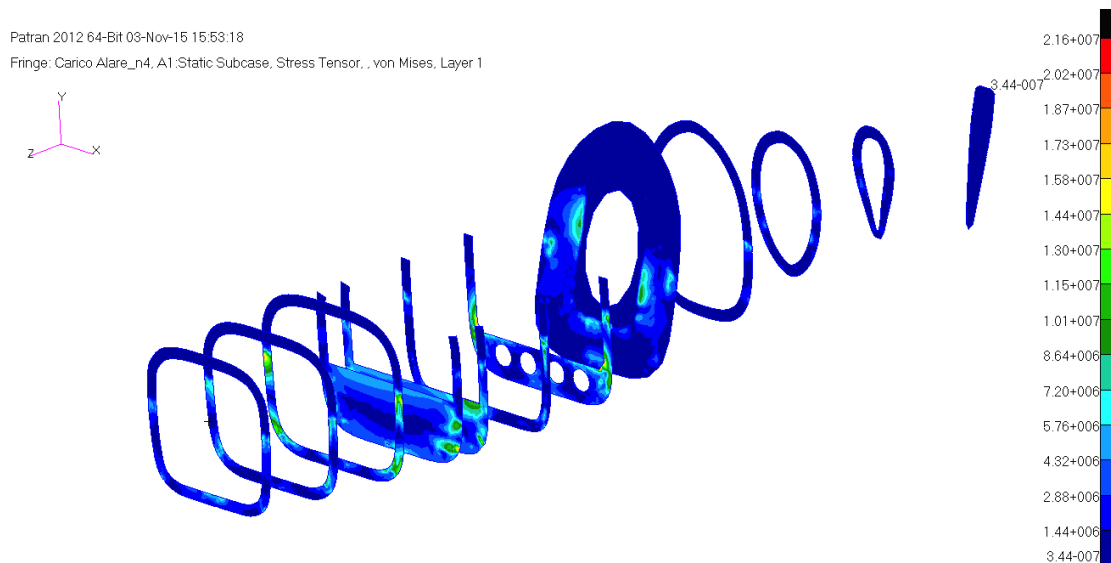


Figura 3.10: *stress tensor delle ordinate, layer 1, subcase carico n = 4*

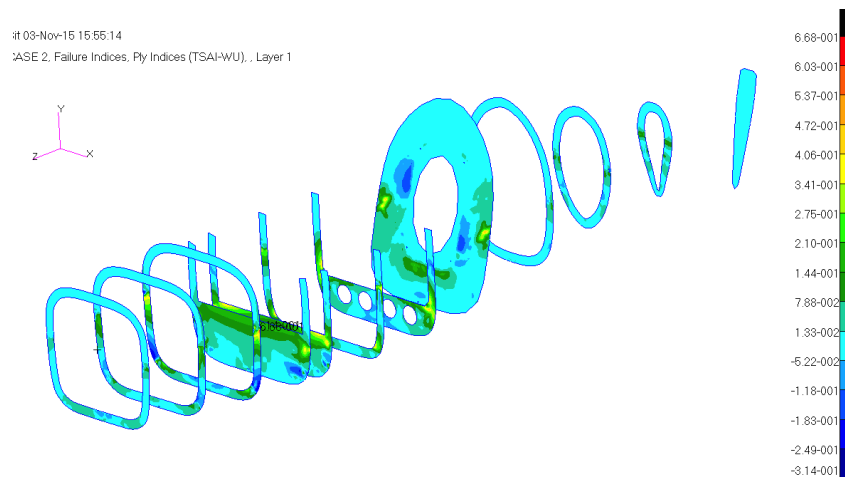
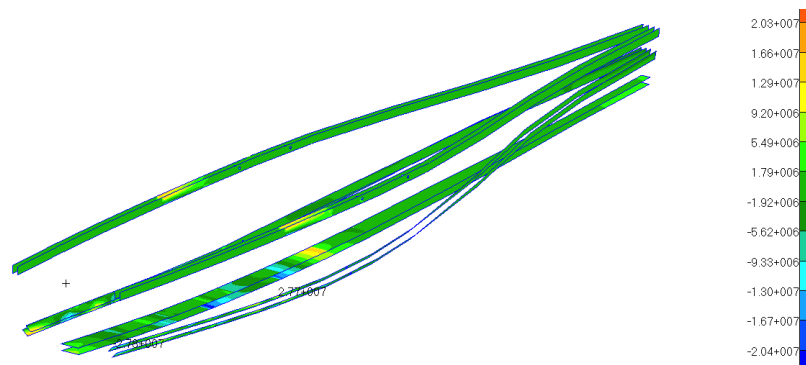
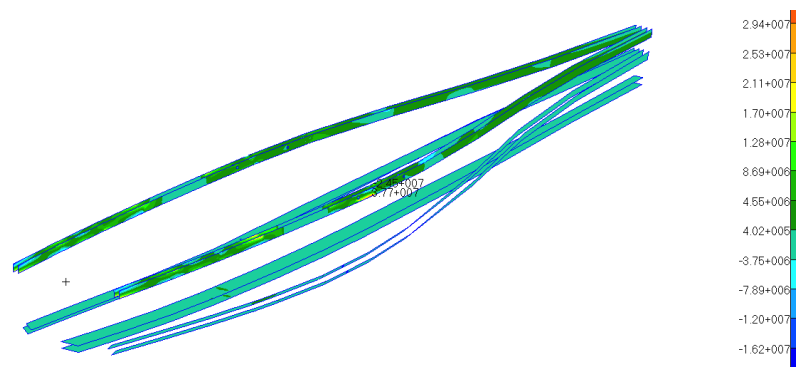


Figura 3.11: *indici di sicurezza delle ordinate, layer 1, subcase carico $n = 4$*

Stress longheroni



(a) *Stress in direzione y.*



(b) *Stress in direzione x.*

Figura 3.12: *stress tensor dei longheroni, subcase carico $n = 4$*

Per quanto riguarda lo stress dei longheroni si può notare che, in entrambe le situazioni, i valori massimi si hanno nella direzione delle fibre del legno.

Stress parti in alluminio

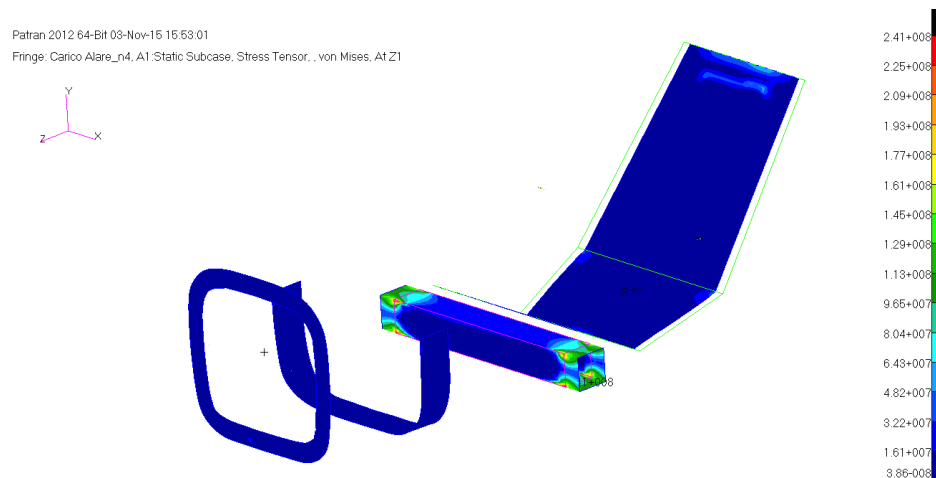


Figura 3.13: *stress tensor dei componenti in alluminio, subcase carico $n = 4$*

Tabelle riassuntive

Ecco qui di seguito un riassunto dei coefficienti di sicurezza per ogni componente. Si ricorda che un indice di Ply maggiore di 1 significa failure, situazione opposta per l'indice di sicurezza.

Layer	Indice Ply max	Indice di sicurezza min
1	0.668	1.497
2	0.555	1.802
3	0.476	2.101
4	0.450	2.222
5	0.669	1.495

Gli indici di ply sono tutti minori di 1.

Componente	Stress max [Mpa]	Indice di sicurezza min
Ordinate	-	1.495
Longheroni	37.7	1.326
Alluminio	241	1.390

Questo è il caso più critico per quanto riguarda il carico alare. Si può notare che gli indici di sicurezza sono tutti maggiori di 1 e ciò rappresenta una situazione di sicurezza.

3.6.2 Loadcase: *Carico alare n = -2*

Spostamenti

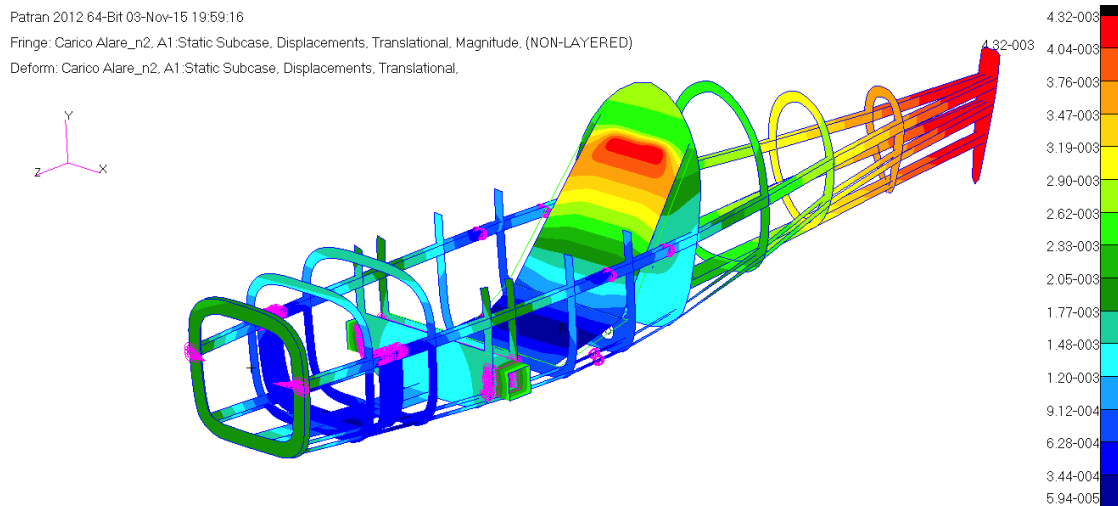


Figura 3.14: *spostamenti dell'intera struttura, subcase carico n = 2*

Stress ordinate

Qui di seguito sono visualizzati i risultati riguardanti gli stress e gli indici di sicurezza del layer 1. Per ragioni di brevità i risultati degli altri layers sono descritti nella tabella della sezione riassuntiva.

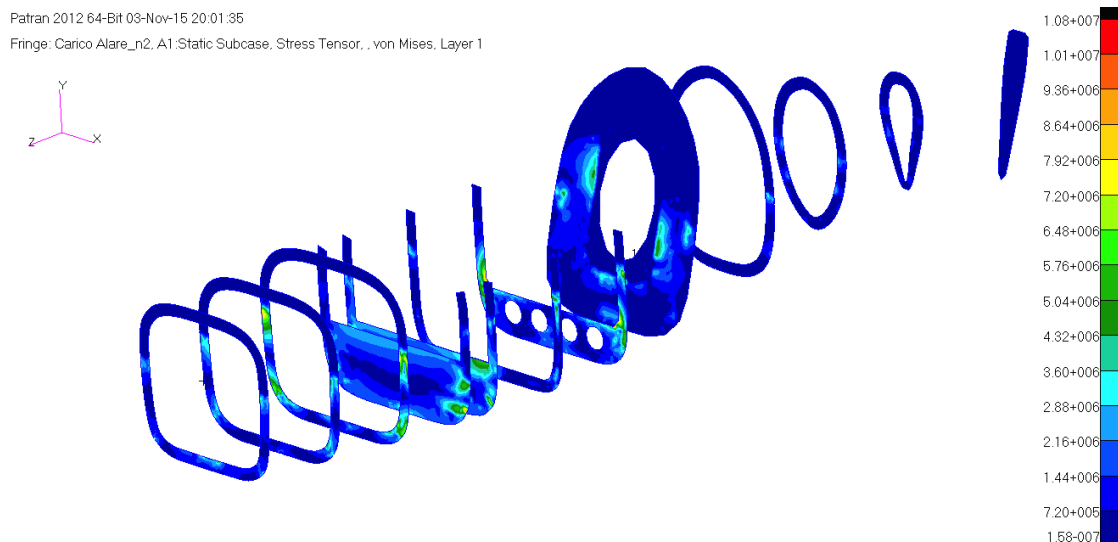


Figura 3.15: *stress tensor delle ordinate, layer 1, subcase carico n = 2*

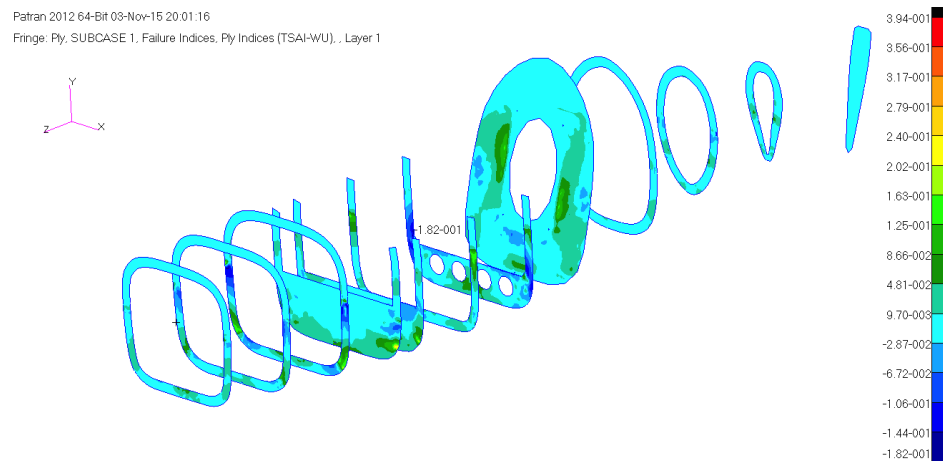
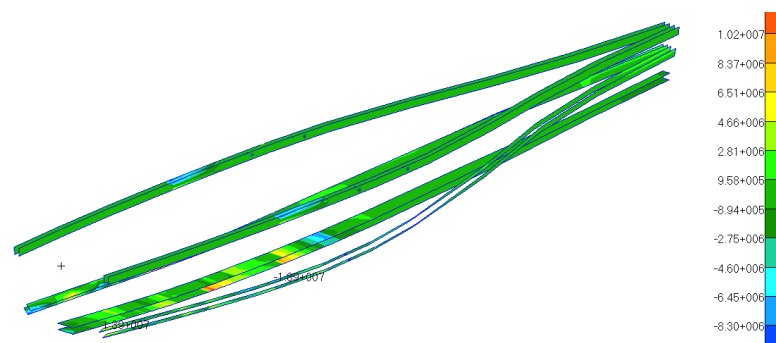
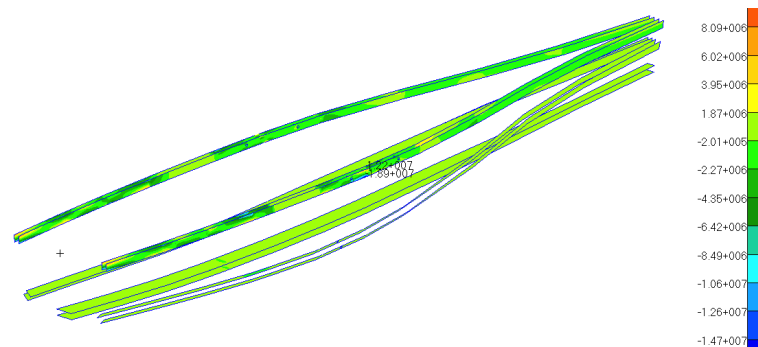


Figura 3.16: *indici di sicurezza delle ordinate, layer 1, subcase carico $n = 2$*

Stress longheroni



(a) *Stress in direzione y.*



(b) *Stress in direzione x.*

Figura 3.17: *stress tensor dei longheroni, subcase carico $n = 2$*

Per quanto riguarda lo stress dei longheroni si può notare che, in entrambe le situazioni, i valori massimi si hanno nella direzione delle fibre del legno.

Stress parti in alluminio

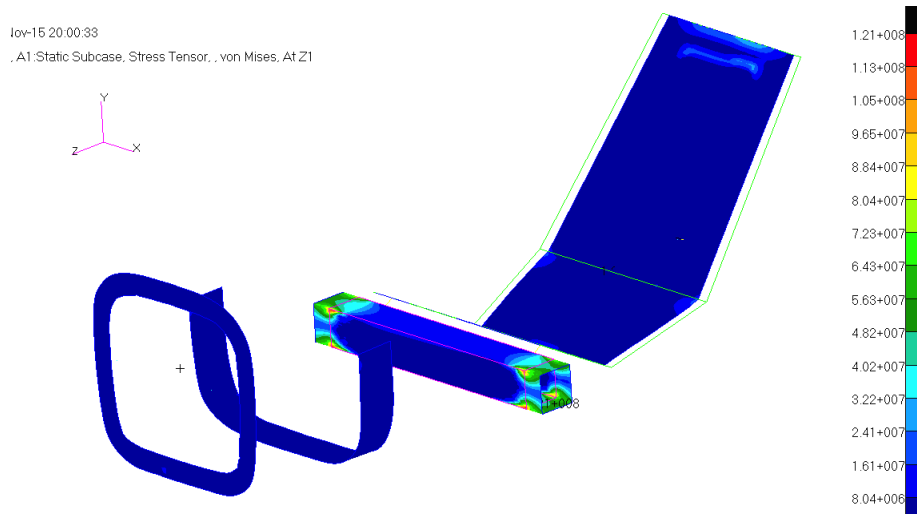


Figura 3.18: *stress tensor dei componenti in alluminio, subcase carico $n = 2$*

Tablelle riassuntive

Ecco qui di seguito un riassunto dei coefficienti di sicurezza per ogni componente. Si ricorda che un indice di Ply maggiore di 1 significa failure, situazione opposta per l'indice di sicurezza.

Layer	Indice Ply max	Indice di sicurezza min
1	0.394	2.538
2	0.341	2.932
3	0.299	3.344
4	0.258	3.876
5	0.224	4.464

Gli indici di ply sono tutti minori di 1.

Componente	Stress max [Mpa]	Indice di sicurezza min
Ordinate	-	2.538
Longheroni	13.9	3.597
Alluminio	121	2.769

Questo è il caso meno critico per quanto riguarda il carico alare. Gli indici di sicurezza sono tutti molto maggiori di 1.

3.6.3 Loadcase: *Paracadute*

Spostamenti

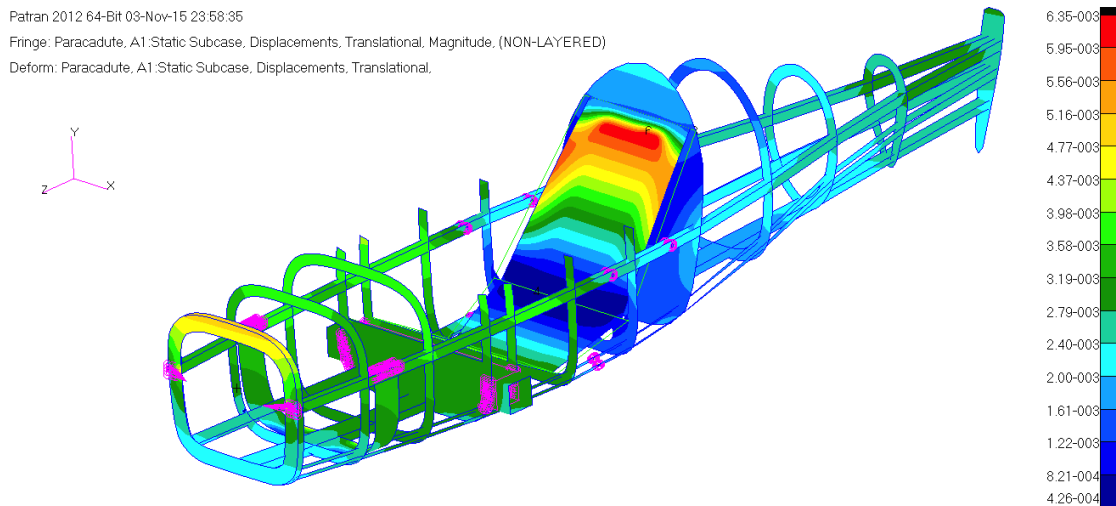


Figura 3.19: *spostamenti dell'intera struttura, subcase paracadute*

Stress ordinate

Qui di seguito sono visualizzati i risultati riguardanti gli stress e gli indici di sicurezza del layer 5. Per ragioni di brevità i risultati degli altri layers sono descritti nella tabella della sezione riassuntiva.

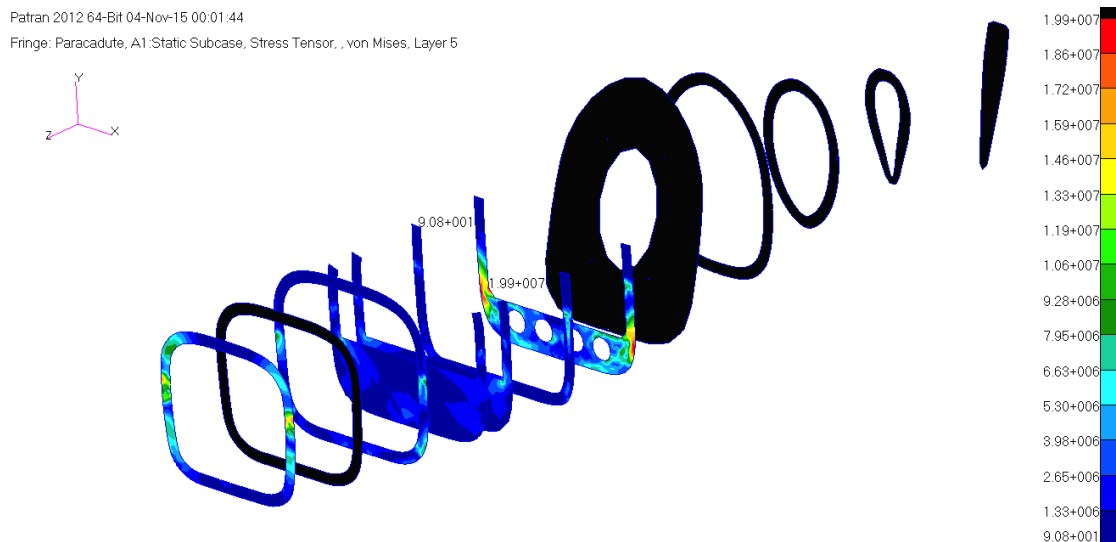


Figura 3.20: *stress tensor delle ordinate, layer 5, subcase paracadute*

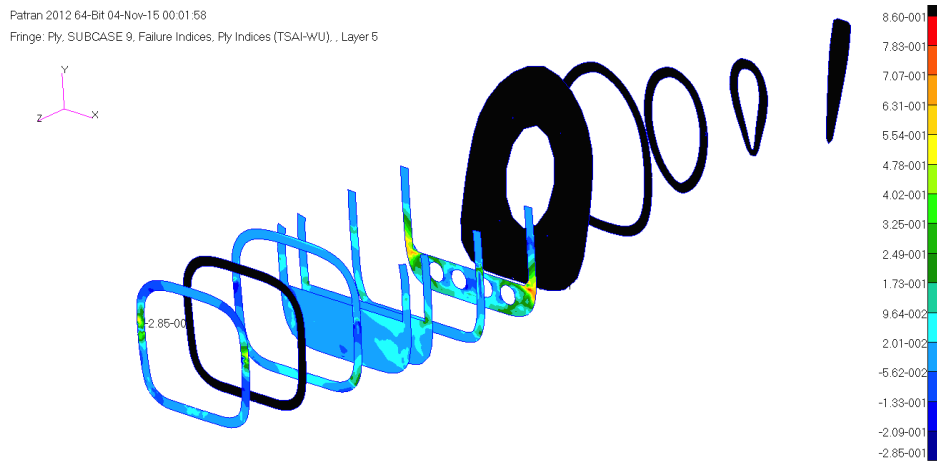
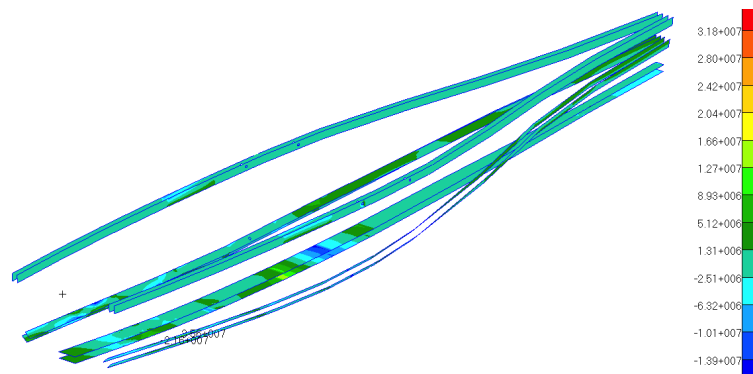
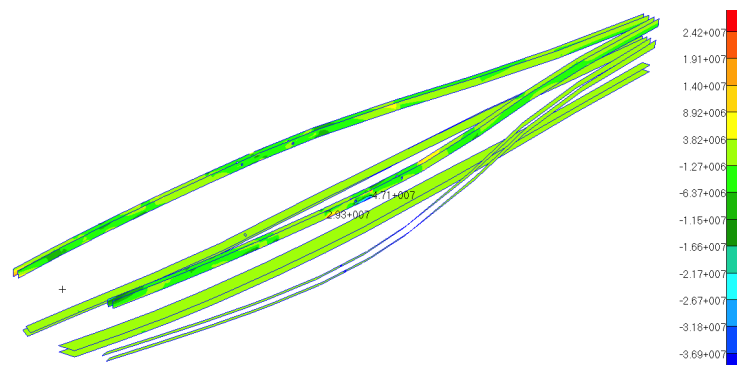


Figura 3.21: *indici di sicurezza delle ordinate, layer 5, subcase paracadute*

Stress longheroni



(a) *Stress in direzione y.*



(b) *Stress in direzione x.*

Figura 3.22: *stress tensor dei longheroni, subcase paracadute*

Per quanto riguarda lo stress dei longheroni si può notare che, in entrambe le situazioni, i valori massimi si hanno nella direzione delle fibre del legno.

Stress parti in alluminio

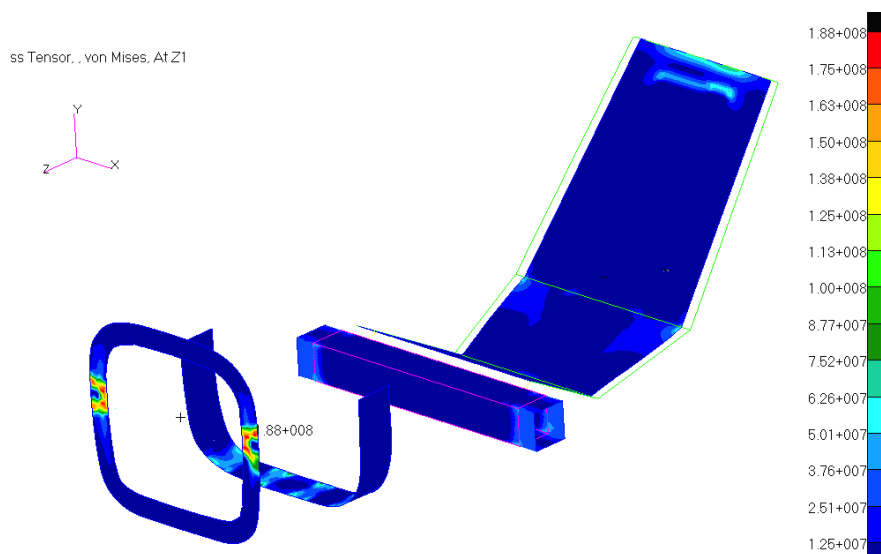


Figura 3.23: *stress tensor dei componenti in alluminio, subcase paracadute*

Tabelle riassuntive

Ecco qui di seguito un riassunto dei coefficienti di sicurezza per ogni componente.

Layer	Indice Ply max	Indice di sicurezza min
1	0.826	1.211
2	0.261	3.831
3	0.855	1.169
4	0.393	2.544
5	0.860	1.163

Gli indici di ply sono tutti minori di 1, anche se nei layers 1, 3 e 5 questa condizione è verificata con poco margine.

Componente	Stress max [Mpa]	Indice di sicurezza min
Ordinate	-	1.163
Longheroni	35.6	1.404
Alluminio	188	1.782

Questo è il caso più critico in assoluto. Si può dire che l'intero velivolo sia stato dimensionato in base a questa situazione operativa. Gli indici di sicurezza sono di poco maggiori di 1.

3.6.4 Loadcase: *Landing*

Spostamenti

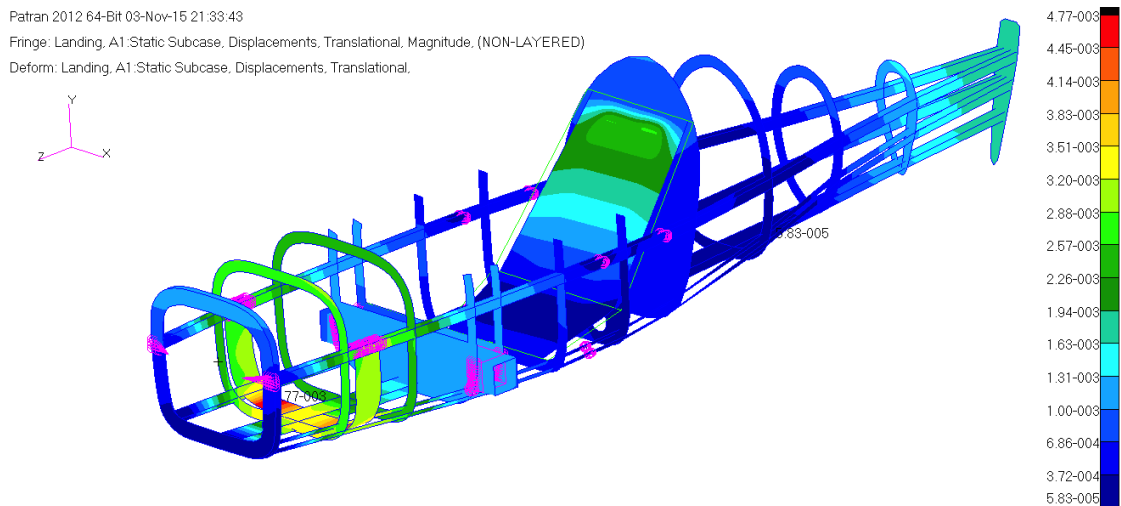


Figura 3.24: *spostamenti dell'intera struttura, subcase landing*

Stress ordinate

Qui di seguito sono visualizzati i risultati riguardanti gli stress e gli indici di sicurezza del layer 1. Per ragioni di brevità i risultati degli altri layers sono descritti nella tabella della sezione riassuntiva.

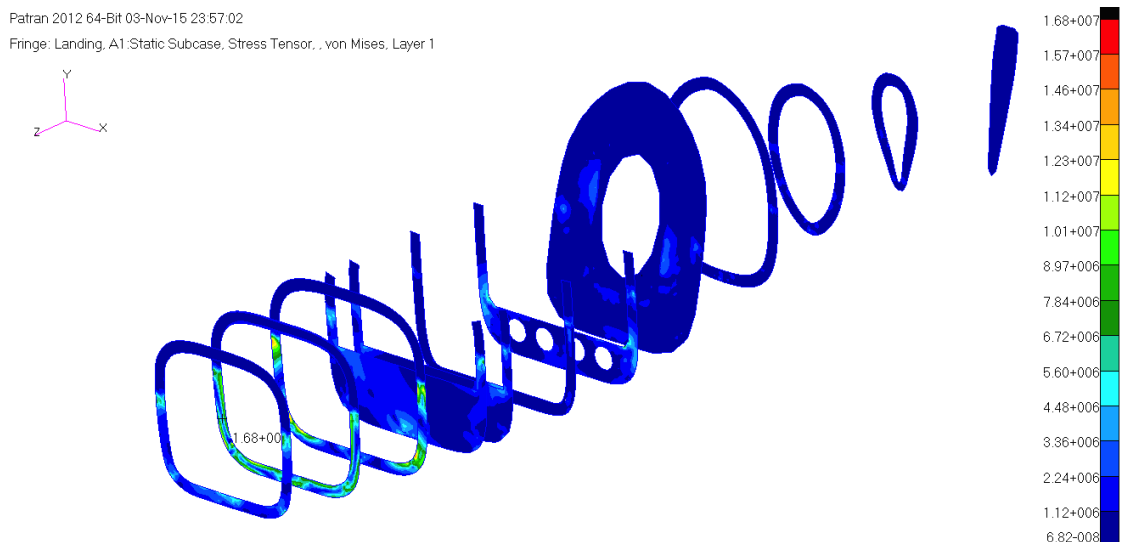


Figura 3.25: *stress tensor delle ordinate, layer 1, subcase landing*

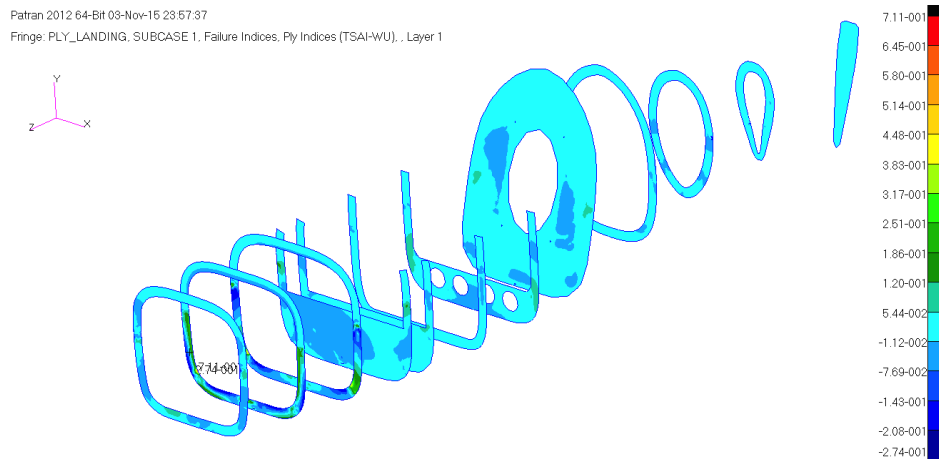


Figura 3.26: *indici di sicurezza delle ordinate, layer 1, subcase landing*

Stress longheroni

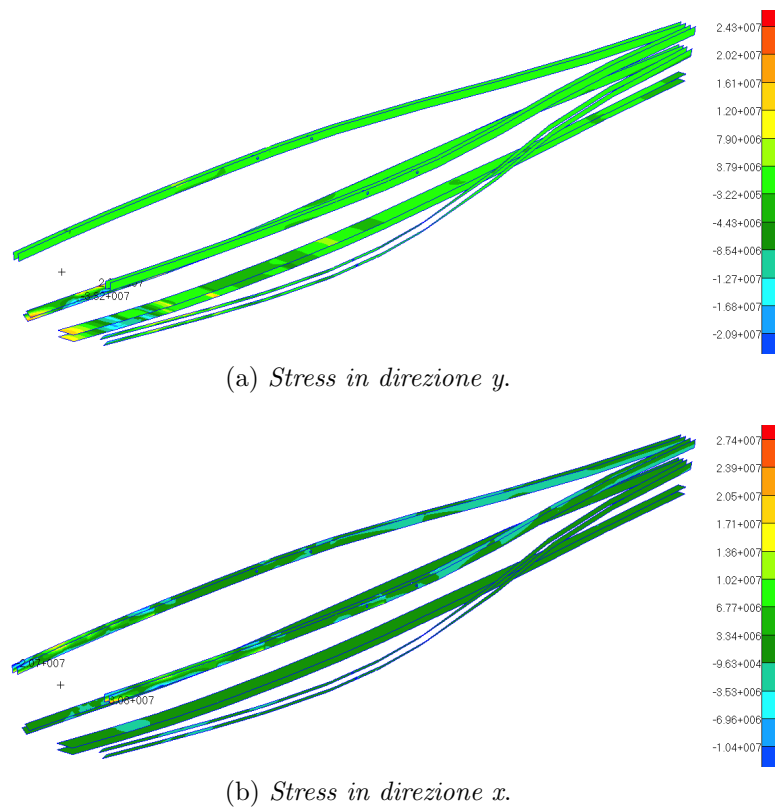


Figura 3.27: *stress tensor dei longheroni, subcase landing*

Per quanto riguarda lo stress dei longheroni si può notare che, in entrambe le situazioni, i valori massimi si hanno nella direzione delle fibre del legno.

Stress parti in alluminio

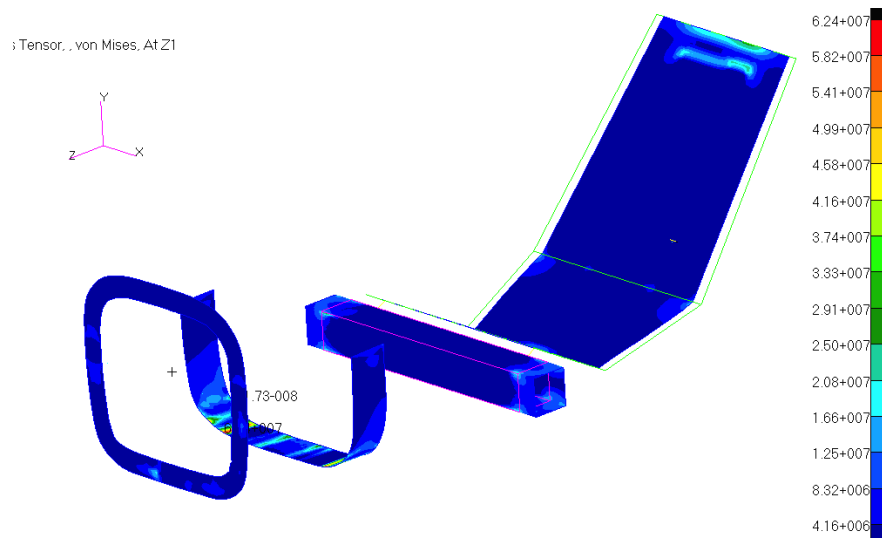


Figura 3.28: *stress tensor dei componenti in alluminio, subcase landing*

Tablelle riassuntive

Ecco qui di seguito un riassunto dei coefficienti di sicurezza per ogni componente. Si ricorda che un indice di Ply maggiore di 1 significa failure, situazione opposta per l'indice di sicurezza.

Layer	Indice Ply max	Indice di sicurezza min
1	0.711	1.406
2	0.340	2.941
3	0.500	2.000
4	0.184	5.435
5	0.328	3.049

Gli indici di ply sono tutti minori di 1.

Componente	Stress max [Mpa]	Indice di sicurezza min
Ordinate	-	1.406
Longheroni	30.8	1.623
Alluminio	62.4	5.368

In questo caso la parte sollecitata è quella anteriore. La piastra in alluminio e il sistema di atterraggio aiutano a diminuire gli stress sopportati dalla fusoliera.

3.6.5 Loadcase: *Coppia motore massima*

Spostamenti

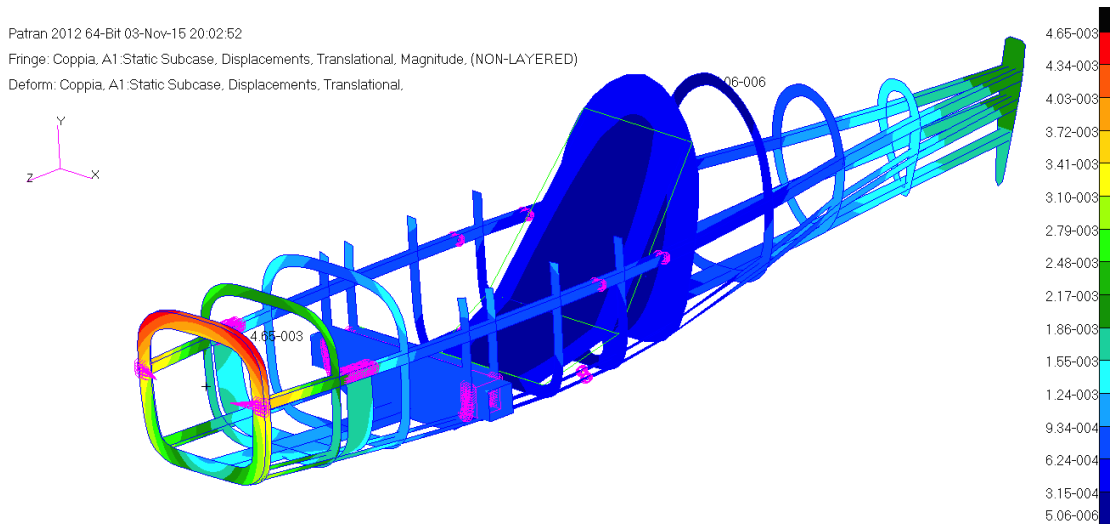


Figura 3.29: *spostamenti dell'intera struttura, subcase coppia motore massima*

Stress ordinate

Qui di seguito sono visualizzati i risultati riguardanti gli stress e gli indici di sicurezza del layer 3. Per ragioni di brevità i risultati degli altri layers sono descritti nella tabella della sezione riassuntiva.

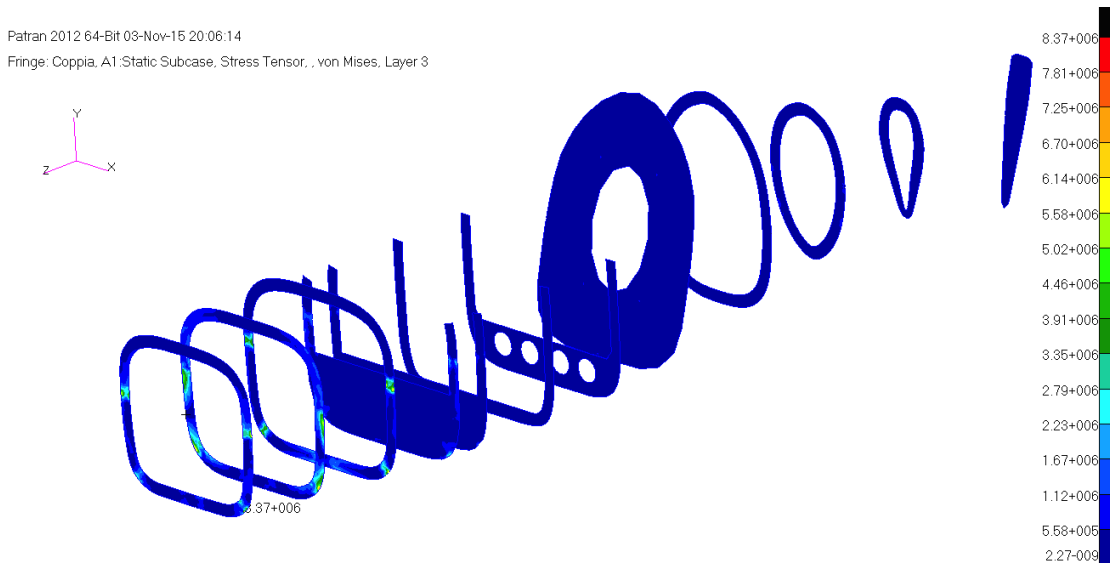


Figura 3.30: *stress tensor delle ordinate, layer 3, subcase coppia motore massima*

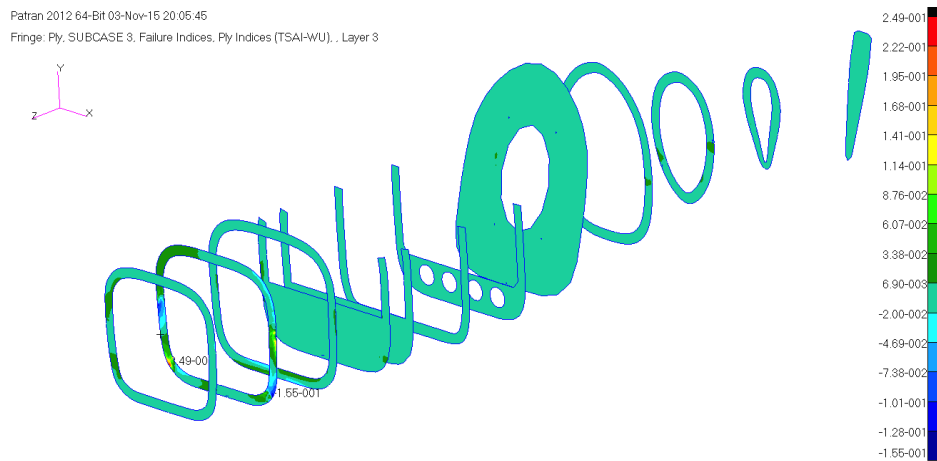
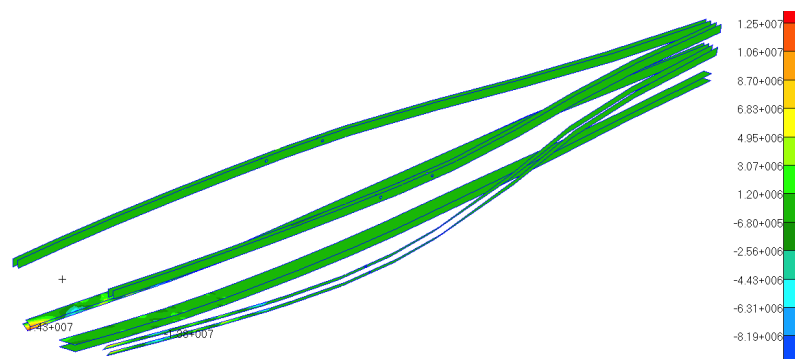
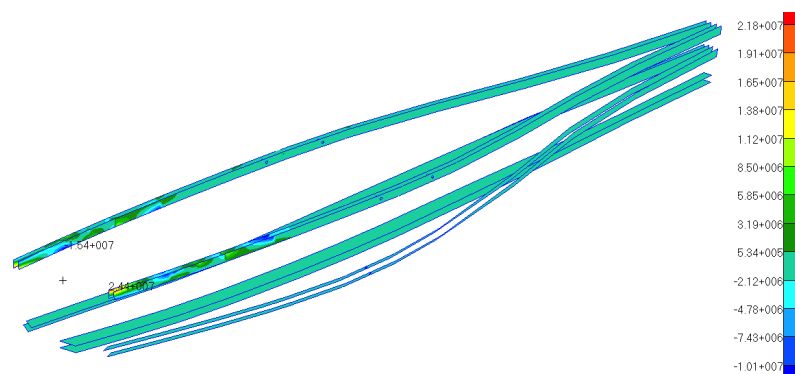


Figura 3.31: *indici di sicurezza delle ordinate, layer 3, subcase coppia motore massima*

Stress longheroni



(a) *Stress in direzione y.*



(b) *Stress in direzione x.*

Figura 3.32: *stress tensor dei longheroni, subcase coppia motore massima*

Per quanto riguarda lo stress dei longheroni si può notare che, in entrambe le situazioni, i valori massimi si hanno nella direzione delle fibre del legno.

Stress parti in alluminio

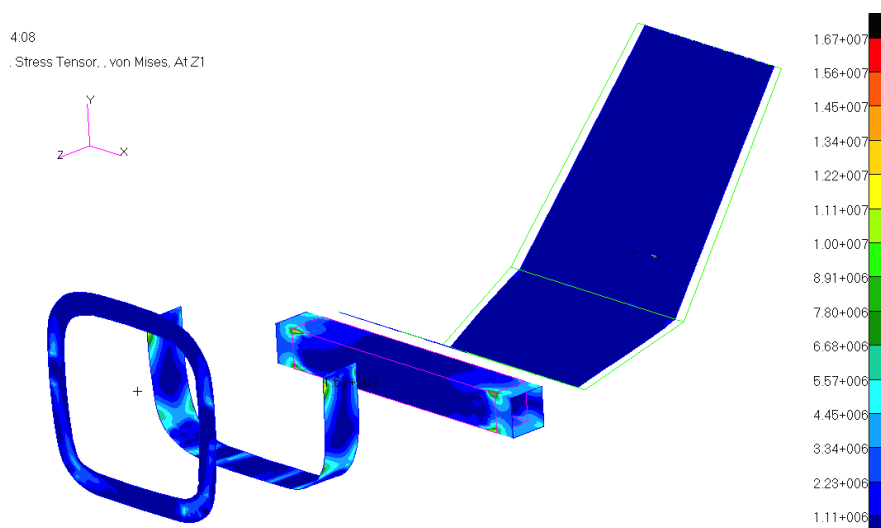


Figura 3.33: *stress tensor dei componenti in alluminio, subcase coppia motore massima*

Tabelle riassuntive

Ecco qui di seguito un riassunto dei coefficienti di sicurezza per ogni componente. Si ricorda che un indice di Ply maggiore di 1 significa failure, situazione opposta per l'indice di sicurezza.

Layer	Indice Ply max	Indice di sicurezza min
1	0.222	4.504
2	0.080	12.500
3	0.249	4.016
4	0.160	6.250
5	0.234	4.273

Gli indici di ply sono tutti minori di 1.

Componente	Stress max [Mpa]	Indice di sicurezza min
Ordinate	-	4.016
Longheroni	24.4	2.049
Alluminio	16.7	20.059

Gli indici di sicurezza sono tutti di molto maggiori di 1 e ciò rappresenta una situazione di sicurezza.

3.6.6 Loadcase: *Emergenza 3g laterali*

Spostamenti

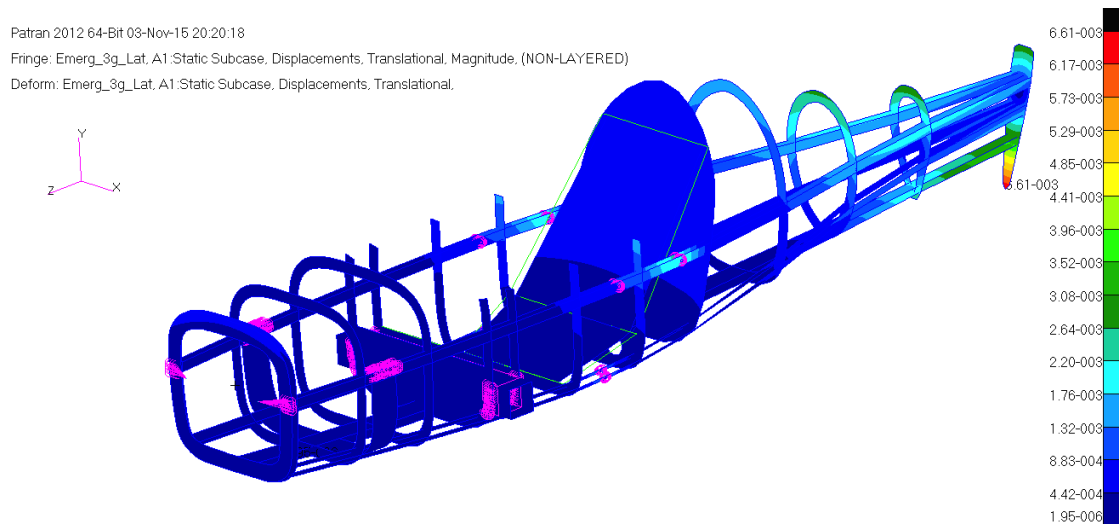


Figura 3.34: *spostamenti dell'intera struttura, subcase emergenza 3g laterali*

Stress ordinate

Qui di seguito sono visualizzati i risultati riguardanti gli stress e gli indici di sicurezza del layer 1. Per ragioni di brevità i risultati degli altri layers sono descritti nella tabella della sezione riassuntiva.

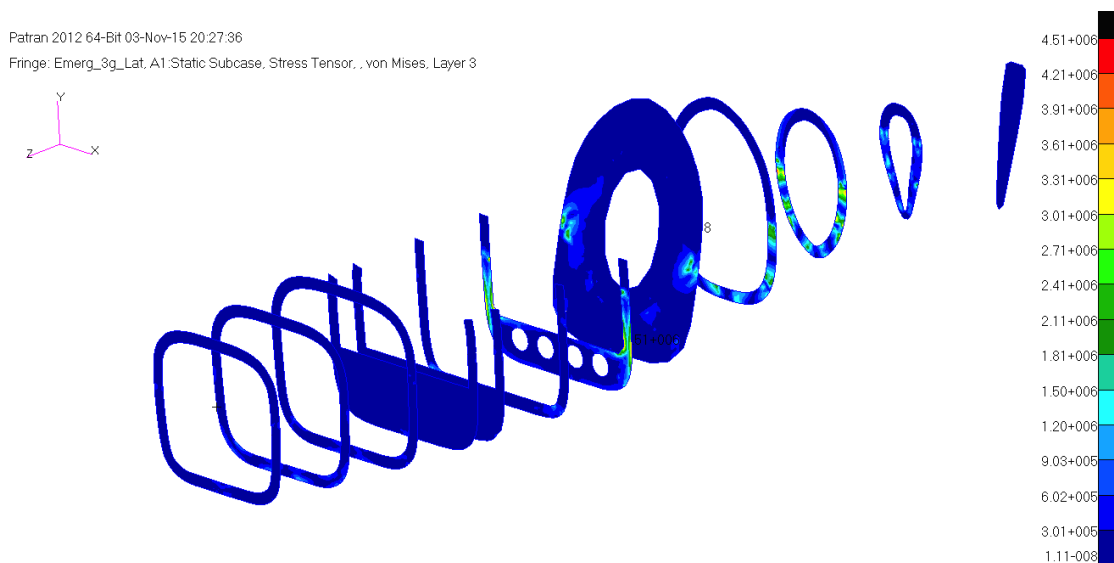


Figura 3.35: *stress tensor delle ordinate, layer 1, subcase emergenza 3g laterali*

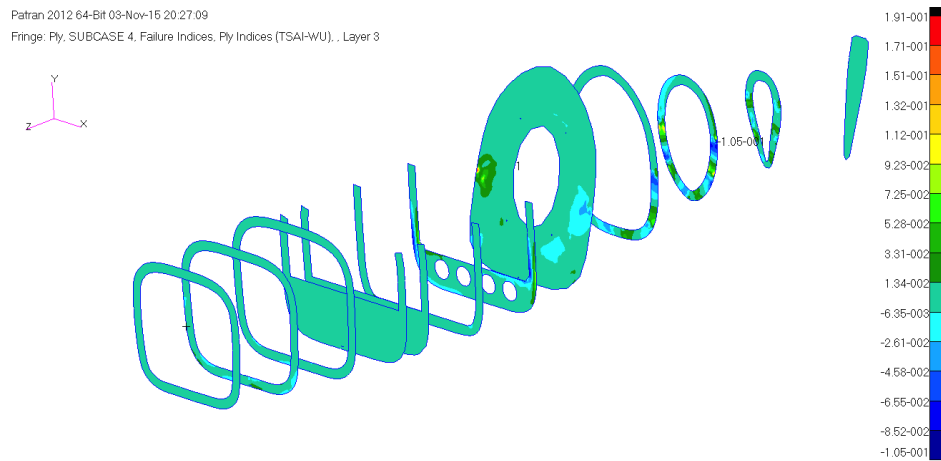
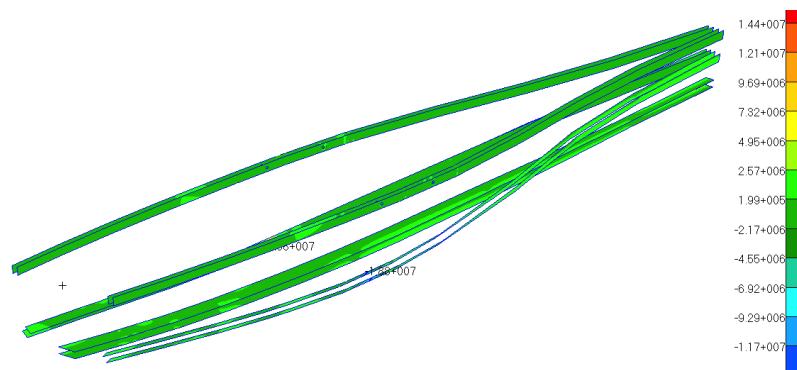
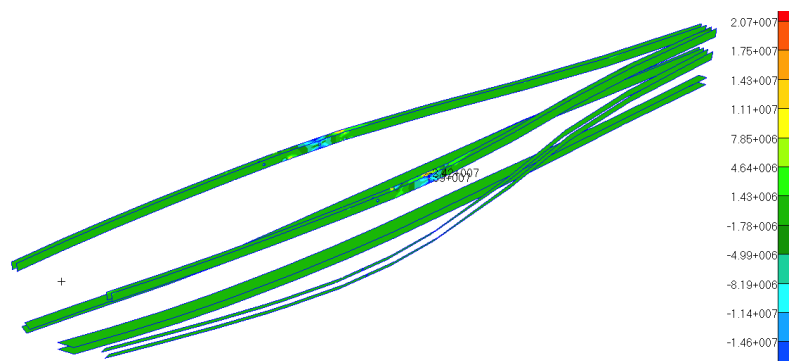


Figura 3.36: *indici di sicurezza delle ordinate, layer 1, subcase emergenza 3g laterali*

Stress longheroni



(a) *Stress in direzione y.*



(b) *Stress in direzione x.*

Figura 3.37: *stress tensor dei longheroni, subcase emergenza 3g laterali*

Per quanto riguarda lo stress dei longheroni si può notare che, in entrambe le situazioni, i valori massimi si hanno nella direzione delle fibre del legno.

Stress parti in alluminio

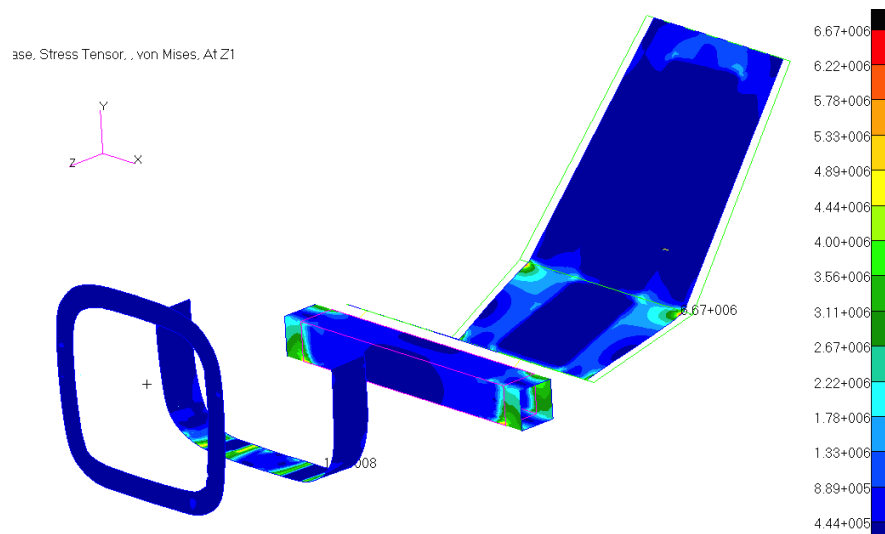


Figura 3.38: stress tensor dei componenti in alluminio, subcase emergenza 3g laterali

Tablelle riassuntive

Ecco qui di seguito un riassunto dei coefficienti di sicurezza per ogni componente. Si ricorda che un indice di Ply maggiore di 1 significa failure, situazione opposta per l'indice di sicurezza.

Layer	Indice Ply max	Indice di sicurezza min
1	0.120	8.333
2	0.053	18.867
3	0.191	5.236
4	0.057	17.544
5	0.099	10.101

Gli indici di ply sono tutti minori di 1.

Componente	Stress max [Mpa]	Indice di sicurezza min
Ordinate	-	5.236
Longheroni	23.9	2.092
Alluminio	6.67	50.225

Gli indici di sicurezza sono tutti di molto maggiori di 1 e ciò rappresenta una situazione di sicurezza.

3.6.7 Loadcase: *Emergenza 4.5g alto/basso*

Spostamenti

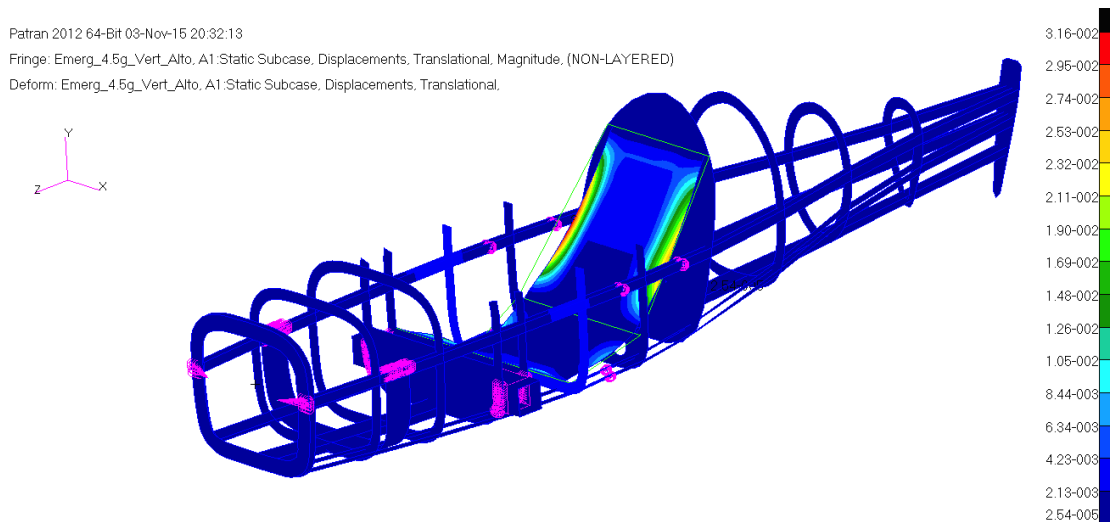


Figura 3.39: *spostamenti dell'intera struttura, subcase emergenza 4.5g alto*

Stress ordinate

Qui di seguito sono visualizzati i risultati riguardanti gli stress e gli indici di sicurezza del layer 1. Per ragioni di brevità i risultati degli altri layers sono descritti nella tabella della sezione riassuntiva.

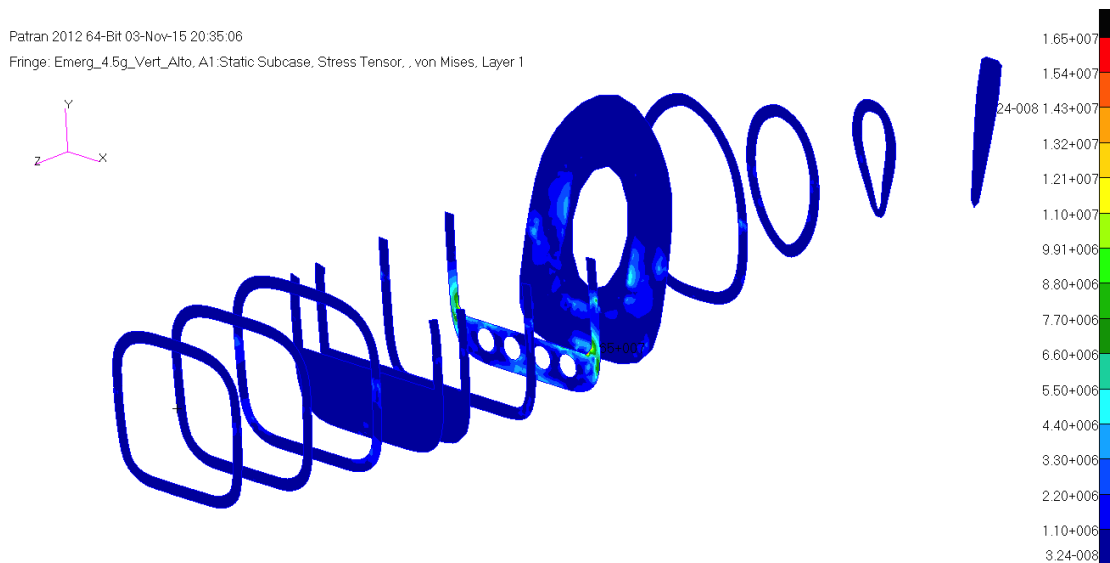


Figura 3.40: *stress tensor delle ordinate, layer 1, subcase emergenza 4.5g alto*

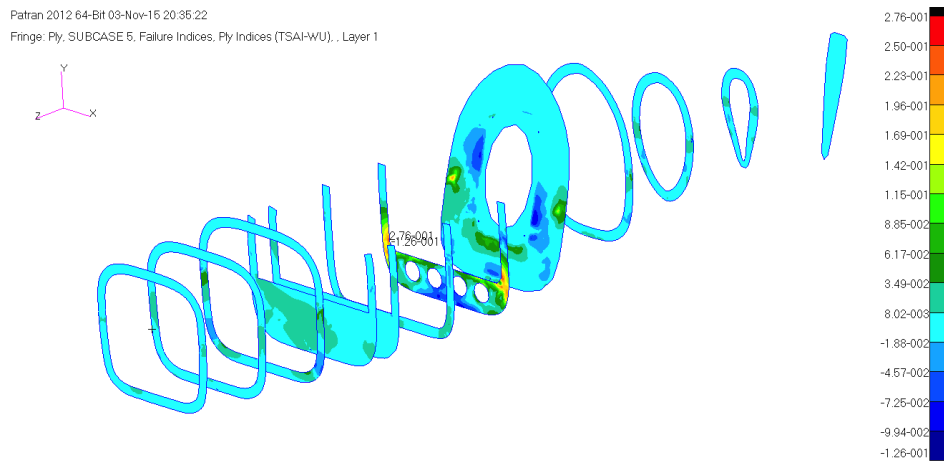
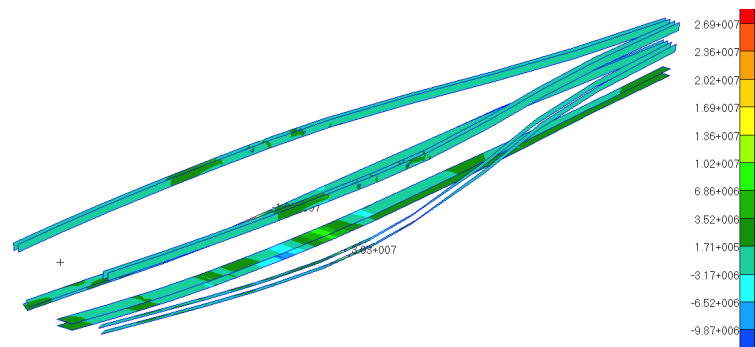
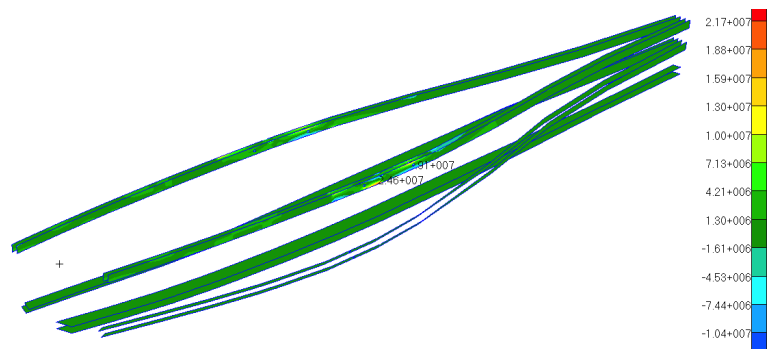


Figura 3.41: *indici di sicurezza delle ordinate, layer 1, subcase emergenza 4.5g alto*

Stress longheroni



(a) *Stress in direzione y.*



(b) *Stress in direzione x.*

Figura 3.42: *stress tensor dei longheroni, subcase emergenza 4.5g alto*

Per quanto riguarda lo stress dei longheroni si può notare che, in entrambe le situazioni, i valori massimi si hanno nella direzione delle fibre del legno.

Stress parti in alluminio

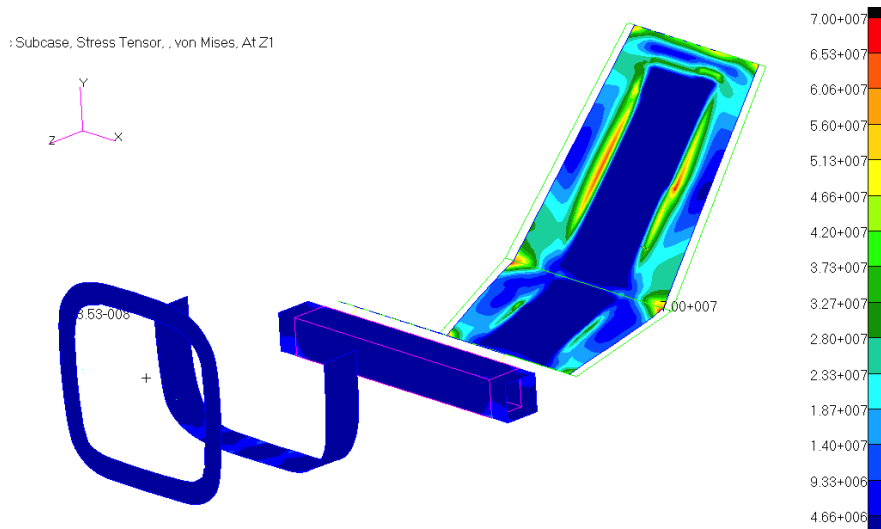


Figura 3.43: stress tensor dei componenti in alluminio, subcase emergenza 4.5g alto

Tabelle riassuntive

Qui di seguito un riassunto dei coefficienti di sicurezza per ogni componente. Poiché i risultati ottenuti sono gli stessi in entrambi i casi, in questa sezione sono riassunti sia i risultati di 4.5 g verso l'alto che verso il basso.

Layer	Indice Ply max	Indice di sicurezza min
1	0.276	3.623
2	0.170	5.882
3	0.125	8.000
4	0.122	8.197
5	0.218	4.587

Gli indici di ply sono tutti minori di 1.

Componente	Stress max [Mpa]	Indice di sicurezza min
Ordinate	-	3.623
Longheroni	30.3	1.650
Alluminio	70	4.786

Gli indici di sicurezza sono tutti di molto maggiori di 1 e questo rappresenta una situazione di sicurezza.

3.6.8 Loadcase: *Emergenza 9g avanti*

Spostamenti

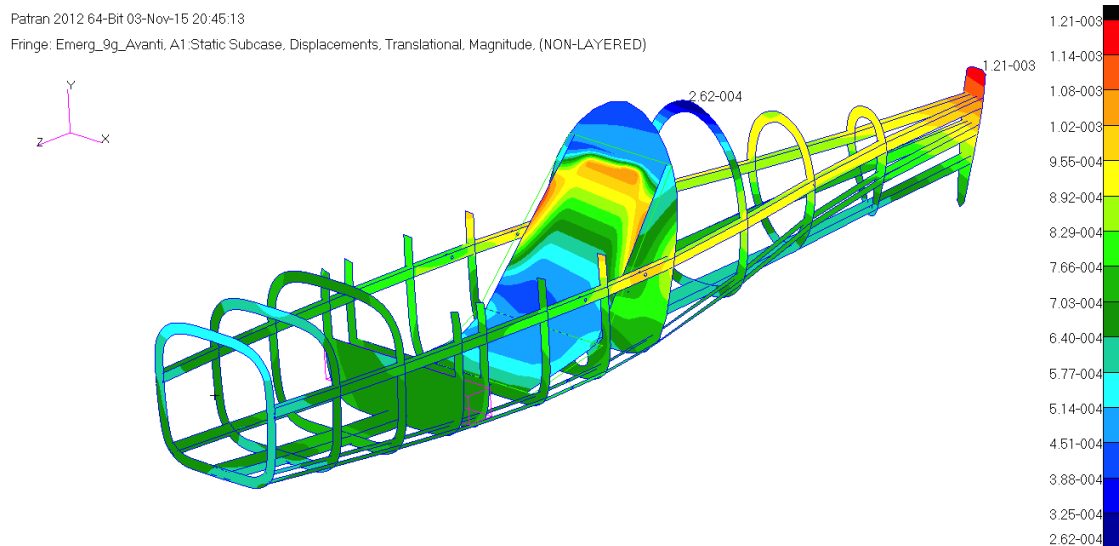


Figura 3.44: *spostamenti dell'intera struttura, subcase emergenza 9g avanti*

Stress ordinate

Qui di seguito sono visualizzati i risultati riguardanti gli stress e gli indici di sicurezza del layer 1. Per ragioni di brevità i risultati degli altri layers sono descritti nella tabella della sezione riassuntiva.

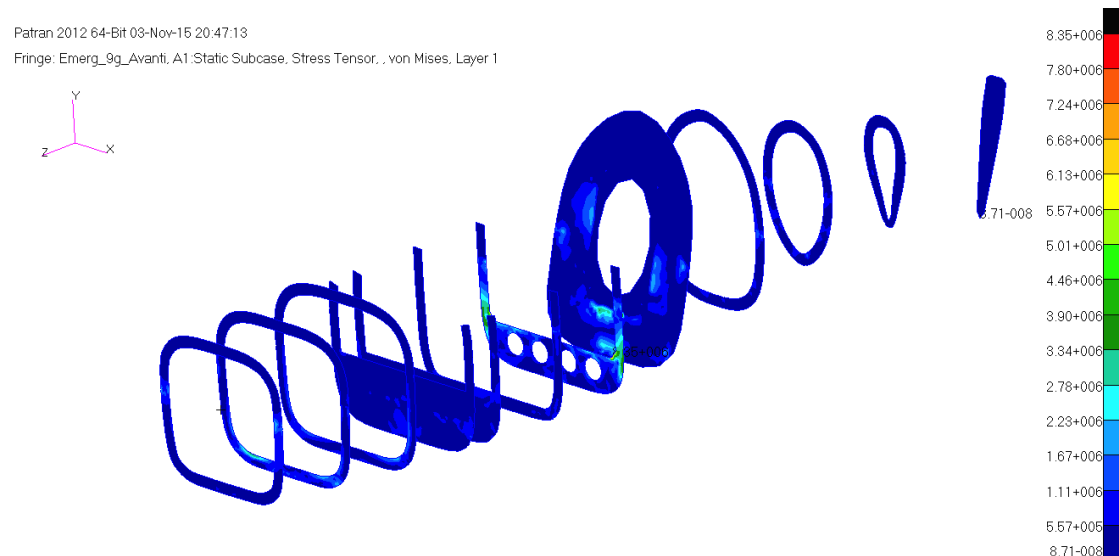


Figura 3.45: *stress tensor delle ordinate, layer 1, subcase emergenza 9g avanti*

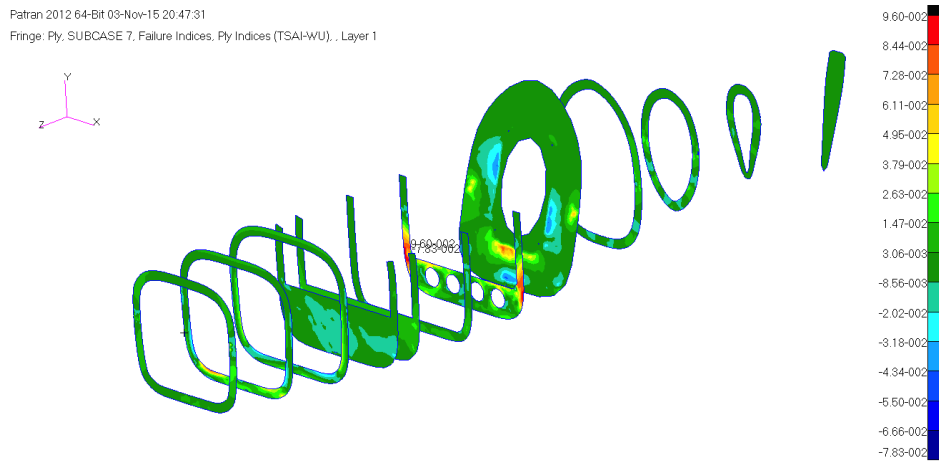
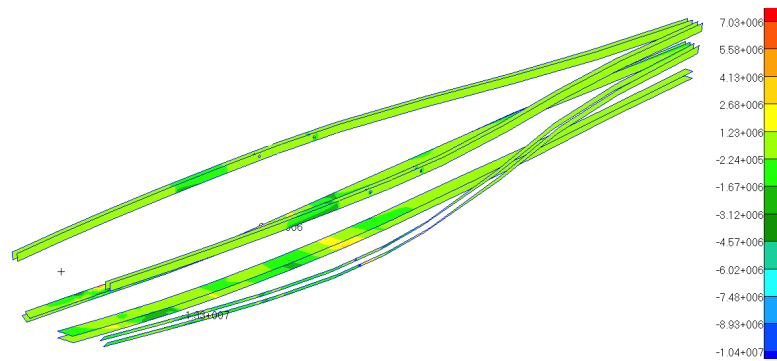
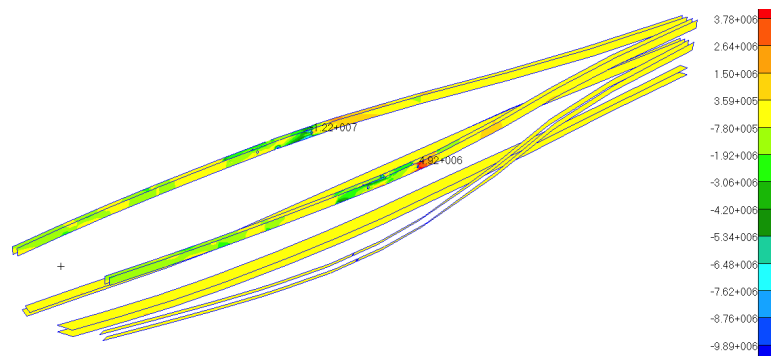


Figura 3.46: *indici di sicurezza delle ordinate, layer 1, subcase emergenza 9g avanti*

Stress longheroni



(a) *Stress in direzione y.*



(b) *Stress in direzione x.*

Figura 3.47: *stress tensor dei longheroni, subcase emergenza 9g avanti*

Per quanto riguarda lo stress dei longheroni si può notare che, in entrambe le situazioni, i valori massimi si hanno nella direzione delle fibre del legno.

Stress parti in alluminio

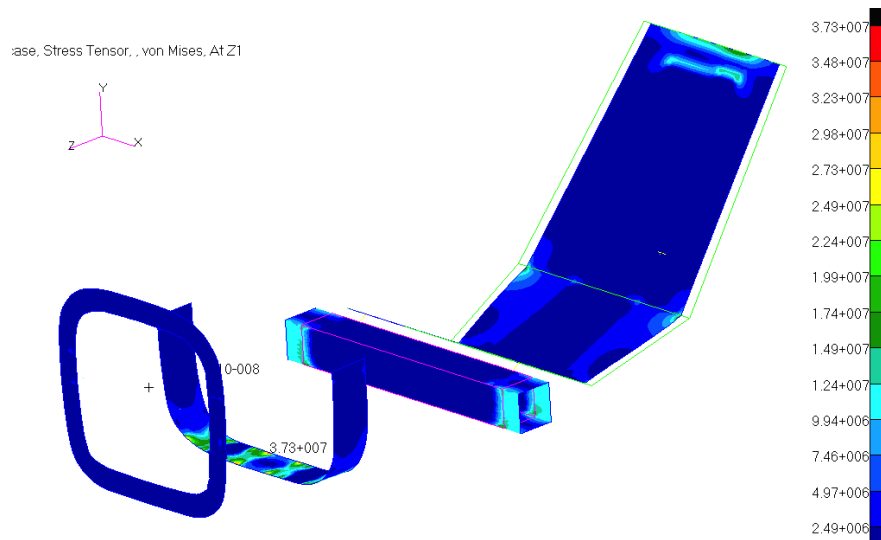


Figura 3.48: stress tensor dei componenti in alluminio, subcase emergenza 9g avanti

Tabelle riassuntive

Ecco qui di seguito un riassunto dei coefficienti di sicurezza per ogni componente. Si ricorda che un indice di Ply maggiore di 1 significa failure, situazione opposta per l'indice di sicurezza.

Layer	Indice Ply max	Indice di sicurezza min
1	0.096	10.417
2	0.063	15.873
3	0.076	13.158
4	0.042	23.809
5	0.075	13.333

Gli indici di ply sono tutti di molto minori di 1.

Componente	Stress max [Mpa]	Indice di sicurezza min
Ordinate	-	10.42
Longheroni	8.48	5.896
Alluminio	37.3	8.981

Gli indici di sicurezza sono tutti di molto maggiori di 1 e questo rappresenta una situazione di sicurezza.

3.7 Commenti finali

Per arrivare ai risultati ottenuti nelle sezioni precedenti sono state studiate numerose configurazioni, soprattutto per quanto riguarda lo spessore e l'orientazione degli strati delle ordinate. Gli spessori ottenuti sono quindi i seguenti:

Ordinate	Strati	Spess. [<i>mm</i>]	Spess. tot. [<i>mm</i>]	Orientazione [°]
1	5	10	50	0/90/0/90/0
2	3	5	15	0/90/0
3	5	5	25	0/90/0/90/0
4	5	10	50	-45/45/-45/45/-45
5	5	10	50	-45/45/-45/45/-45
6	5	5	25	90/0/90/0/90
7	5	8	40	0/90/0/90/0
8	3	5	15	-45/45/-45
9	3	3	9	0/90/0
10	3	3	9	0/90/0
11	3	3	9	0/90/0
12	3	3	9	0/90/0

Per quanto riguarda gli spessori degli altri componenti:

- i longheroni sono di 11 *mm*;
- il sedile è di 2 *mm*;
- la scatola dei longheroni delle ali è di 2 *mm*;
- la piastra per il carrello d'atterraggio è di 6 *mm*;
- il supporto per le funi del paracadute anteriore è di 10 *mm*.

Si vuole ricordare che i casi considerati sono dei casi limite ai quali l'aereo difficilmente si troverà ad operare. Tutte le condizioni di volo nominali sono contenute all'interno dei casi sopracitati. Il velivolo quindi sarà sovradimensionato per la maggior parte delle situazioni, anche se la cosa fondamentale è il mantenimento dell'integrità strutturale durante le emergenze.

Come ultima cosa è utile andare a vedere come sono distribuite le masse e che contributo esse diano al baricentro complessivo del velivolo.

Gruppo di elementi	Peso [<i>kg</i>]	CDM [<i>mm</i>]
Ordinate	11.57	949
Longheroni	5.11	1480
Longheroni Ali	1.45	777
Sedile	2.76	1291
Piastra Carrello	1.94	330
TOTALE	22.83	1045

Questo valore non può ancora essere considerato come definitivo poiché mancano i tagli nelle ordinate per l'inserimento dei longheroni (sezione 6.1). Si nota come il peso della sola fusoliera (ordinate e longheroni) sia di soli 17 *kg*. Questo è un risultato molto positivo se si considera che il peso totale del velivolo sarà di circa 230 *kg*. Il peso della struttura poteva essere ridotto ulteriormente se non si fosse dovuto tener conto del subcase *paracadute*, che è sicuramente la situazione più delicata per l'aereo. Tuttavia, così facendo, il velivolo risulta leggermente sovradimensionato e quindi in situazione di sicurezza nelle altre condizioni di volo.

Nei due capitoli successivi verranno presi in esame altre due parti importanti dell'aereo: il carrello d'atterraggio e il castello motore. Per i disegni finali, nei quali possono essere apprezzati gli spessori, si rimanda al capitolo 6.

CAPITOLO 4

Landing Gear

In questo capitolo verrà ampiamente spiegato ed approfondito il sistema di atterraggio e supporto del velivolo. Dopo un'introduzione descrittiva seguirà una trattazione teorica che servirà da punto di partenza per i modelli sviluppati con gli elementi finiti. Verranno effettuate sia simulazioni statiche che dinamiche, per prevedere al meglio la situazione d'impatto con il suolo. Nella parte conclusiva sarà possibile visionare i disegni del carrello d'atterraggio che saranno utilizzati nella fase realizzativa del progetto.

4.1 Introduzione

Il carrello d'atterraggio ha una funzione fondamentale per il velivolo: assorbe infatti tutta l'energia cinetica dovuta all'impatto con il suolo durante l'atterraggio e funge da sostentamento per le operazioni di rullaggio e parcheggio. Dovendo garantire un elevato standard di sicurezza ed affidabilità, la sua progettazione deve essere la più accurata e precisa possibile. Il carrello infatti deve sopportare un carico molto elevato durante l'operazione di atterraggio. Anche la struttura di connessione all'aereo deve essere sufficientemente resistente agli alti sforzi e in grado di distribuirli alla fusoliera senza danneggiarla. Il componente necessita dunque di una grande attenzione durante la fase di analisi e progettazione.

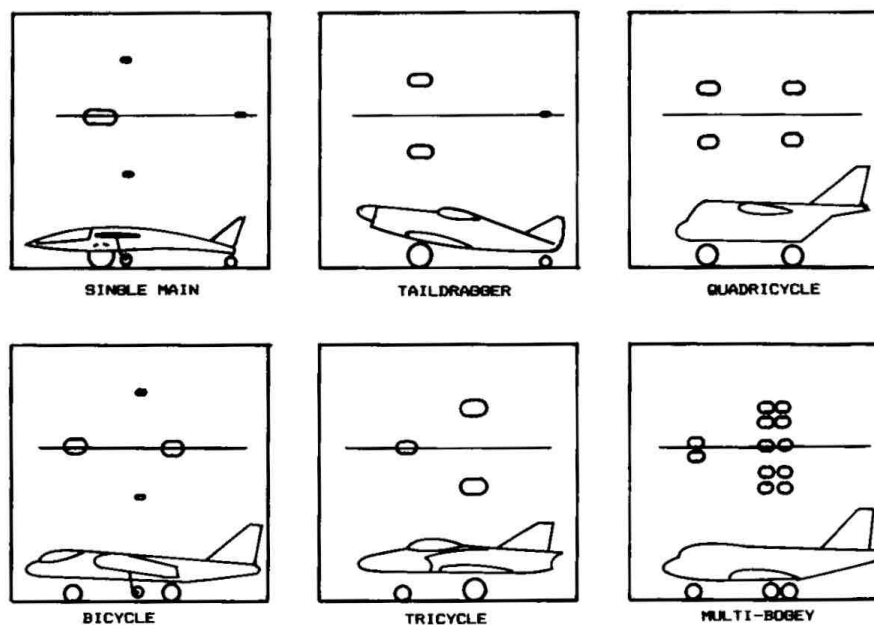


Figura 4.1: *tipologie di carrelli in uso nell'aviazione* [1]

Esistono varie tipologie di carrelli in uso nell'aviazione. In questo caso è sufficiente adottare una soluzione a tre ruote con due anteriori ed una posteriore. Per il carrello anteriore, poiché il peso dell'aereo a pieno carico si aggirerà attorno ai 230 kg (relativamente esiguo rispetto ad altre tipologie di velivoli), la configurazione a balestra mono-foglia sembra essere quella più adatta. In questo caso, l'ammortizzazione è garantita dalla flessibilità del materiale, anche se è necessario prestare attenzione a non arrivare al punto di rottura.

Questa soluzione è usata in gran parte dei velivoli ultraleggeri e si trova in commercio in diversi materiali, dalle leghe di alluminio ai compositi (fibra di vetro, carbonio

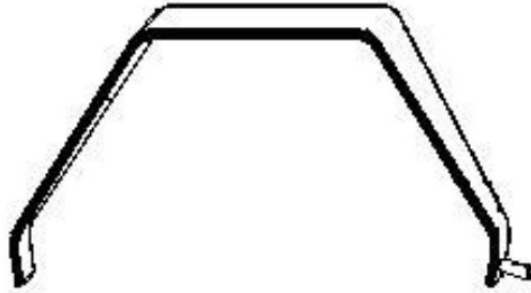


Figura 4.2: *esempio di carrello a balestra* [1]

e kevlar). Qui stato scelto l'alluminio 7075-T6 che garantisce un'ottima resistenza e una densità relativamente bassa. Uno svantaggio risaputo dell'alluminio è quello della scarsa saldabilità: per questo motivo il carrello sarà fissato al corpo centrale con delle viti bullonate. Esse verranno prese in esame in seguito per determinare con precisione gli sforzi a cui sono sottoposte al fine di scegliere correttamente la classe di resistenza.

Durante il procedimento verranno effettuati tutti i calcoli per determinare sia gli angoli di apertura sia il corretto posizionamento del carrello. Come prima cosa si partirà da un'analisi teorica di una trave per ricavare il valore dello spessore iniziale. Ovviamente questo valore non tiene conto di alcuni fattori come la piegatura del materiale e i vincoli, che verranno invece considerati durante l'analisi fem. La soluzione finale sarà infatti contenuta in un intorno di quel valore. Infine, una volta trovata la configurazione desiderata, verrà creato il disegno in 3D del carrello.

Bisogna infine ricordare che rispetto al progetto precedente:

- il peso del velivolo è aumentato di circa 60 *kg*;
- l'elica E05 della Simonini Flying ha un diametro di 182 *cm*, ben 60 *cm* in più rispetto alla situazione precedente.
- a causa del motore più pesante il centro di massa si è spostato in avanti con conseguenze sulla posizione delle ruote.

Tutto questo porta a dover riprogettare l'intero sistema d'atterraggio.

4.2 Preparazione del modello

La posizione del carrello d'atterraggio deve soddisfare alcune norme di sicurezza per garantire una corretta stabilità del velivolo durante l'atterraggio e le manovre al suolo. La figura seguente riassume queste caratteristiche.

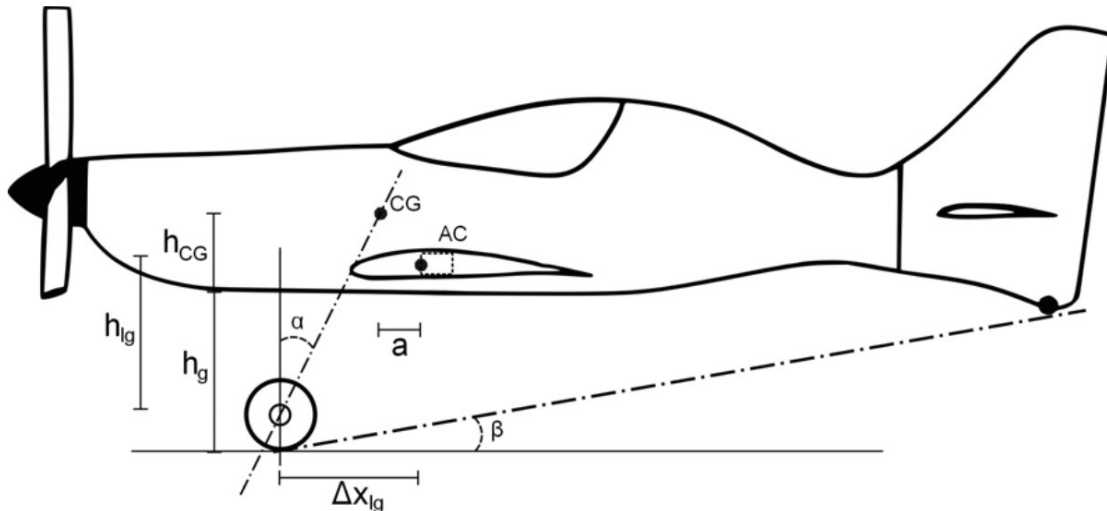


Figura 4.3: angoli e distanze del modello [1]

Si nota la presenza di due angoli:

- α : è l'angolo compreso tra la verticale locale e il baricentro del velivolo e deve essere compreso tra 16° e 25° . Per una situazione di sicurezza, viene scelto un valore intermedio di 20° .
- β : è l'angolo compreso tra il terreno orizzontale e il carrello posteriore e deve essere di circa $10-15^\circ$. Questa scelta influenzerà soprattutto il dimensionamento del carrello posteriore, che verrà preso in considerazione nella sezione 4.9.

Seguendo la procedura suggerita da Raymer, il primo passo è determinare l'altezza verticale minima del velivolo da terra. Si ottiene con la formula seguente:

$$h_G = D_{\text{prop}}/2 + \Delta_c + S_{\text{max}} - h_{CG} = 1025\text{mm}$$

dove $D_{\text{prop}}/2 = 910 \text{ mm}$ indica la metà della grandezza dell'elica in questione, $\Delta_c = 250 \text{ mm}$ è una quota standard di sicurezza da aggiungere, $S_{\text{max}} = 100 \text{ mm}$ è lo stroke massimo, ovvero la massima deflessione del carrello e $h_{CG} = 235 \text{ mm}$ la posizione del centro di massa verticale rispetto alla parte inferiore della fusoliera.

La distanza verticale tra il centro aerodinamico del velivolo, situato nel punto di attacco dell'ala, e il mozzo delle ruote è:

$$h_{LG} = h_G - D_{WH}/2 + y_{AC} = 995mm$$

con $D_{wh}/2 = 130 \text{ mm}$ è il raggio delle ruote e $y_{AC} = 100 \text{ mm}$ la distanza tra il centro aerodinamico e la parte inferiore dell'aereo. Considerando $\alpha = 20^\circ$ si può inoltre calcolare la distanza orizzontale tra il mozzo delle ruote ed il centro di massa:

$$\Delta x_{CG} = (h_G + h_{LG} - D_{WH}/2) * \tan\alpha = 411mm$$

Prima di effettuare il prossimo passaggio è necessario fare alcune precisazioni. Per una corretta stabilità del velivolo, è richiesto che la distanza tra il baricentro e il centro aerodinamico sia di 70 mm . Nel caso in questione è necessario spostare leggermente indietro il centro aerodinamico e quindi aumentare questa quota a 100 mm per evitare instabilità nel momento in cui si decidesse di montare un motore più leggero. La stabilità in questo caso è garantita per motori che pesano 15 kg in meno di quello considerato nel caso in questione. Come già accennato, sarà necessario aggiungere del peso extra se questa condizione non potrà essere raggiunta. Detto ciò:

$$\Delta x_{LG} = \Delta x_{CG} + 100mm = 511mm$$

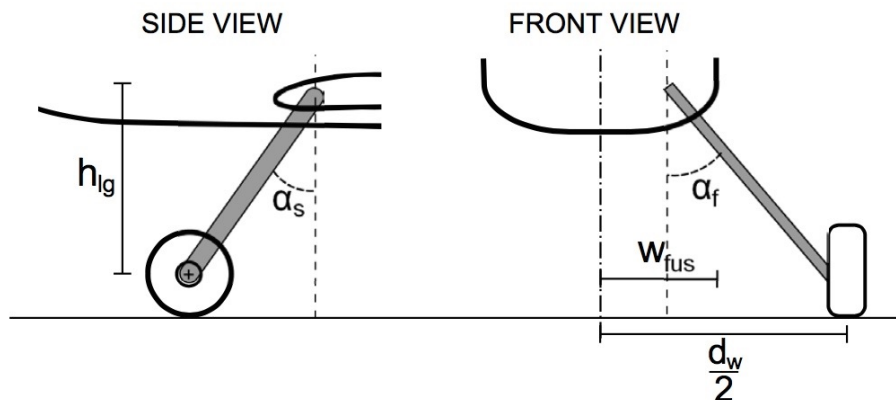


Figura 4.4: *vista degli angoli di apertura della balestra* [1]

Dalla figura 4.4 possono essere visualizzati gli angoli che verranno calcolati con le formule successive. Le due ruote infatti non devono essere verticali all'attacco: l'angolo α_f indica di quanto esse si sporgono in avanti, α_s di quanto sono inclinate verso l'esterno.

La strategia di inclinare il carrello d'atterraggio ha tuttavia alcuni svantaggi. Come prima cosa la lunghezza effettiva del carrello cresce; ciò si traduce in una deformazione maggiore e in un utilizzo di una maggior quantità di materiale. Vengono inoltre introdotti dei momenti flettenti che sarebbero inesistenti nel caso di gambe verticali. Entrambi gli inconvenienti portano a dover sovradimensionare il carrello con conseguente aggiunta di materiale e peso.

Per questo motivo si è scelto di fissare il carrello verticalmente su una piastra posizionata in modo tale da garantire la stabilità a terra. Per quanto riguarda le relazioni geometriche, l'angolo α_f verrà scelto tra un range di valori.

$$\alpha_{f\text{MIN}} = \arctan\left(\frac{D_W/2 - w_{\text{FUS}}}{h_{\text{LG}}}\right) = 15.5^\circ$$

$$\alpha_{f\text{MAX}} = \arctan\left(\frac{D_W/2}{h_{\text{LG}}}\right) = 29^\circ$$

dove $D_W/2 = 550$ mm indica l'ampiezza massima del carrello e $w_{\text{FUS}} = 275$ mm è la larghezza della fusoliera. Il valore dell'angolo $\alpha_{f\text{MIN}}$ deve quindi essere scelto tra i valori 15.5° e 29° . Viene scelto un angolo intermedio di 25° . Come ultima informazione viene calcolata la lunghezza della gamba del carrello:

$$L = \frac{x_{\text{LG}} - y_{\text{AC}}}{\cos \alpha_f} = 987\text{mm}$$

4.3 Analisi teorica

Si procede ora a calcolare uno spessore di primo tentativo per le simulazioni nel solutore fem. Per fare ciò si richiama la teoria delle travi per calcolare deformazioni e stress massimi che dovranno rientrare entro certi parametri. Per trovare lo stress massimo sopportabile dal carrello bisogna prima ricordare le caratteristiche dell'alluminio 7075-T6, modellato come materiale isotropo. Questo materiale garantisce, anche relativamente ad altre tipologie di alluminio, un'elevata resistenza.

Modulo di elasticità E	71.7 Gpa
Modulo di Poisson ν	0.33
Densità ρ	2810 kg/m ³
Carico di rottura massimo σ_{MAX}	572 MPa
Carico di snervamento σ_{SN}	503 MPa

4.3.1 Calcolo di forze e parametri

L'obiettivo di questa procedura è quello di trovare un valore di primo tentativo per le simulazioni. Per prima cosa è necessario calcolare la forza alla quale sarà sottoposto il carrello. Il carrello d'atterraggio dovrà sostenere tutto il peso del velivolo durante l'impatto moltiplicato per un fattore di sicurezza (per la normativa si deve considerare un impatto con velocità verticale pari a 1.6 m/s). La figura 4.5 aiuterà a comprendere la direzione della forza e degli spostamenti.

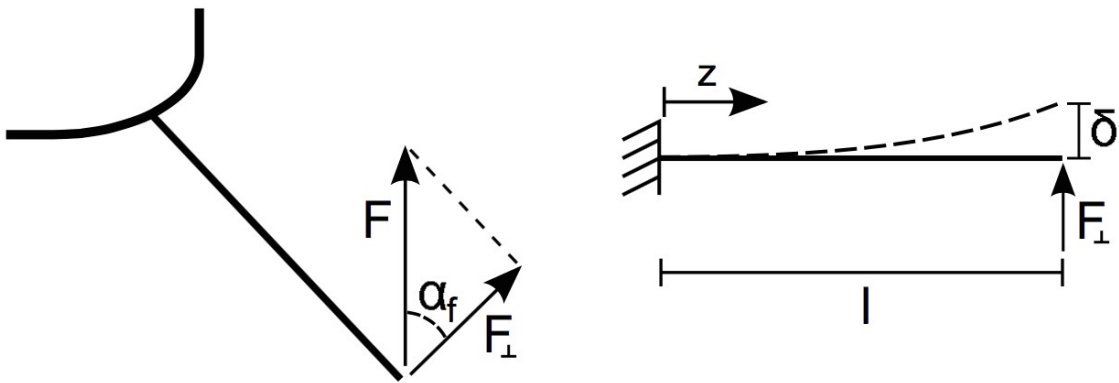


Figura 4.5: forze e spostamenti di una gamba del carrello [1]

Introducendo come da normativa il fattore di carico $N_G = 3$, che simula l'impatto durante l'atterraggio, si trova la componente della forza:

$$F = \frac{1}{2} * W * N_G = \frac{1}{2} * M_{TOT} * g * N_G = 3532N$$

$$F_{\perp} = F * \sin \alpha_f = 1490.5N$$

Nella formula precedente W indica la forza peso, dove per $M_{TOT} = 240 \text{ kg}$ si è considerata una stima del peso finale del velivolo per eccesso. Il risultato è stato moltiplicato per 0.5 poiché ciascuna gamba provvederà a sostenere una parte uguale del peso durante tutte le manovre a terra.

$$L = \frac{x_{LG} - y_{AC}}{\cos \alpha_f} = 987mm$$

Lo spostamento massimo concesso della trave è:

$$\delta = \frac{S}{\sin \alpha_f} = 154mm$$

Dove per S si intende lo stroke, ovvero lo spostamento verticale. Esso è stato calcolato con una formula ricavata dalla trattazione di Raymer:

$$S = \frac{V_{\text{vert}}^2}{2 * \eta * g * N_G} - S_T * \frac{\eta_T}{\eta} = 39mm$$

dove $\eta = 0.5$ è il fattore di efficienza di atterraggio, $\eta_T = 0.47$ l'efficienza delle gomme e $S_T = 50 \text{ mm}$ lo stroke delle gomme. Tutti questi valori sono stati ricavati dalla letteratura. Raymer inoltre suggerisce di aumentare lo stroke di circa 25 mm per ragioni di sicurezza: un valore plausibile è dunque 65 mm .

Infine, durante l'analisi, il valore dello stress in ogni punto della struttura deve essere inferiore di un certo valore. Esso dipende dal carico di snervamento del materiale diviso per un fattore di sicurezza suggerito dalle normative.

$$\sigma_{\text{TOT}} = \frac{\sigma_{\text{SN}}}{1.5} = 335MPa$$

4.3.2 Teoria della trave

La formulazione analitica che segue ha lo scopo di fornire dei valori di partenza per l'analisi computazionale successiva. Verrà utilizzato il metodo dell'energia di deformazione considerando solo il momento flettente applicato alla trave. L'energia di deformazione per unità di lunghezza è data da:

$$u_{\text{bend}} = \frac{M(z)^2}{2EI_x(z)}$$

dove $M(z)$ è il momento flettente e $I_x(z)$ l'inerzia rispetto ad x dipendenti entrambi da z e dunque dalla lunghezza della trave. Le loro espressioni sono:

$$M = -F_{\perp}(l - z)$$

$$I_x = \frac{w(z)t^3}{12}$$

dove $w(z)$ indica la larghezza, funzione anch'essa di z :

$$w(z) = w_1 + \frac{w_2 - w_1}{l}z$$

L'energia di deformazione per unità di lunghezza, introducendo le espressioni appena trovate, diventa:

$$u_{\text{bend}} = \frac{6F_{\perp}^2(l-z)^2}{Et^3(w_1 + \frac{w_2-w_1}{l}z)}$$

Integrando lungo tutta la trave si ricava l'energia di deformazione totale:

$$U_{\text{bend}} = \int_0^l u_{\text{bend}} dz$$

L'integrale, non esplicitato, è stato risolto numericamente a causa della sua complessità. Per il teorema di Castigliano è possibile ottenere lo spostamento nel punto desiderato differenziando l'energia di deformazione totale rispetto alla forza agente F_{\perp} . Poiché lo spostamento massimo si ottiene in corrispondenza del termine della trave, l'espressione è calcolata per $z = l$.

$$\delta_{(z=l)} = \frac{\delta U_{\text{bend}}}{\delta F_{\perp}}$$

Per quanto riguarda invece lo stress, la sua espressione dipende sia dalla componente di lunghezza z che da quella di altezza y :

$$\sigma(z, y) = \frac{M(z)}{I_x} y$$

Nel caso in questione è interessante conoscere lo stress massimo la struttura dovrà sopportare. Viene quindi considerata la sezione di mezzo in $t/2$:

$$\sigma_{\text{max}}(z) = \frac{M(z)}{I_x(z)} \frac{t}{2} = \frac{6F(l-z)}{w(z)t^2}$$

che, per $z = l$, diventa:

$$\sigma_{\text{max}(z=0)}(z) = \frac{6Fl}{w_1 t^2}$$

L'ultimo parametro da considerare è la massa della trave. Essa è stata calcolata con una semplice espressione, anche se bisogna precisare che non si tratta della massa totale ma solo di quella di una gamba del carrello. Per trovare la massa totale, oltre a dover moltiplicare per 2, sarà necessario trovare la massa della trave di fissaggio e di collegamento delle due gambe.

$$m = \rho \frac{w_1 + w_2}{2} t l$$

Al fine di rendere più agevole il calcolo, è stato creato uno script Matlab che segue tutti i passaggi e fornisce gli output richiesti (lo script è disponibile nell'appendice al termine della trattazione). Inserendo diversi valori dello spessore e delle larghezze iniziali e finali si ottengono risultati diversi in quanto a spostamenti, stress massimi e massa, esposti nella tabella seguente.

N	w1 [mm]	w2 [mm]	t [mm]	σ [MPa]	S [mm]	δ [mm]	m [kg]
1	0.1	0.05	0.01	2092	928	2198	2.081
2	0.1	0.05	0.015	930	275	651	3.121
3	0.1	0.05	0.02	523	116	275	4.162
4	0.1	0.05	0.025	335	59	140	5.202
5	0.1	0.05	0.03	232	34	81	6.243
6	0.15	0.05	0.01	1395	660	1563	2.775
7	0.15	0.05	0.015	620	196	463	4.162
8	0.15	0.05	0.02	349	82	195	5.549
9	0.15	0.05	0.025	223	42	100	6.937
10	0.2	0.05	0.01	1046	513	1216	3.468
11	0.2	0.05	0.015	465	152	360	5.205
12	0.2	0.05	0.02	261	64	152	6.936

L'unico vincolo richiesto è quello di mantenere fissato il valore di $w_2 = 50\text{mm}$, ovvero la larghezza finale, poiché il diametro del mozzo delle ruote sarà di poco inferiore. Si può notare come per ogni larghezza è stato aumentato lo spessore della trave fino a raggiungere le specifiche richieste e ciò si traduce in un considerevole aumento di massa. Il risultato più accettabile è quello tra i casi 8 e 9 e i casi 4 e 5 poiché vengono soddisfatte le condizioni di stress e di spostamenti massimi con un peso relativamente contenuto. Verranno quindi investigate entrambe le situazioni per determinare quella migliore, che verrà utilizzata nel progetto finale.

In entrambi i casi lo spessore andrà diminuito nella sezione inferiore del carrello poiché in quel volume non vengono registrati valori molto rilevanti di stress. In questo modo si può ridurre la massa del carrello.

4.4 Simulazioni 2D

Per le simulazioni fem è stato creato un modello in Solidworks che rispetta le condizioni di inclinazione e lunghezza calcolate nel paragrafo precedente. Nel modello bidimensionale sono stati associati alla geometria degli elementi di tipo shell. Sono stati studiati due casi (subcase) inerenti alle due situazioni alle quali si troverà ad operare il carrello.

Nella prima situazione, denominata *LANDING*, la forza applicata in direzione verticale ha modulo pari a 3550 N : saranno verificati gli stress e gli spostamenti massimi oltre all'angolo di deflessione rispetto alla verticale. La seconda (*PARKING*) si verificherà più di frequente nella realtà in termini di tempo e ha il ruolo di studiare il caso di parcheggio e rullaggio nel quale agisce soltanto la forza peso del velivolo:

$$F_{\text{parking}} = \frac{1}{2} * 0.90 * m_{\text{TOT}} * g = 1060\text{ N}$$

dove è stato considerato che il carrello anteriore supporti il 90% della massa totale. A seguito di alcune prove che hanno preso in esame diversi spessori, sono stati scelti i valori di 30 mm in alto e 18 mm in basso che rispettano tutte le condizioni richieste. Il peso totale della struttura risulta quindi essere di 11.5 kg . I risultati delle analisi sono esposti nei paragrafi successivi.

4.4.1 Modello

Qui di seguito è visualizzato il modello utilizzato per la simulazione 2D.



Figura 4.6: *modello 2D del carrello d'atterraggio utilizzato per le simulazioni*

4.4.2 Subcase *Landing*

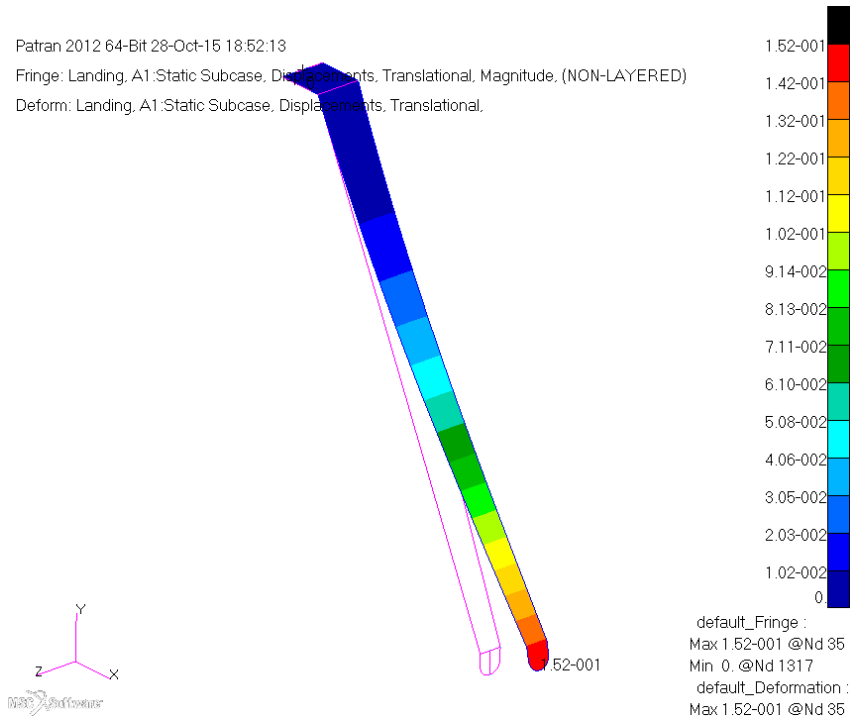


Figura 4.7: *spostamenti in modulo*

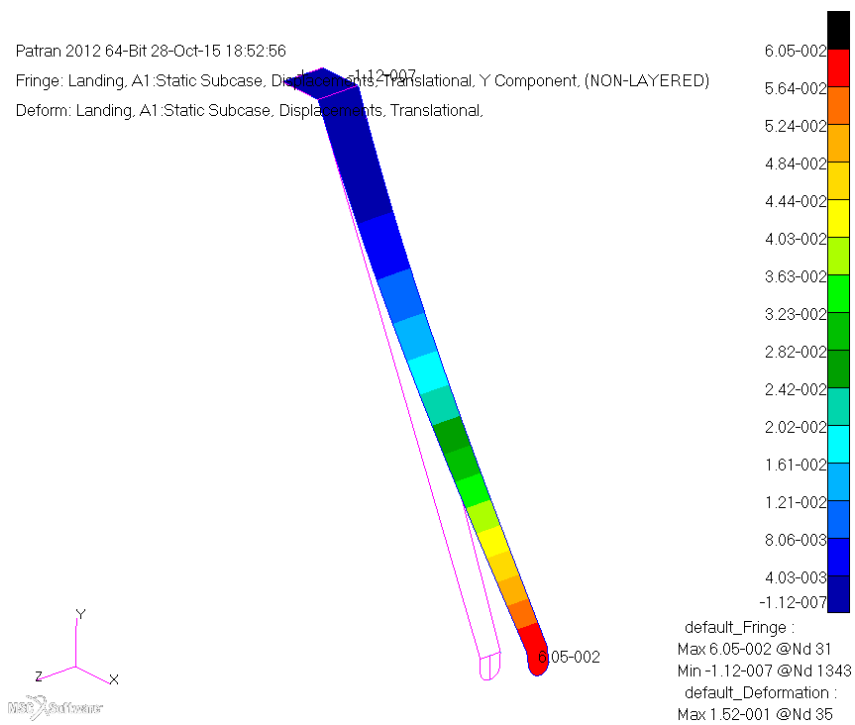


Figura 4.8: *spostamenti in direzione y per il calcolo dello stroke*

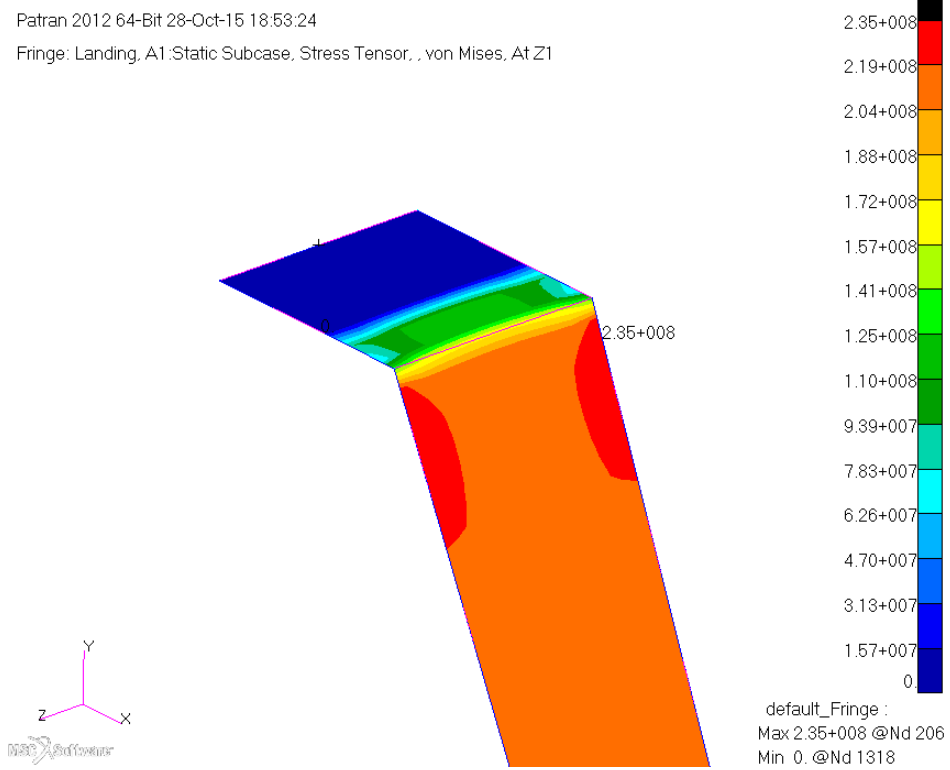
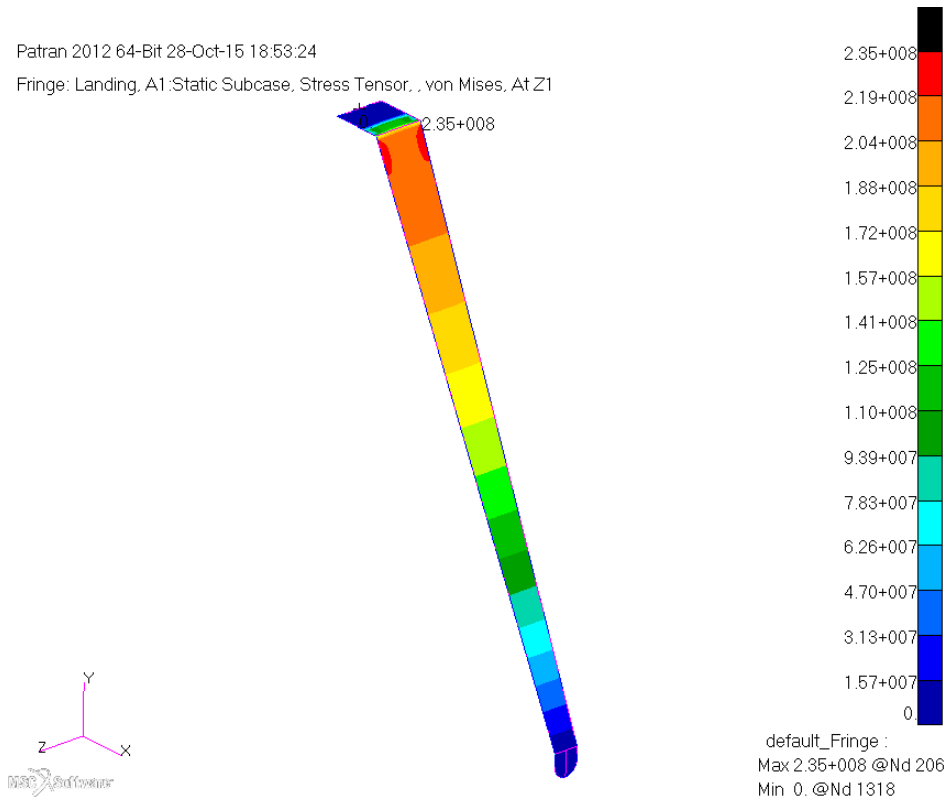


Figura 4.9: stress tensor (complessivo e particolare) della struttura

4.4.3 Subcase *Parking*

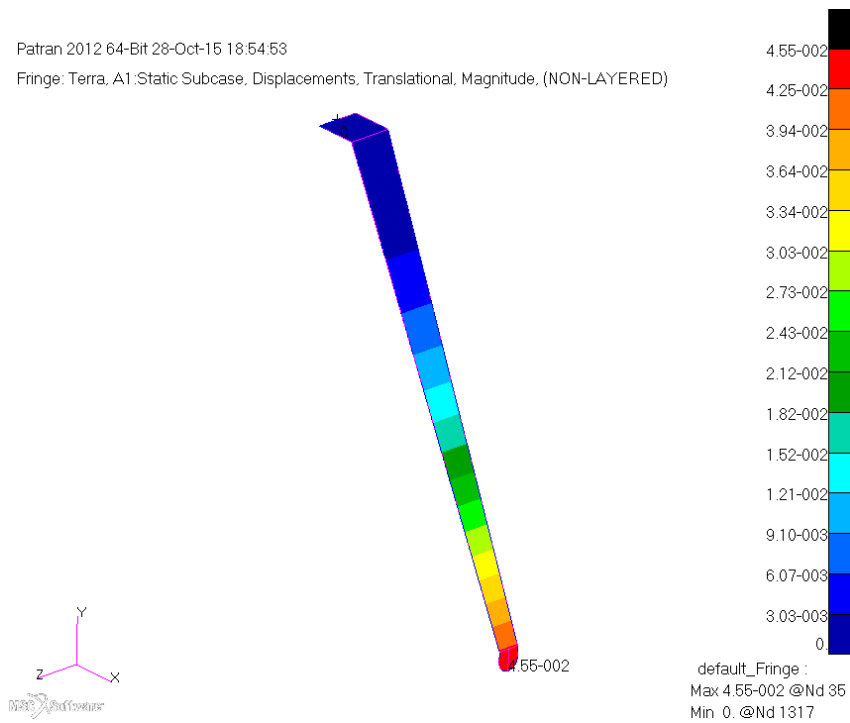


Figura 4.10: *spostamenti in modulo*

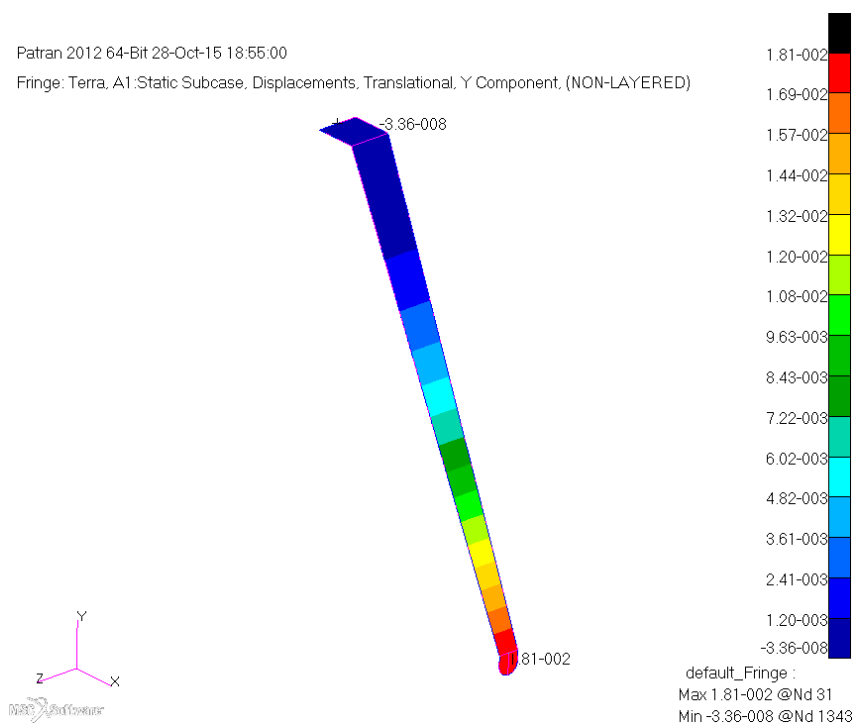


Figura 4.11: *spostamenti in direzione y per il calcolo dello stroke*

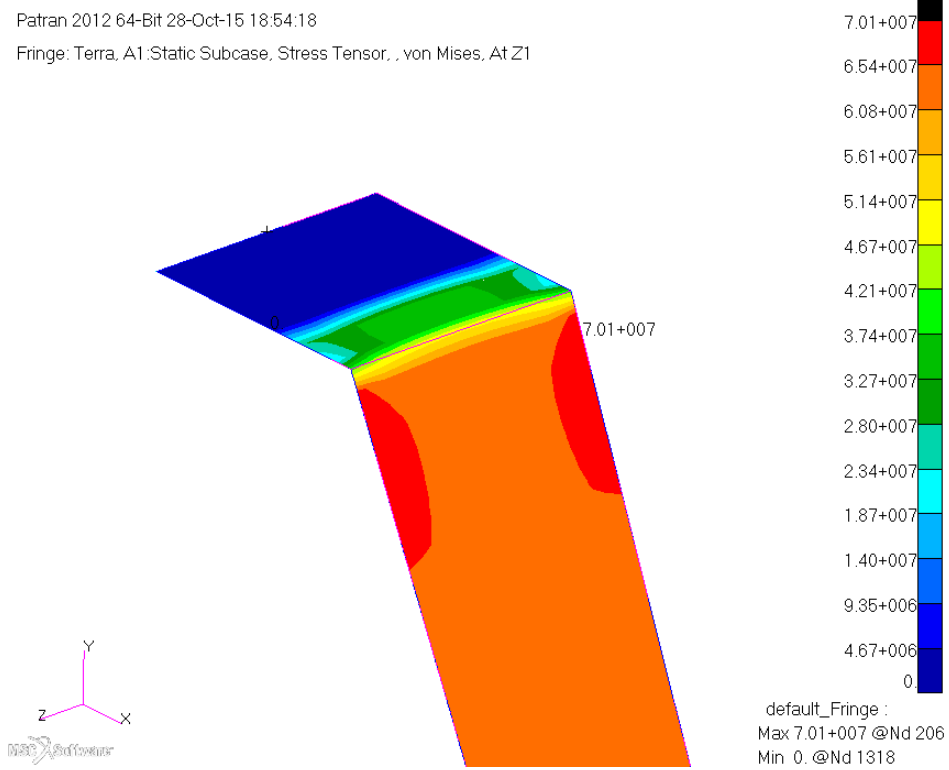
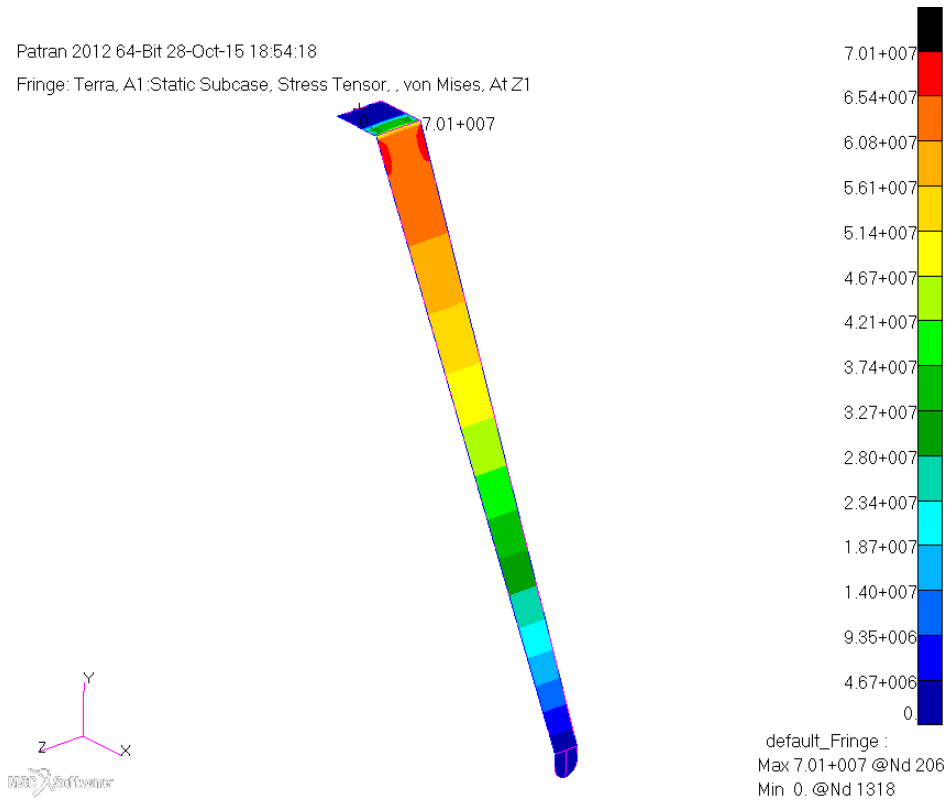


Figura 4.12: *stress tensor (complessivo e particolare) della struttura*

4.4.4 Risultati

Landing

Come si può notare dalle simulazioni, nel caso *landing* viene raggiunto il valore massimo di stress di 235 *Mpa*. Questo valore, come si vedrà nella prossima sezione, è leggermente più alto della realtà poiché il modello bidimensionale distribuisce le tensioni lungo una linea e non lungo una superficie come avviene nel caso tridimensionale. Inoltre è doveroso ricordare che è in esame un atterraggio brusco con un load factor pari a 3.

Considerando quindi 503 *Mpa* come valore della tensione di snervamento dell'alluminio, il fattore di sicurezza riscontrato è:

$$n_{\text{landing}} = \frac{503}{235} = 2.14$$

Essendo questo valore più alto di 1.5, rappresenta una situazione di sicurezza che garantisce al carrello una vita a fatica relativamente elevata.

Lo stroke misurato è invece di 60 *mm*, in linea con quanto supposto in via teorica. Per avere un margine di sicurezza, in fase di calcolo dell'altezza del carrello era stato considerato di 100 *mm* (sezione 4.2). Anche in questo caso il modello è stato leggermente sovradimensionato per evitare situazioni spiacevoli.

Parking

Nel caso in cui venga applicata solo la forza peso del velivolo e quindi venga considerata una situazione di rullaggio o di parcheggio il valore della tensione e dello spostamento cala notevolmente. Si riscontra un valore massimo di 70.1 *Mpa* con un fattore di sicurezza particolarmente alto:

$$n_{\text{parking}} = \frac{503}{70.1} = 7.17$$

Anche lo stroke è decisamente più basso, pari a 18 *mm*. Questa simulazione è stata utile anche per calcolare l'inclinazione che le ruote subiranno durante l'utilizzo. Infatti se le ruote venissero progettate a riposo con l'asse parallelo al suolo, risulterebbero inclinate verso l'esterno durante il loro utilizzo a terra. L'angolo è stato calcolato con alcune semplici relazioni goniometriche ed è risultato di circa 3°. Il modello è stato quindi ridisegnato con queste nuove indicazioni ed usato per le simulazioni tridimensionali e i disegni finali, visibili nella sezione 4.8.

4.5 Simulazioni 3D

Il nuovo modello, disegnato in modo completo con la corretta inclinazione delle ruote, rappresenta la situazione definitiva del carrello. La forza è stata applicata tramite MPC al mozzo della ruota, situazione più realistica rispetto alla precedente. Per quanto riguarda il simulatore, è stata utilizzata una mesh tridimensionale il più uniforme possibile con elementi del tipo *Hex*. E' stata ottenuta la seguente figura:



Figura 4.13: *modello tridimensionale del carrello*

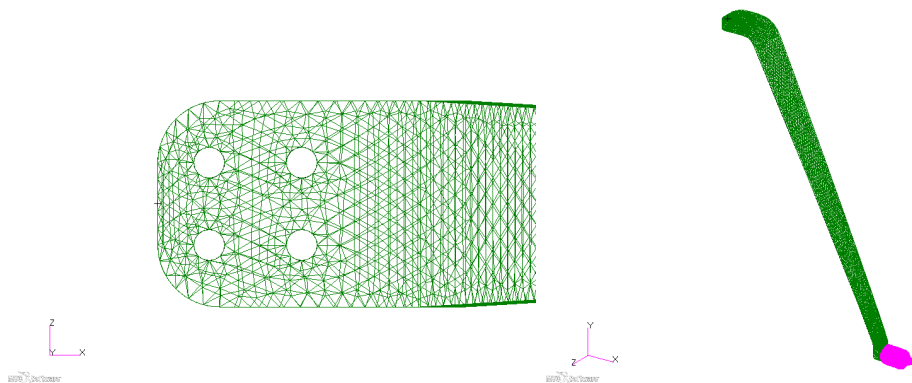


Figura 4.14: *mesh tridimensionale del modello*

Anche in questo caso sono stati creati due subcase uguali ai precedenti per studiare l'atterraggio e il parcheggio. Un vantaggio di questa nuova strategia è quello di poter analizzare con precisione quali punti della struttura sono maggiormente in tensione ed eventualmente rinforzarli.

4.5.1 Subcase *Landing*

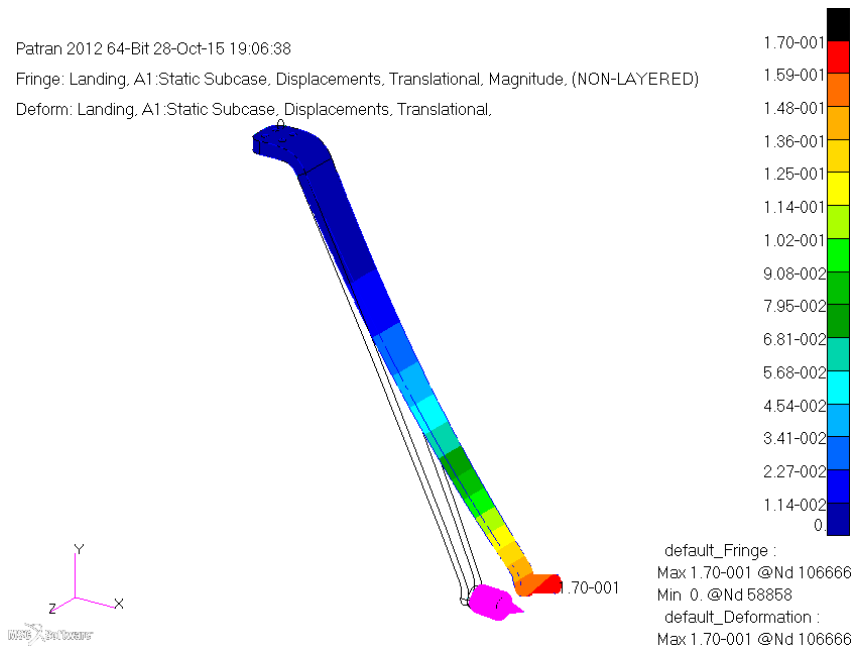


Figura 4.15: *spostamenti in modulo*

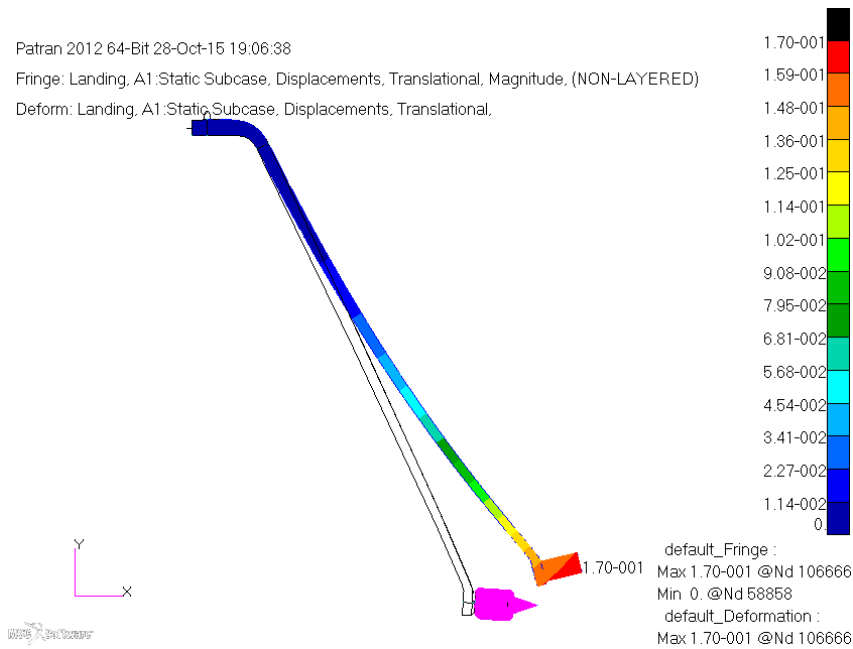


Figura 4.16: *spostamenti in modulo, vista anteriore*

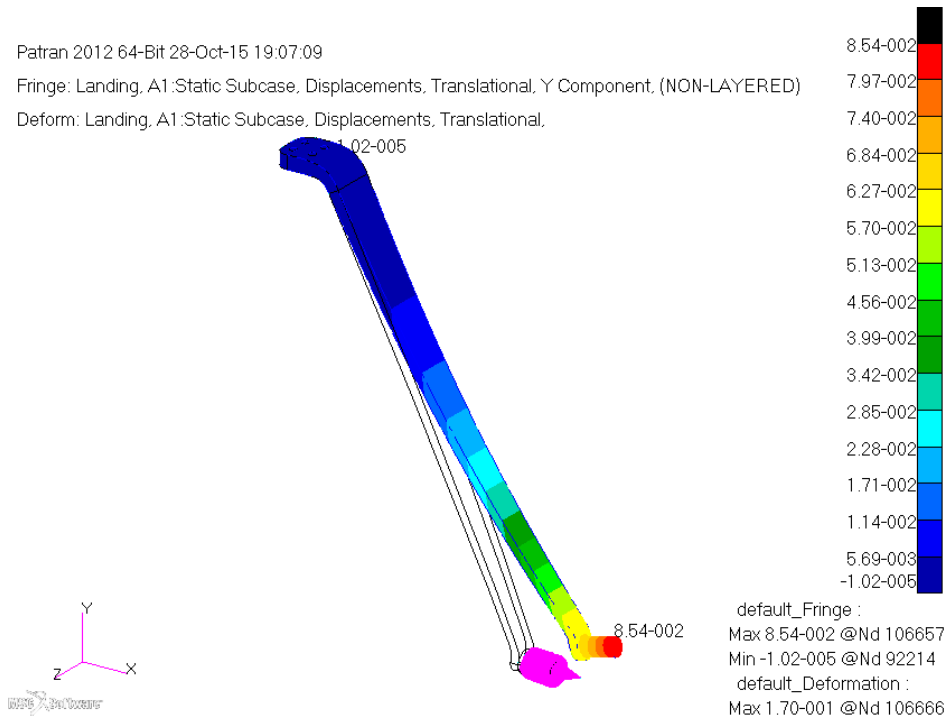


Figura 4.17: spostamenti in direzione y per il calcolo dello stroke

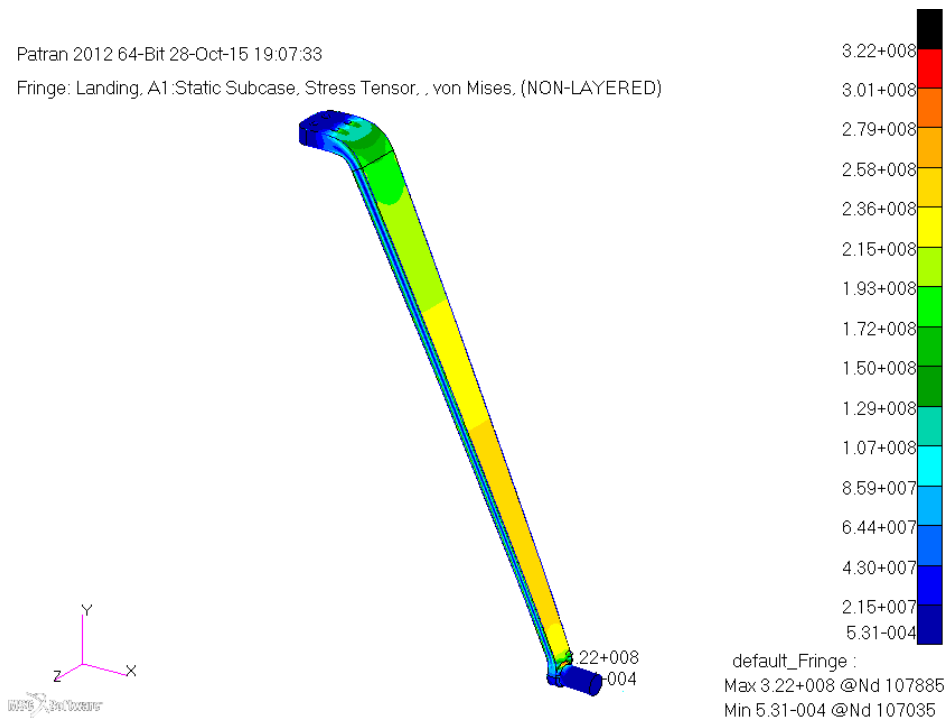
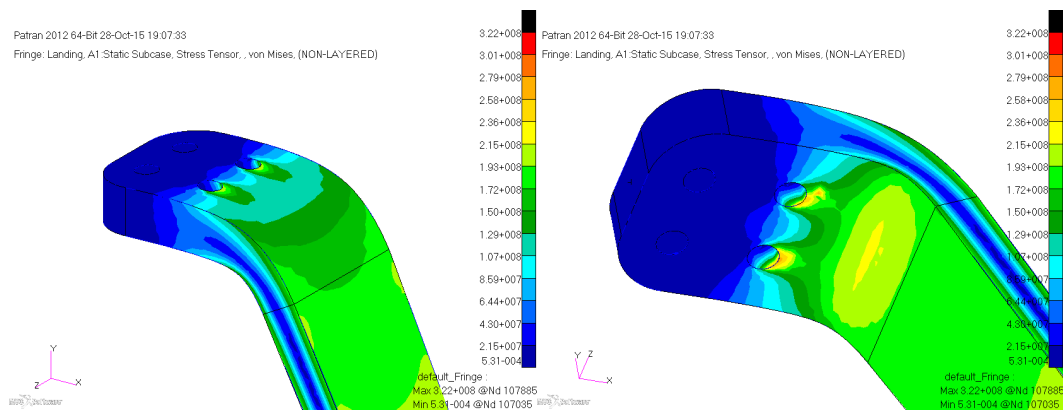
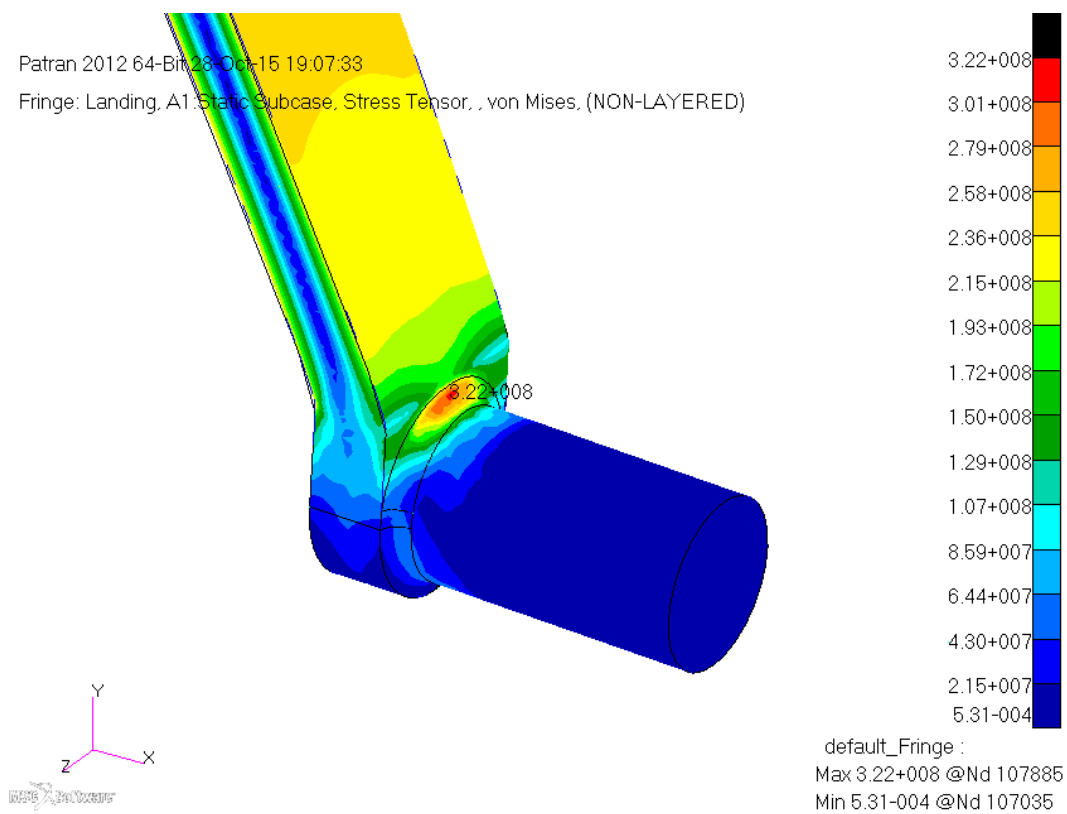


Figura 4.18: stress tensor della struttura



(a) Particolare dall'alto della piastra.

(b) Particolare dal basso della piastra.



(c) Particolare del mozzo del carrello.

Figura 4.19: stress tensor particolare della struttura

4.5.2 Subcase *Parking*

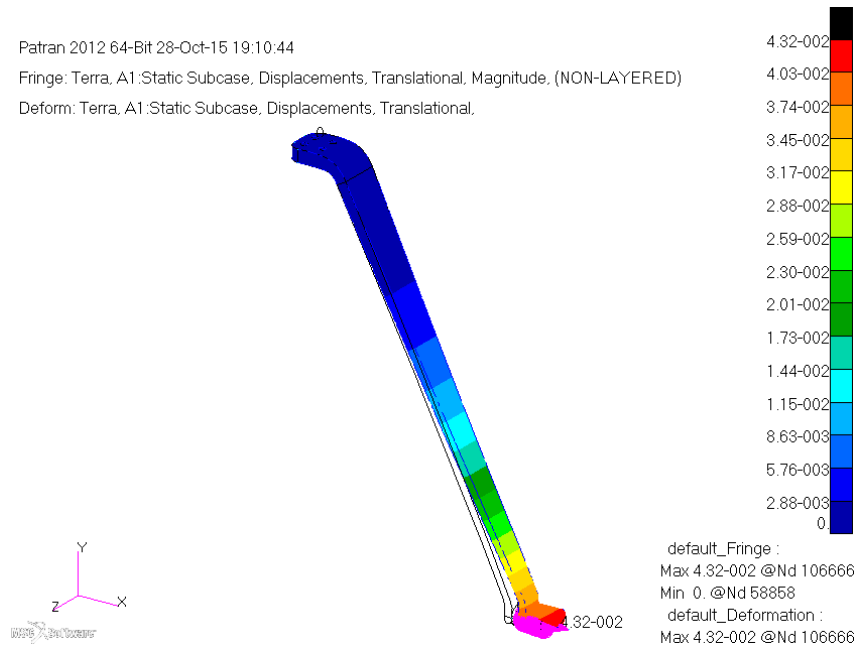


Figura 4.20: *spostamenti in modulo*

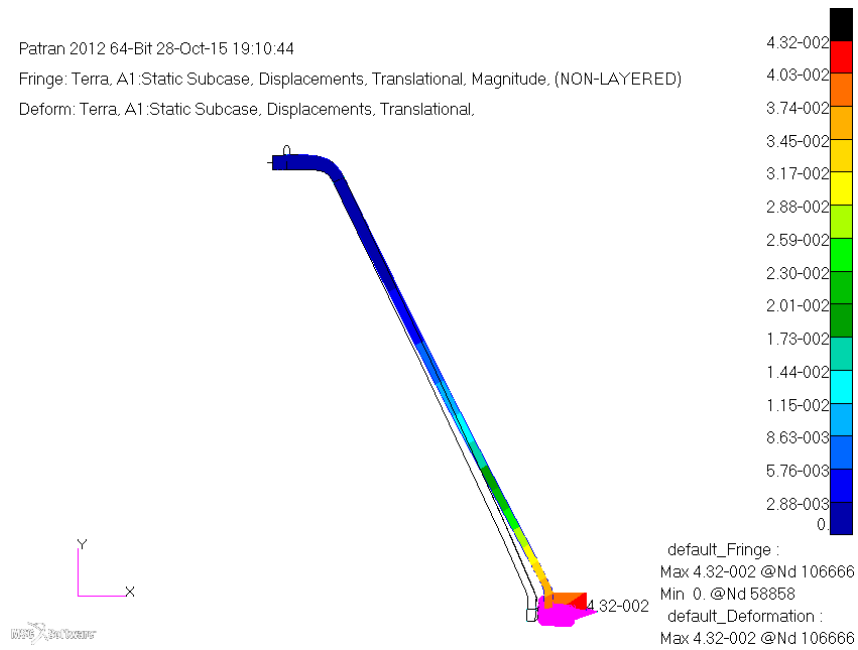


Figura 4.21: *spostamenti in modulo, vista anteriore*

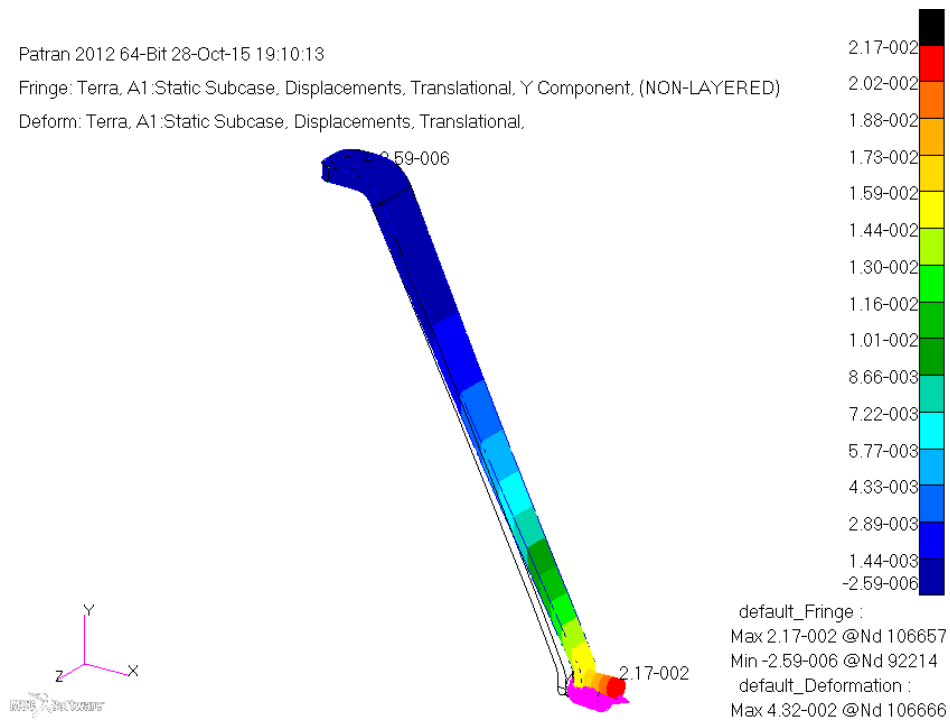


Figura 4.22: spostamenti in direzione y per il calcolo dello stroke

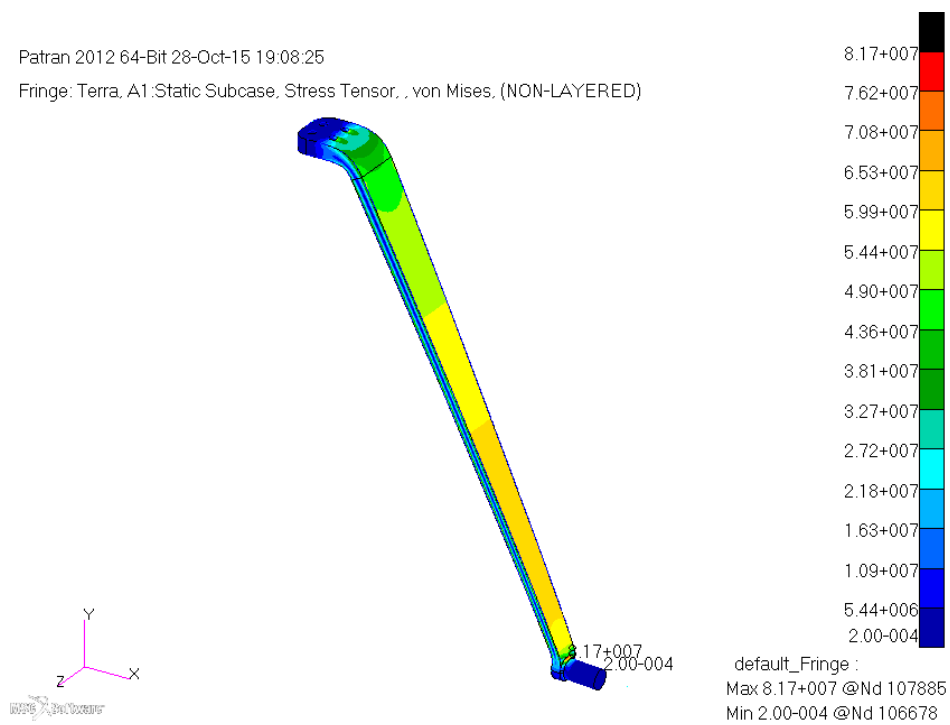


Figura 4.23: stress tensor della struttura

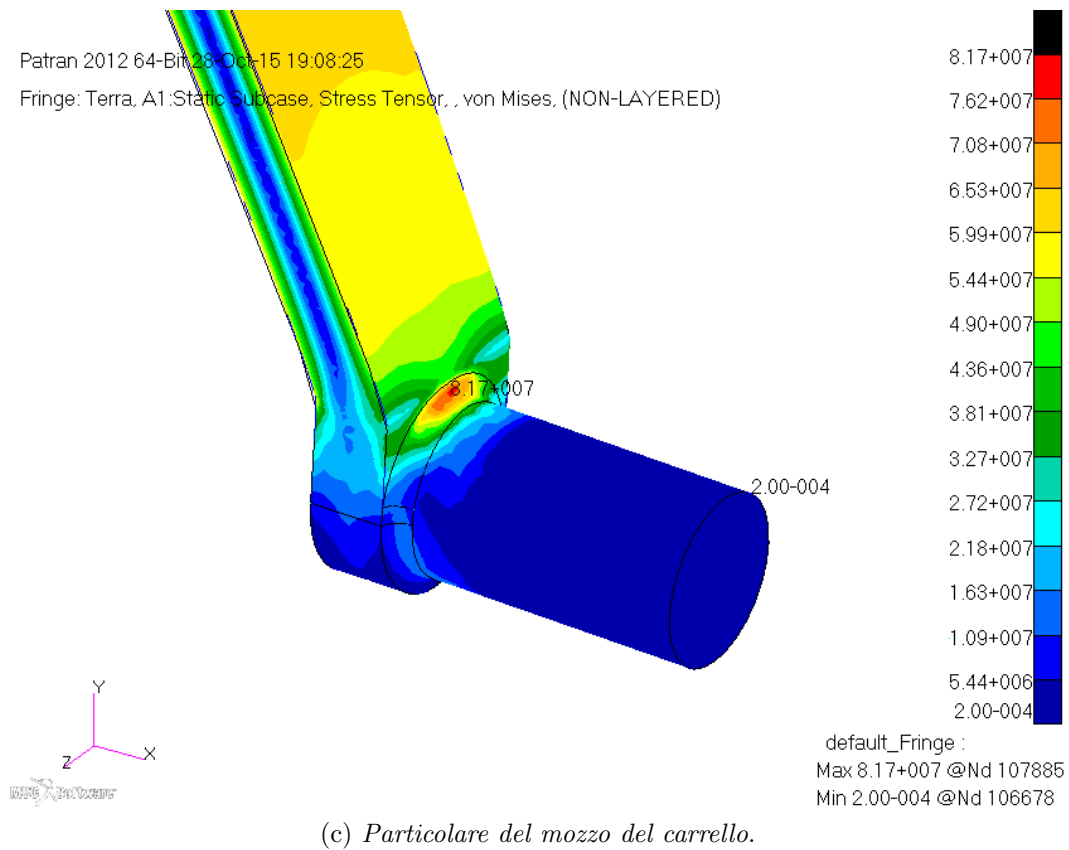
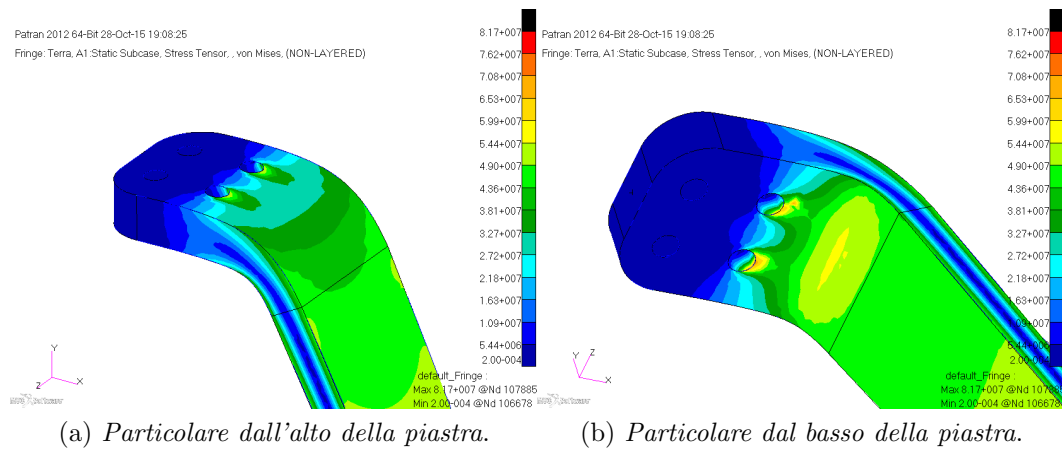


Figura 4.24: stress tensor particolare della struttura

4.5.3 Risultati

Il raggio di curvatura deve essere sufficientemente alto da evitare concentramenti di tensioni. Si nota che il fattore di sicurezza sale a 2.02 nel subcase *landing* e 6.79 nel subcase *parking*. Questa situazione può essere considerata come definitiva, utilizzabile nei disegni finali visibili nella sezione 4.8.

4.6 Viti carrello

E' stata effettuata anche una simulazione non lineare per trovare la condizione di massimo sforzo delle viti che uniranno il carrello al velivolo. La figura 4.25 mostra che basterà una vite con classe di resistenza 4.6 o 4.8 per rimanere in una situazione di sicurezza (per la tabella con le classi di resistenza si veda l'appendice).

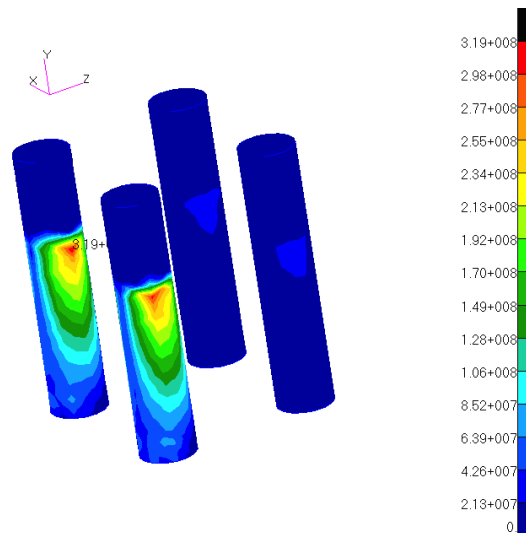


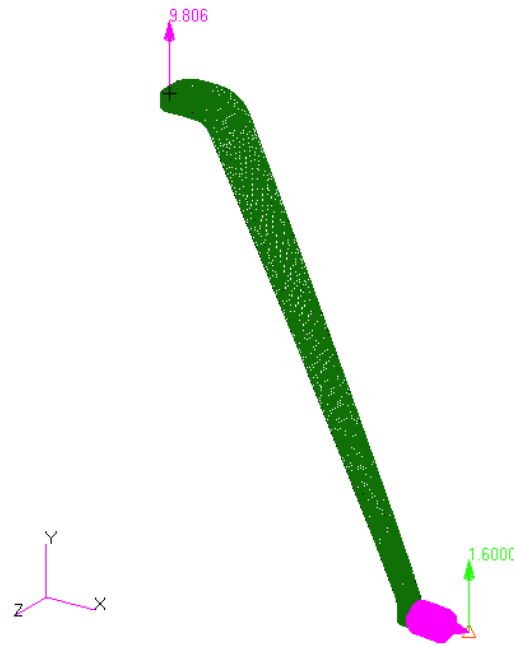
Figura 4.25: *stress nelle viti*

4.7 Analisi dinamica

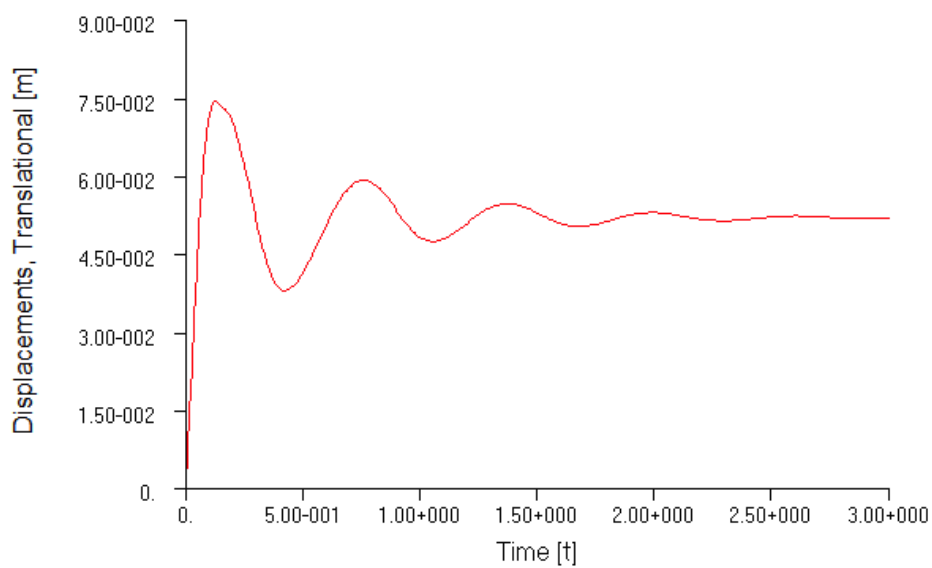
Per simulare al meglio l'impatto con il terreno è stato creato un subcase dinamico di tipo non lineare. Questa tipologia di solutore suddivide il problema in piccoli intervalli di tempo ed applica la forza in modo incrementale fino ad arrivare al valore stabilito trovando ogni volta la configurazione di equilibrio. Nel caso in questione è stata applicata una velocità iniziale di 1.6 m/s al carrello tridimensionale, come previsto dalla normativa. La simulazione è stata lanciata per 10 secondi complessivi.

Per ragioni di convenienza è stata fissata la piastra con dei vincoli che impedissero sia le traslazioni che le rotazioni. La velocità è stata applicata al mozzo delle ruote in direzione verticale con verso positivo. Nella realtà accade l'esatto opposto, tuttavia in questo modo viene simulato correttamente l'impatto al suolo. Il carrello è stato inoltre sottoposto al peso dell'intera struttura suddiviso equamente nelle due ruote.

E' interessante creare il grafico dell'andamento di un nodo casuale del mozzo, il punto di massimo spostamento della struttura. Il grafico (figura 4.27) mostra che lo spostamento cala nel tempo per l'effetto dissipativo dell'ammortizzazione e si assesta (come previsto)

Figura 4.26: *modello per l'analisi dinamica*

attorno ad un valore di circa 45 *mm*. Inoltre, lo spostamento massimo calcolato (che equivale all'istante di massimo stress per la struttura) è di 75 *mm*, inferiore rispetto al valore ricavato con le simulazioni lineari statiche. Questa netta differenza può essere spiegata con le approssimazioni per eccesso fatte nel corso della trattazione che hanno portato ad un sovradimensionamento del sistema.

Figura 4.27: *grafico dello spostamento di un nodo del mozzo in funzione del tempo*

4.8 Disegni finali

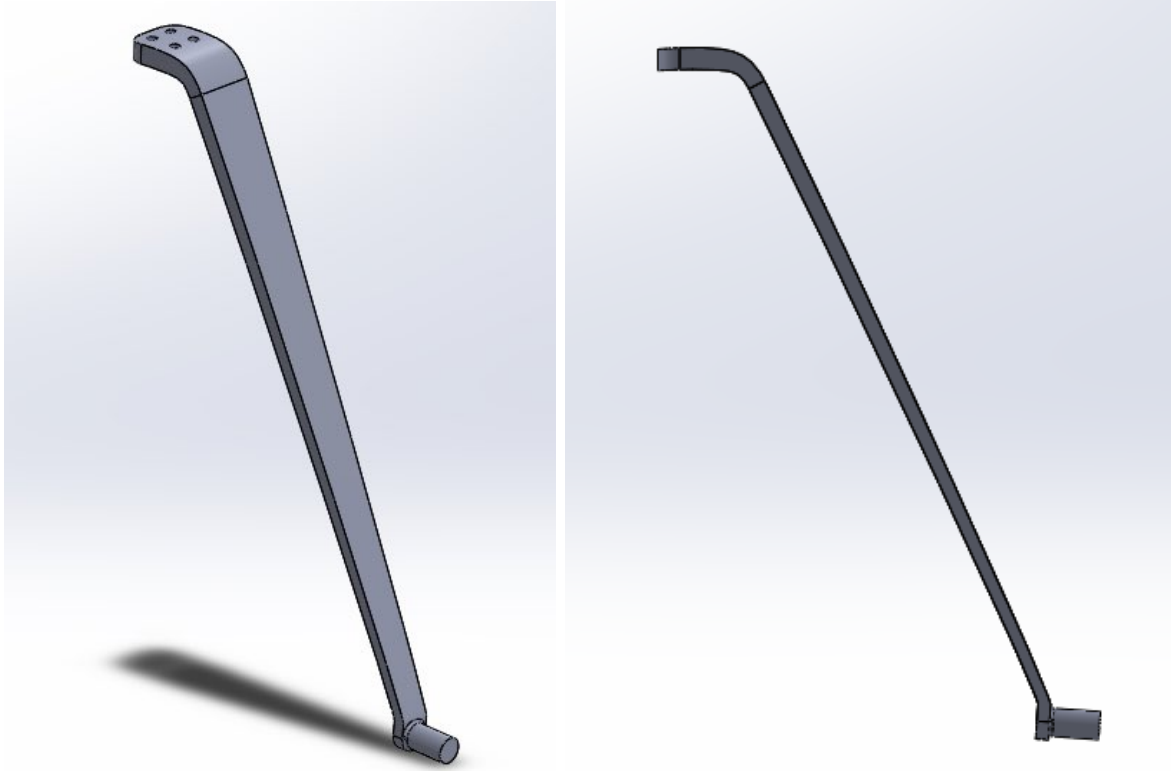


Figura 4.28: *vista isometrica ed anteriore del carrello*

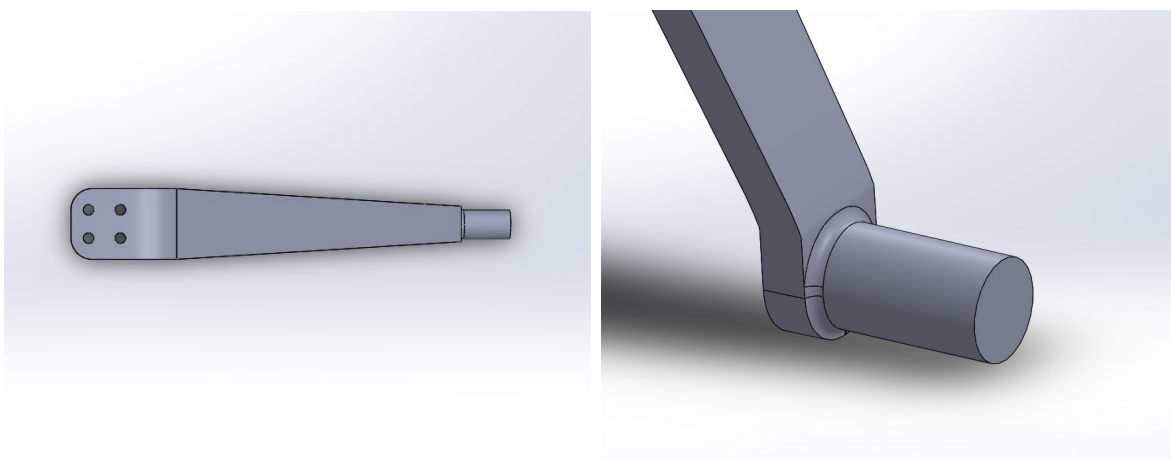


Figura 4.29: *vista laterale e particolare del carrello*



Figura 4.30: *vista anteriore e isometrica dell'assieme carrello-ruota*

4.9 Carrello Posteriore

E' doveroso dare un rapido sguardo anche al carrello posteriore in quanto la sua progettazione risulta indispensabile in questa nuova configurazione del velivolo. Infatti, se in precedenza era sufficiente fissare una piccola ruota all'altezza della coda dell'aereo, ora l'altezza dal suolo è elevata e per questo anche il carrello posteriore deve essere supportato da una piccola trave. Riprendendo la trattazione di Raymer, esiste una relazione precisa tra l'angolo che intercorre tra il terreno e la congiungente tra le ruote anteriori e quelle posteriori quando l'aereo è in posizione di crociera.

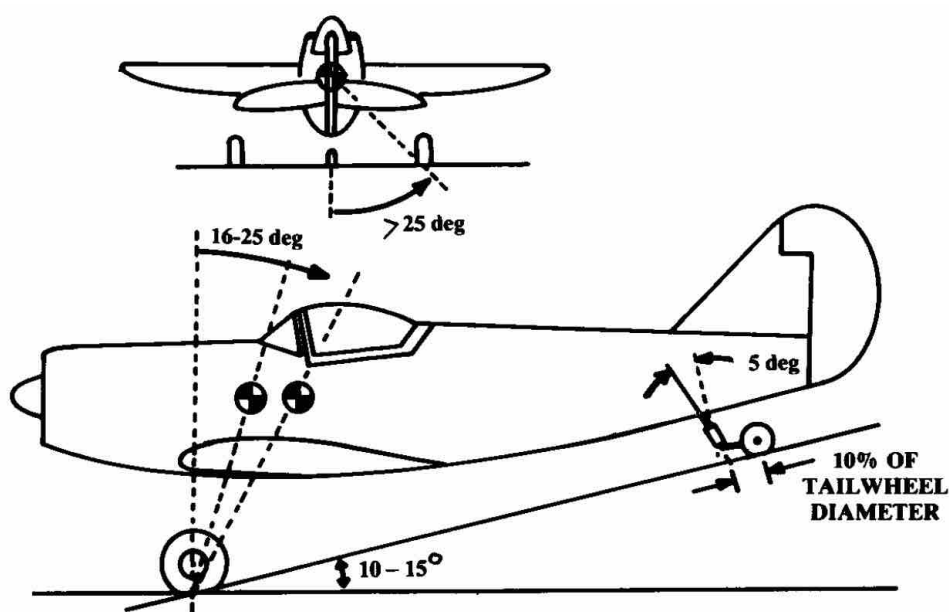


Figura 4.31: visualizzazione angolo ruote anteriori-ruotino [1]

L'angolo in questione deve essere compreso tra i 10 e i 15° per motivi di visibilità. Un angolo più elevato infatti non permetterebbe al pilota una chiara visione di ciò che lo circonda durante le manovre di rullaggio. Si considera che l'altezza da terra del velivolo è di 995mm e che la distanza tra le ruote anteriori e quella posteriore è di 2810mm. Dei semplici passaggi goniometrici hanno reso possibile il calcolo dell'altezza minimo del carrello posteriore da terra con il velivolo in assetto orizzontale:

$$h_{\text{MIN}} = 2810 * \sin 10^\circ = 496\text{mm}$$

da cui deriva il valore massimo dell'altezza del supporto del carrello:

$$h_{\text{cp}} = h_{\text{LG}} - h_{\text{MIN}} = 499\text{mm}$$

Allo stesso modo è stato calcolato il valore minimo dell'altezza del supporto:

$$h_{\text{MAX}} = 2810 * \sin 15^\circ = 753\text{mm}$$

$$h_{\text{cp}} = h_{\text{LG}} - h_{\text{MAX}} = 242\text{mm}$$

E' stata scelta una misura intermedia di $h_{\text{cp}} = 450 \text{ mm}$. Costruttivamente il carrello si presenterà come una barra curvata di sezione circolare alla quale in un'estremità verrà applicato un piccolo mozzo per il ruotino mentre nell'altra una lastra per il fissaggio. Il materiale scelto è lo stesso del carrello anteriore, ovvero l'alluminio 7075-T6 (proprietà nella sezione 4.3).

La forza alla quale dovrà resistere il carrello posteriore è assimilabile al 10% del peso dell'intero velivolo:

$$F_{\text{post}} = 0.10 * m_{\text{TOT}} * g = 236\text{N}$$

Come per il carrello anteriore sono stati sviluppati due subcase per le simulazioni: uno riguarda l'atterraggio (dove viene considerato un fattore moltiplicativo 3 per simulare l'impatto), l'altro il semplice parcheggio del velivolo.

4.9.1 Risultati

Si può vedere che gli spostamenti in gioco sono bassi e non influiscono in maniera significativa sui calcoli effettuati nella sezione 4.9. Anche per quanto riguarda gli stress il fattore di sicurezza è accettabile:

$$n_{\text{landing}} = \frac{503}{205} = 2.45$$

$$n_{\text{parking}} = \frac{503}{68} = 7.39$$

dove è stato considerato il valore di resistenza dell'alluminio già moltiplicato per un fattore di sicurezza, come indicato in sezione 4.3. Il peso totale della barra che sosterrà il carrello posteriore è di circa 1 kg. Se si considera il peso del ruotino, che non supererà il kilo, e quello della piastra con le viti e i bulloni, si può ipotizzare che l'intero apparato peserà 2.5 kg.

4.9.2 Subcase *Landing*

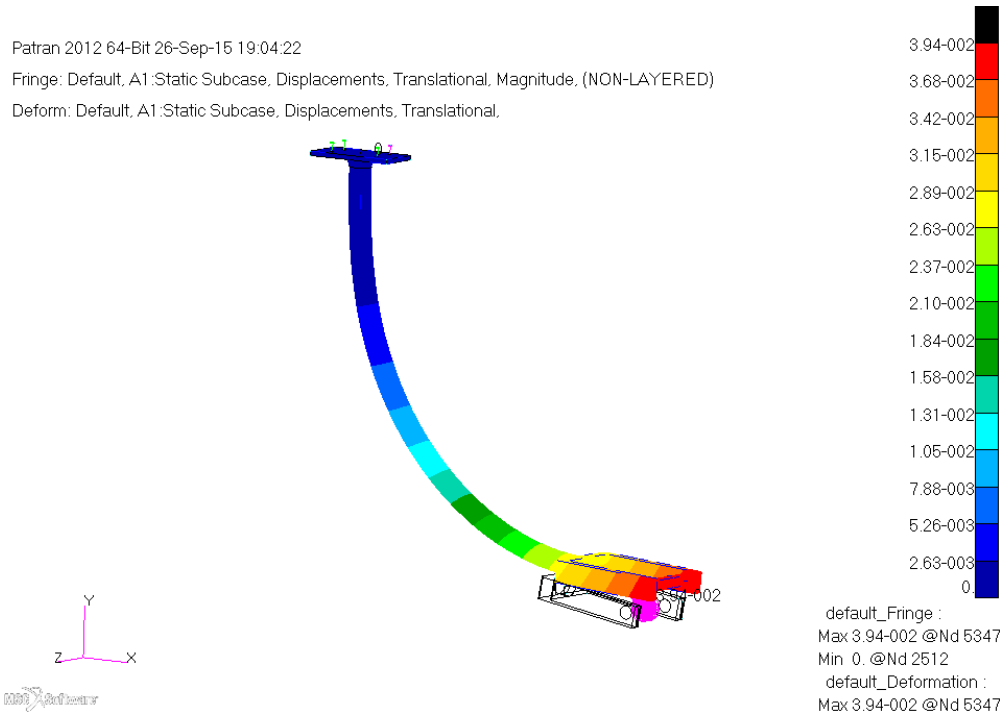


Figura 4.32: spostamenti in modulo

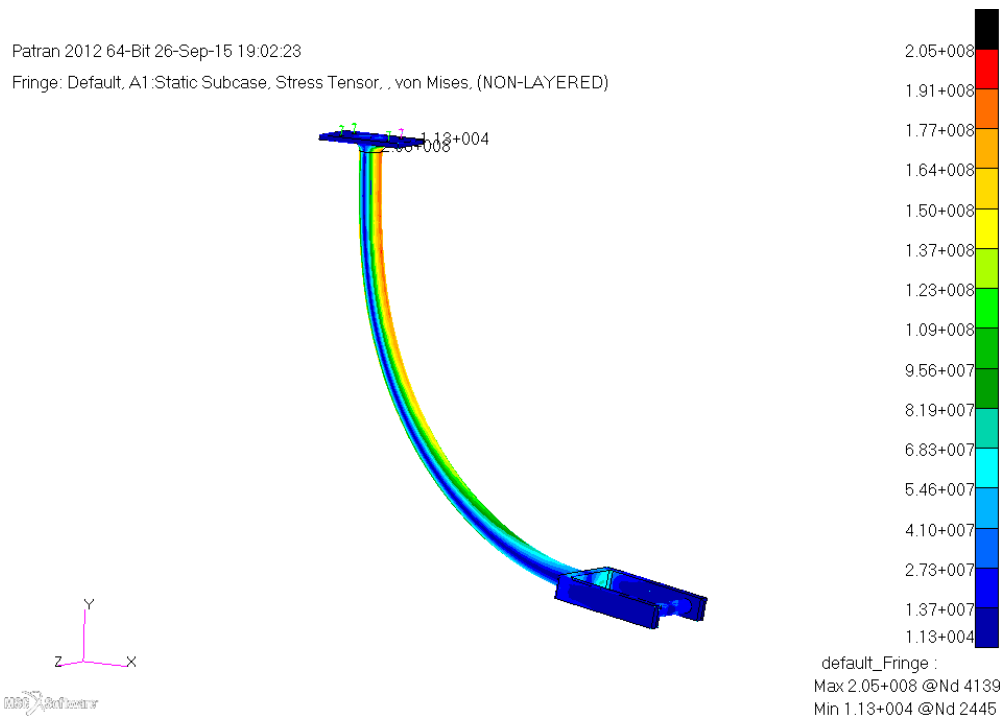


Figura 4.33: andamento dello stress

4.9.3 Subcase *Parking*

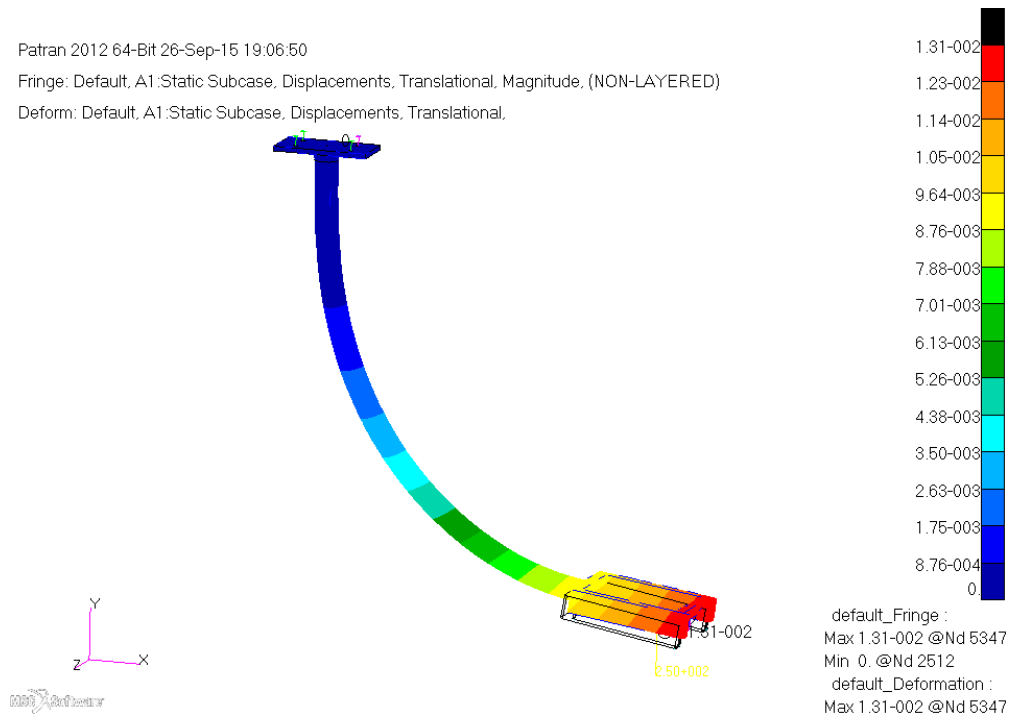


Figura 4.34: spostamenti in modulo

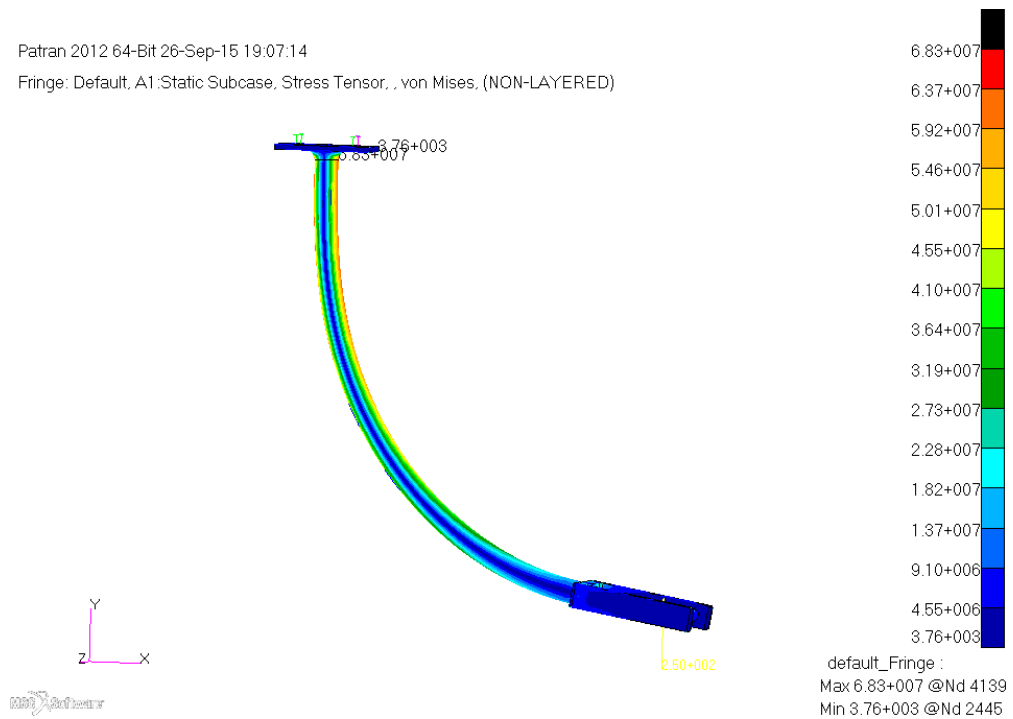


Figura 4.35: andamento dello stress

4.9.4 Disegni

(a) *Vista isometrica*(b) *Vista laterale*Figura 4.36: *Visualizzazioni del carrello posteriore completo del Merlo*

CAPITOLO 5

Castello Motore

In questo ultimo capitolo verrà analizzato il castello motore, ovvero quel componente che funge da collegamento tra il motore e la struttura e che ne deve assorbire carichi e sollecitazioni. Dopo un'introduzione qualitativa verrà approfondito il modello proposto con un'analisi statica ed una vibrazionale.

5.1 Introduzione

Il castello motore è quella struttura che ha la funzione di reggere il peso del motore e di sostenerne carichi e sollecitazioni. E' composto da una serie di aste che sorreggono una piccola lastra sulla quale verrà fissato il motore. Deve essere costituito da un materiale molto rigido, con una tensione di snervamento molto elevata. Inoltre bisogna fare attenzione a dimensionare il sistema in modo tale da mantenersi il più distante possibile da questa situazione. Il castello motore è infatti una delle zone più sollecitate dell'intero aereo e per questo deve essere progettato con degli elevati coefficienti di sicurezza.

Per quanto riguarda l'aereo in questione, il primo passo è stato quello di contattare la ditta che costruisce il motore (la *Simonini Flying* [8]) al fine di chiedere informazioni circa le dimensioni del motore ed eventuali supporti forniti assieme ad esso. Le misure d'ingombro del motore *Victor 2 Super* sono riportate in figura 5.1.

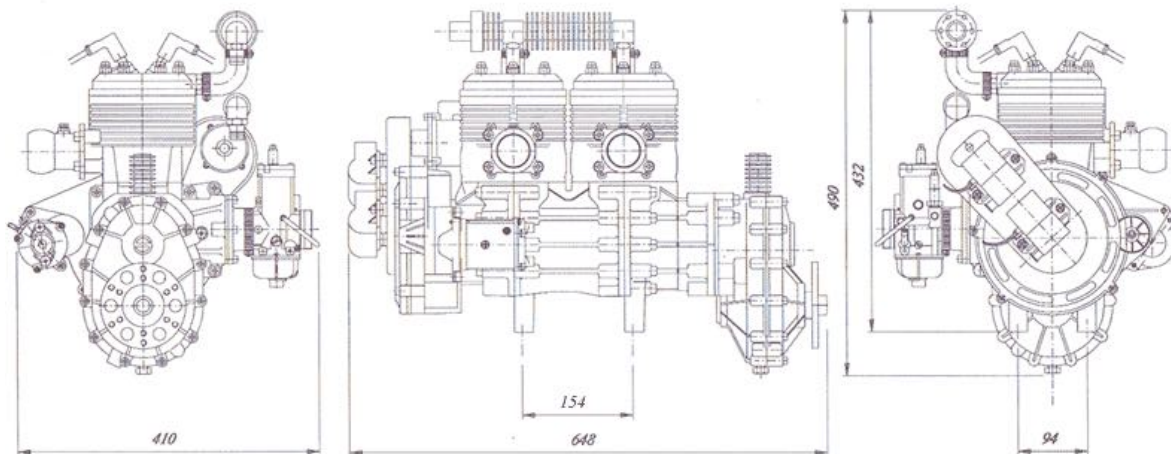


Figura 5.1: misure d'ingombro del motore *Victor 2 Super* [8]

La ditta costruttrice fornisce anche una piastra su cui può essere alloggiato il motore (figura 5.2). Si può notare la presenza dei fori di fissaggio del motore e dei dischi antivibranti, dei piccoli cilindri in gomma. Sono state chieste maggiori informazioni all'azienda produttrice del motore in merito al loro comportamento da filtro passa-basso ed è stata fornita la durezza Shore della gomma in questione. Tramite ricerca bibliografica è stata ricavata un'espressione empirica che lega la durezza Shore di un materiale iperelastico con il suo modulo di Young. $S = 70 Sh$ equivalgono a:

$$E = \frac{0.098(56 + 7.562336 \cdot S)}{0.137505(254 - 2.54 \cdot S)} = 5.52 \text{ Mpa}$$



Figura 5.2: piastra di fissaggio del motore [8]

Infine è stata condotta una piccola ricerca per immagini su internet al fine di ricercare le soluzioni adottate dai costruttori di ultraleggeri che hanno impiegato il motore *Victor 2*. Una delle immagini più interessanti che è stata trovata è la figura 5.3, dove si può vedere chiaramente la forma del castello motore. Inoltre si scorge la presenza della piastra di figura 5.2. La sezione di questo velivolo è leggermente più larga rispetto a quella del *Merlo*, tuttavia rimane un buon esempio dal quale trarre qualche spunto per la realizzazione del castello motore.

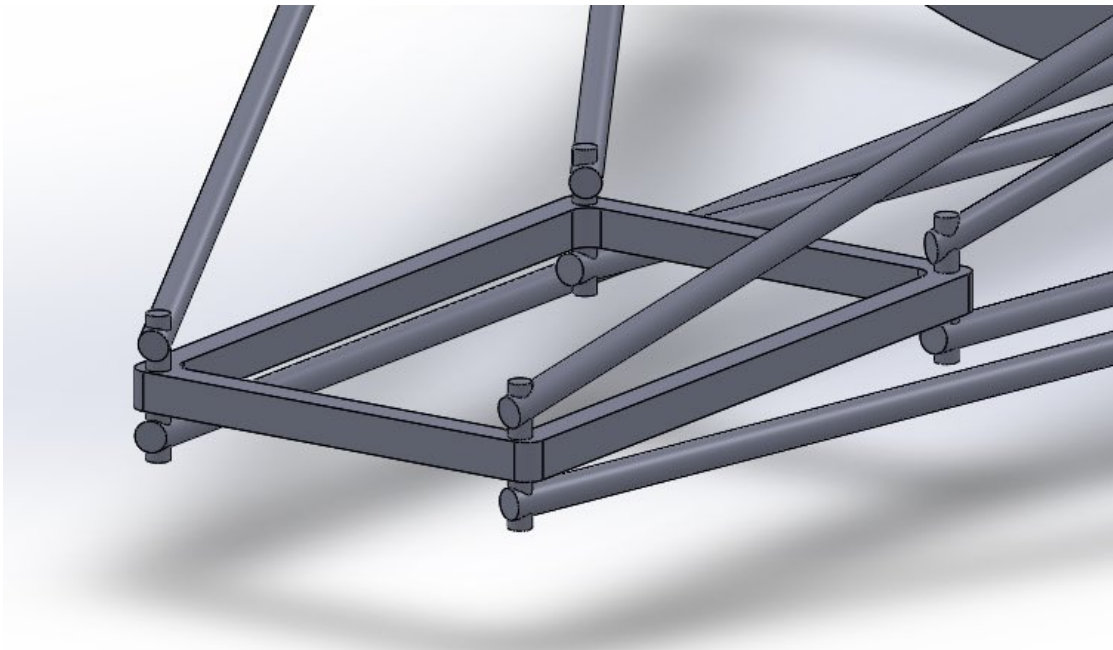
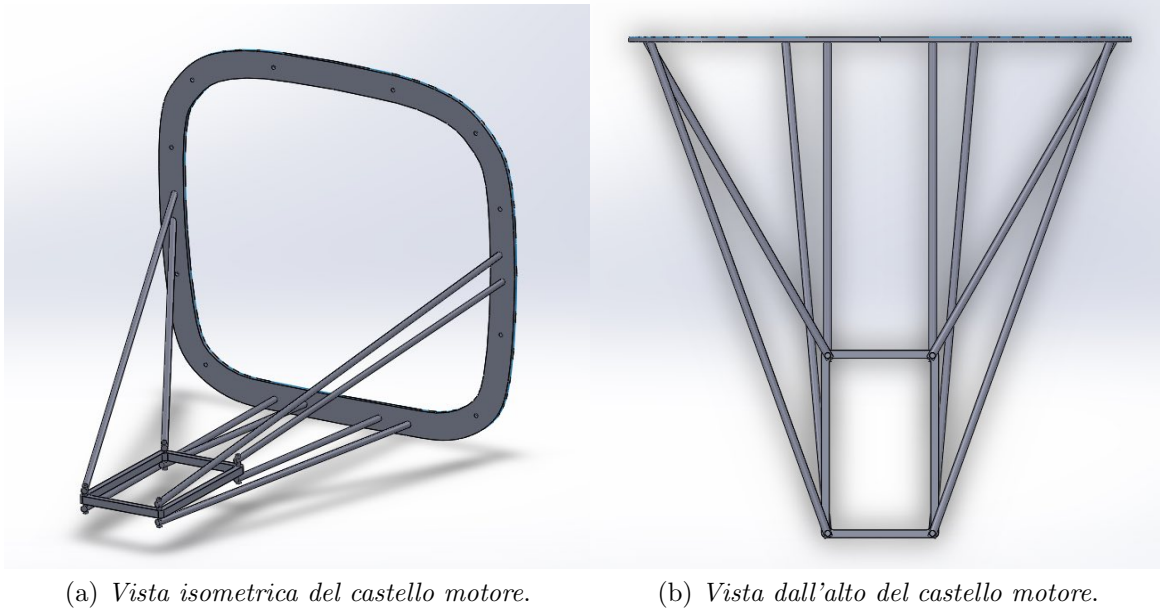


Figura 5.3: esempio di castello motore sul *Simonini* [8]

E' stato così possibile sviluppare diversi modelli di geometria per quanto riguarda il posizionamento e il dimensionamento delle aste. Il modello che ha ottenuto i risultati migliori nel compromesso tra prestazioni e peso verrà analizzato e sviluppato nelle prossime sezioni.

5.2 Modello

Il modello è stato sviluppato in Solidworks ed è esposto nelle figure seguenti. E' composto da 8 aste che collegano una struttura rettangolare di rinforzo alla quale verrà fissato il supporto fornito dalla *Simonini* [8].



(c) *Particolare della piastra.*

Figura 5.4: *il castello motore del Merlo*

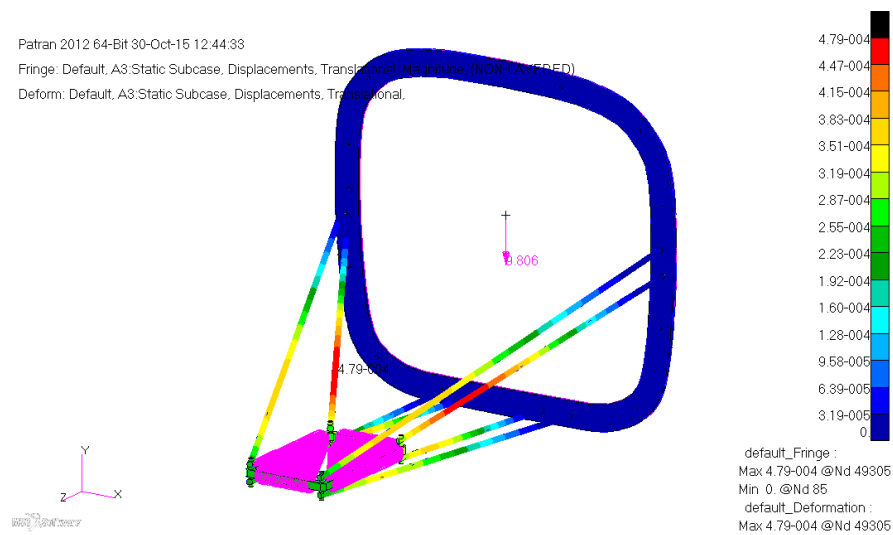
5.3 Analisi Statica

L'analisi statica è stata compiuta per verificare le tensioni massime e gli spostamenti durante le situazioni di utilizzo del motore. Sono state analizzate le seguenti situazioni:

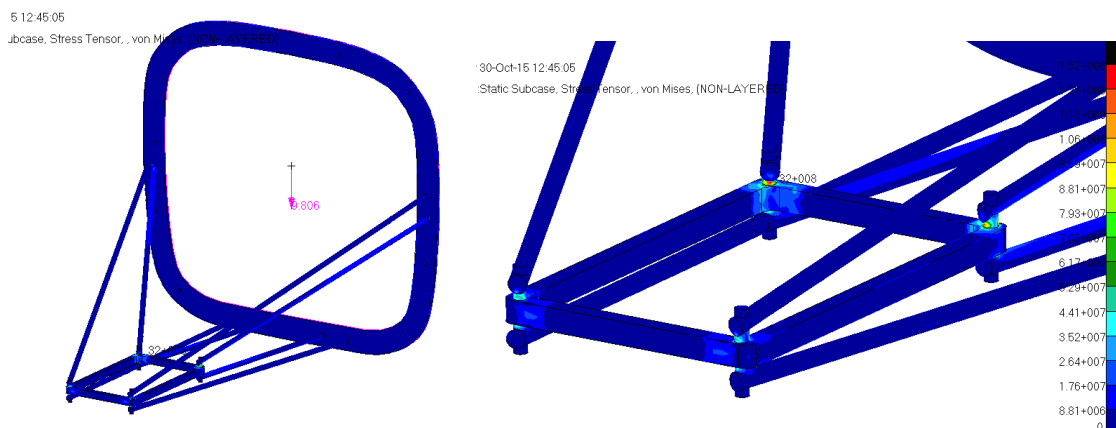
- carico normale del motore, in cui agisce esclusivamente la forza peso;
- situazione di carico estremo con un fattore $n = 4$;

5.3.1 Carico normale

Per studiare il caso di carico normale è stata applicata un'accelerazione inerziale pari ad 9.806 m/s^2 per simulare la sola presenza della forza di gravità.



(a) *Spostamenti carico normale.*



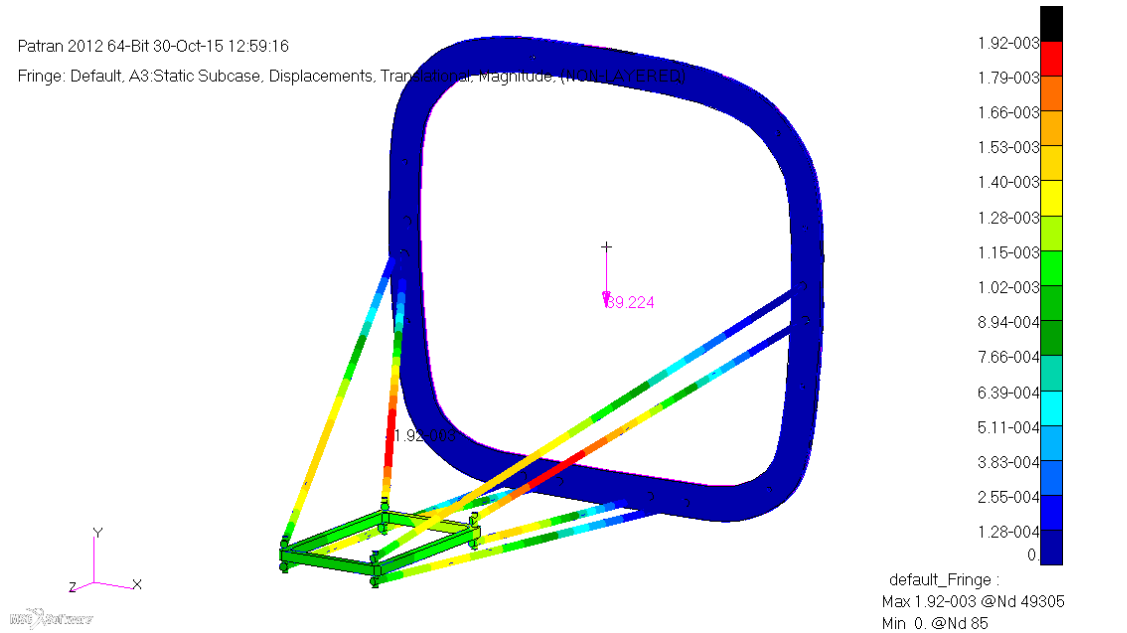
(b) *Stress carico normale.*

(c) *Particolare stress carico normale.*

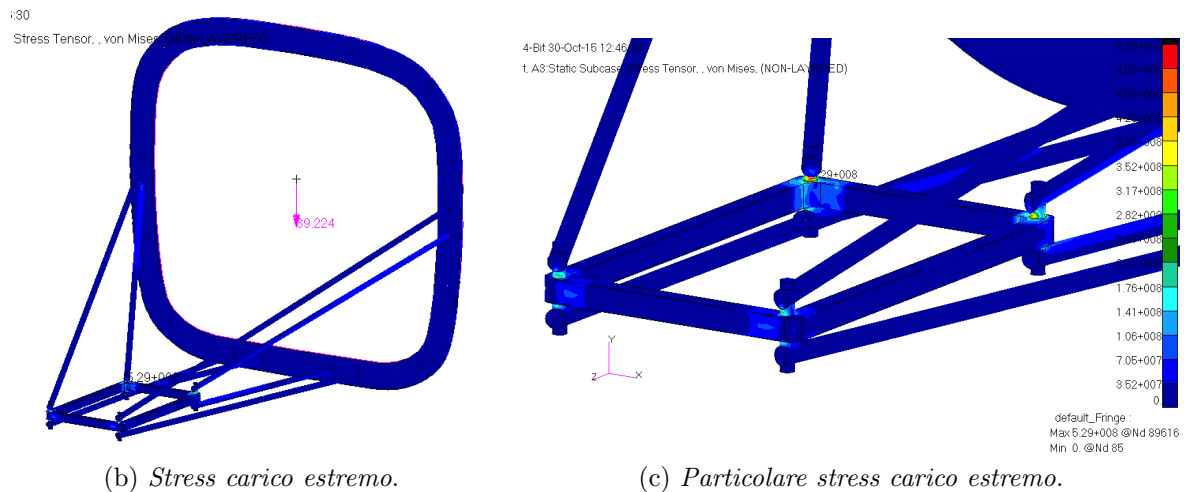
Figura 5.5: *Risultati carico normale*

5.3.2 Carico estremo

Per analizzare questa situazione è stata applicata un'accelerazione di gravità pari a 4 volte quella normale.



(a) *Spostamenti carico estremo.*



(b) *Stress carico estremo.*

(c) *Particolare stress carico estremo.*

Figura 5.6: *Risultati carico estremo*

Questo è il caso più delicato per il castello motore, poiché si vede che le tensioni superano valori di 500 Mpa . Per evitare qualsiasi inconveniente è necessario scegliere un'alta classe di resistenza per le viti, che sono le strutture più sollecitate. In particolare, in accordo con la normativa ISO 898, si dovranno scegliere delle viti di classe di resistenza 8.8 (si veda l'appendice).

5.4 Analisi Modale

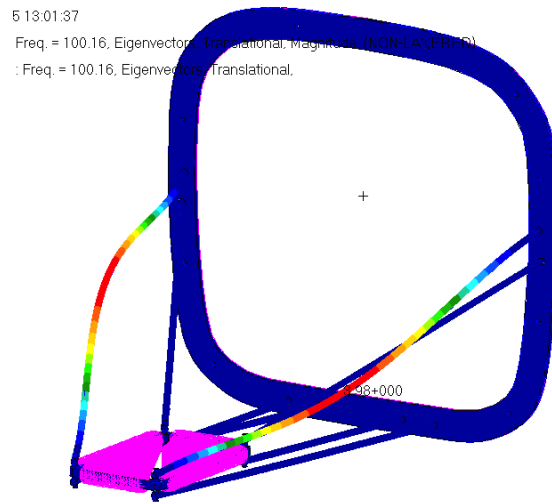
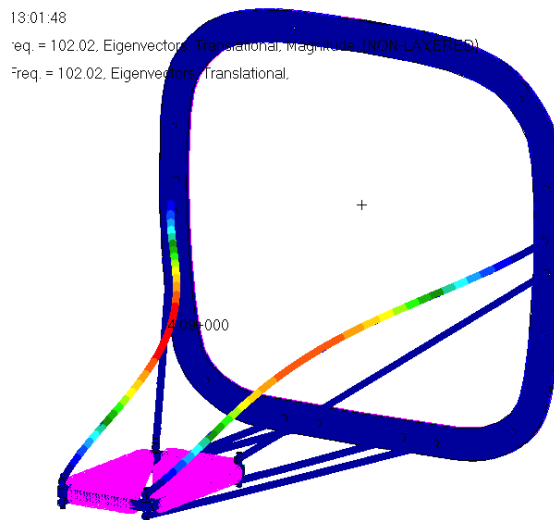
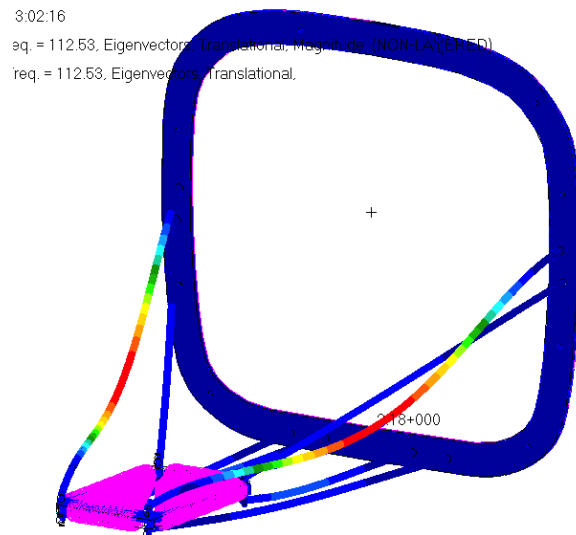
Infine è stata eseguita un'analisi modale al fine di ricavare le frequenze che possono essere pericolose per la stabilità del sistema. Considerando il funzionamento del motore *Victor 2 Super*, il range di numero di giri dell'elica varia da un minimo di 3000 *rpm* (giri per minuto) ad un massimo di 6800 *rpm*. Ciò si traduce in un intervallo di frequenze tra 50 *Hz* e 113.3 *Hz*. I risultati dell'analisi modale sono i seguenti.

Caso	Frequenza [<i>Hz</i>]
1	10.4
2	30.5
3	97.7
4	100.2
5	102.2
6	112.5
7	127.0
8	133.6
9	188.7
10	200.6

I casi 3, 4, 5 e 6 corrispondono a situazioni che si possono verificare durante l'utilizzo del motore. Essi sono riassunti nella tabella seguente, dove sono anche indicati i corrispondenti valori in *rpm*.

Caso	Frequenza [<i>Hz</i>]	Giri motore [<i>rpm</i>]
3	97.7	5862
4	100.2	6012
5	102.2	6132
6	112.5	6751

Per evitare problemi alla struttura del castello motore queste situazioni dovranno essere il più possibile evitate. Dalla tabella si nota che comunque queste frequenze corrispondono ad un utilizzo del motore ad elevato numero di giri. E' quindi auspicabile aspettarsi che il tempo di utilizzo dello stesso in questo range di frequenze possa essere relativamente breve. Vengono infine visualizzati nelle figure seguenti i quattro modi di vibrare calcolati e che si possono presentare durante il volo.

(a) *Modo di vibrare 3.*(b) *Modo di vibrare 4.*(c) *Modo di vibrare 5.*(d) *Modo di vibrare 6.*Figura 5.7: *Modi di vibrare del castello motore*

CAPITOLO 6

Disegni finali

In questo capitolo verranno fatte alcune considerazioni conclusive per arrivare ai disegni finali tridimensionali creati con *Solidworks*.

6.1 Considerazioni

L'obiettivo dei capitoli precedenti è stato quello di dimensionare tutti i componenti del velivolo *Merlo*. Per rendere il progetto definitivo è stato creato un disegno conclusivo tridimensionale per ricavarne le tavole progettuali. Tuttavia, durante queste ultime operazioni, sono state effettuate alcune modifiche post simulazioni al fine di rendere più funzionale l'intero sistema. Per esempio:

- i piani medi delle ordinate sono stati riposizionati considerando gli spessori ricavati nella sezione 3.7;
- l'ordinata numero 3 è stata anticipata di 5 *cm* per rendere più omogenea la parte anteriore del velivolo;
- visto lo scarso margine di sicurezza per alcuni subcase dei longheroni, l'altezza della prima parte di essi è stata aumentata di 1 *cm*.

Sono stati quindi ottenuti dei risultati diversi per quanto riguarda il peso della struttura, che sono riportati nella tabella seguente. Il peso risente anche delle modifiche conseguentemente ai tagli che sono stati effettuati sulle ordinate per rendere possibile il fissaggio dei longheroni:

Elemento	Peso [<i>kg</i>]
Ordinate	10.46
Longheroni	5.66

Questi valori possono essere considerati definitivi e possono essere utilizzati nella tabella del baricentro del velivolo di sezione 1.6. Nella prossima ed ultima sezione sono stampati i disegni così ricavati. Per ragioni di brevità, in questa trattazione non verranno presentate le tavole progettuali, che saranno comunque disponibili gratuitamente tramite download.

Nei disegni che seguono sono stati inseriti alcuni elementi semplificati al fine di dare una visione d'insieme del velivolo. Questi elementi sono il motore con l'elica, che verranno acquistati insieme, e le ali anteriori e posteriori, che sono state invece progettate con successo da Scalchi [7].

6.2 Disegni

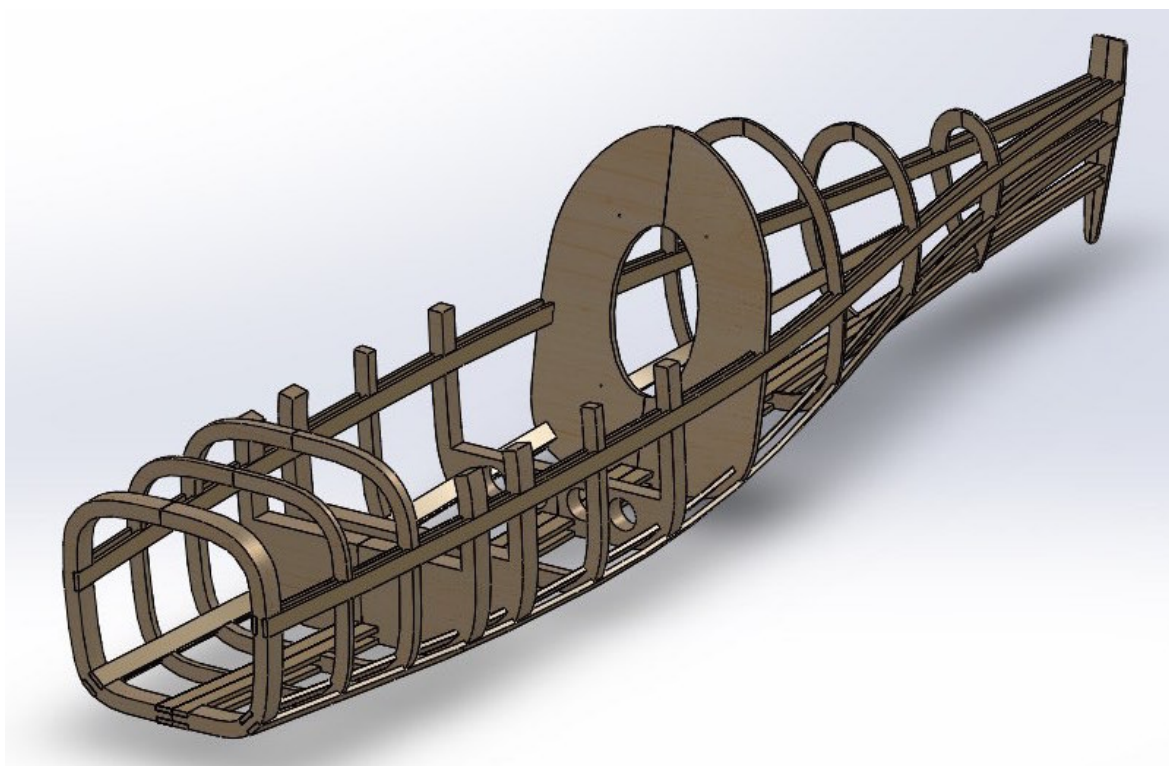


Figura 6.1: *visualizzazione isometrica dell'assieme ordinate-longheroni*

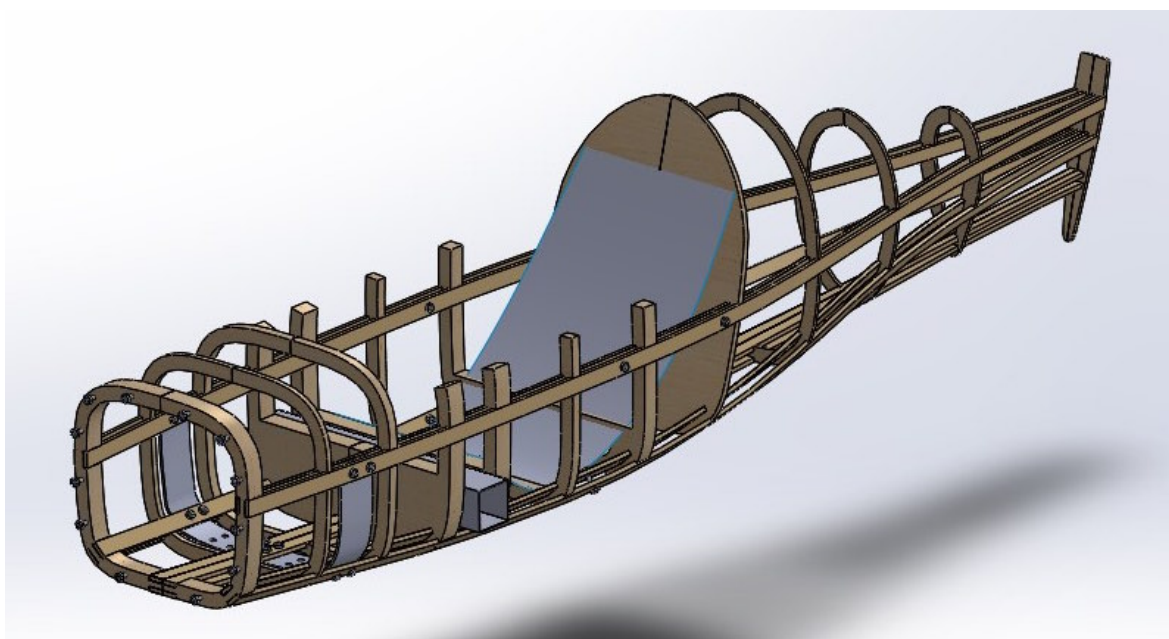


Figura 6.2: *visualizzazione isometrica con parti in alluminio*

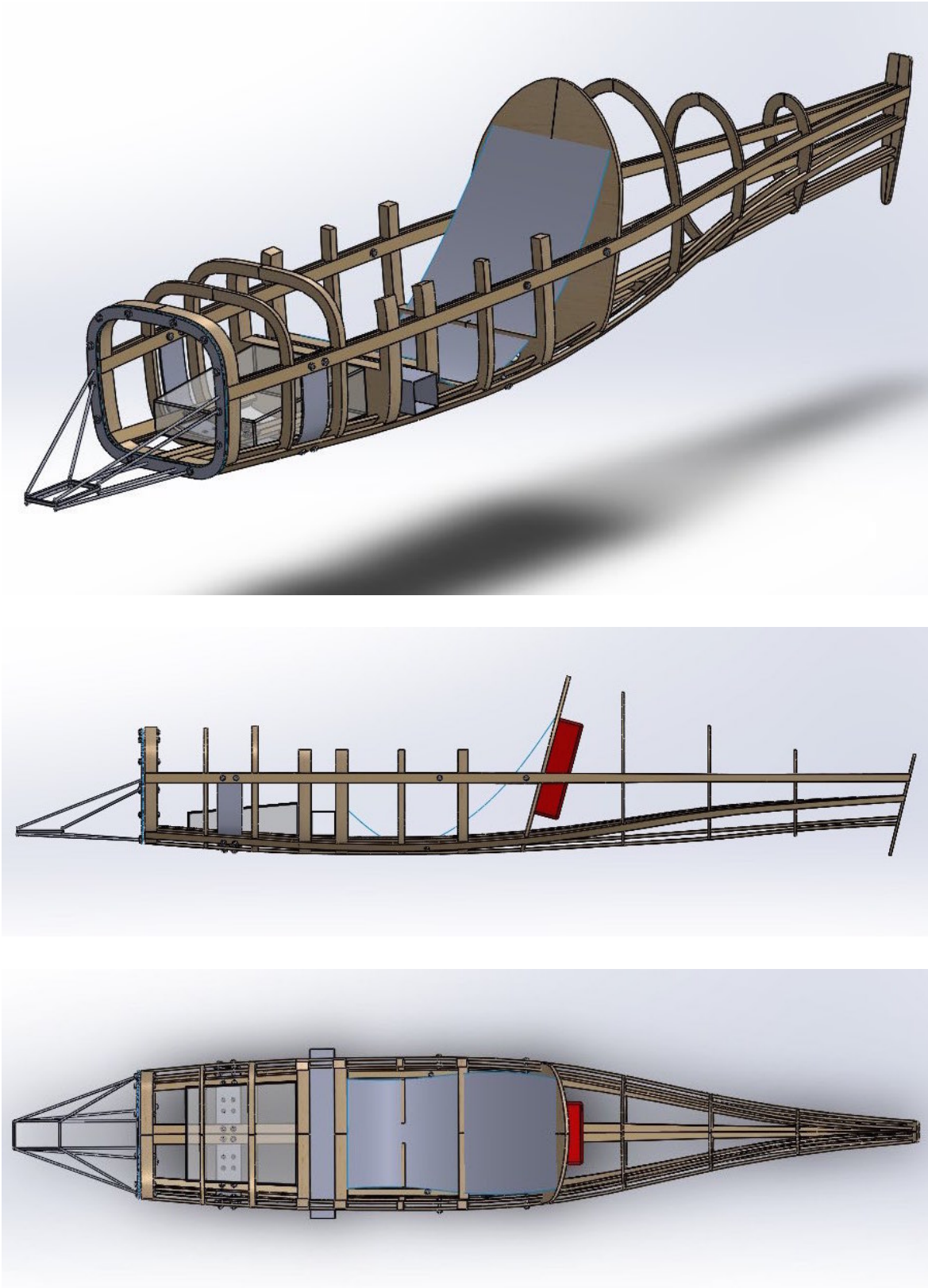


Figura 6.3: visualizzazioni da diverse angolazioni della struttura completa

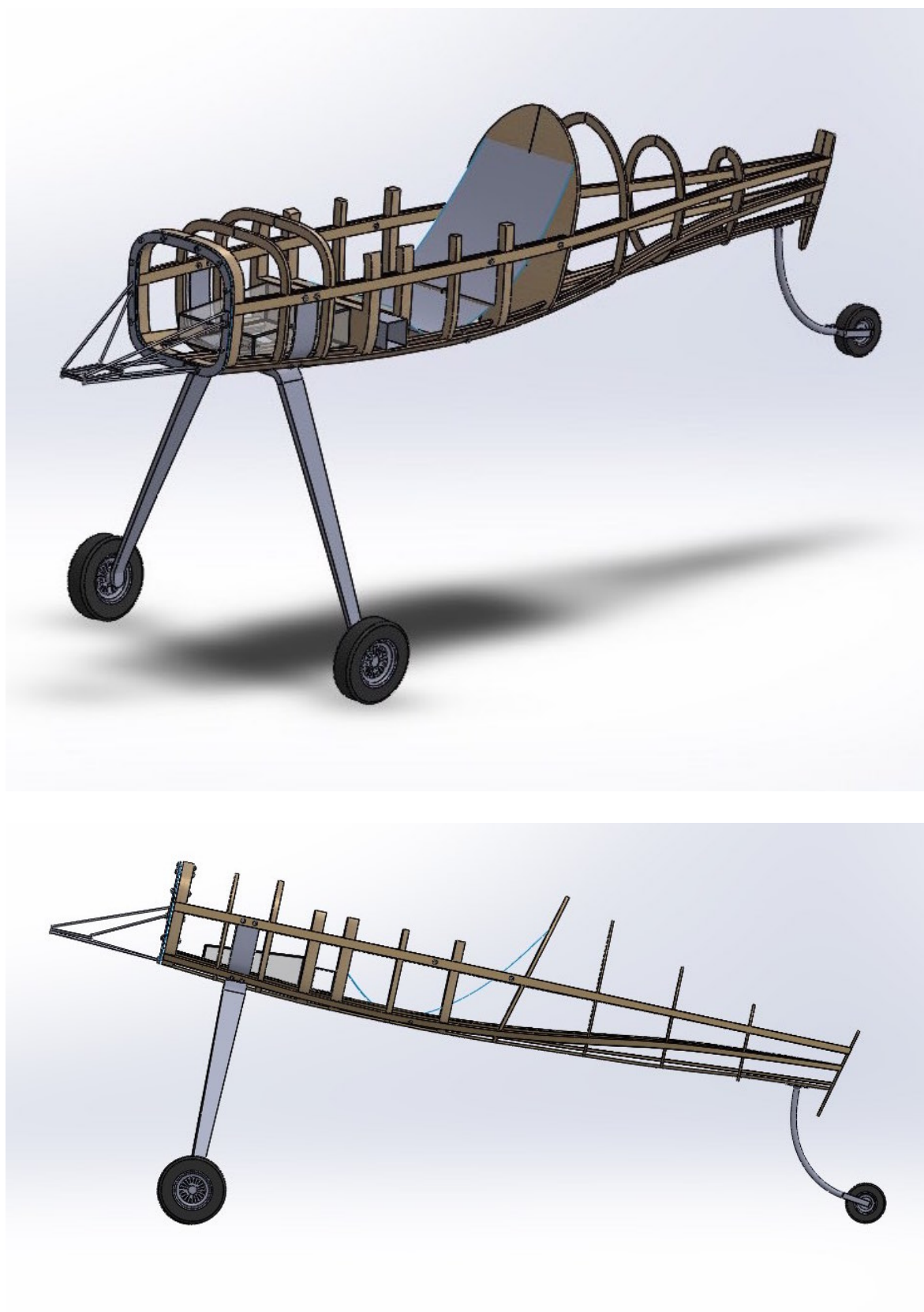


Figura 6.4: visualizzazioni da diverse angolazioni della struttura completa con carrelli

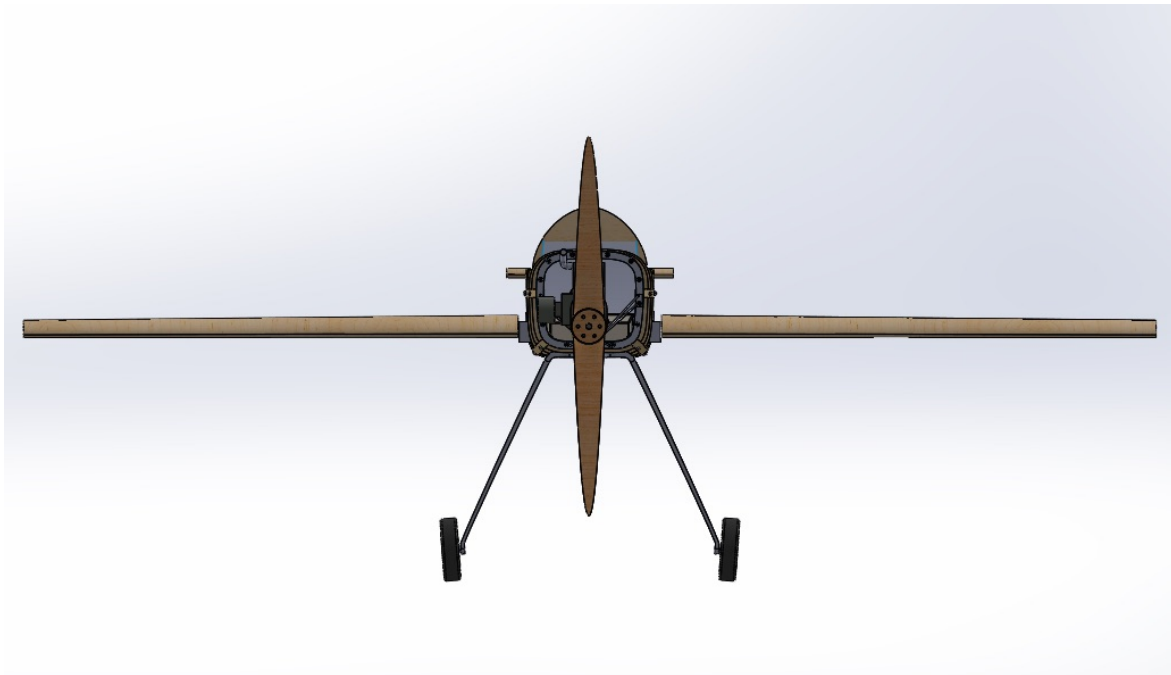


Figura 6.5: *visualizzazione anteriore dell'intero velivolo*

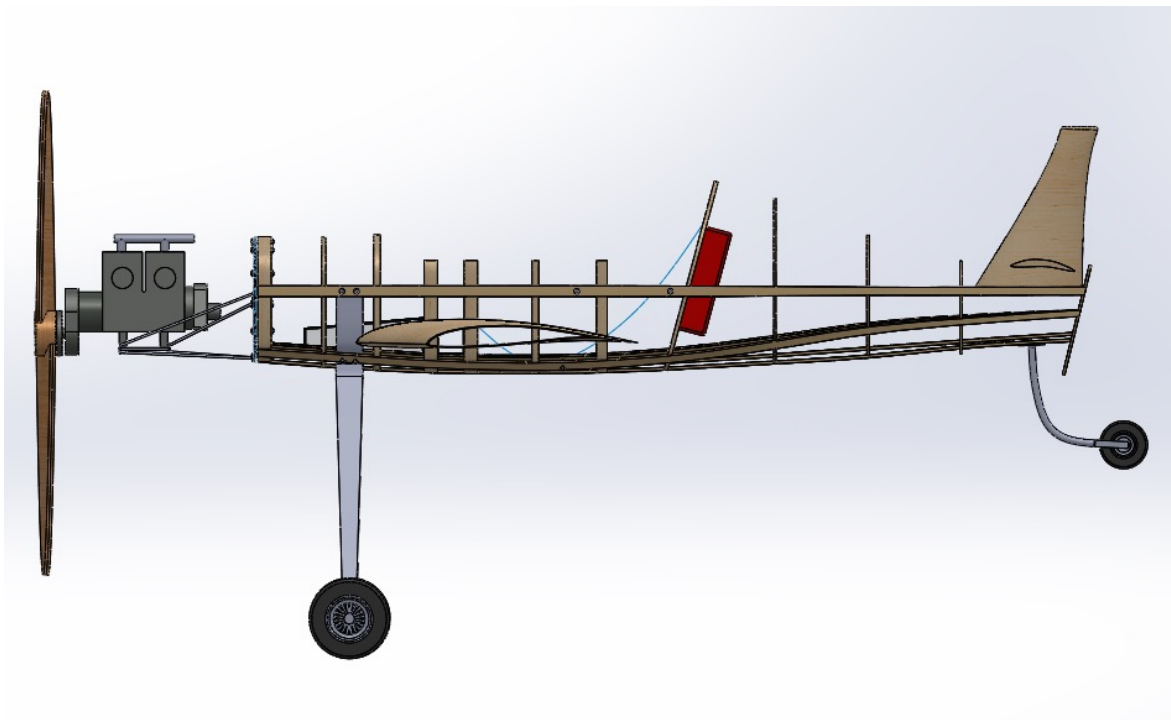


Figura 6.6: *visualizzazione laterale dell'intero velivolo*

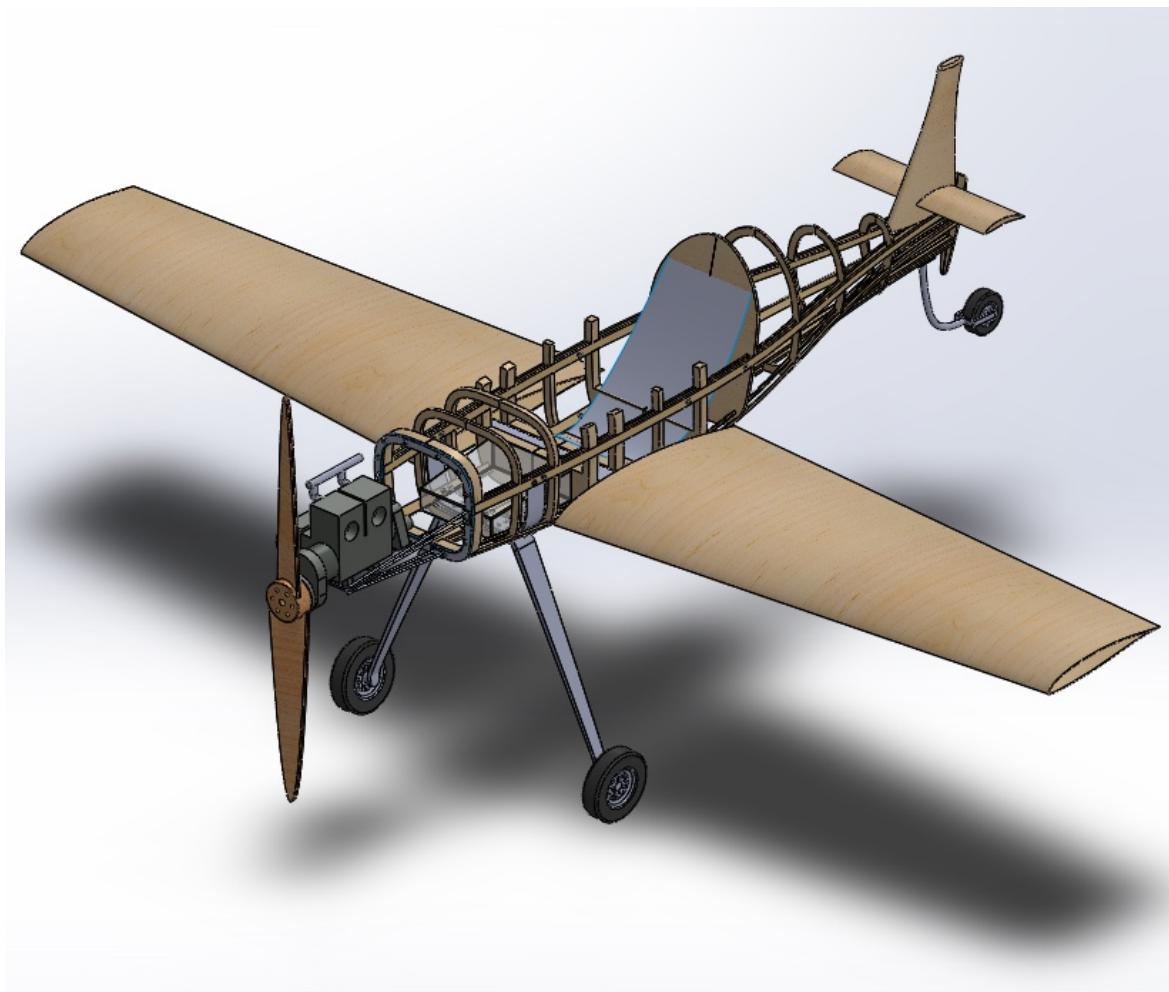


Figura 6.7: *visualizzazione isometrica dell'intero velivolo*

Conclusioni

In questo capitolo conclusivo si vogliono riassumere i risultati ottenuti e proporre alcuni argomenti da approfondire in futuro. Come prima cosa, lo stampo della fusoliera disegnato dal professor Sambin è stato convertito in un insieme di ordinate e longheroni che consentissero all'intera struttura di reggere tutte le sollecitazioni. In particolare, i carichi più importanti che sono stati considerati durante la trattazione sono:

- il peso del motore e del pilota, oltre ai componenti meno onerosi dal punto di vista della massa quali ali, serbatoio e longheroni;
- i carichi alari dovuti alla portanza generata durante il volo che incidono soprattutto sulla parte centrale della struttura;
- i carichi dovuti al paracadute che hanno portato ad un sovradimensionamento dell'intero sistema;
- le sollecitazioni che si generano nelle situazioni cosiddette di *emergenza* che influenzano dapprima sulle cinture di sicurezza e quindi indirettamente sulla struttura;
- le forze che si sviluppano durante l'atterraggio, dove è stato considerato un caso limite di atterraggio molto brusco come da normativa;
- i carichi dovuti alla coppia generata nel momento di massimo utilizzo del motore.

In tutte queste situazioni sono state considerate le condizioni più gravose per simulare i casi più critici che la struttura possa incontrare durante il volo. Dopo questo primo step è stato possibile ottenere il dimensionamento della struttura reticolare del velivolo.

Le ordinate ricoprono quasi uniformemente la struttura e sono ricavate da lastre di compensato di legno di pioppo di diverso spessore e numero di strati.

Ordinate	Strati	Spessore [mm]
1	5	50
2	3	15
3	5	25
4	5	50
5	5	50
6	5	25
7	5	40
8	3	15
9	3	9
10	3	9
11	3	9
12	3	9

I longheroni invece sono 10, disposti (rispetto all'altezza del velivolo) 4 in alto, 4 in posizione media e 2 in basso.

Longheroni	Spess. [mm]	Alt. iniz. [mm]	Alt. fin. [mm]
Alti	11	40	30
Medi	11	40	30
Bassi	11	80	40

Questo tipo di struttura permette di conferire la forma al velivolo e nello stesso tempo sopportare una grande quantità di carichi, pur mantenendo una notevole leggerezza e facilità di lavorazione.

Dopo questa prima fase si è passati alla progettazione di altri componenti. Il primo è stato il carrello d'atterraggio, che è stato progettato come un carrello a balestra. Dell'alluminio, materiale di cui è composto, esso sfrutta sia la flessibilità per smorzare gli impatti sia la rigidità per sostenere i carichi elevati a cui è sottoposto. Il risultato che ne deriva è un carrello relativamente semplice da costruire ma molto funzionale.

L'ultimo componente che è stato realizzato è il castello motore. Per fare ciò si è partiti dalla piastra fornita con il motore che si vuole installare nel velivolo per costruire

una struttura in alluminio capace di reggere il peso dell'impianto propulsivo e i carichi che si possono sviluppare in volo.

Tutto questo ha permesso di creare i disegni conclusivi che saranno utilizzati per la progettazione del velivolo. Per completezza è giusto citare il lavoro di Scalchi [7], del quale verranno riprese le ali anteriori e posteriori (scalate in funzione del nuovo velivolo), in quanto questi componenti erano gli unici già terminati con successo all'inizio della trattazione.

Il progetto attuale potrà dare finalmente vita al *Merlo*, velivolo che da anni è nella mente del professor Sambin. Sicuramente ci si augura che la realizzazione dell'aereo possa iniziare quanto prima possibile.

Come ultima considerazione, per un ulteriore sviluppo del velivolo si vuole proporre la progettazione dei seguenti punti:

- il sistema di pilotaggio del velivolo;
- il sistema frenante e il suo collegamento al pedale di azionamento;
- un facoltativo sistema di flap mobili da aggiungere alle ali.

In questa maniera, dopo tanti anni di lavoro, il progetto *Merlo* potrà dirsi finalmente concluso con successo.

A) Codice Matlab per carrello

% Codice per calcolo preliminare di deformazione e stress nel carrello

% Alluminio

ro = 2810; %Densità

E = 71.7e9; %Modulo di elasticità

% Dati

alfaf = 0.4361; %Angolo in radianti

H1 = 0.895; %Altezza carrello

Ng = 3; %Load Factor

mtot = 240; %Peso velivolo

w1 = 0.2; %Larghezza iniziale

w2 = 0.05; %Larghezza finale

t = 0.02; %Spessore costante

g = 9.81; %Accelerazione di gravità

% Script

L = H1/cos(alfaf); %Lunghezza carrello

wz = (w2-w1)*z/L+w1; %Larghezza in funzione di z

Ix = wz*t³/12; %Momento d'inerzia

M = -Ft*(L-z); %Momento agente

$U_b = (M^2)/(2 \cdot E \cdot I_x)$; %Ubending
 $U_x = \int(U_b, z, 0, L)$; %Integrale Ubending
 $\Delta = \text{diff}(U_x, Ft)$;
 $F = 0.5 \cdot m_{\text{tot}} \cdot g \cdot N_g$; %Forza agente
 $F_t = F \cdot \sin(\alpha)$;
 $\text{stroke} = \text{eval}(\Delta)$; %S
 $\Delta_{\text{tot}} = \text{eval}(\Delta) / \sin(\alpha)$; %Spostamento totale
 $z = 0$;
 $\sigma_{\text{Max}} = 6 \cdot F \cdot (L - z) / (\text{eval}(wz) \cdot t^2)$; %Stress Max in $z=0$
 $m = \rho \cdot (w_1 + w_2) \cdot 0.5 \cdot t \cdot L$; % Massa carrello; %Massa

B) Tabella lastre compensato

CERTIFICAZIONI

A richiesta il prodotto può essere disponibile con le seguenti certificazioni:

- FSC
- PEFC
- RITARDANTE AL FUOCO "PANGUA-FIRE" B-s2,d0
- CARB – Fase 2

Le certificazioni di prodotto sono applicate solo se specificate sui documenti di trasporto.

Caratteristiche	Norma	Unità	Valore										
Dimensioni standard		mm	2440 x 1220	2520 x 1720	3100 x 1530	3120 x 2120							
			2500 x 1220	2520 x 1870	3120 x 1250								
			2520 x 1250	3050 x 1300	3120 x 1870								
Spessore n° strati	EN 315	mm n°	3/3	4/3	5/3	6/5	8/5	10/5	12/7	15/7	18/9	25/11	40/17
Massa volumica	EN 323	kg/m ³	410 +/- 10%										
Resistenza alla flessione													
Longitudinale	EN 310	N/mm ²	40	45	35	30	30	30	25	25	25	30	25
Trasversale	EN 310	N/mm ²	15	20	20	20	25	30	25	25	20	30	30
Conduktività termica	EN 10456	W/m K	0,12										
Tolleranze dimensionali													
Spessore	EN 315	mm	+(0,2+0,03t); -(0,4+0,03t)										
Lunghezza / Larghezza	EN 315	mm	± 3,5 mm										
Squadatura	EN 315	mm/m	1										
Umidità residua	EN 322	%	dall'8 al 12										
Classe di reazione al fuoco													
standard	EN 13986	prospetto 8	D-s2,d0 - Dfl-s1 (per spessori ≥ 9 mm e per Massa Volumica ≥ 400 Kg/m ³)										
a richiesta	EN 13501-1		Euroclasse B-s2,d0 (per spessori da 6 a 40 mm)										

C) Tabella classe di resistenza viti

Caratteristiche meccaniche delle viti secondo ISO 898, parte 1

Viti
Classi di resistenza
3.6 a 12.9

Le viti sottoposte a prova devono avere, a temperatura ambiente, le caratteristiche meccaniche seguenti.

Numero d'ordine	Caratteristica		Classe di resistenza											
			3.6	4.6	4.8	5.6	5.8	6.8	8.8 ¹⁾		9.8 ²⁾	10.9	12.9	
									$d \leq 16\text{mm}^3$	$d > 16\text{mm}^3$				
5.1 e	Resistenza alla trazione R_m	nom.	300	400		500	600	800	800	800	900	1000	1200	
5.2	R_m N/mm ² ^{4), 5)}	min.	330	400	420	500	520	600	800	830	900	1040	1220	
5.3	Durezza Vickers HV $F \geq 98\text{ N}$	min.	95	120	130	155	160	190	250	255	290	320	385	
		max.			220 ⁶⁾				250	320	335	360	380	435
5.4	Durezza Brinell HB $F = 30\text{ D}^2$	min.	90	114	124	147	152	181	238	242	276	304	366	
		max.			209 ⁶⁾				238	304	318	342	361	414
5.5	Durezza Rockwell HR	HRB	52	67	71	79	82	89	—	—	—	—	—	
		min. HRC	—	—	—	—	—	—	—	22	23	28	32	39
		HRB			95 ⁶⁾				99,5	—	—	—	—	—
		max. HRC			—			—	32	34	37	39	44	
5.6	Durezza superficiale HV 0,3	max.			—									
5.7	Limite di snervamento R_{eL} ⁸⁾ (Carico unitario di snervamento) N/mm ²	nom.	180	240	320	300	400	480	—	—	—	—	—	
		min.	190	240	340	300	420	480	—	—	—	—	—	
5.8	Limite d'allungamento $R_{p0,2}$ ⁸⁾ (Carico unitario di scostamento dalla Proporzionalità) N/mm ²	nom.			—			—	640	640	720	900	1080	
		min.			—			—	640	660	720	940	1100	
5.9	Rapporto carico unitario di prova S_p	S_p / R_m , oppure	0,94	0,94	0,91	0,93	0,9	0,92	0,91	0,91	0,9	0,88	0,88	
		$S_p / R_{p0,2}$ ⁸⁾												
5.10	Coppia di rottura, M_b Nm min.		180	225	310	280	380	440	580	600	650	830	970	
5.11	Allungamento dopo rottura A in %	min.	25	22	—	20	—	—	12	12	10	9	8	
5.12	Strizione, Z	% min.			—					52	48	48	44	
5.13	Resistenza alla trazione con appoggio a cuneo ⁹⁾		I valori minimi della resistenza alla trazione per vite intera (prigionieri esclusi) devono essere uguali ai valori minimi della resistenza alla trazione indicati in 5.2.											
5.14	Resilienza, KU in J	J min.		—		25	—		30	30	25	20	15	
5.15	Tenacità della testa		Nessuna frattura											
5.16	Altezza minima l_e nel filetto della zona non decarburata, E				—					$1/2 H_t$	$2/3 H_t$	$3/4 H_t$		
	Profondità massima di decarburazione totale, G	mm			—					0,015				
5.17	Durezza dopo secondo rinvenimento				—				Diminuzione di durezza max. 20 HV					
5.18	Difetti superficiali		Conforme all' ISO 6157-1 o all' ISO 6157-3.											

¹⁾ Le viti di classe 8.8 con diametro nom. $d \leq 16\text{ mm}$ presentano un rischio di strappo della filettatura del dado nel caso d'un serraggio effettivo superiore al carico di prova. Per questo argomento si rimanda alla norma ISO 898-2.

²⁾ La classe di resistenza 9.8 si applica solamente ai diametri $d \leq 16\text{ mm}$.

³⁾ Per viti per carpenteria ad alta resistenza, il limite inferiore è M12.

⁴⁾ Le caratteristiche minime di resistenza alla trazione si applicano ai particolari con lunghezze nominale $l \geq 2,5 d$. Le durezze minime si applicano ai particolari con lunghezze nominale $l < 2,5 d$ e agli altri particolari che non possono essere provati a trazione (per.es. a causa della forma della testa).

⁵⁾ Per la prova di viti e prigionieri con gambo interno, dovranno essere applicati i carichi indicati nella tabella a pagina T.005 (ISO 898, parte 1).

⁶⁾ Il valore della durezza all'estremità della vite può essere al massimo di 250 HV, 238 HB o 99,5 HRB.

⁷⁾ La durezza superficiale non dovrà essere superiore di 30 punti Vickers alla durezza misurata a cuore del particolare, le due prove saranno effettuate con HV 0,3. Nella classe 10.9 tutti gli aumenti di durezza superficiale maggiori di 390 HV sono inaccettabili.

⁸⁾ Nel caso in cui non si possa determinare il limite di snervamento R_{eL} , è ammessa la verifica del limite d'allungamento $R_{p0,2}$. Per le classi di resistenza 4.8, 5.8 e 6.8 i valori di R_{eL} sono indicati ai soli fini di calcolo, ma non sono valori di collaudo.

⁹⁾ Il rapporto del limite di snervamento corrispondente alla designazione della classe di resistenza e la tensione minima sul limite di allungamento dello 0,2% $R_{p0,2}$ valgono per provette ricavate per asportazione di truciolo. Per le prove eseguite su viti intere questi valori variano in funzione del metodo di produzione e delle dimensioni.

Ringraziamenti

Non mi dilungherò molto nei ringraziamenti, ma ci tengo personalmente a citare alcune persone a me vicine.

In primo luogo vorrei ringraziare la mia famiglia, in particolare i miei genitori che sono sempre presenti in ogni momento della mia vita e mia nonna che mi ha cresciuto insegnandomi dei valori molto profondi. A loro va un immenso grazie per tutto ciò che hanno fatto e che ogni giorno continuano a fare per me.

Vorrei inoltre ringraziare Giulia, che negli ultimi anni è stata al mio fianco e mi ha sostenuto nei momenti difficili, spronandomi ogni giorno a dare il meglio di me senza fermarsi di fronte alle inevitabili difficoltà che si sono presentate.

Un ultimo ma sentito riconoscimento va a Matteo Scalchi e ai miei relatori: i prof. Ugo Galvanetto, Mirco Zaccariotto e Marco Sambin. Sempre presenti quando ne ho avuto bisogno, sono persone delle quali, oltre l'indiscussa professionalità, ho potuto apprezzarne anche il lato umano.

Bibliografia

- [1] Daniel P. Raymer, AIAA Educational Series, *Aircraft Design: A Conceptual Approach*, Sylmar, California, 1992;
- [2] John David Anderson, WCB/McGraw Hill, *Aircraft Performance And Design*, University of Maryland, 1999;
- [3] Stefano Lenci, Pitagora Editrice Bologna, *Lezioni di Meccanica Strutturale*, Università delle Marche di Ancona, 2009;
- [4] Federazione Club Aviazione Popolare, *Il legno nella costruzione amatoriale di aeromobili*, Firenze, 2012;
- [5] *DECRETO DEL PRESIDENTE DELLA REPUBBLICA 9 luglio 2010*, n. 133. Nuovo regolamento di attuazione della legge 25 marzo 1985, n. 106, concernente la *DISCIPLINA DEL VOLO DA DIPORTO O SPORTIVO*;
- [6] David W. Green, Jerrold E. Winandy, David E. Kretschmann, *Wood as an engineering material*, Forest Products Laboratory, 1999;
- [7] Matteo Scalchi, *Aerodynamic and structural design of some components of an ultralight aircraft*, Università di Padova, 2014;
- [8] <http://www.simonini-flying.com> per motore;
- [9] <http://www.galaxysky.cz> per paracadute;
- [10] <http://www.matweb.com> per materiali.