

ALMA MATER STUDIORUM – UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SECONDA FACOLTA' DI INGEGNERIA
CON SEDE A CESENA

CORSO DI LAUREA
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE
Classe 10

Sede di Forlì

ELABORATO FINALE DI LAUREA

In Tecnologie delle Costruzioni Aerospaziali L

*“Valutazione del comportamento ad impatto di un aliante in
materiali compositi”*

CANDIDATO

Mattia Poggi

in collaborazione con Emiliano Principi

RELATORE

Prof. Enrico Troiani

Anno Accademico 2010/2011

Sessione III

Indice

INTRODUZIONE	5
CAPITOLO 1 – LA STORIA DEL VOLO A VELA	7
1.1 Le origini	7
1.2 I pionieri	8
1.3 Il volo a vela come attività agonistica	9
1.4 L’alianti durante la II Guerra Mondiale	10
1.5 Lo sviluppo dell’alianti da competizione	11
BIBLIOGRAFIA - CAPITOLO 1	13
CAPITOLO 2 – EVOLUZIONE DEI MATERIALI	15
2.1 Le origini	15
2.2 Il legno	15
2.3 L’acciaio	17
2.4 Leghe d’alluminio	18
2.5 I materiali compositi	19
BIBLIOGRAFIA – CAPITOLO 2	23
CAPITOLO 3 – MATERIALI COMPOSITI	25
3.1 Generalità	25
3.2 Classificazione dei compositi	26
3.2.1 Classificazione basata sulla natura della matrice	27
3.2.1.1 Compositi polimerici	27

3.2.1.2	Compositi metallici	31
3.2.1.3	Compositi ceramici	32
3.2.2	Classificazione basata sul meccanismo di resistenza	33
3.2.2.1	Compositi con particelle	33
3.2.2.2	Compositi con fibre	34
3.3	Laminato	38
3.4	Struttura sandwich	38
3.5	Criteri di rottura	42
3.6	Approccio building-block	44
BIBLIOGRAFIA – CAPITOLO 3		46
CAPITOLO 4 – LA PREVENZIONE DEGLI INCIDENTI		47
4.1	Introduzione	47
4.2	Modello delle 5-M, Modello di Reason, Modello HFACS	48
4.3	Crashworthiness	56
4.4	Approccio del cubo magico (Magic cube approach)	60
4.5	L’aliante	65
4.5.1	Cause principali di impatto	67
4.5.2	Dinamica dell’impatto	71
4.5.3	Carichi dovuti all’impatto	77
4.5.4	Disposizione del pilota nella fusoliera	79
4.5.5	Accorgimenti utili alla prevenzione di lesioni al pilota	81
4.5.6	Stato dell’arte	85
BIBLIOGRAFIA – CAPITOLO 4		94
CAPITOLO 5 – REVERSE ENGINEERING DELL’ALIANTE DG-100G ELAN		97

5.1	Introduzione	97
5.2	Caratteristiche dell'aliante DG-100G Elan	97
5.3	Disegno CAD 3D della fusoliera del DG-100G Elan	99
5.4	Rinforzi corrugati	106
5.5	Analisi FEM della fusoliera del DG-100G Elan	108
5.5.1	Impatto causato da entrata in vite	111
5.5.2	Impatto dovuto a stallo in prossimità del suolo	133
BIBLIOGRAFIA – CAPITOLO 5		155
CONCLUSIONI		157

Introduzione

Nei primi anni dell'aviazione, i fattori che principalmente contribuivano al verificarsi o meno di una sciagura aerea erano tipicamente di natura meccanica. Oggi al contrario, la maggior parte degli incidenti è attribuibile all'errore umano. Nel corso degli anni sono stati sviluppati modelli per l'analisi del fattore umano ed inoltre ha assunto un ruolo fondamentale lo studio del crashworthiness. Il suo scopo è sviluppare tecnologie che contribuiscano alla riduzione di incidenti aerei e del tasso di mortalità. In questa attività di tesi è stata analizzata la resistenza della fusoliera di un aliante DG-100G Elan nelle principali tipologie di impatto. Le statistiche evidenziano come cause principali di incidente la caduta in vite e lo stallo in prossimità del suolo. Dall'analisi dei risultati ottenuti con la configurazione di base dell'aliante è stata successivamente delineata una possibile modifica per migliorarne la resistenza ad impatto. L'obiettivo dello studio è rivolto a verificare in prima approssimazione la bontà o meno dei risultati ottenuti attraverso l'introduzione delle modifiche, valutando la differenza di quest'ultimi fra le due configurazioni.

Capitolo 1

La storia del volo a vela

1.1 Le origini

La prima persona a scrivere del volo in senso meccanico e scientifico è stato il monaco francescano Ruggero Bacone nel 1250 circa, che nel suo libro “Segreti dell’arte e della Natura” menziona un velivolo ad ali battenti, l’ornitottero; al centro di questa macchina sedeva un uomo che azionava un congegno in grado di fare battere delle ali artificiali, in modo da imitare il movimento degli uccelli. Seguirono altri progetti come l’ornitottero di Leonardo da Vinci nel 1500, ma non ebbero successo. Furono però importanti le geniali ed accurate intuizioni raccolte nel “Codice sul volo degli uccelli” dove precorse di quasi mezzo millennio gli studi aeronautici del diciannovesimo secolo.

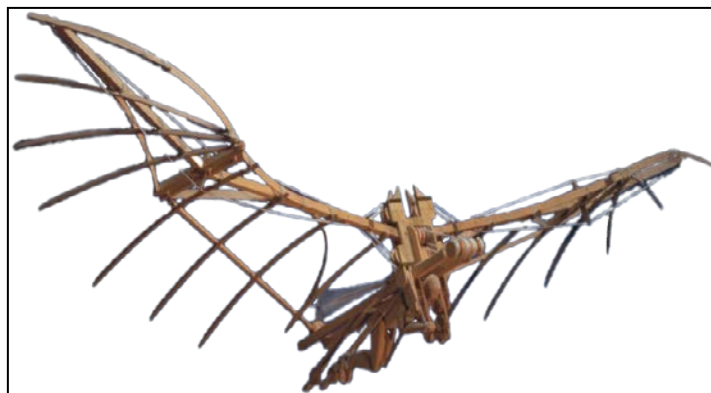


Figura 1 L'ornitottero di Leonardo da Vinci

Nel 1709, a Lisbona, un prete mostra alla presenza del re Giovanni V del Portogallo, il primo modello riuscito di pallone ad aria calda. La prima dimostrazione pubblica si ha nel 1783 con i fratelli Montgolfier, con un pallone di circa 11m di diametro senza persone a bordo, in seguito nello stesso anno Robert Montgolfier e Jacques Charles diventano i primi uomini a essere trasportati in volo libero in un pallone a idrogeno, viaggiando per 43 km. In realtà i primi esseri viventi a viaggiare per i cieli con un pallone

furono, sempre nello stesso anno, una pecora, un'oca e un galletto, volando fino ad un'altezza di 520 m prima di toccare il suolo incolumi, otto minuti, dopo sulla foresta di Vaucresson. Dal primo volo aerostatico allo storico volo compiuto il 17 Dicembre 1903 dal Flyer dei fratelli Wright, che segna l'inizio del volo a motore, non sarebbe stato possibile progredire, se non fosse stato svolto in precedenza un lunghissimo lavoro preparatorio, in cui gli alianti ebbero un ruolo fondamentale. In particolare, furono utilizzati rudimentali libratori, ossia alianti in grado di effettuare solo un volo planato.

1.2 I pionieri

Tra i primi libratori vi sono quelli costruiti a Brompton, in Inghilterra, da George Cayley (1773-1857) dopo una serie di prove effettuate utilizzando modelli in scala. Cayley fu il primo a compiere esperimenti di aerodinamica e a cercare di esprimere gli elementari principi del volo in forma matematica. Un suo libratore di grosse dimensioni con a bordo il suo cocchiere J.Appleby, avrebbe compiuto nel 1853 un volo di circa 200 m di distanza trainato da un cavallo. Un altro pioniere del volo libero fu lo statunitense J.J. Montgomery, costruttore di macchine volanti senza motore in grado di portare un uomo. Tra gli audaci piloti che provarono queste macchine il migliore fu Daniel Malony, che con il suo aliante veniva portato in quota appeso ad un pallone ad aria calda, successivamente tagliata la fune di vincolo la macchina planava verso il suolo, compiendo evoluzioni. Purtroppo sia Malony che Montgomery rimasero vittime di incidenti mortali. Il primo a trovare soluzione ai problemi del volo umano fu Otto Lilienthal (1848-1896), che effettuò, lanciandosi dalle colline presso Berlino, più di duemila voli con libratori muniti di differenti tipi di superfici, tutte frutto di precisi calcoli. Lilienthal riuscì a raggiungere anche distanze oltre i 350 m e in diverse occasioni si portò, veleggiando, a quote superiori di quelle di partenza; morì il 20 Agosto 1896 in seguito alle ferite riportate sperimentando un aliante dotato di un propulsore a gas compresso.

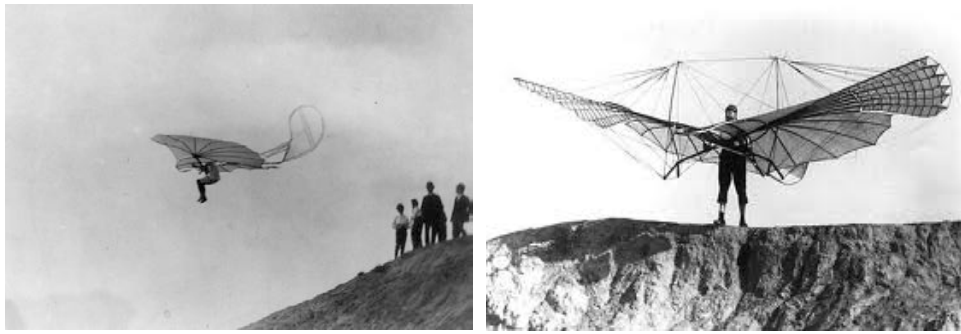


Figura 2 Otto Lilienthal durante le prove in volo

All'attività di Lilienthal si ispirarono lo scozzese Pilcher, il franco americano Chanute e i fratelli Wright. Pilcher costruì diversi libratori muniti di piccole ruote per facilitare la partenza e consentire atterraggi meno pericolosi. Il decollo avveniva al traino di un cavallo o di un gruppo di uomini. Anche Pilcher, che possiamo considerare l'inventore del carrello, morì in un incidente di volo nel 1899. Octave Chanute con la collaborazione di Herring, sperimentò varie tipologie di libratori per risolvere il problema della stabilità per mezzo di piani mobili. I fratelli Wright si avvalsero dei risultati di Chanute per costruire libratori pienamente controllabili, in grado di compiere voli di oltre 180 m.

1.3 Il volo a vela come attività agonistica

Dopo la storica impresa del Flyer, il volo senza motore rimase praticamente ignorato. Fu soltanto dopo la prima guerra mondiale, che la Germania a causa dell'embargo imposto degli stati vincitori, che gli impediva di sviluppare qualsiasi tecnologia a scopo bellico, tra cui gli aerei a motore, iniziò a sviluppare gli alianti e tutt'ora i Tedeschi sono tra i migliori costruttori al mondo, grazie anche alla conformazione del territorio che permette lo svilupparsi del volo a vela. Nel 1920, grazie all'impegno entusiastico di universitari di Darmtadt, vennero organizzate in Germania le prime gare di volo a vela sulle pendici di un monte in Assia. Il nuovo sport ebbe ben presto diffusione in tutta Europa e nel 1936 venne ammesso alle Olimpiadi di Berlino a livello dimostrativo. Il primo campionato italiano di volo a vela venne disputato per una ventina di giorni nel 1924 sull'altopiano

di Asiago. Dominarono i tedeschi, ma l'italiano Ettore Cattaneo vinse nel guadagno di quota. La prima fabbrica di alianti venne fondata a Erba (Como) nel 1930 da Vittorio Bonomi e spostata poco dopo a Cantù, dove oltre ad alianti veleggiatori vennero costruiti libratori. Un altro costruttore importante in Italia fu Luigi Federico Teichfuss, di origine svizzera, che progettò 14 modelli di alianti, quasi tutti rimasti prototipi, e impiantò una fabbrica a Pavullo, dove nel 1927 nacque una scuola di volo senza motore tuttora attiva e fu il primo in Italia a usare il verricello per il lancio degli alianti. Tra gli alianti costruiti da Teichfuss ci furono i modelli Nibbio e Sparviero che si distinsero per prestazioni eccellenti.

1.4 L'alante durante la II Guerra Mondiale

Durante la seconda guerra lo sviluppo degli alianti per scopo sportivo venne interrotto, e vennero così progettati e creati alianti militari capaci di trasportare fino ad addirittura duecento uomini.



Figura 3 L'alante militare italiano Al.12

Tali alianti erano costruiti con lo scopo di effettuare incursioni silenziose e talvolta notturne. Questi alianti avevano un peso di oltre 7000 kg con aperture alari di oltre 20 m ed efficienza che si aggirava attorno a 18. Spesso venivano rinforzati con lamine di metallo per evitare la morte dei soldati durante il trasporto, in caso di attacchi da terra dalla contraerea o in volo da altri caccia, ma in questo modo venivano penalizzate le prestazioni e l'atterraggio molte volte diventava più che altro uno schianto controllato, dove alcuni soldati potevano anche perdere la vita o ferirsi.

1.5 Lo sviluppo dell'aliante da competizione

Finita la guerra, riprese lo sviluppo degli alianti ai fini sportivi. Agli inizi degli anni '50 apparve il metallo nella costruzione dei velivoli. Le fusoliere erano realizzate tramite tubi saldati, ricoperte di tela o totalmente in metallo. Ad esempio, come il famosissimo aliante cecoslovacco Blanik ed il noto aliante italiano Calif, tutt'ora utilizzati.



Figura 4 L'aliante Blanik dalle notevoli doti acrobatiche

I tubi di metallo che costituivano la fusoliera negli alianti tubi-tela erano riempiti d'olio, che fuoriusciva in presenza di cricche, in modo da segnalare visivamente il problema e mantenere i tubi lubrificati al loro interno.



Figura 5 Il moderno aliante ad alte prestazioni ASW-28

L'oggettiva difficoltà delle riparazioni e l'avvento dei materiali compositi nella costruzione degli alianti, ha fatto sì che il metallo venisse dimenticato. La fibra di vetro è diventata il materiale dominante nella costruzione degli

alianti. Tale materiale permette infatti di ottenere alianti più leggeri con aerodinamica più raffinata, in modo da minimizzare la resistenza e di conseguenza massimizzare l'efficienza. Il livello di progresso raggiunto ormai consente di ottenere miglioramenti spesso solo marginali con costi però elevati.

Bibliografia – Capitolo 1

- [1] H. Reichmann “Silenzio Si Vola”; ed. PEI srl, 1999
- [2] Enciclopedia “Aircraft”; ed. Deagostini

Capitolo 2

Evoluzione dei materiali

2.1 Le origini

Nel passato, i nostri antenati utilizzavano materiali naturali come il legno, la pelle e l'osso insieme a materiali fragili come l'argilla la pietra e la selce. I materiali fragili erano utilizzati per resistere a carichi principalmente di compressione, mentre quelli polimerici come il legno, erano sfruttati per la loro elevata resistenza a trazione e a flessione. Con la scoperta dei metalli, si introdussero materiali da costruzione il cui comportamento era duttile e sulla base dell'esperienza, venivano progettati componenti in grado di deformarsi localmente e ridistribuire lo sforzo in caso di sollecitazioni troppo elevate. In questo modo potevano essere perdonati eventuali errori di progettazione. I pionieri del volo nella costruzione dei loro velivoli, utilizzarono materiali come legno, cavi metallici e tela. In questo modo si poteva tener conto della resistenza a rottura, necessaria per la sicurezza del pilota, del peso (il minore possibile), del costo e soprattutto della disponibilità.

2.2 Il legno

Pur non avendo le conoscenze teoriche di base, i pionieri del volo utilizzarono correttamente il legno come materiale strutturale. Il legno, infatti, è un materiale composito, costituito da fibre di cellulosa immerse in una resina naturale. Le fibre del legno vengono intrecciate nella resina formando così un tessuto. I velivoli dei pionieri, erano costituiti da strutture in legno ricoperte di tela, la quale veniva impregnata con resina per renderla impermeabile all'aria e all'acqua. Anche questo processo ha molto in comune con le tecnologie odierne dei materiali compositi, l'unica differenza sta nel fatto che i compositi attuali sono materiali sintetici ad alte

prestazioni. I tipi di legno più utilizzati furono l'abete e la betulla, caratterizzati da sforzi di rottura a trazione di 70-100 MPa, densità specifiche di 0,40-0,63 e moduli di Young di 9-14 GPa.



Figura 6 L'aliante Minimoa costruito in legno

Ci fu una vera e propria specializzazione nella lavorazione ed utilizzo del legno. Grazie alla continua evoluzione della tecnologia e della chimica, vennero realizzati adesivi che consentivano di ottenere ottimi incollaggi tra parti in legno, buoni incollaggi tra parti in legno e metallo, e accettabili incollaggi tra due parti in metallo. Nonostante il legno possieda un rapporto resistenza peso ben superiore alle leghe di alluminio, presenta i seguenti svantaggi:

- assorbe e rilascia umidità atmosferica causando variazioni della forma e delle dimensioni. Non è quindi adatto all'utilizzo in ambienti con elevato tasso di umidità;
- forte anisotropia dovuta alla struttura fibrosa che può indurre una variazione del modulo di Young. Ne risentono anche il modulo di taglio e il coefficiente di Poisson;
- necessita di accurata manutenzione.

Una limitazione della produzione di strutture in legno venne imposta per motivi logistici durante la prima Guerra Mondiale. Infatti per l'importazione del legno era necessario un massiccio trasporto via mare e terra, penalizzando così il trasporto delle truppe. Gli Stati per evitare possibili situazioni critiche future, proibirono l'utilizzo del legno nei componenti primari delle strutture dei velivoli. Questa decisione favorì l'adozione di

materiali alternativi, soprattutto di tipo metallico, per la costruzione degli aeroplani. Nonostante ciò il legno continuò ad essere utilizzato ancora per molti anni. Successivamente con il continuo sviluppo dell'aviazione fu possibile la creazione di aeromobili ad alte prestazioni con elevati carichi, forme complesse ed elevate concentrazioni di sforzo; per questo motivo il legno dovette essere sostituito da materiali più affidabili.

2.3 L'acciaio

La sostituzione del legno con i tubi metallici avvenne tra il 1910 e il 1925. Nel 1912 venne costruito in Germania il primo monoplano interamente in metallo. I vantaggi presentati dall'acciaio erano un alto modulo elastico e elevati sforzi di snervamento e di rottura. Lo svantaggio era invece dovuto ad un'alta densità specifica, almeno tripla rispetto all'alluminio e dieci volte maggiore rispetto al legno. Per ridurre il peso delle strutture in metallo, i progettisti utilizzarono pannelli in acciaio con spessori molto sottili che variavano da 0,25 mm a 1,63 mm. Lo sforzo di snervamento era di circa 1000 MPa. Le lamiere però potevano entrare facilmente in instabilità. Le parti strutturali principali, come i longheroni vennero quindi ideate con forme particolarmente complesse, tali da conferire una stabilità accettabile ai pannelli.

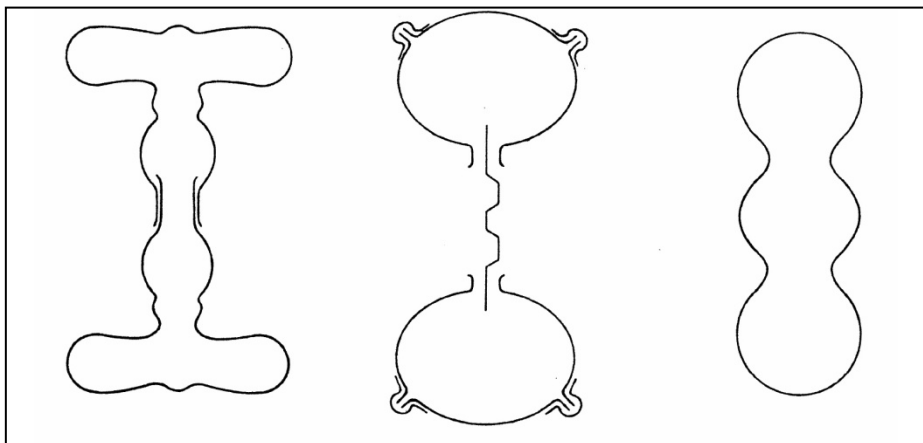


Figura 7 Particolari forme di longheroni in acciaio

2.4 Leghe d'alluminio

Nel 1909 in Germania venne scoperta casualmente una lega d'alluminio, che si induriva spontaneamente dopo un brusco raffreddamento. Venne utilizzata in altri settori nello stato di trattamento termico ed invecchiamento artificiale. Lo sforzo di snervamento non era inferiore a 390 MPa e l'allungamento a rottura non inferiore al 15%. Questo materiale prese il nome di Duralumin e venne adottato dall'industria aeronautica solamente a partire dal 1934. Infatti per sostituire l'acciaio con le nuove leghe d'alluminio fu necessaria una più approfondita conoscenza dei processi di trattamento termico. Con tale materiale fu possibile ottenere una grande varietà di componenti tramite estrusione ed inoltre fu possibile la placcatura per garantire una maggiore resistenza alla corrosione. A partire dagli anni '30 venne introdotto un rivestimento collaborante irrigidito da correnti chiodati, in grado di conferire alla struttura una maggior rigidità.

In realtà, ancora durante la seconda Guerra Mondiale, alcuni velivoli militari ad alte prestazioni e molti alianti da trasporto facevano largo uso del legno come materiale costruttivo, ma nonostante ciò l'alluminio divenne proprio in questo periodo il materiale di costruzione predominante per la maggior parte di essi.

L'evoluzione delle leghe d'alluminio fu lenta, e solamente alcune leghe come il Duralumin passarono all'industria aerospaziale; ciò è spiegabile considerando che l'industria aerospaziale è molto conservativa. Il successivo sviluppo fu caratterizzato da un attento studio rivolto ad incrementare la resistenza statica e a fatica delle nuove leghe, consentendo agli aeromobili di volare sempre più velocemente, più in alto e con un maggior carico pagante.

Nel decennio 1934-1944 la massima velocità operativa, soprattutto quella dei caccia, venne raddoppiata. Nel 1947 il pilota collaudatore Charles Elwood "Chuck" Yeager infranse la barriera del suono a bordo di un aereo interamente costruito in lega d'alluminio, chiamato Bell X-1. Nel 1959 venne introdotto il caccia F106A che aveva una velocità massima di 2.3

Mach a 12'000 m di quota. A causa dell'incremento delle velocità si presentava un alto riscaldamento cinetico che induceva quindi temperature superiori a 180 °C. L'alluminio non potendo sopportare tali temperature venne sostituito con nuovi metalli per migliorare le prestazioni dei velivoli. Per questo motivo si ritornò a materiali fragili come la ceramica, oppure materiali innovativi come i compositi. Per adottare queste nuove soluzioni, era però necessario conoscere la distribuzione delle sollecitazioni nel componente, in modo da evitare concentrazioni di sforzo e sfruttare appieno la resistenza ad alta temperatura unita però alla loro limitata duttilità.



Figura 8 L'X-1, costruito in lega d'alluminio, fu il primo aereo ad infrangere il muro del suono

2.5 I materiali compositi

Verso la fine degli anni '60 i materiali compositi a matrice polimerica rinforzati con fibre di vetro, carbonio ed aramidiche, iniziarono a sostituire quelli metallici nelle strutture dei velivoli in maniera sempre più significativa. Dagli anni '80 vennero progettati materiali adatti a sopportare

alte temperature, come compositi a matrice metallica, compositi intermetallici, metalli refrattari, compositi carbonio-carbonio, e ceramiche strutturali. Inizialmente i materiali compositi più utilizzati nelle strutture aeronautiche furono quelli rinforzati con fibre di vetro. Nel 1944 il velivolo da addestramento Vultee BT-15 venne realizzato con il rivestimento della parte posteriore della fusoliera costituito da pannelli a sandwich in vetroresina e legno di balsa. Negli anni successivi i compositi in fibra di vetro e resina epossidica furono comunemente adoperati in ambito aeronautico, anche se l'uso era limitato a componenti come superfici di controllo, carenature, tettucci ed accessori interni.



Figura 9 Il velivolo da addestramento Vultee BT-15

La ragione per la quale questi compositi non sono stati usati diffusamente nei componenti strutturali principali risiede nel fatto che, mentre la loro resistenza specifica è notevolmente superiore a quella dei metalli, la rigidità specifica non lo è, e la rigidità spesso costituisce un requisito progettuale importante almeno quanto la resistenza, specialmente nei velivoli. Con l'invenzione in Gran Bretagna negli anni '60, delle fibre di carbonio, si presentò la possibilità di utilizzare con maggiore impiego i materiali compositi. Tali fibre, immerse in una matrice epossidica davano luogo ai cosiddetti compositi avanzati, con proprietà largamente superiori ai materiali convenzionali usati per le costruzioni aeronautiche. Negli Stati Uniti, circa lo stesso periodo, vennero inventate le fibre di boro. Tali fibre

erano però più costose rispetto a quelle in carbonio e così a metà degli anni '70 anche gli Stati Uniti passarono alle fibre di carbonio.

Inizialmente l'applicazione dei compositi avanzati nei velivoli civili subì un ritardo rispetto ai velivoli militari ma grazie ai continui studi, tali materiali si diffusero anche in ambito civile. L'adozione dei materiali compositi introdusse benefici come il risparmio di peso ed il conseguente risparmio energetico. Per tali motivi la NASA, sviluppò il programma NASA ACEE (Aircraft Energy Saving) con lo scopo di migliorare la tecnologia dei materiali ed aumentare la fiducia verso di essi da parte dei consumatori, in modo da convincere i produttori di velivoli ad utilizzare materiali compositi per i loro futuri progetti. La maggior parte dei costi di acquisizione dei materiali deriva dalla fabbricazione dei pezzi mentre una parte minore dai costi operativi. Un significativo risparmio è ottenibile attraverso la riduzione di peso e del numero dei componenti. L'adozione dei materiali compositi grazie alla loro minore densità e alla possibilità di realizzare parti integrate più complesse permette di sfruttare tali vantaggi. Purtroppo il costo delle strutture in composito continua ad essere un ostacolo per la loro diffusione, inoltre esso è ancora trattato come un metallo nella costruzione delle strutture aeronautiche, in quanto si costruiscono più parti che vengono poi unite insieme, ciò comporta l'insorgere di problemi dovuti all'assemblaggio.



Figura 10 Semiala di aliante prima di essere verniciata

Per quanto riguarda la struttura, il materiale composito essendo ancora poco conosciuto rispetto a materiali come l'acciaio e l'alluminio presenta principalmente tre tipi di problemi:

- è difficile determinare le tensioni e le deformazioni, per questo motivo si sovradimensionano gli spessori, annullando così in parte il vantaggio dei compositi, in quanto una struttura in vetroresina con uno spessore maggiore verrebbe a pesare circa quanto quella in lega d'alluminio correttamente dimensionata;
- nel caso avvenga un impatto a bassa energia è probabile la non visibilità del danno sulla superficie esterna del composito, mentre internamente può essersi verificata una delaminazione, ovvero una separazione tra gli strati del laminato che costituiscono il composito, la quale può comportare la rottura del materiale;
- non presenta un comportamento plastico, per cui non è visibile quando il materiale è prossimo alla rottura.

Tuttavia le ali possono essere progettate e costruite in composito in maniera sicura, con il vantaggio di poterle rendere più resistenti a fenomeni come il flutter, in quanto è possibile orientare le fibre in maniera opportuna. Ciò che limita la costruzione in composito dell'intera struttura di un aeromobile riguarda la fusoliera specialmente negli aerei di linea, in quanto una volta in quota è soggetta a sollecitazioni dovute alla pressurizzazione.

Bibliografia – Capitolo 2

- [1] Froes, F.H. “Aerospace Materials for the Twenty - First Century” *Materials & Design*, Vol 10, 1989
- [2] Hoskin B.C., Baker A.A., “Composite Materials for Aircraft Structures”; ed. AIAA Education Series, 1986
- [3] Megson T.H.G. “Aircraft Structures”; ed. Edward Arnold Publishers Ltd, 1979
- [4] Vittorio Pajno “Il Progetto dell’Aliante Moderno”; ed. IBN Editore, 1997

Capitolo 3

Materiali compositi

3.1 Generalità

In generale, per materiale composito si intende una combinazione di due o più componenti che contribuiscono mutuamente a fornire proprietà meccaniche e fisiche complessivamente superiori, o comunque più idonee all'uso che ci si prefigge, rispetto a quelle dei suoi singoli costituenti. Un materiale composito è costituito da:

- matrice, lega insieme le fibre, trasferisce e distribuisce il carico su di esse, le protegge dai fattori ambientali, dall'usura e da eventuali azioni meccaniche di taglio;
- materiale di rinforzo, ha la funzione di sopportare il carico nel composito e viene aggiunto sottoforma di fibre lunghe, fibre corte o particelle;
- interfaccia tra il materiale di rinforzo e la matrice. L'interfaccia rappresenta quindi una zona di discontinuità di natura chimica, di struttura molecolare, di proprietà meccaniche e fisiche. Le caratteristiche dell'interfaccia sono quindi specifiche del sistema matrice rinforzo considerato.

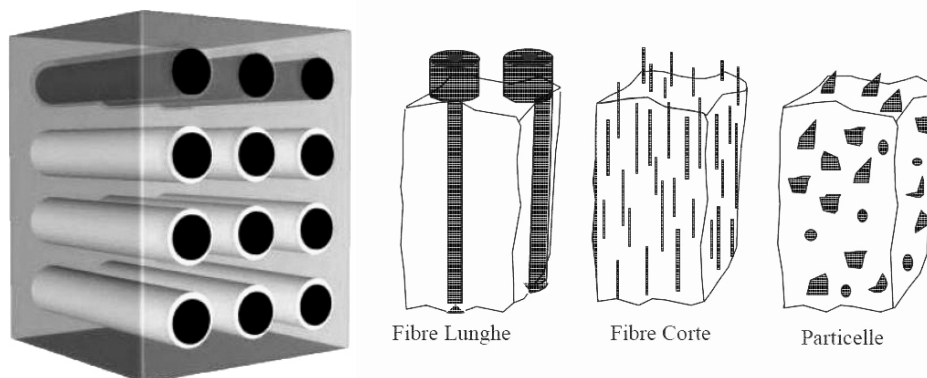


Figura 11 Matrice più fibre con evidenza dell'interfaccia e tipologie di fibre

La caratteristica peculiare dei compositi è la possibilità di progettare e costruire un materiale in funzione delle esigenze strutturali. Infatti, materiali con desiderate proprietà, possono essere costruiti formando strati ognuno costituito da fibre parallele tra loro e sovrapponendo gli strati stessi con le relative fibre disposte secondo diverse orientazioni. I singoli strati si definiscono lamine e l'insieme delle lamine laminato.

Le proprietà dei materiali compositi sono strettamente legate alle proprietà dei singoli materiali componenti, dalla loro forma, dimensione, concentrazione, distribuzione, orientamento, nonché dalla loro mutua intersezione.

La resistenza e la rigidità del materiale composito dipendono in gran parte dal materiale di rinforzo e in particolare, nel caso di fibre lunghe o corte, dalla loro orientazione rispetto ai carichi, ma anche dalla sinergia tra il rinforzo e la matrice, infatti l'interfaccia e la deformabilità della matrice assicurano il fenomeno del trasferimento del carico. Effettivamente quando le estremità della fibra nel piano di frattura si allontanano, la deformazione elastica o lo scorrimento plastico della matrice esercitano, tramite l'interfaccia, delle forze di taglio che ripartiscono gradualmente la sollecitazione anche sulla fibra fratturata. In direzione normale alle fibre le proprietà della matrice e dell'interfaccia controllano le proprietà fisiche e meccaniche del composito. Generalmente la matrice è il costituente più debole e cedevole, quindi si cerca di evitare le sollecitazioni in direzione trasversale con un'opportuna distribuzione e orientazione del rinforzo; ciò però non è sempre possibile e può risultare l'elemento critico per il comportamento meccanico del composito.

3.2 Classificazione dei compositi

La classificazione dei materiali compositi si ha in funzione di:

- tipo di matrice, si distinguono pertanto compositi polimerici, metallici o ceramici in relazione alla natura della matrice;

- meccanismo di resistenza, strettamente legato alla forma e all'orientamento del rinforzo. Si distinguono perciò i compositi rinforzati con fibre, dai compositi rinforzati con particelle.

3.2.1 Classificazione basata sulla natura della matrice

3.2.1.1 Compositi polimerici

I compositi polimerici sono i più noti e diffusi sia per la possibilità di ottenere componenti con forme, dimensioni e caratteristiche volute in tempi brevi, che per i costi in continua diminuzione. Vengono impiegati in molte applicazioni, anche se non sempre si tratta di utilizzazione in elementi strutturali, spesso quindi si limitano le possibilità di impiego e non viene ottenuto il massimo rendimento delle loro proprietà meccaniche.

Nella Tabella 1 sono riportate alcune caratteristiche di matrici polimeriche.

Proprietà	Poliestere	Epossidica	Fenolica	Termoplastica (Peek 45 G)
Densità(kg/m ³)	1100-1460	1110-1400	1300-1320	1300
Mod. di Young E(GPa)	2-4,5	2,3-3,9	3,1	3,8
Resistenza a trazione(MPa)	42-68	28-91	41-62	100
Resistenza a compressione(MPa)	90-186	100-175	86-103	-
Resistenza a flessione(MPa)	58-117	106-129	75-117	-
Conducib.termica (W· m ⁻¹ · K ⁻¹)	0,21	0,21	-	-
Coeff. di dilatazione termica(10 ⁻⁶ °C ⁻¹)	80-100	50-70	60-80	-
Temp. di transizione vetrosa(°C)	100	120	-	143
Coeff di Poisson	0,34	0,20-0,34	-	-
Assorbimento H ₂ O(%)	0,15-0,60	0,08-0,15	0,3-1,0	-

Tabella 1 Matrici polimeriche e relative caratteristiche

Le resine di possibile uso nei compositi polimerici si possono classificare in due tipi fondamentali :

- resine termoindurenti
- resine termoplastiche

Resine termoindurenti

Le resine termoindurenti sono caratterizzate da una struttura polimerica reticolata, in cui lunghe catene macromolecolari sono legate a formare una maglia tridimensionale continua (reticolo). La natura del reticolo polimerico non permette la formazione di strutture cristalline, perciò il materiale mantiene una struttura amorfa, vetrosa. Il materiale non presenta un punto di fusione, ma raggiunta una determinata temperatura, cioè la temperatura di transizione vetrosa (T_g), si ha il rammollimento e la riduzione drastica della rigidità. A temperature inferiori a T_g la resina reticolata si presenta come un materiale rigido, resistente, poco deformabile e spesso fragile, mentre a temperature superiori il materiale modifica il suo comportamento assumendo le proprietà tipiche di una gomma, con rigidità molto ridotta e alta deformabilità. La temperatura di transizione vetrosa rappresenta quindi una caratteristica fisica del materiale di grande importanza, in quanto indica il limite di temperatura per il suo impiego.

Queste resine si classificano in:

resine epossidiche, possiedono proprietà meccaniche migliori di altri polimeri, ovvero ottima adesione alle fibre, buona resistenza chimica, basso ritiro e quindi bassi valori di sollecitazioni residue, associati ad una notevole stabilità termica. La densità di reticolazione e le dimensioni delle maglie influiscono sulla mobilità e sulla deformabilità della struttura. Quanto maggiore è la densità dei punti di reticolazione, tanto maggiori sono la temperatura di transizione vetrosa, la rigidità meccanica e la resistenza chimica; per contro si riduce la deformabilità e la resistenza a frattura. Le resine epossidiche hanno ottime capacità adesive nei confronti dei materiali

di rinforzo, bassa viscosità e alta capacità di impregnazione. Inoltre presentano il vantaggio di non contenere sostanze volatili e di presentare un ridotto ritiro durante la reticolazione. Nel caso di assorbimento anche di piccole percentuali di umidità presentano svantaggi dovuti alla riduzione della temperatura di transizione vetrosa e degradazione dell'efficienza del trasferimento degli sforzi. In generale tali resine sono maggiormente impiegate in applicazioni aeronautiche ed aerospaziali;

resine poliestere, trovano un'ottima applicazione in unione alla fibre di vetro e sono caratterizzate da un basso costo, da un breve tempo di polimerizzazione e da buone caratteristiche meccaniche. Gli svantaggi rispetto alle resine epossidiche sono la ridotta resistenza ad agenti aggressivi particolarmente alcalini, il superiore assorbimento di umidità e l'elevato ritiro durante l'indurimento. Vengono utilizzate in applicazioni ferroviarie, marine, chimiche ed elettriche;

resine vinilestere, permettono di integrare alcuni dei vantaggi delle resine epossidiche, come l'ottima resistenza chimica e meccanica, con quelli delle resine poliesteri, come la bassa viscosità e facile reticolazione. Le vinilesteri presentano alta tenacità e deformabilità, unite ad una temperatura di transizione vetrosa confrontabile con quella delle matrici epossidiche, ma presentano un ritiro volumetrico minore;

resine polimmidiche, si caratterizzano per elevata rigidità delle catene polimeriche e alta densità di reticolazione; questo conferisce ottima resistenza meccanica, stabilità termica ed elevate temperature di transizione vetrosa. Inoltre presentano eccellente resistenza chimica e resistenza ai solventi, per contro sono fragili e i loro compositi risultano più soggetti a microcracking. La combinazione con agenti tenacizzanti consente di ridurre questi ultimi effetti mantenendo elevate caratteristiche di stabilità termica;

resine cianato estere, presentano buona resistenza chimica e proprietà meccaniche vicine a quelle delle epossidiche, rispetto alle quali hanno vantaggi in termini di elevata temperatura di transizione vetrosa, minore

assorbimento di umidità, minor ritiro di reticolazione e maggiore stabilità dimensionale;

resine fenoliche, assicurano le stesse proprietà delle resine epossidiche anche ad alte temperature. Gli svantaggi principali sono legati all'elevata pressione necessaria durante la polimerizzazione, all'alto contenuto di vuoti ed al caratteristico colore nero. Le resine fenoliche trovano impiego in applicazioni dove è richiesta una certa resistenza al fuoco.

Le matrici sono reticolate tramite un processo chiamato curing, mediante il quale la resina allo stato fluido subisce una serie di trasformazioni passando per uno stato gelificato o gommoso sino ad arrivare allo stato vetroso. La Figura 12 mostra il diagramma di stato generalizzato Temperatura-Tempo-Trasformazione (TTT).

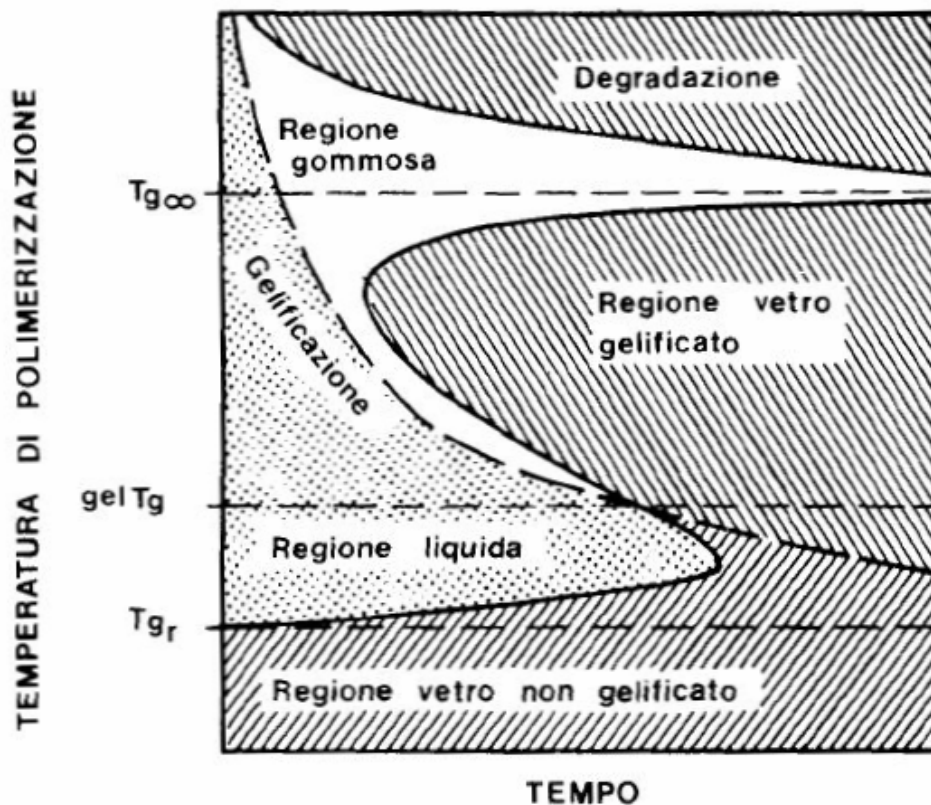


Figura 12 Diagramma TTT

Il diagramma descrive le fasi e le trasformazioni che avvengono al variare del tempo mantenendo il sistema alla temperatura indicata sull'ordinata. Nel grafico si notano la fase vetrosa della resina non reticolata, la fase liquida

della resina non reticolata, la fase gelificata (gommosa), la fase vetrificata e la zona di degradazione; inoltre sono riportate le curve di gelificazione, di vetrificazione e di degradazione. La curva di vetrificazione è caratterizzata dalla presenza di un ginocchio a cui corrisponde un tempo minimo di vetrificazione. I comuni processi di curing vengono solitamente effettuati in prossimità di tale ginocchio, in modo da minimizzare i tempi di processo.

Resine termoplastiche

Le resine termoplastiche sono polimeri lineari o ramificati che possono essere fusi fornendo loro un'adeguata quantità di calore, inoltre durante la fase di plastificazione non subiscono alcuna variazione a livello chimico. A causa dell'elevato peso molecolare, la viscosità dei termoplastici durante il processo è di ordini di grandezza superiore a quella dei termoindurenti. I compositi a matrice termoplastica, diversamente dai termoindurenti, consentono processi di formatura che possono richiedere riscaldamenti ripetuti. Nonostante in linea di principio tali compositi possano essere processati ripetutamente numerose volte, all'atto pratico ciò non avviene a causa di una progressiva degradazione che ne riduce l'effettiva rilavorabilità. Si distinguono due classi di polimeri: quelli amorfi ed i semicristallini. Le matrici termoplastiche amorfe sono caratterizzate da alta deformabilità e alta tenacità, mentre quelle cristalline possiedono superiore resistenza, resistenza a creep, modulo elastico, densità, resistenza a solventi, ma solitamente minore tenacità. In tali compositi la cristallinità è influenzata sia dalla velocità di raffreddamento dallo stato fuso che dalla presenza delle fibre.

3.2.1.2 Compositi metallici

I compositi metallici hanno minor impiego per problemi legati all'introduzione del rinforzo nella matrice, la quale deve essere allo stato liquido, ma anche ad una temperatura tale da non danneggiare il rinforzo

stesso. Inoltre, il requisito più difficile da rispettare è la bagnabilità, infatti la matrice spesso non bagna completamente il rinforzo, per cui si ha l'impossibilità a formare il composito. I vantaggi dei compositi a matrice metallica rispetto ai metalli non rinforzati risiedono nella maggiore rigidità specifica, migliori proprietà ad alta temperatura, minore dilatazione termica, maggiore resistenza ad usura e spesso maggiore resistenza specifica. Gli aspetti penalizzanti sono un' inferiore tenacità e costi notevolmente superiori. Rispetto ai compositi a matrice polimerica presentano proprietà più elevate per quanto riguarda la matrice, quindi superiore resistenza e rigidità trasversale, resistenza a taglio e compressione, resistenza alle alte temperature. Inoltre, possiedono conducibilità termica ed elettrica, assorbimento di umidità nullo e resistenza a radiazioni.

3.2.1.3 Compositi ceramici

Nei compositi a matrice ceramica i rinforzi sono impiegati per migliorarne la tenacità, così da poter disporre di materiali con adeguate prestazioni in un ampio range di temperatura a differenza di quanto avviene nei compositi a matrice polimerica e metallica, nei quali i rinforzi sono usati per aumentare la resistenza e la rigidità. In tali matrici i legami covalenti o ionici parzialmente covalenti che legano assieme gli atomi sono estremamente forti, perciò essi hanno generalmente un'elevata refrattarietà ed inerzia chimica, un alto modulo elastico e una notevole durezza. Tali proprietà sono mantenute anche a temperature superiori ai 1000 °C. Questi legami sono però responsabili al tempo stesso della loro fragilità, infatti essi non permettono lo scorrimento tra i piani cristallini e dunque il materiale non può deformarsi plasticamente. Questo comporta rotture improvvise.

I meccanismi di azione dell'adesione tra matrice e rinforzo possono essere di origine chimica, fisica, meccanica. Durante il processo di formazione del composito è perciò necessario che matrice e rinforzo siano portati a stretto contatto, perciò assume una significativa importanza il concetto di

bagnabilità. La bagnabilità definisce la capacità di un liquido di spandersi sulla superficie. Una buona bagnabilità garantisce che la matrice liquida fluisca sul rinforzo ricoprendo ogni asperità e rugosità della superficie, venendo a perfetto contatto con il solido e rimuovendo l'aria. Per una buona bagnabilità è necessario che la matrice fluida abbia bassa viscosità in modo da fluire in tempi brevi, inoltre condizione termodinamica necessaria è che il processo di bagnatura comporti una riduzione dell'energia del sistema. Lo spandimento di un liquido su di un solido richiede la sostituzione di un'interfaccia solido-aria con un'interfaccia solido-liquido più un'interfaccia liquido-aria. Perché ciò avvenga spontaneamente è necessario che l'energia specifica di interfaccia solido-aria sia maggiore della somma delle energie specifiche delle nuove interfacce solido-liquido e liquido-aria.

3.2.2 Classificazione basata sul meccanismo di resistenza

3.2.2.1 Compositi con particelle

Nei compositi con particelle, quest'ultime hanno in genere lo scopo di migliorare la resistenza all'usura, la durezza superficiale, la lavorabilità, la resistenza alle elevate temperature e le dilatazioni termiche. La presenza di particelle tuttavia non contribuisce, in genere, a migliorare significativamente le caratteristiche meccaniche del composito. Difatti la presenza di particelle dure in una matrice fragile può generare fenomeni locali di concentrazione delle tensioni, compromettendo la resistenza meccanica del composito. Inoltre è stato rilevato che, nel caso di frattura, la presenza di particelle dure e resistenti non ostacola efficacemente la propagazione di eventuali cricche e difetti.

3.2.2.2 Compositi con fibre

I compositi fibrosi sono di gran lunga quelli più utilizzati nelle costruzioni meccaniche. Il loro successo è legato all'elevato rapporto resistenza\peso (resistenza specifica) ed all'elevato rapporto rigidezza\peso (modulo specifico) unito alla possibilità di variare a piacimento il grado di anisotropia, intervenendo ad esempio, sulla concentrazione e sull'orientamento del rinforzo. L'elevata resistenza specifica dei compositi fibrosi è essenzialmente legata all'elevata resistenza delle fibre ed al basso peso di fibre e matrice.

Nella Tabella 2 sono riportate le principali caratteristiche meccaniche, modulo di Young (rigidezza) e resistenza a trazione, delle principali fibre utilizzate nei compositi insieme a quelle di alcuni materiali convenzionali.

Materiali	Modulo di Young E (GN/m²)	Resistenza a trazione σ_u (GN/m²)	Densità ρ g/cm³	Modulo specifico E/ρ	Resistenza specifica σ_u/ρ
Fibre di Vetro E	72,4	3,5 ^a	2,54	28,5	1,38
Fibre di Vetro S	85,5	4,6 ^a	2,48	34,5	1,85
Fibre di Grafite (alto modulo)	390	2,1	1,9	205	1,1
Fibre di Grafite (alta resistenza)	240	2,5	1,9	126	1,3
Fibre di Boro	385	2,8	2,63	146	1,1
Fibre di Tungsteno	414	4,2	19,30	21	0,22
Fibre di Kevlar-49	130	2,8	1,5	87	1,87
Acciaio	210	0,34-2,1	7,8	26,9	0,043-0,27
Alluminio	70	0,14-0,62	2,7	25,9	0,052-0,23
Vetro	70	0,7-2,1	2,5	28	0,28-0,84
Tungsteno	350	1,1-4,1	19,3	18,1	0,057-0,21

Tabella 2 Fibre e relative caratteristiche

Fibre di vetro

Le fibre di vetro costituiscono il rinforzo più utilizzato nei compositi a matrice polimerica. I vantaggi di tali fibre sono il basso costo, l'alta resistenza, l'alta resistenza chimica e le ottime caratteristiche di isolamento termico ed elettrico; per contro possiedono un modulo elastico relativamente basso, densità superiore a quella di molte altre fibre di rinforzo, bassa resistenza a fatica, fragilità ed elevata durezza. I tipi di fibra più utilizzati nei compositi a matrice polimerica sono le fibre di vetro E e le fibre di vetro S. Le prime sono più diffuse ed economiche, mentre le altre possiedono una resistenza superiore. Il vetro presenta una struttura amorfa ed è costituito da una struttura reticolata tridimensionale isotropa. Il processo di produzione consiste nella fusione dei componenti all'interno di grandi forni. Il fuso viene estruso e filato ad alta velocità attraverso delle filiere in platino (bushing) in fili di diametro dell'ordine di 10-20 μm , le fibre vengono poi rivestite con appretti e raggruppate in fasci detti strand. Gli strand possono poi essere ulteriormente raggruppati in fasci di dimensioni maggiori detti roving e raccolti su bobine per altre lavorazioni. Importante è l'appretto detto anche sizing, il quale ha tre funzioni: agisce come lubrificante, protegge il filamento dall'abrasione e provvede a migliorare l'interfaccia tra fibra e matrice. La resistenza di tali fibre risente dei danneggiamenti derivanti dalle lavorazioni e delle condizioni ambientali.

Fibre di carbonio e grafite

Le fibre di carbonio e di grafite vengono prodotte a partire da precursori, tipicamente polimerici, i quali sono sottoposti a processo di pirolisi e conversione parziale (fibre di carbonio) o totale (fibre di grafite) in carbonio. Questi materiali precursori sono solitamente costituiti da fibre di poliacrilonitrile (PAN), cellulosa (Rayon) o pece (pitch) ottenuta nei processi di distillazione del petrolio. Nel processo produttivo le fibre dei precursori sono mantenute in tensione e sottoposte ad un primo trattamento termico in presenza di aria a circa 250-300 °C con il risultato di ottenere ossidazione.

Le fibre vengono poi pirolizzate ad alta temperatura, fino a 1000 °C e successivamente fino a oltre 1300-1500 °C, in ambiente inerte, per la carbonizzazione del materiale. Quanto più si riesce ad ottenere una valida struttura cristallina tanto più il materiale presenta caratteristiche notevoli. Un cristallo di grafite ha una struttura composta da strati sovrapposti di piani costituiti da atomi di carbonio. I legami fra gli atomi dello stesso piano sono legami covalenti mentre quelli fra gli atomi di piani differenti sono legami di Van der Waals, cioè relativamente più deboli. Risulta quindi evidente che tali cristalli sono strutture fortemente anisotrope, perciò sarà compito del processo di fabbricazione disporre la struttura cristallina nella direzione voluta. Le fibre di carbonio, come la maggior parte delle fibre di rinforzo per compositi, presentano comportamento fragile con cedimento in campo di deformazione elastica senza evidenza di plasticità, inoltre si presenta il problema della bassa bagnabilità della fibra.

Fibre di boro

Le fibre di boro vengono prodotte singolarmente mediante deposizione chimica di vapore di boro su un filo di tungsteno o carbonio a temperatura di 1100-1300 °C. Trattamenti termici e rivestimenti protettivi possono essere utilizzati per ridurre la sensibilità e i difetti, migliorando la resistenza e per aumentarne la compatibilità con le matrici, soprattutto quelle metalliche. Le fibre di boro presentano un modulo elastico elevato pari a 380-420 GPa, e grande diametro ovvero 100-200 µm. Questo conferisce una maggiore resistenza ai carichi di compressione rispetto alle altre fibre. Le fibre di boro posseggono inoltre un'ottima resistenza termica e chimica, ma anche lo svantaggio di alta densità e soprattutto un elevato costo.

Fibre aramidiche

Le fibre aramidiche sono fibre poliammidiche aromatiche altamente cristalline; esse rispetto alle altre fibre di rinforzo attualmente impiegate, posseggono minore densità e maggiore resistenza specifica. Tali fibre sono

ottenute dalla filatura di particolari polimeri appartenenti alla classe dei polimeri liquido-cristallini. Le fibre aramidiche presentano una forte orientazione molecolare, ciò introduce un'elevata anisotropia delle proprietà meccaniche e un basso coefficiente di dilatazione termica longitudinale. Il loro comportamento a rottura è quello tipico delle fibre fragili. Si ha però che il cedimento a trazione è solitamente preceduto da frammentazione longitudinale, distacco tra fibrille e possibile stiro localizzato, mentre a compressione esse possono essere piegate senza rottura catastrofica ma con evidente snervamento sul lato compresso. Perciò questi modi di cedimento non catastrofico forniscono alle fibre maggiori doti di tolleranza al danno e resistenza a impatti ad alta energia, allo stesso tempo però questo comporta una maggiore sensibilità delle fibre a carichi non semplicemente tensili. Inoltre le fibre aramidiche nonostante la natura polimerica resistono a temperature anche elevate comunque non superiori ai 350°C, presentano però lo svantaggio dell'assorbimento di piccole percentuali di umidità che causano degradazione delle caratteristiche meccaniche e dell'interfaccia.

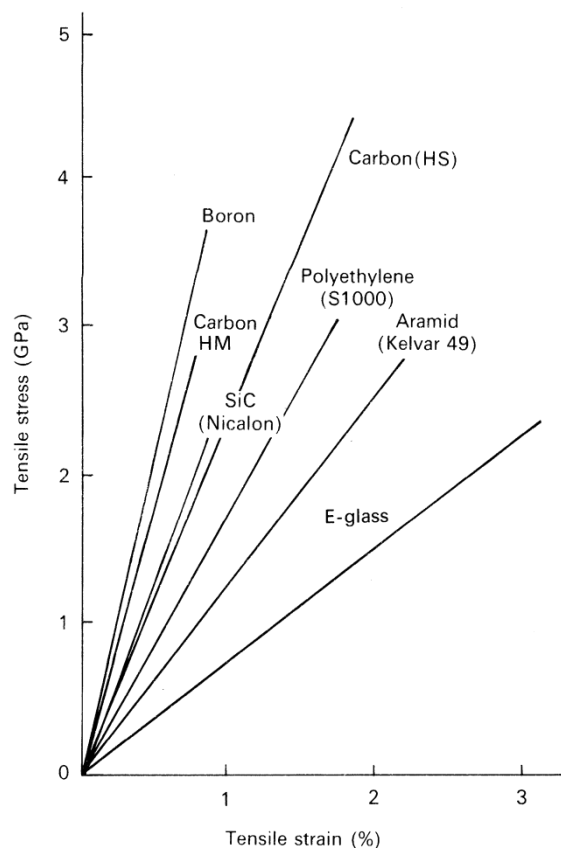


Figura 13 Curve sforzo-deformazione di alcune fibre di rinforzo

3.3 Laminato

I materiali compositi, come inizialmente precisato, vengono progettati in funzione dei carichi applicati e dei requisiti strutturali. Questo è possibile perché l'elemento preso in considerazione viene concepito come una stratificazione di lamine ortotrope, ciascuna delle quali occupa una porzione dello spessore. La tecnologia più usata nella produzione di tali elementi è la laminazione, la quale si basa sulla deposizione di lamine, con un rinforzo unidirezionale o sottoforma di tessuto, pre-impregnato da una resina. Il prodotto ottenuto viene chiamato laminato. Esso è un'unità strutturale fondamentale e si può considerare come un elemento intermedio tra la lamina ortotropa e la struttura vera e propria.

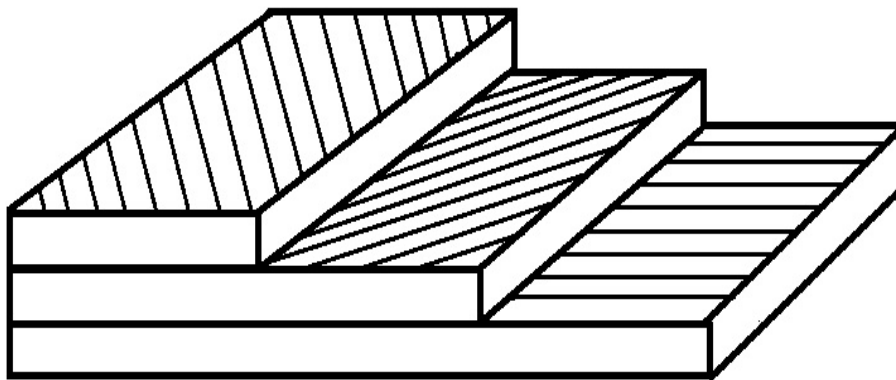


Figura 14 Laminato

3.4 Struttura sandwich

La struttura sandwich si sviluppa da un concetto noto nella tecnica delle costruzioni, ovvero un elemento strutturale che è generalmente sottoposto a flessione risulta maggiormente sollecitato nelle parti a maggiore distanza dall'asse neutro, quindi è sicuramente più vantaggioso aumentare la rigidità e la resistenza delle parti esterne a discapito della parte interna, dove è possibile alleggerire l'elemento strutturale.

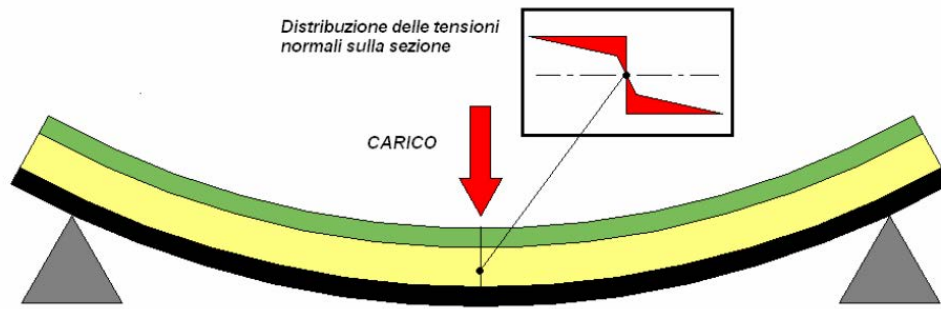


Figura 15 Trave a sandwich sottoposta a flessione

Un sandwich è un particolare tipo di laminato composito costituito da tre principali componenti:

PELLI (SKIN), esse hanno il compito di sopportare la maggior parte dei carichi applicati. Ovviamente perché possano svolgere tale funzione necessitano di un adeguato legame con il riempitivo. Nella scelta delle pelli si devono tenere in considerazione anche le proprietà meccaniche dei materiali con cui possono essere prodotte e le condizioni ambientali in cui esse si troveranno ad operare. Inoltre, considerata la funzione svolta dal pannello esse possono essere realizzate per fornire un profilo a bassa resistenza aerodinamica, una superficie scabra o un rivestimento resistente all'abrasione.

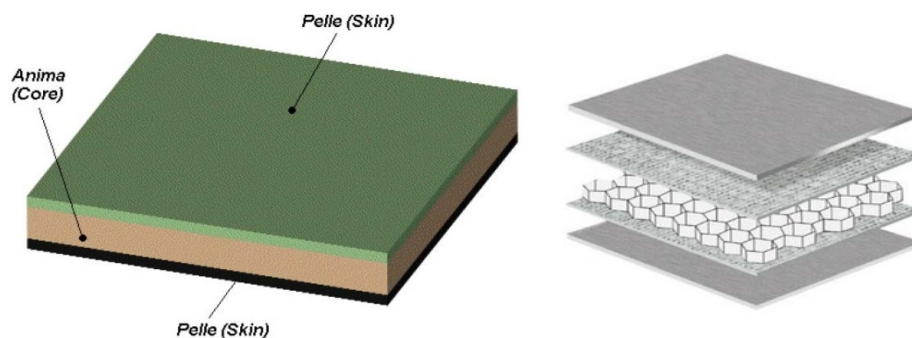


Figura 16 Pannelli a sandwich

RIEMPITIVO (CORE), la funzione primaria consiste nello stabilizzare le pelli e fornire la necessaria rigidità e resistenza a taglio. Il riempitivo quindi deve essere il più rigido e leggero possibile. Inoltre, considerato l'ambiente in cui è applicato deve garantire proprietà prevedibili, uniformi nello spazio e costanti nel tempo. I materiali utilizzati come riempitivi possono essere di vario genere.

Il più antico è il legname, generalmente legno di balsa, il quale presenta i seguenti vantaggi: facilità d'uso, eccellente durabilità ed elevata resistenza\rigidezza a compressione. Per contro, presenta difficoltà di approvvigionamento e aumento del costo.



Figura 17 Anima in balsa per compositi

Vengono impiegati anche riempitivi sintetici, che permettono di aggirare gli svantaggi in precedenza indicati. I riempitivi sintetici si dividono in schiume polimeriche, metalliche e schiume di vetro o grafite per impieghi ad elevate temperature. La disponibilità di varie tipologie congiuntamente allo sviluppo tecnologico ha permesso un'ampia diffusione. Inoltre, le schiume possono conferire ai pannelli sandwich isolamento termo-acustico o radio-trasparenza.

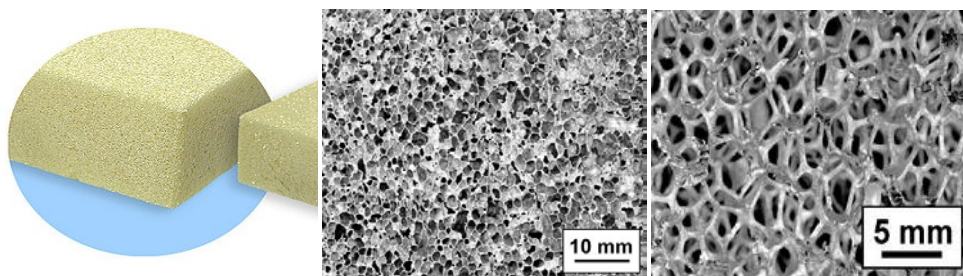


Figura 18 Schiuma polimerica e metallica in alluminio a celle chiuse e a celle aperte

Un altro tipo di riempimento è costituito da una struttura a nido d'ape, la quale possiede gli assi delle celle disposti perpendicolarmente alle pelli. Essa può essere realizzata in carta impregnata di resina, con carta aramidica, con tessuti in fibre di vetro o grafite anch'essi impregnati di resina e con diversi tipi di polimeri o leghe di alluminio. Solitamente il nido d'ape viene

realizzato incollando insieme sottili fogli di materiale che successivamente viene sottoposto ad un processo di espansione, oppure nel caso di nidi d'ape costituiti da materiali metallici i lamierini vengono corrugati e successivamente uniti attraverso incollaggio, brasatura o saldatura.

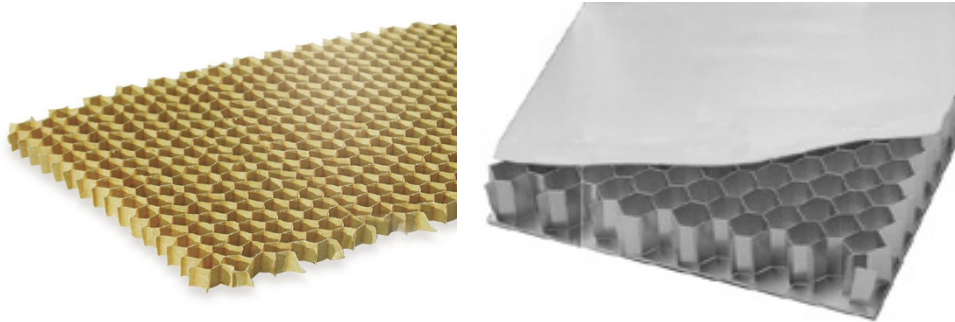


Figura 19 Struttura e composito a nido d'ape

Viene utilizzato anche il riempitivo corrugato, il quale è prodotto mediante stampaggio di una lamiera metallica o attraverso la formatura di un pre-impregnato in composito. Il riempimento corrugato a differenza del nido d'ape è disposto parallelamente alle pelli.

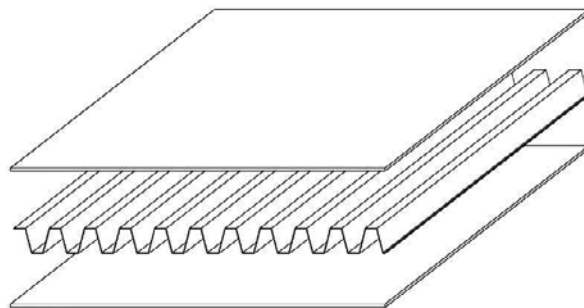


Figura 20 Pannello corrugato

adesivo, svolge un ruolo fondamentale. Le principale tipologie sono:

- fenoliche
- epossidiche
- poli-aromatiche
- uretaniche
- inorganiche (ceramiche)

Questi adesivi possiedono rispetto a quelli convenzionali maggiore tenacità, ovvero una migliore resistenza all'avanzamento della cricca al bordo

dell'incollaggio, adattabilità, cioè la capacità di correggere eventuali imperfezioni, capacità di creare un tampone tra la pelle e il bordo della cella, capacità di resistere allo squeezing dovuto alla pressione eccessiva.

3.5 Criteri di rottura

Il fenomeno di cedimento dei materiali compositi è piuttosto complesso, perciò negli anni sono stati compiuti numerosi sforzi soprattutto nello sviluppo dei criteri di rottura di lamine unidirezionali e laminati. Il cedimento della singola lamina unidirezionale a differenza del laminato è univocamente determinabile. Considerando quest'ultima caricata secondo una direzione ϑ rispetto a quella delle fibre si possono distinguere angoli di carico per i quali risultano più evidenti determinati tipi di rottura rispetto ad altri. Nel caso di direzioni prossime a quella longitudinale rispetto alle fibre la rottura della lamina dipende prevalentemente dal cedimento di quest'ultime, per angoli di carico compresi tra 5° - 25° la rottura è dovuta a cedimento per taglio interlaminare, aumentando l'angolo di carico fino a valori compresi tra 25° - 45° il cedimento è causato dalla combinazione tra taglio interlaminare e rottura della matrice, infine per angoli da 45° - 90° la rottura dipende dal collasso della matrice.

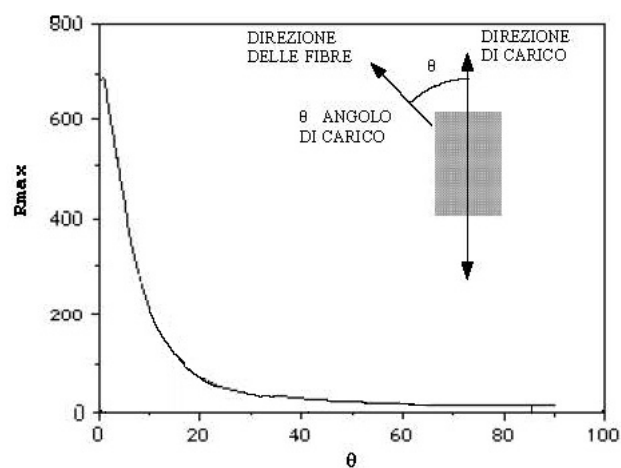


Figura 21 Tipologie di rottura al variare della direzione dei carichi

Il cedimento del laminato si può intendere secondo due differenti filosofie, la prima è nota come First Ply Failure (FPF), per la quale il laminato si considera rotto al manifestarsi del cedimento della prima lamina; la seconda è nota come Last Ply Failure (LPF), per la quale il laminato si considera rotto in concomitanza del cedimento dell'ultima lamina. Nell'adottare la filosofia LPF diviene necessario applicare nell'analisi una legge di danno progressivo, la quale permette di valutare il decadimento graduale delle caratteristiche meccaniche del laminato a causa del progressivo collasso delle lamine che lo compongono.

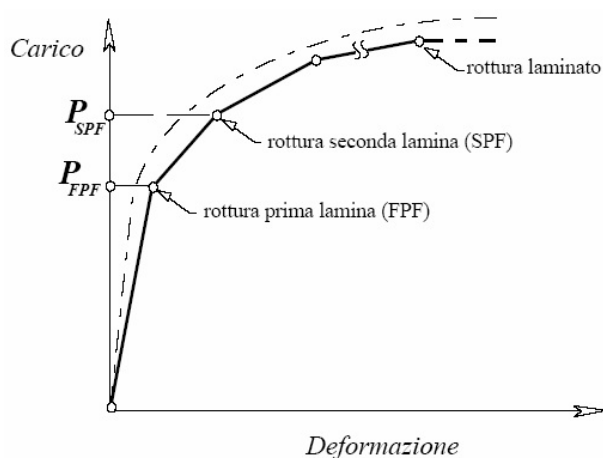


Figura 22 Diagramma carico-deformazione di un laminato composito

Il problema di base è rappresentato quindi dalla previsione della resistenza della lamina di composito sottoposta ad un generico sforzo. I tipi di approcci possibili sono due, uno a livello micromeccanico, fondato sullo studio dei fenomeni fisici che provocano la formazione delle microcricche e la loro successiva coalescenza fino ad arrivare a rottura della lamina; l'altro consiste nell'approccio macromeccanico, il quale fa riferimento a criteri tridimensionali basati sulle caratteristiche medie di sforzi e deformazioni all'interno della lamina. Questi criteri portano alla definizione dei cosiddetti involucri di rottura. L'involucro di rottura, rappresenta il limite del comportamento lineare del materiale soggetto ad uno stato di sforzo multi-assiale. La possibilità di tracciare una curva limite di resistenza della lamina in tutto il piano degli sforzi principali è dovuta all'applicazione di un'unica espressione analitica, la quale non ha alcun significato fisico, ma presenta il

vantaggio di poter avere a disposizione un pratico strumento in fase di progetto.

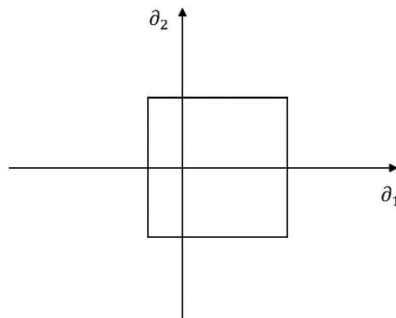


Figura 23 Esempio di un involucro di rottura per una lamina in composito

I criteri sviluppati si basano sull'ipotesi di omogeneità del materiale ortotropo e possono essere classificati in tre gruppi principali:

- criteri limite, noti anche come criteri lineari, sono costituiti da espressioni del primo ordine. Ne fanno parte i criteri che predicono le modalità di rottura attraverso la comparazione degli sforzi o delle deformazioni all'interno della lamina con i rispettivi valori ammissibili. Questi però non ammettono interazione degli sforzi;
- criteri interattivi, predicono la rottura attraverso l'impiego di un'unica espressione polinomiale di grado pari o superiore al secondo. Questi considerano l'interazione degli sforzi che caratterizzano lo stato di sollecitazione della lamina. Al soddisfacimento dell'equazione corrisponde il cedimento della lamina, mentre la modalità di cedimento si determina attraverso l'analisi dei rapporti sforzi/limiti di resistenza;
- criteri in grado di distinguere la modalità di cedimento. Essi possono prevedere per una particolare modalità di cedimento l'interazione o meno degli sforzi.

3.6 Approccio building-block

Nelle costruzioni aeronautiche solitamente viene applicato il building-block approach, il quale integra analisi e prove sperimentali per valutare la

resistenza di elementi strutturali in composito. Questo approccio si sviluppa a partire dai semplici provini di materiale fino a considerare i componenti di base del velivolo come ali o elementi di fusoliera. Il building-block approach viene utilizzato anche per individuare il calo delle caratteristiche meccaniche dovuto ad effetti ambientali in provini semplici trasferendo poi i risultati a livelli di superiore complessità. L'approccio building-block è suddivisibile in più fasi:

- creazione di un data-base delle proprietà dei materiali;
- identificazione, attraverso analisi strutturali delle zone più critiche per ulteriori verifiche;
- individuazione, delle modalità di cedimento più critiche per ogni area strutturale;
- identificazione delle condizioni che possono provocare la modalità di cedimento più critica;
- progettazione e svolgimento di prove sperimentali, riferite alle aree strutturali ed alle modalità di cedimento più critiche, con l'obiettivo di perfezionare modelli teorici che correlati ai dati sperimentali permettano di prevedere il comportamento della struttura;
- valutazione dell'accuratezza degli approcci analitici;
- progettazione di sub-componenti e componenti tenendo presenti i fattori che inducono una riduzione delle proprietà dei materiali utilizzati ed infine svolgimento delle prove di validazione finale.

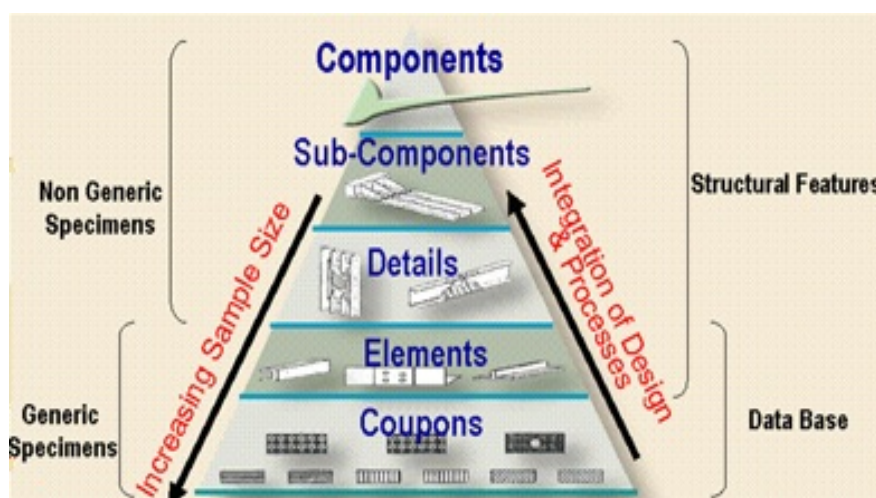


Figura 24 Gerarchia delle prove sperimentali nel building-block approach

Bibliografia – Capitolo 3

- [1] G. Janszen appunti del corso “Tecnologie delle Costruzioni Aerospaziali”
- [2] Hoskin B.C., Baker A.A., “Composite Materials for Aircraft Structures”; ed. AIAA Education Series, 1986
- [3] ASM “ASM Handbook – Composites”, Vol 21; ed. ASM, 2001
- [4] F.L. Matthews, R.D. Rawlings “Composite Materials”; ed. CRC Press, 1999
- [5] P.K. Mallick “Fiber Reinforced Composites” 2nd edition; ed. Marcel Dekker, 1999
- [6] I. Crivelli Visconti, G. Caprino, A. Langella “Materiali Compositi”; ed. Hoepli, 2009
- [7] Charles E. Harris, James H. Starnes, Jr. and Mark J. Shuart “An Assessment of the State – of – the – Art – in the Design and Manufacturing of Large Composite Structures for Aerospace Vehicles”; NASA Langley Research Center, 2001

Capitolo 4

La prevenzione degli incidenti

4.1 Introduzione

La storia purtroppo è disseminata di incidenti di svariata natura in vari settori industriali. Un pioniere della ricerca sulla sicurezza nei sistemi industriali fu Herbert William Heinrich, il quale riscontrò come per ogni grave incidente accadessero, in media, trenta incidenti di gravità minore e circa trecento eventi di pericolo, nei quali, pur non riscontrandosi danni a persone o cose, si potevano rilevare le stesse dinamiche di causalità degli eventi più gravi. Questa relazione esiste anche in aviazione e in base a recenti statistiche la proporzione è maggiore, infatti per ogni *accident* (catastrofe), si verificano non meno di sessanta *incident* (incidenti di piccola entità) e non meno di seicento eventi di pericolo o inconvenienti. L'eventuale riduzione del numero di inconvenienti comporterebbe la diminuzione del numero di incidenti lievi e di conseguenza del numero delle catastrofi.

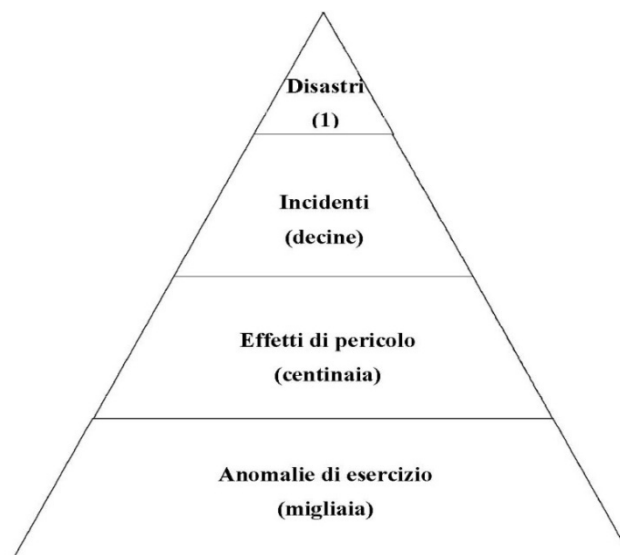


Figura 25 Mostra come l'incidente catastrofico si origina sempre da una larga base di anomalie

Nei primi anni dell'aviazione, i fattori che principalmente contribuirono al verificarsi o meno di una sciagura aerea erano tipicamente di natura meccanica. Nell'età moderna è avvenuto un rovesciamento di tendenza, infatti il 70-80% degli incidenti è oggi attribuibile ad errore umano. Nonostante ciò, la maggior parte dei sistemi di report degli incidenti non è progettata intorno ad un modello teorico riferito all'errore umano. Quindi è sorta la necessità di creare un modello teorico di analisi dell'errore umano, attorno al quale sviluppare nuovi metodi di indagine e ristrutturare i preesistenti database sugli incidenti. Nel pensiero comune, parlando di errore umano, facilmente si finisce per attribuire tutta la responsabilità al pilota, nonostante invece sia ben noto che gli incidenti non sono attribuibili ad una singola causa o tanto meno ad una singola persona.

4.2 Modello delle 5-M, Modello di Reason, Modello HFACS

Nel corso degli anni sono stati sviluppati diversi modelli per spiegare i fattori che possono innescare un incidente e tra essi i più accreditati sono:

- il modello delle 5-M, riconosciuto come guida fondamentale nell'analisi di un incidente aereo da parte della Federal Aviation Administration;
- il modello di Reason, noto anche come il modello del “formaggio svizzero”, in cui i “buchi” rappresentano le falle del sistema, dall'errore umano fino a risalire all'organizzazione.

Dal modello delle 5-M si evince immediatamente che i fattori scatenanti l'incidente aereo sono sostanzialmente cinque:

- man (uomo), cioè tutto ciò che ruota intorno all'uomo, dal pilota, agli operatori, agli addetti alla manutenzione;
- media (ambiente), ovvero l'insieme delle condizioni ambientali in cui si è verificato l'incidente;
- machine (macchina), ovvero tutto ciò che riguarda il velivolo (dalla progettazione, al funzionamento);

- management (gestione), cioè tutto quello che sovrintende alla gestione dell'organizzazione del sistema del trasporto aereo;
- mission (missione), cioè la pianificazione dell'attività svolta cui fa riferimento l'incidente.

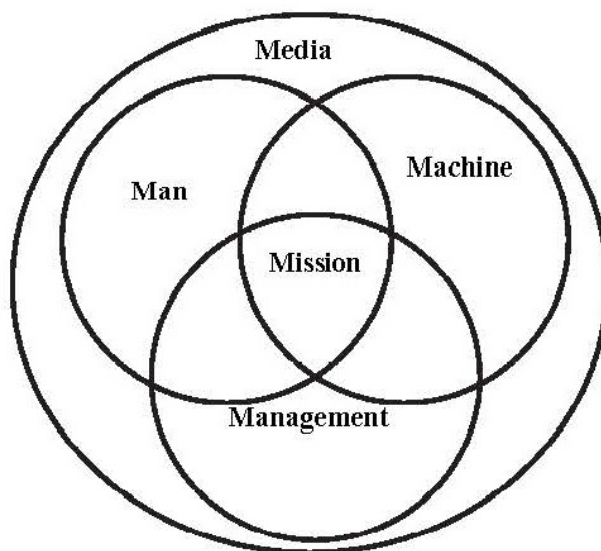


Figura 26 Modello delle 5-M

Un approccio particolarmente interessante per la genesi dell'errore umano è appunto quello proposto da James Reason. Esso descrive quattro livelli di errore umano, ognuno dei quali influenza il successivo. Andando a ritroso nel tempo dall'incidente, il primo livello rappresenta la condotta non sicura (Unsafe Acts) degli operatori. Comunemente esso in aviazione è denominato errore dell'equipaggio\pilota. In questo livello si concentra la maggior parte delle indagini sugli incidenti, di conseguenza in esso vengono individuati la maggior parte dei fattori che contribuiscono al disastro. Infatti, in generale le azioni o le omissioni dell'equipaggio sono direttamente collegate alla catastrofe. Questi Unsafe Acts sono errori attivi e vengono rappresentati nel modello attraverso i "buchi" del formaggio. Tuttavia, il modello di Reason risulta particolarmente utile nelle inchieste sugli incidenti perché indirizza gli investigatori a ricercare gli errori latenti all'interno della sequenza causale degli eventi. Come suggerisce il nome, gli errori latenti a differenza dei loro omologhi attivi, possono rimanere inerti o

non rilevati per ore, giorni, settimane o più, fino al verificarsi dell'incidente. All'interno della classe degli errori latenti Reason descrive altri tre livelli di errore umano. Il primo, si riferisce ai presupposti per la condotta non sicura (Preconditions for Unsafe Acts) e comprende le condizioni fisiche e mentali dell'equipaggio, le quali inevitabilmente hanno influenza sulle prestazioni. Il secondo riguarda la mancanza di supervisione (Unsafe Supervision), mentre l'ultimo è riferito all'influenza dei fattori organizzativi (Organizational Influences), essi influiscono sulle prestazioni a tutti i livelli. Il modello di Reason nonostante abbia introdotto un'importante rivoluzione è tuttavia una teoria che non definisce questi errori di sistema, necessari invece per effettuare le analisi degli incidenti o meglio per individuare tali lacune e correggerle prima dell'eventuale incidente. In definitiva, dal modello di Reason emerge che a determinare un incidente sono una sequenza di azioni tra loro collegate in una ben definita sequenza temporale. In tale rappresentazione si nota come una qualsiasi interruzione all'interno della catena porterebbe al non verificarsi dell'incidente.

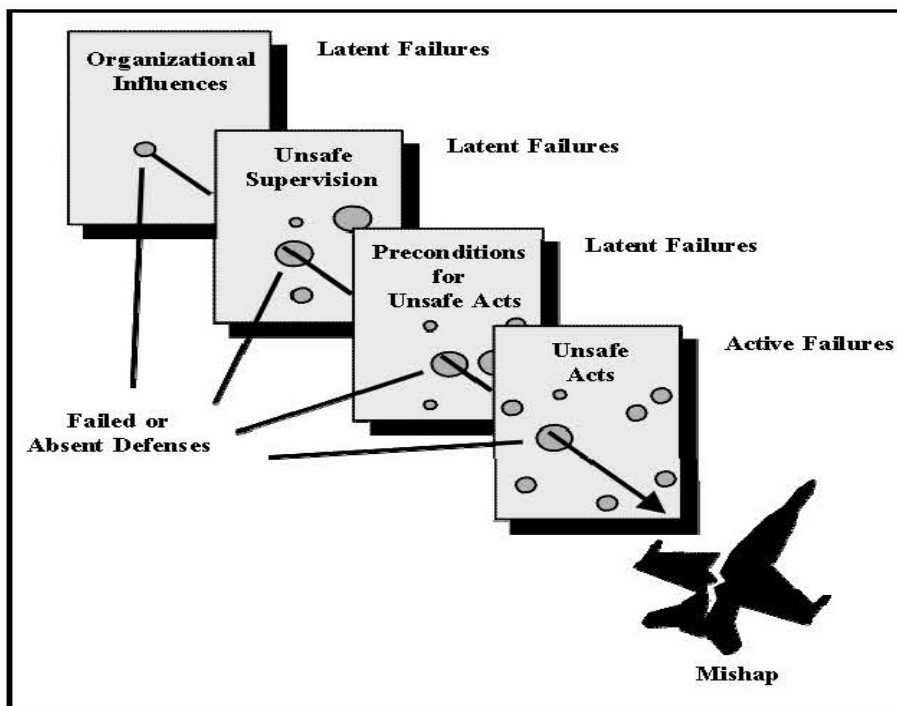


Figura 27 Modello di Reason

Considerando come base il modello di Reason è stato recentemente sviluppato il Sistema di Classificazione ed Analisi del Fattore Umano (HFACS). Questo modello descrive quattro livelli di errori:

- Condotta non sicura (Unsafe Acts)
- Presupposti per la condotta non sicura (Preconditions for Unsafe Acts)
- Scarsa supervisione (Unsafe Supervision)
- Influenza di fattori organizzativi (Organizational Influences).

La condotta non sicura dell'equipaggio si riferisce ad attività mentali o fisiche di individui che non riescono a conseguire l'obiettivo previsto. Questi errori caratterizzano la maggior parte dei database sugli incidenti. Le violazioni, si riferiscono all'infrazione volontaria delle regole e dei regolamenti che disciplinano la sicurezza del volo. Il raggiungimento di un livello più dettagliato nella maggior parte degli incidenti implica la suddivisione dell'errore in: errori dovuti alle abilità di base (Skill-based errors), errori di decisione (Decision errors) ed errori percettivi (Perceptual errors), mentre le violazioni vengono suddivise in: ordinarie (Routine) e straordinarie (Exceptional).

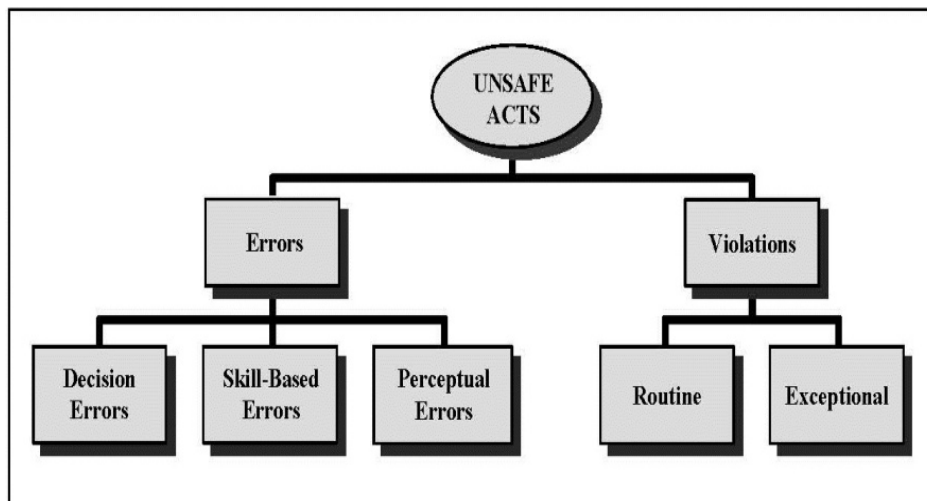


Figura 28 Categorie delle azioni non sicure commesse dall'equipaggio

La prima tipologia di errore è collegata alle abilità di base acquisite dall'equipaggio, ovvero quelle azioni che esso per abitudine compie quasi inconsciamente. Esse sono vulnerabili a cali di attenzione e/o memoria. Un

esempio classico è la focalizzazione dell'attenzione da parte dell'equipaggio su una spia bruciata perdendo di vista l'assetto del velivolo fino al sopraggiungere della collisione. Vi sono poi gli errori decisionali, spesso definiti come "errori onesti", si riferiscono ad azioni o omissioni compiute in buona fede che portano però alla catastrofe. Tali errori possono essere raggruppati in tre categorie: errori procedurali, scelte sbagliate ed errori di problem solving. Infine, si hanno gli errori percettivi dovuti ad un input sensoriale degradato o insolito, come nel caso di illusioni visive e disorientamento spaziale o semplicemente quando l'equipaggio commette errori di valutazione riguardo altitudine, comportamento o velocità del velivolo. In merito ad essi, è importante sottolineare che non vengono classificati come errori percettivi l'illusione o il disorientamento, quanto piuttosto la risposta errata data dall'equipaggio\pilota. Riguardo le violazioni si hanno due classificazioni principali. Le prime sono le violazioni ordinarie, cioè quelle che per loro natura tendono ad essere abituali e spesso tollerate dalle autorità. Ne è un esempio l'automobilista, che pur essendoci il limite di velocità a 50 km/h viaggia abitualmente a 58 km/h dato che le autorità tollerano fino a 10 km/h di velocità oltre la soglia. Quindi qualora venga identificata una violazione di routine si deve risalire la catena di controllo e identificare le autorità che non hanno fatto rispettare le regole. Le violazioni straordinarie invece non hanno legame con le autorità e non sono parte del comportamento tipico dell'individuo. Inoltre, è importante sottolineare che nonostante la maggior parte di tali violazioni abbiano natura estrema esse non sono considerate tali per questo, ma piuttosto perché atipiche del comportamento dell'individuo e non tollerate dall'autorità. Questo le rende inoltre particolarmente difficili da prevedere.

Il compito degli investigatori è quello di approfondire il perché si siano verificate le azioni errate o le omissioni dell'equipaggio, perciò un ulteriore passo in tale direzione consiste nell'individuare i presupposti della condotta inadeguata, i quali sono suddivisi in due categorie principali: condizioni di lavoro inadeguate (Substandard Conditions of Operators) e procedure inadeguate (Substandard Practices of Operators) degli operatoti.

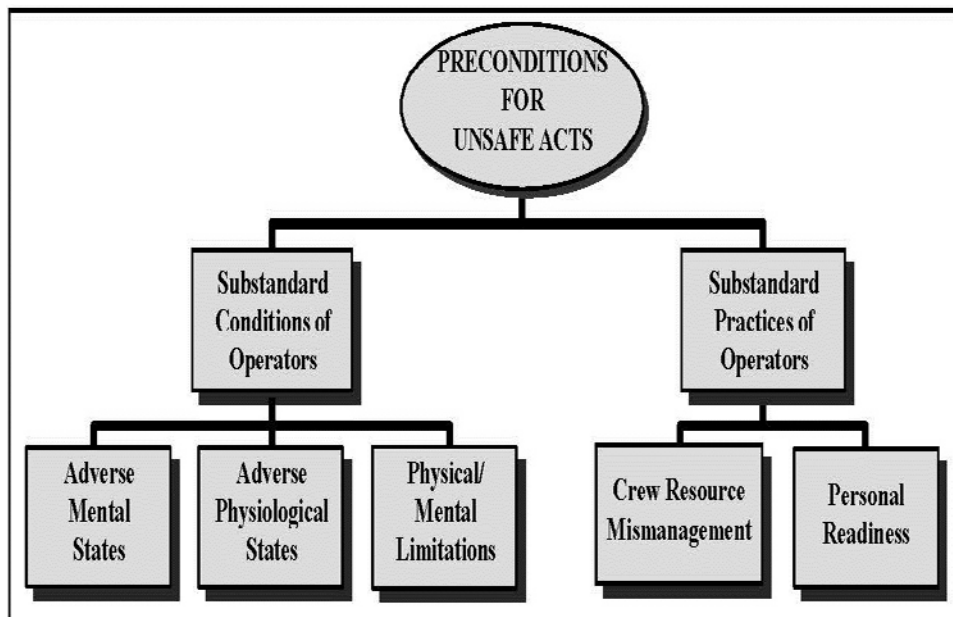


Figura 29 Categorie dei presupposti della condotta inadeguata

Le condizioni di lavoro inadeguate a loro volta comprendono: stati mentali alterati (Adverse Mental States), stati fisiologici non idonei (Adverse Physiological States) e limiti fisici\mentali (Physical\Mental Limitations). La prima categoria è stata creata per tenere conto delle condizioni mentali che influiscono sulle prestazioni. Esse comprendono: la perdita di consapevolezza della situazione, distrazione e stanchezza dovute a perdita di sonno o altri fattori di stress. In questa classe sono inoltre inclusi i tratti della personalità e tutti quegli atteggiamenti che possono arrecare gravi danni, come l'arroganza o l'impulsività. Appare quindi evidente come nel modello di errore umano è necessario tenere conto di preesistenti stati mentali negativi nella catena causale di eventi. Vi è poi la categoria degli stati fisiologici alterati, la quale si riferisce a quelle condizioni mediche o fisiologiche, che precludono la sicurezza delle operazioni. L'ultima classe coinvolge le limitazioni fisiche e mentali, in particolare si considerano quei casi in cui i requisiti di missione superano le capacità dell'individuo. Ad esempio, nel caso di volo notturno il campo visivo umano risulta notevolmente limitato, perciò è opportuno prestare maggiore attenzione agli strumenti a disposizione, così da ripristinare il margine di sicurezza. Inoltre, non tutti possiedono le caratteristiche fisiche o l'attitudine al volo, basti pensare che le cabine di pilotaggio non sono prodotte su misura per ogni

individuo. La seconda macro classe, come precedentemente indicato si riferisce alle procedure inadeguate, la quale a sua volta è suddivisa in: cattiva gestione delle risorse dell'equipaggio (Crew Resource Mismanagement) e prontezza personale (Personal Readiness). La prima categoria è stata creata per tenere conto di un eventuale scarso coordinamento tra il personale a bordo dell'aereo, fra equipaggi di differenti velivoli e tra essi e i servizi di controllo del traffico aereo a terra, fino a considerare il coordinamento fra gli operatori che si occupano della manutenzione o di altre eventuali mansioni che rientrano nella situazione presa in esame. La prontezza personale invece, si riferisce alla necessità che tutti gli individui siano pronti ed efficienti per svolgere a livelli ottimali i propri compiti. Eventuali inadeguatezze si presentano quando il personale non si prepara mentalmente o fisicamente per le mansioni da svolgere. Un esempio è dato dalla violazione dei requisiti di riposo dell'equipaggio.

Il terzo gruppo del modello HFACS fa riferimento alla scarsa supervisione. Essa è suddivisa in quattro categorie: supervisione inadeguata (Inadequate Supervision), inappropriata pianificazione delle operazioni (Planned Inappropriate Operations), mancata correzione dei problemi noti (Failed to Correct Problem) e violazioni di vigilanza (Supervisory Violations).

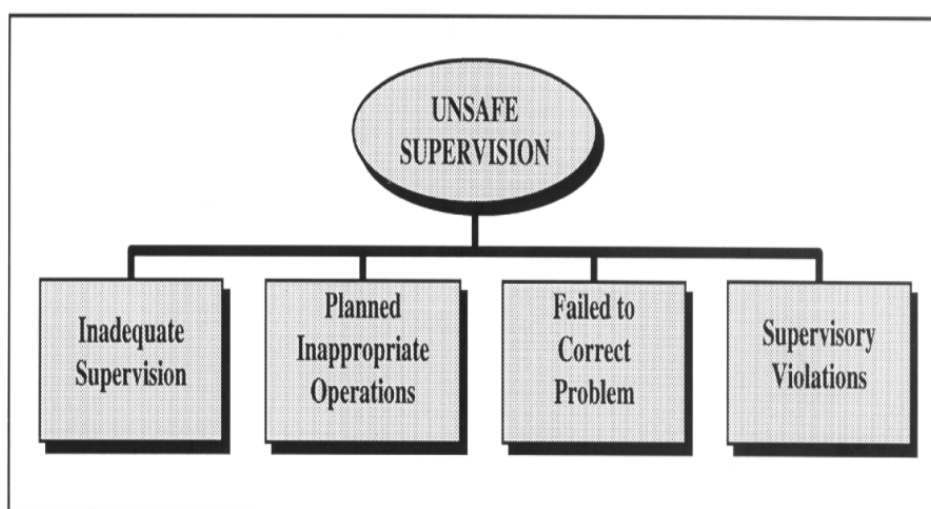


Figura 30 Categorie in cui è suddivisa la scarsa supervisione

L'inadeguato controllo si ha nel momento in cui il supervisore non fornisce orientamento, opportunità di formazione, leadership e motivazione. Un

esempio di quanto detto si ha nel caso di limitate risorse dove si potrebbe verificare una scarsa o assente formazione del personale. Questo comporterebbe inevitabilmente un aumento del rischio di incidente. La seconda categoria riguarda l'inappropriata pianificazione delle operazioni, ovvero quando il tempo operativo e/o l'errata organizzazione del personale comportano inevitabilmente una penalizzazione nelle prestazioni. Ad esempio, tale errore avviene quando si affianca un pilota molto giovane con uno di grande esperienza, il quale tende a far valere la propria autorità sull'altro. Il terzo blocco fa riferimento alla mancata correzione dei problemi noti e si riferisce a quei casi in cui la carenza di personale, le attrezzature inadeguate, la scarsa formazione e l'inefficienza di aree relative alla sicurezza sono note all'autorità di vigilanza e nonostante ciò vengono autorizzati al proseguo dell'attività. L'ultima categoria riguarda le violazioni di vigilanza, essa comprende tutti quei casi in cui le norme ed i regolamenti esistenti sono volutamente ignorati dalle autorità di vigilanza.

Il quarto ed ultimo gruppo del modello HFACS si occupa delle influenze organizzative. Questi errori latenti generalmente sono i più sfuggenti e ruotano intorno a questioni legate alla gestione delle risorse (Resource Management), clima organizzativo (Organizational Climate) e processo organizzativo (Organizational Process).

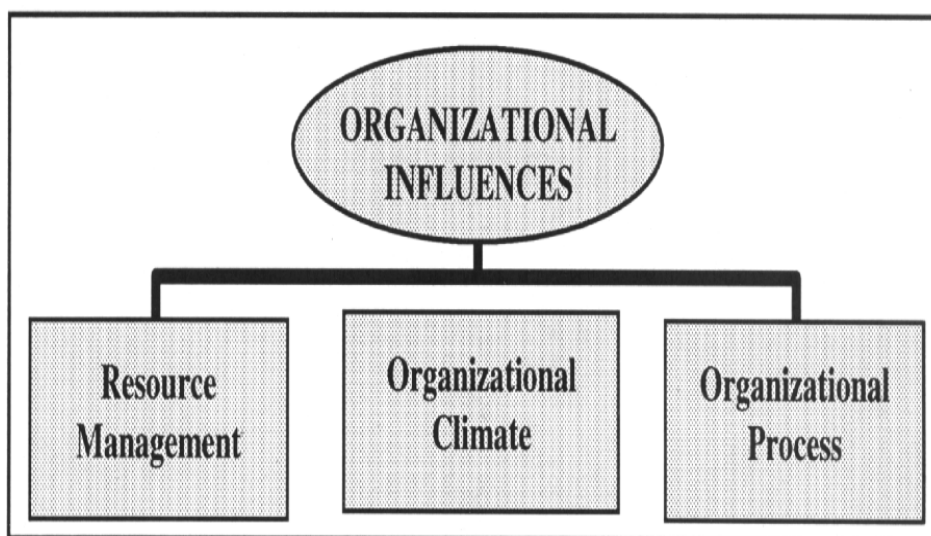


Figura 31 Categorie in cui si dividono le influenze organizzative

La gestione delle risorse comprende le linee guida aziendali per l'assegnazione ed il mantenimento di assetti organizzativi, quali le risorse umane (personale), le attività monetarie, gli impianti e le attrezzature. In generale, le decisioni aziendali in merito alla gestione di tali risorse vengono stabilite avendo come obiettivi la sicurezza e la tempestività. Solitamente però in tempi di ristrettezze l'obiettivo sicurezza passa in secondo piano con un conseguente aumento del rischio di incidente. Consideriamo ora il clima organizzativo, il quale si riferisce ad una vasta classe di variabili organizzative che influenzano le prestazioni dei lavoratori. In generale, esso può essere visto come l'ambiente di lavoro all'interno dell'organizzazione. Un segno rivelatore del clima di un'organizzazione è in primo luogo fornito dalla sua struttura. Altri buoni indicatori sono le politiche (linee guida) e la cultura (valori, atteggiamenti, credenze e costumi) dell'organizzazione. Infine consideriamo il processo operativo. Questa categoria si riferisce alle decisioni aziendali ed alle regole che governano le attività quotidiane all'interno di un'organizzazione, compresa la creazione e l'utilizzo di procedure operative standardizzate e dei metodi formali per mantenere controlli ed equilibri tra la gestione e la forza lavoro. Ad esempio, il tempo operativo, i sistemi di incentivazione e gli orari di lavoro se inadeguati sono tutti fattori che possono incidere negativamente sulla sicurezza.

Il modello HFACS quindi fornisce agli investigatori uno strumento completo facile da usare per identificare e classificare le cause umane di incidenti aerei. Inoltre, tale modello ha evidenziato quelle aree su cui focalizzare l'attenzione piuttosto che basarsi su interessi individuali non necessariamente legati a salvare vite umane o prevenire la perdita di aeromobili.

4.3 CRASHWORTHINESS

Il crashworthiness è la capacità di un velivolo, o dei suoi componenti, di tollerare un impatto con accettabili lesioni e danni a occupanti, merci e strutture. L'eventuale incidente, data la sua visibilità causa inevitabilmente

un calo di fiducia del pubblico nei confronti del trasporto aereo, provocando di conseguenza ripercussioni in tale settore. La NASA in risposta all'obiettivo fissato dal governo federale fu tra i primi ad occuparsi del crashworthiness avviando l' Aviation Safety Investment Strategy Team (ASIST), attraverso il quale vennero definite le aree di ricerca ed i finanziamenti necessari. Questo programma coinvolse industrie, governo e le organizzazioni accademiche. La necessità di ridurre il numero degli incidenti aerei fu alla base dell' Aviation Safety Program (AvSP). Il suo scopo è sviluppare tecnologie che contribuiscano alla riduzione degli incidenti aerei e del tasso di mortalità. Per il raggiungimento di tali obiettivi è necessaria la comprensione del contesto in cui si verifica l'incidente. Per garantire la sopravvivenza degli occupanti è essenziale che la maggior parte dell'energia, nel caso di impatto, venga assorbita dalla cellula, struttura e sedile. Il sedile deve restare ancorato al pavimento e almeno un'uscita di sicurezza deve rimanere a disposizione degli occupanti prima che il fuoco e il fumo prendano il sopravvento. L'approccio al problema del crashworthiness, affrontato dalla NASA, si basa sulle raccomandazioni derivanti dai seguenti studi: “ Final Report Recommendations for Injury Prevention in Transport Aviation Accidents” e “ A Study of Transport Airplane Crash Resistant Fuel Systems”. Esso è suddiviso in tre categorie le quali si concentrano su specifiche funzioni per il raggiungimento degli obiettivi fissati nel programma:

previsione dei carichi di impatto

Negli ultimi anni si è verificato un aumento della capacità di elaborazione, acquisizione dati e simulazione. Questo ha permesso di sviluppare efficienti modelli ad elementi finiti. Nell'industria aeronautica però l'utilizzo di tali modelli nella progettazione di strutture resistenti ad impatto ha incontrato alcune difficoltà a causa della mancanza di linee guida per il loro impiego nel processo di certificazione. Inoltre, non esiste legame tra le necessità dei progettisti e quelle del processo di certificazione, infatti i primi necessitano di carichi e spostamenti per dimensionare le strutture, mentre per la certificazione vi è la necessità di valori di accelerazione e informazioni

riguardo le risposte ad impatto degli occupanti. Oltretutto, non ci sono metodi standard per quantificare l'accuratezza dei modelli. La certificazione ad impatto avviene generalmente attraverso dei test sui seggiolini dei passeggeri, viceversa si potrebbe pensare di effettuare una prova di verifica sull'intero velivolo, la quale però risulterebbe economicamente inaccettabile a causa degli elevati costi di fabbricazione. Per affrontare questi problemi, è necessario focalizzarsi nel miglioramento del modello analitico e nello sviluppo di linee guida per la realizzazione di test e analisi di correlazione, così che tali modelli possano essere utilizzati come strumenti di progettazione e certificazione. Un'analisi adeguata del problema, si ottiene attraverso una modellazione ad elementi finiti del velivolo completo, delle sezioni di fusoliera e successivamente attraverso test su scala ridotta.



Figura 32 Test e analisi FEM del velivolo completo

Un esempio di tale analisi spazia dalla prevenzione delle discontinuità geometriche all'importanza di utilizzare accurate proprietà del materiale. In definitiva si ha l'interesse a realizzare un modello analitico di velivolo completo utilizzabile per la progettazione e la certificazione ad impatto. A tale scopo sono necessari anche test sperimentali su scala ridotta, i cui risultati dovranno essere comparati con quelli derivanti dal modello analitico e nel caso in cui vi sia una corrispondenza, ciò valorizzerebbe l'affidabilità del modello. Le linee guida e gli standard per le prove di analisi di correlazione sono necessari per quantificare l'accuratezza dei modelli di simulazione. In un incidente si hanno modelli analitici con decine di migliaia di elementi e a volte le risorse di calcolo necessarie per l'esecuzione della simulazione non sono alla portata dei moderni computer. Comunque, la valutazione dell'accuratezza della correlazione si basa sul confronto qualitativo delle risposte avvenute nel tempo. Questi confronti forniscono informazioni preziose per quanto riguarda la risposta globale del velivolo, anche se questa purtroppo non fornisce tutti i dati necessari al

progettista e al processo di certificazione. Nonostante l'evoluzione degli strumenti di misura impiegati nei test, spesso risulta difficoltoso correlare i carichi previsti con quelli di prova. Ottenere tali informazioni di correlazione sarebbe utile per identificare gli elementi strutturali da modificare. Coloro che si occupano delle prove di analisi di correlazione concentrano i loro sforzi sullo sviluppo di una strumentazione applicabile al contesto dell'incidente. Inoltre, utilizzano i risultati di simulazione come guida per il layout della strumentazione, per ottenere un'efficiente riduzione del processo dei dati e una loro gestione automatica, in modo da realizzare uno studio di correlazione tempestivo. Il prodotto finale dei test di analisi di correlazione deve: identificare i dati da correlare, definire i processi per la raccolta e post-elaborazione dei dati dei test, fornire metodi per il recupero e la post-elaborazione dei dati della simulazione e definire un metodo per il confronto dei dati includendo i calcoli e la presentazione della correlazione in modo logico quantificabile e semplificato. Inoltre, nella fase di previsione dei carichi di impatto, è necessario tenere conto dell'affidabilità dei codici di analisi, questo significa identificare eventuali carenze in essi, determinare errori teorici o di calcolo e infine individuare anomalie relative al post-processing o ai file di output.

tutela degli occupanti

Comprende lo sviluppo di progettazione standard e materiali per la protezione da impatto. Gli scopi relativi alla tutela degli occupanti sono la riduzione della gravità delle lesioni e l'incremento della percentuale dei passeggeri sopravvissuti all'incidente. La realizzazione di tali obiettivi necessita: la caratterizzazione dei materiali utilizzati nei test, l'utilizzo di strutture ad assorbimento di energia, l'avvalersi di strutture a rottura controllata, l'integrità del piano su cui è fissato il seggiolino, opportune cinture di sicurezza e sensori per la raccolta dei dati. Inoltre per la tutela dei passeggeri è essenziale fornire al progettista informazioni riguardo la fisica dell'impatto e la biometria. È altresì fondamentale per il crashworthiness individuare i tipi di lesione e identificare i meccanismi che li generano.

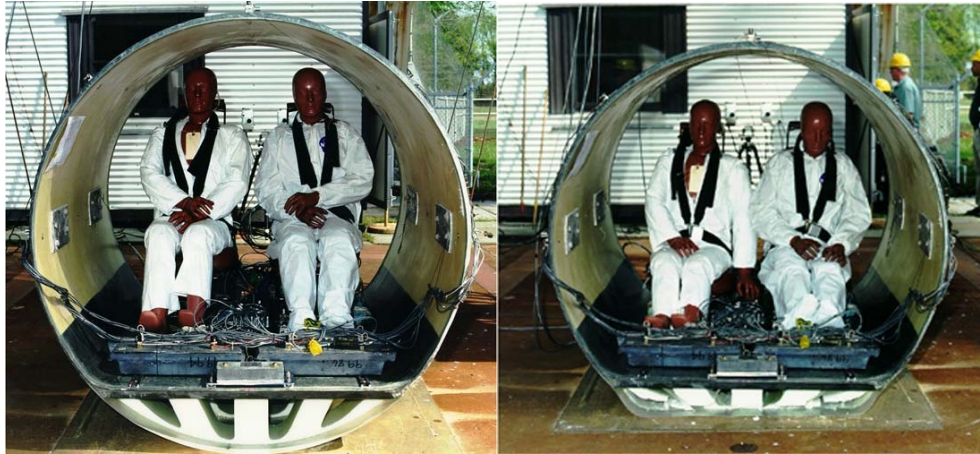


Figura 33 Struttura ad assorbimento di energia

sistemi di ritenuta del carburante (Crash Resistant Fuel Systems)

Riguarda l'evoluzione della progettazione di tali sistemi e lo sviluppo di materiali resistenti a rotture per la costruzione di serbatoi e altri componenti. Svolgono la funzione di ridurre la possibilità di propagazione di incendio a seguito dell'impatto, favorendo l'uscita dei superstiti. A seguito di studi è stato stilato un elenco di raccomandazioni, esse includono: un sistema di classificazione per il crashworthiness dei componenti relativi alla ritenuta del carburante, miglioramenti dei materiali, tecnologie auto-sigillanti, e sacche di contenimento.



Figura 34 Serbatoio con schiuma autoestinguente e bladder tank

4.4 Approccio del cubo magico (Magic cube approach)

I crash test come indicato nel precedente paragrafo comportano dispendio di tempo e denaro, inoltre possono essere effettuati solamente nelle fasi finali di progetto. Da qui la necessità di introdurre analisi su modelli ad elementi

finiti, ma a causa dei limiti riscontrabili nelle risorse computazionali, si adottano modelli semplificati durante il processo di design.

Un metodo semplificato con il quale affrontare il problema del crashworthiness è l'approccio del cubo magico. Il cubo possiede tre dimensioni principali:

1. Decomposizione (Decomposition)
 - I. Decomposizione del tempo (Time Decomposition)
 - II. Decomposizione dello spazio (Space Decomposition)
 - III. Decomposizione della scala (Scale Decomposition)
2. Metodologia di design (Design Methodology)
 - I. Target a cascata (Target Cascading)
 - II. Analisi del meccanismo di rottura dei componenti (Failure Mechanism Analysis)
 - III. Metodi di ottimizzazione (Optimization Method)
3. Considerazioni generali (General Considerations)
 - I. Obiettivi multidisciplinari (Multidisciplinary Objectives)
 - II. Condizioni di carico (Loading Conditions)
 - III. Effetti incerti (Uncertainty Effects)

Questi livelli sono accoppiati l'uno con l'altro in modo da formare un cubo di ventisette elementi. Il problema del crashworthiness può essere quindi affrontato utilizzando gli elementi del cubo magico.

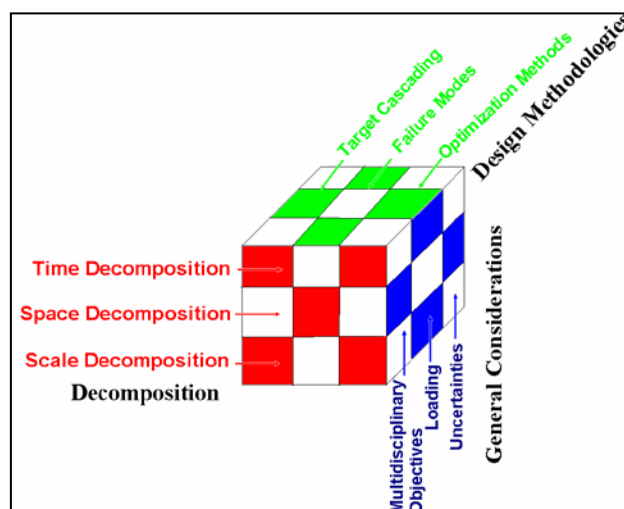


Figura 35 Magic Cube Approach

Prima dimensione: Decomposizione

Il crash della struttura di un velivolo avviene in un lasso di tempo durante il quale si verificano complessi fenomeni fisici, come l'impatto, le deformazioni, l'instabilità ed il cedimento delle strutture. La non linearità della geometria, dei materiali e il rateo di sforzo hanno effetti significativi sul processo di crash. Questa dimensione ha lo scopo di semplificare tali fenomeni in tre differenti aspetti:

- decomposizione del tempo, cioè il processo del crash viene suddiviso in intervalli temporali, determinando così più scenari d'impatto, in modo da permettere uno studio disaccoppiato del problema;
- decomposizione dello spazio, il sistema velivolo viene scomposto in sottosistemi ed ulteriormente in componenti;
- decomposizione della scala, il problema di progettazione della struttura viene suddiviso in problemi macro-strutturali, meso-strutturali e micro-strutturali, quindi nel processo di design è possibile considerare anche un'ottimizzazione del materiale.

Seconda dimensione: Metodologie di design

Questa dimensione comprende i tre seguenti aspetti:

- target a cascata, l'applicazione di tale processo all'interno delle altre dimensioni del cubo semplifica il problema della progettazione, in quanto permette l'identificazione degli obiettivi per ogni step fissato;
- analisi del meccanismo di rottura dei componenti, cioè nell'eseguire una progettazione ottimale a livello di componente, il fenomeno di rottura di quest'ultimo può essere ulteriormente scomposto nel dominio del tempo, in maniera tale da poter associare al processo di crash dinamico non lineare una sequenza di problemi di progettazione quasi statici. Quindi, per fare ciò è necessario conoscere e comprendere il meccanismo di rottura del componente in un generale processo d'impatto;

- metodi di ottimizzazione, i metodi numerici utilizzati nel problema del crashworthiness comprendono modelli semplificati del tipo massa-molla e modelli dettagliati ad elementi finiti. Il vantaggio di utilizzare modelli semplificati risiede nella riduzione dei costi computazionali.

Terza dimensione: Considerazioni generali

Anche quest'ultima dimensione comprende tre aspetti:

- obiettivi multidisciplinari, cioè l'approccio del cubo magico può essere applicato al problema del crashworthiness relativo a svariati sistemi, sottosistemi e componenti;
- condizioni di carico, attraverso i modelli di simulazione vengono riprodotti i carichi agenti sul velivolo e successivamente confrontati con i valori dei risultati sperimentali. Solitamente l'approssimazione tramite tali modelli risulta attendibile;
- incertezze, sono un importante problema che va considerato nel processo di progettazione. Infatti, un ottimo design può comportarsi in maniera totalmente differente nel processo di crash, quando un parametro critico o una condizione del sistema è leggermente cambiata a causa dell'incertezza degli effetti. Quindi le incertezze possono portare ad un processo di crash qualitativamente diverso.

Le incertezze possono essere grossolanamente classificate in tre categorie: incertezze dei parametri, incertezze della modellazione, incertezze delle condizioni al contorno e di carico. Quest'ultime sono le più importanti e costituiscono l'aspetto più difficile nello studio del crash.

Le incertezze dei parametri si riferiscono ad imperfezioni geometriche, come ad esempio variazioni delle dimensioni della struttura o imperfezioni, dovute al processo di produzione.

Le incertezze della modellazione derivano da informazioni inaccurate o mancanti utilizzate nel processo di modellazione del

problema reale. Un altro tipo di tali incertezze sono dovute ad errori numerici presenti nei modelli ad elementi finiti.

Le incertezze delle condizioni di carico possono cambiare la modalità di rottura della struttura, la quale può subire un collasso progressivo, con elevato assorbimento di energia, o un piegamento della struttura con minore assorbimento di energia. Le incertezze delle condizioni al contorno possono variare in base ai tipi di vincoli applicati alla struttura e in funzione del coefficiente d'attrito tra i componenti. Possiamo classificare i vincoli in: incastro, cerniera, carrello. In riferimento al coefficiente d'attrito si è osservato sperimentalmente che una superficie liscia di un dispositivo atto ad assorbire energia è preferibile ad una rugosa, in quanto riduce l'impulso subito dai passeggeri.

4.5 L'aliante

L'aliante è un velivolo senza motore, che permette al pilota di rimanere in volo per lunghi periodi a quote superiori rispetto a quella di sgancio dall'aereo di traino o dal verricello. Ciò è possibile sfruttando le correnti ascensionali presenti nell'atmosfera che possono essere di natura termica o dinamica. La forma dell'aliante moderno è tale da minimizzare la resistenza, massimizzare la portanza e l'efficienza, in modo da percorrere la maggiore distanza possibile alla velocità più alta possibile. Ciò che caratterizza l'aliante è quindi l'elevato allungamento alare, cabine di pilotaggio strette e fortemente carenate. Sono queste le caratteristiche che differenziano gli alianti dai libratori. L'aliante, è perciò il mezzo che permette la pratica del volo a vela.



Figura 36 A sinistra l'aliante classe club DG-100 e a destra il libratore Zefiro

L'aliante vola negli spazi aerei consentiti secondo le regole VFR (Visual Flight Rules). Per conseguire la licenza di pilota d'aliante è necessario un corso teorico, dove si apprende la teoria del volo, della circolazione aerea, e le basi della meteorologia. Il corso pratico è composto da 45 missioni in cui l'allievo imparerà le basi del pilotaggio e del veleggiamento. Al termine dell'addestramento sono previsti un esame teorico e pratico sotto la supervisione di un esaminatore ENAC.

Una volta conseguita la licenza verranno approfondite le tecniche di veleggiamento in corsi di secondo periodo. Il pilota potrà in seguito, conseguire delle insegne di riconoscimento del volo a vela, compiendo voli con distanza, tempo e guadagno di quota prestabiliti.

Gli alianti moderni sono costruiti principalmente in vetroresina, rivestiti con vernice chiamata gelcoat, che permette l'individuazione di eventuali cricche superficiali. Le parti strutturali, come i longheroni possono eventualmente essere costruite in carbonio. In base alle caratteristiche costruttive e alle prestazioni, gli alianti si dividono in diverse classi, le quali caratterizzano i tipi di competizione.

I tipi di classe sono:

- Standard, apertura alare di 15 m, flap non ammessi, serbatoi d'acqua ammessi;
- 15 metri, apertura alare di 15 m, flap ammessi, serbatoi d'acqua ammessi;
- 18 metri, apertura alare di 18 m, flap ammessi, serbatoi d'acqua ammessi;
- Club, classe che comprende vecchi modelli di aliante. I punteggi nelle competizioni in classe Club, vengono assegnati secondo diversi fattori di handicap, a seconda delle prestazioni dell'aliante;
- World, classe rappresentata da un solo tipo di aliante, il PW-5. La competizione in classe World è stata decisa dalla FAI, per consentire a piloti giovani e meno esperti la partecipazione alle competizioni con un aliante dalle limitate prestazioni, dalla facile tecnica di pilotaggio ed economico;
- Biposto, ammessi alianti con due posti, la cui apertura alare è compresa tra 17 e 30 m.

La filosofia alla base della progettazione dell'aliante consente di ottenere prestazioni sempre più elevate, permettendo ai piloti di raggiungere i propri limiti, imparando a conoscere ed interpretare l'energia disponibile in natura. Questo è reso possibile grazie ai progressi tecnologici. Ovviamente non può essere garantita la completa sicurezza, in quanto i materiali utilizzati possiedono limiti strutturali. Inoltre l'ambiente in cui si vola non sempre si evolve in maniera prevedibile e il pilota può commettere errori.

4.5.1 Cause principali di impatto

Principalmente, gli inconvenienti in volo che si trasformano poi in situazioni molto pericolose sono causati da elevate o basse velocità ed è per questo che durante l'addestramento al volo, il futuro pilota impara l'importanza di mantenere una corretta velocità. Essa infatti, con la quota di volo, costituisce il parametro più importante nella prevenzione di incidenti. Più la quota è elevata più il pilota ha la possibilità di correggere i propri errori.



Figura 37 Flutter test su DG-100

Incidenti causati da elevate velocità

Flutter, se l'aliante vola oltre la velocità di manovra può verificarsi tale fenomeno. A seguito di un impulso esterno come ad esempio una raffica o un comando eseguito bruscamente dal pilota lungo l'asse di beccheggio, l'ala può subire una deformazione flessionale e torsionale, durante la quale l'angolo di incidenza può aumentare accentuando la deformazione della stessa. Se l'ala non è sufficientemente rigida e non presenta caratteristiche di smorzamento adeguato (ovvero la capacità di assorbire l'energia generata nella struttura da torsione e flessione) continua a deformarsi, oscillando attorno alla posizione di equilibrio in modo divergente, portando la struttura al collasso.

Spirale picchiata, a causa dell'angolo di bank crescente, dovuto ad una raffica o ad un errato comando eseguito dal pilota durante la virata, l'aliante raggiunge angoli di rollio sempre più elevati, iniziando così a perdere quota,

per la mancanza di propulsione che permetterebbe il mantenimento della stessa. In questa situazione il pilota inesperto tenderebbe a cabrare per mantenere la quota, ma così facendo aggraverebbe la situazione, in quanto, ad angoli di bank elevati (sopra i 60°), l'equilibratore e il piano verticale si scambiano di ruolo. Quindi si tenderebbe a stringere ulteriormente la virata, incrementando così le accelerazioni e la velocità, portando infine l'aliante a rottura per superamento dell'inviluppo di volo. La manovra corretta da intraprendere consiste nell'agire sull'imbardata e il rollio in senso opposto alla virata. La spirale picchiata, a differenza della vite non è caratterizzata dall'entrata in stallo.

Incidenti causati da basse velocità

Stallo, avviene ogni qual volta l'angolo di incidenza tra corrente asintotica e profilo alare raggiunge valori tali da fare separare lo strato limite. Durante tale fenomeno, l'aliante assume un assetto picchiato; la conseguente perdita di quota (energia potenziale), comporta un guadagno di velocità (energia cinetica), permettendo così all'aliante di volare nuovamente alla velocità corretta. Il pilota volando in una zona d'aria discendente, pur non variando l'assetto dell'aliante, potrebbe osservare sull'anemometro un calo di velocità anche fino alla velocità di stallo, dovuto ad una raffica che agisce diminuendo la portanza dell'aliante. Per evitare tale fenomeno, sarà necessario agire prontamente sulla barra modificando l'assetto lungo l'asse di beccheggio, in modo da riportare l'aliante subito alla velocità corretta perdendo così la minore quota possibile.

Una situazione pericolosa in cui si può manifestare lo stallo si presenta quando l'aliante vola vicino al suolo, soprattutto nella fase finale dell'atterraggio. In questa fase il pilota ha anche i diruttori aperti, ovvero degli aerofreni che servono a regolare la velocità di discesa. E' quindi necessario prestare particolare attenzione alla richiamata, in modo da fare stallare l'aliante a qualche centimetro da terra, così che il contatto con il suolo avvenga delicatamente. Durante un atterraggio fuoricampo, il pilota può non riuscire a vedere dall'alto eventuali ostacoli o disconnessioni sul terreno, oppure potrebbe incontrare una discendenza improvvisa a qualche

metro da terra, che lo costringerebbero a toccare il terreno pesantemente a causa di uno stallo anticipato ed imprevisto. Le conseguenze di ciò possono essere l'impatto al suolo, e tal volta la rottura dell'aliante con lesioni anche gravi riportate dal pilota.



Figura 38 I fili di lana mostrano il distacco della vena fluida su gran parte della superficie del dorso dell'ala

Vite, è la conseguenza di uno stallo asimmetrico sull'ala provocato da un disturbo esterno (raffica) o interno (errata coordinazione). Di conseguenza può accadere che una semiala vada in stallo. Quando con l'aliante si entra in termica, si tende a stringere la virata in modo da individuarne il cuore e salire più velocemente possibile, ma all'interno di questa si trovano principalmente moti turbolenti che tendono a variare in continuazione l'assetto dell'aliante, costringendo quindi il pilota ad agire costantemente sui comandi. Alcuni di questi moti turbolenti possono fare stallare l'aliante in virata causando l'entrata in vite, la semiala esterna è infatti più veloce di quella interna ed è quindi necessario agire immediatamente sulla pedaliera facendo imbardare l'aliante dalla parte opposta alla rotazione provocata dalla vite, in modo da riportare alla stessa velocità le due semiali. In seguito si agisce sulla barra in modo da creare un momento picchiante lungo l'asse di beccheggio e riportare l'aliante ad una velocità superiore a quella di stallo. E' importante non agire sugli alettoni in quanto si avrebbe un

aggravamento della situazione. La vite è caratterizzata da una velocità circa costante senza un significativo incremento del numero di g.



Figura 39 L'aliante ASK-21 in vite con rotazione a sinistra

Il pilota deve prestare particolare attenzione quando vola molto vicino alle montagne (in gergo si dice volare a costone, o costonare) per sfruttare le correnti ascendenti create dal flusso d'aria che impatta sulla parete della montagna. Per usufruire in maniera ottimale di tali correnti è necessario volare molto vicini al pendio (dai 10 ai 100 metri tra ala e pendio).



Figura 40 Alianti in dinamica su un costone in Cile

Durante questo tipo di volo, chiamato volo in dinamica, si possono incontrare forti turbolenze, per via della conformazione irregolare delle montagne ed è quindi necessario volare a velocità superiori alla velocità di stallo (oltre 50km/h), in modo da avere sempre una certa autonomia sui comandi. Bisogna quindi tenere conto che l'aria in cui si vola non è aria standard. Di solito gli incidenti dove le statistiche riportano i maggiori casi di decessi o lesioni gravi del pilota, sono:

- stallo dovuto ad una manovra per evitare un ostacolo visto all'ultimo momento durante un atterraggio fuoricampo;
- stallo durante la richiamata in atterraggio fuoricampo con conseguente rottura dell'abitacolo e lesioni gravi al pilota;
- vite con successivo impatto contro un costone dove purtroppo nella maggioranza dei casi il pilota perde la vita;
- vite a quote inferiori a 300 m, dovuta a forti raffiche o manovre errate da parte del pilota. In questo caso l'abitacolo si distrugge quasi completamente trasmettendo la maggior parte dell'energia all'occupante.

Sensibilizzare i piloti su questo argomento potrebbe contribuire alla diminuzione di incidenti mortali. Sarebbe comunque necessario apportare alcune modifiche per un maggiore assorbimento di energia da parte dell'abitacolo durante un impatto. Infatti negli alianti moderni solo qualche millimetro di vetroresina separa il pilota dal terreno.

4.5.2 Dinamica dell'impatto

Impatto dovuto a caduta in vite

Negli alianti moderni, con spessori in vetroresina di 1.5 mm, a seguito di un impatto, la struttura può deformarsi di circa 13 cm prima di arrivare a rottura. Il longherone dell'ala viene concepito per sopportare elevati carichi verticali, ma non alti momenti flettenti orizzontali, poiché in volo non sono elevati. A seguito di un impatto, il longherone si rompe e la semiala esterna alla rotazione trasla in avanti impattando con il suolo. Tale movimento è

maggiormente marcato se le semiali contengono acqua. Successivamente all'impatto dell'ala interna alla rotazione, la fusoliera collide con il suolo. In alcuni casi può verificarsi la rottura del troncone di coda o il distaccamento dei piani verticali ed orizzontali. A causa della perdita delle ali e della coda, al momento esatto in cui la fusoliera impatta con il terreno, la massa dell'aliante arriva ad essere la metà di quella massima al decollo.

Vengono di seguito riportate le fasi di un impatto da caduta in vite avvenuto durante un air show in Inghilterra a Shoreham, da cui il pilota è uscito incolume. L'incidente riguarda uno Swift, aliante acrobatico con caratteristiche costruttive diverse rispetto ad un aliante da gara, in quanto deve sopportare carichi superiori per tempi maggiori.

A causa di alcuni problemi tecnici, il pilota è stato costretto ad interrompere il traino a meno di 50 m dal suolo. L'aliante ha eseguito una virata di 180° per portarsi verso la testata pista.



Figura 41 Appena accortosi del problema il pilota si sgancia dal traino

Nella breve planata ha perso quota. Successivamente ha tentato di eseguire un'ulteriore virata di 180° a pochi metri da terra con i diruttori estratti per allinearsi con la pista.



Figura 42 La virata eseguita per allinearsi con la pista

Durante questa virata l'aliante è entrato in vite. La figura successiva evidenzia un assetto fortemente picchiato, con diruttori aperti e carrello estratto. Si può notare l'equilibratore alzato, che indica l'azione a cabrare del pilota. In realtà subito dopo l'entrata in vite l'equilibratore andrebbe "centralizzato" in modo da permettere all'aliante di riprendere velocità, ma essendo ad una quota molto bassa di circa 15 m, il pilota ha cercato di assumere un'assetto meno picchiato. Si può notare l'utilizzo corretto del timone, inoltre gli alettoni sono stati mantenuti in posizione neutra, in quanto escursioni laterali della barra portano ad un peggioramento della vite.



Figura 43 Istante precedente all'impatto

L'immagine dell'istante successivo mostra l'ala interna alla rotazione che tocca il suolo prima della fusoliera, assorbendo parte dell'energia di impatto.



Figura 44 Impatto della semiala interna alla rotazione

Il muso collide con un angolo di circa 45° , assorbendo grande parte dell'urto. La ridotta velocità con cui è avvenuto l'impatto e la struttura più robusta dell'aliante acrobatico hanno evitato la rottura della coda e del longherone dell'ala.



Figura 45 Impatto della fusoliera. Osservare il caratteristico angolo di circa 45°

Successivamente tutta la fusoliera impatta con il terreno, compreso il carrello. La cappottina incernierata si stacca senza rompersi, quindi possiamo considerare il suo contributo all'assorbimento di energia trascurabile. Da notare la postura del pilota in questa fase e quella precedente. I moderni alianti utilizzano infatti la posizione semi-reclinata progettata in modo che gli arti non vengano danneggiati dalla struttura circostante.



Figura 46 Il carrello rimane estratto ancora per pochi istanti prima di chiudersi

Nell'istante successivo il carrello si chiude assorbendo anch'esso una piccola parte della componente del carico lungo l'asse verticale.



Figura 47 Il carrello ha ceduto

Grazie alla velocità relativamente bassa d'impatto e la robusta struttura tipica di un aliante acrobatico il pilota ne è uscito praticamente incolume.



Figura 48 Il pilota esce incolume dall'abitacolo

Impatto da atterraggio pesante

L'impatto da atterraggio pesante solitamente si verifica durante un fuoricampo e può avvenire principalmente per due motivi:

- il pilota nota all'ultimo momento un ostacolo ed istintivamente cabra, facendo così stallare l'aliante prima del dovuto, impattando duramente con il terreno. Se l'aliante impatta al suolo con il ventre prima che abbassi il muso, il carrello d'atterraggio assorbirà una piccola parte di energia e poi si chiuderà trasmettendola alla fusoliera, che una volta collassata trasmetterà gran parte dell'energia al pilota. Se l'aliante stalla ad una quota maggiore, esso avrà il tempo di assumere un assetto picchiato impattando il suolo con il muso ad angoli di beccheggio compresi tra 10° e 30°;

- il pilota atterra in un terreno in salita ed eseguendo un'errata valutazione dei parametri, effettua in anticipo o in ritardo la manovra di richiamata, impattando così con il terreno.

L'atterraggio fuoricampo è una situazione a cui il pilota di volo a vela è addestrato e deve tenerne conto ogni volta che effettua un volo di distanza. Le possibilità di impatto in atterraggio fuoricampo diminuiscono se il pilota prende con largo anticipo tale decisione, in maniera da studiare accuratamente la zona e valutare le possibili manovre da eseguire. Il rischio di incidente aumenta nelle zone collinari e montuose, dove i campi sono più piccoli e stretti con una discreta pendenza.

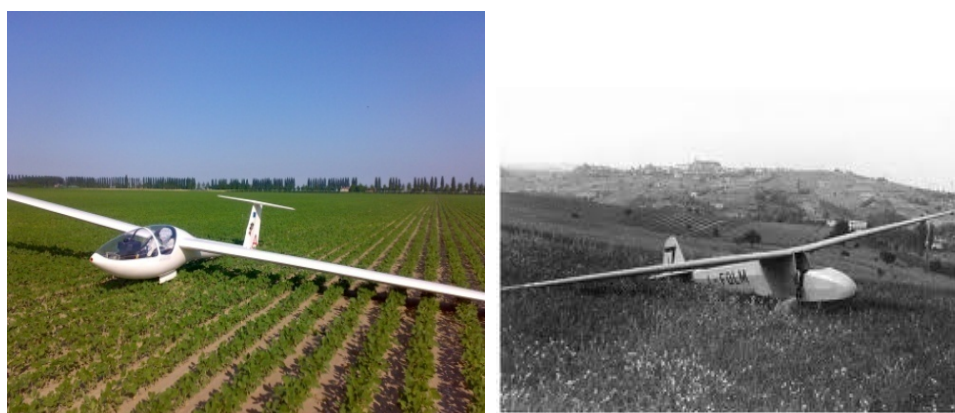


Figura 49 Un atterraggio facile in zona pianeggiante ed uno impegnativo in zona collinare

4.5.3 Carichi sopportabili dal pilota

I carichi sopportabili dal pilota dipendono dalla direzione dell'impatto dalle accelerazioni e durata dello stesso. Quelli non trascurabili si presentano lungo gli assi di rollio e imbardata dell'aliante, mentre lungo l'asse di beccheggio possono essere considerati meno significativi. Lungo l'asse di imbardata è possibile il danneggiamento della spina dorsale e di organi interni.

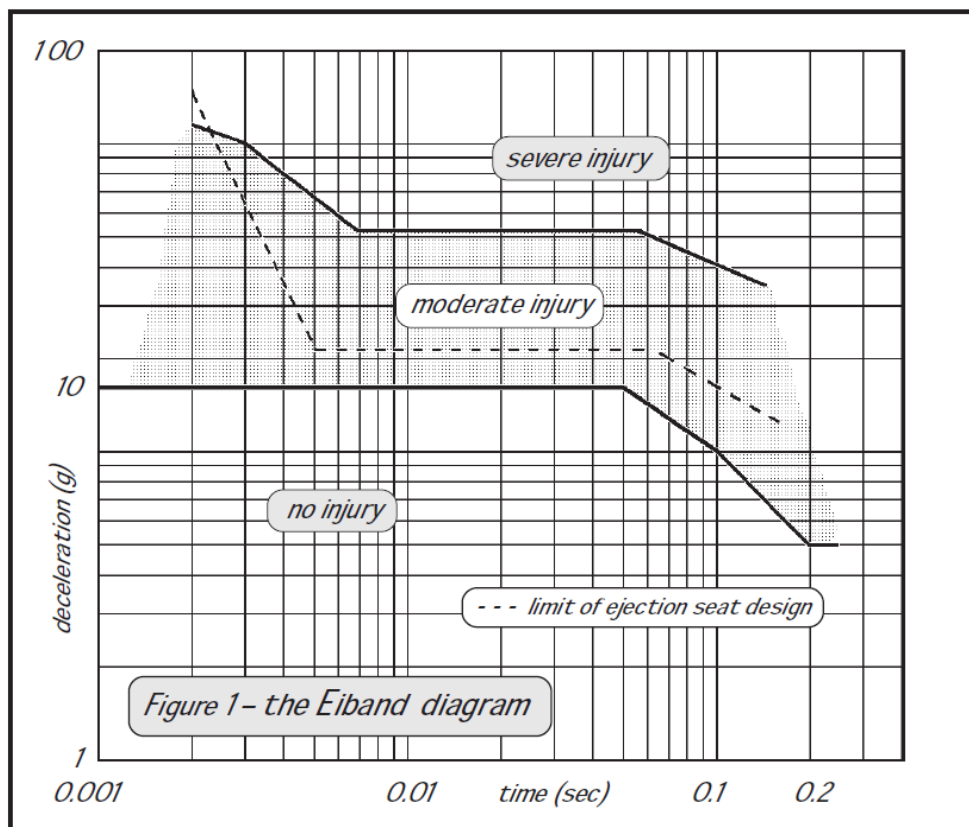


Figura 50 Il diagramma di Eiband

L'effetto della decelerazione e la durata dell'impatto sono mostrati nel diagramma, dove la decelerazione in termini di "g" è rapportata al tempo. Si può notare che, minore è la durata della decelerazione maggiore è il numero di g sopportabile dal pilota.

Di seguito vengono descritte le tre aree presenti nel diagramma:

- l'area inferiore rappresenta l'esposizione volontaria ad un determinato numero di g, ovvero le accelerazioni che il pilota è allenato ad affrontare. Sotto tali accelerazioni l'occupante rimarrà incolume;
- la parte ombreggiata nel mezzo rappresenta l'area di moderate lesioni, come lievi lesioni alla spina dorsale. Questa è anche la regione per la quale è prevista l'eiezione dai velivoli militari;
- l'area superiore riguarda l'esposizione a decelerazioni che, se agiscono per determinati intervalli di tempo, causano lesioni gravi o la possibile morte del pilota. Una particolare regione è mostrata a 0,2 secondi corrispondenti a 5 Hz. A tale frequenza si ha la risonanza

della spina dorsale, per cui come si vede nel grafico, la tolleranza per il pilota è minore.

Tali limiti sono stati ricavati considerando un pilota giovane, ben posizionato dentro l'abitacolo e con le cinture opportunamente allacciate. I limiti presenti nel grafico devono essere ridotti per i più anziani, per coloro che hanno già subito danni alla spina dorsale e nel caso in cui il pilota sia mal posizionato nell'abitacolo. E' stato calcolato che per un persona di età compresa tra i 20-39 anni il carico di rottura per la spina dorsale è di 7'140 N.

Al fine di aumentare le possibilità di sopravvivenza in caso di crash, le forze a cui viene sottoposto il pilota dovrebbero svilupparsi all'interno dell'area ombreggiata nel diagramma di Eiband. E' stato inoltre dimostrato che il pilota non ha possibilità di sopravvivenza per impatti con velocità superiori a 70 km/h.

4.5.4. Disposizione del pilota nella fusoliera

Per valutare la migliore postura da adottare all'interno dell'abitacolo, bisogna tenere in considerazione alcuni importanti aspetti come l'aerodinamica, il comfort e la visibilità del pilota. Ogni aliante presenta una propria soluzione riguardo tale problema, ma complessivamente possono essere raggruppate in tre categorie: eretta, semi-reclinata, reclinata.

Ogni tipologia di postura presenta vantaggi e svantaggi rispetto alle altre:

- posizione eretta, è tipica dei primi alianti. Tale configurazione è adottata nei velivoli d'epoca, essendo una scelta funzionale e di facile realizzazione. Inoltre, consente una buona visibilità;



Figura 51 Posizione eretta nell'abitacolo dell'aliante biposto ASK- 13

- posizione reclinata, privilegia l'aerodinamica permettendo di migliorare l'efficienza e minimizzare la componente di resistenza di forma generata dalla fusoliera. E' l'ideale per gli alianti moderni ad alte prestazioni costruiti appositamente per le competizioni;



Figura 52 Posizione reclinata nell'abitacolo dell'aliante DIANA

- posizione semi-reclinata, risulta essere la soluzione ottimale. I moderni alianti DG adottano tale configurazione e grazie alla loro ampia cappottina garantiscono un'ottima visibilità. Rispetto alla

posizione reclinata viene penalizzata l'aerodinamica, ciò può essere compensato costruendo fusoliere più strette, che però riducono il confort del pilota.



Figura 53 Posizione semi-reclinata a bordo dell'aliante DG-100

4.5.5 Accorgimenti utili alla prevenzione di lesioni al pilota

È importante considerare la sicurezza del pilota a bordo, quindi è necessario tener conto di alcuni parametri. Risulta infatti opportuno mantenere la colonna vertebrale del pilota in una posizione il più possibile simile a quella che si ottiene restando in piedi. In questo modo la colonna vertebrale è in grado di sopportare carichi maggiori, inoltre sarà necessario disporre di strutture sacrificabili sotto il pilota in modo che assorbano più energia possibile in caso di impatto al suolo. Queste considerazioni portano alla realizzazione di un sedile che impone al pilota la posizione reclinata di 45° rispetto alla verticale. Un ulteriore aspetto legato alla sicurezza passiva è la valutazione dei movimenti a cui è soggetto il pilota durante l'impatto, questi devono essere analizzati al fine di evitare urti tra gli arti del pilota e il cockpit. Accorgimenti importanti, ma spesso sottovalutati riguardano il corretto utilizzo e la corretta sistemazione di elementi già presenti su tutti gli alianti, come cinture di sicurezza e poggia testa. Le cinture vanno strette,

assicurandosi che le spalle siano ben ferme, ed è molto importante che l'elemento di blocco sia correttamente posizionato sul grembo del pilota.



Figura 54 Blocco a 5 punti tipico degli alianti acrobatici

Una cintura a 5 punti può essere dannosa per il pilota, in quanto la forza a cui è sottoposto durante un impatto da vite, tende a farlo muovere in



Figura 55 Poggiatesta in dotazione nell'aliante Twin Astir II

avanti e ciò potrebbe causargli danni fisici. È quindi consigliabile una cintura a 4 punti. Dall'esperienza dei test d'impatto automobilistici, con successiva verifica sugli alianti, si è potuto constatare che un buon poggiatesta deve essere sempre presente. Molti piloti utilizzano un cuscino, spesso morbido, posizionato sopra il seggiolino, ma è stato appurato che ciò causa danni maggiori rispetto alla configurazione di base. Importante è

invece l'adozione di un cuscino in materiale ad alto assorbimento di urti come l'ormai diffuso Dynafoam.

Vengono di seguito riportate alcune idee suggerite da Tony Segal ed altri importanti ricercatori, che hanno un ruolo determinante nello studio della sicurezza a bordo dell'aliante.

Impatto lungo l'asse longitudinale

L'idea di base è quella di creare una sorta di involucro di sopravvivenza attorno al pilota, dove l'energia viene assorbita principalmente dalla parte frontale del muso. Questo metodo è utilizzato principalmente nelle moderne automobili. Per creare tale involucro è necessario allungare ed allargare l'abitacolo. Nei test svolti nel 1991 si è potuto constatare una diminuzione del 5% dell'efficienza massima, mentre a 150 km/h del 10%. Questo calo di prestazioni non è accettabile. Un'altra soluzione sarebbe il solo allungamento dell'abitacolo, lasciando inalterata la larghezza. La struttura opportunamente allungata, che va dal muso fino alla colonna degli strumenti, dovrebbe collassare progressivamente durante l'impatto con possibili danni alle gambe, mentre dopo il pannello strumenti il robusto involucro protettivo sarebbe in grado di proteggere gli organi vitali del pilota. Nel 1997, studi della Delft University in Olanda, hanno dimostrato che l'allungamento della fusoliera non aveva ripercussioni sull'efficienza in quanto l'incremento di resistenza era accettabile.

Impatto lungo la direzione della spina dorsale

Carrello d'atterraggio. Gerhard Waibel osservò che durante un' impatto lungo l'asse verticale, il carrello d'atterraggio collassa istantaneamente, trasmettendo quasi tutta l'energia al sottile strato di vetroresina che separa il pilota dal suolo, provocandogli lesioni gravi alla spina dorsale. Waibel disegnò un carrello d'atterraggio che invece di collassare all'improvviso, assorbendo quindi poca energia, si richiudeva progressivamente fino alla sua normale fine corsa, incamerando così una maggior quantità di energia. Il carrello poteva poi essere facilmente riparato.

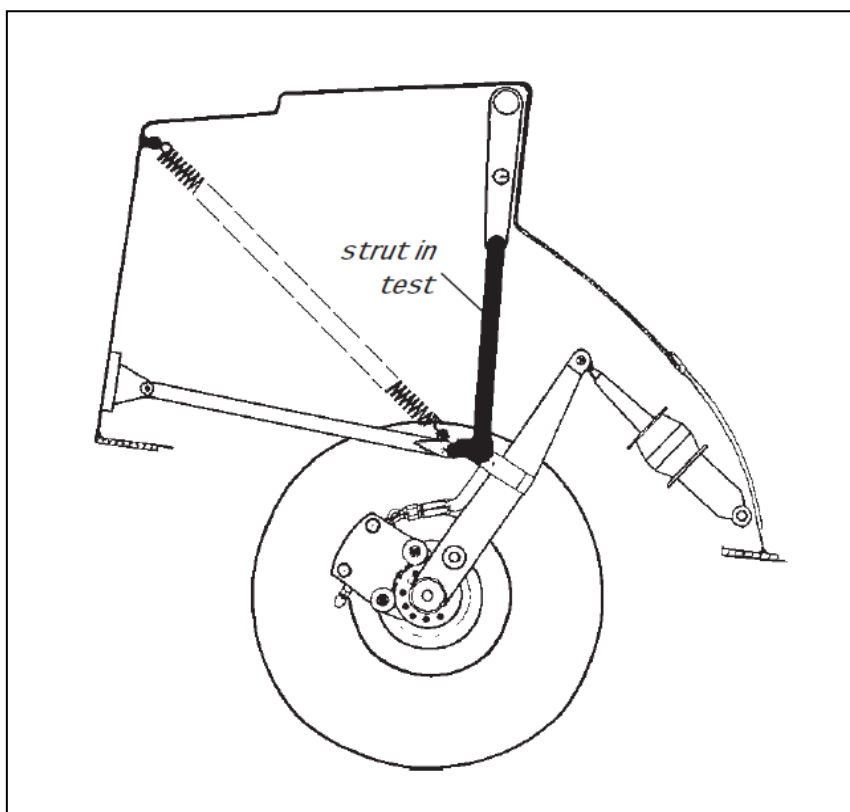


Figura 56 Sistema ideato da Waibel

Seggiolino. I professori Wolf Roger e Martin Sperber hanno posizionato una struttura a nido d'ape in alluminio che sfrutta al meglio il minimo spazio collassabile tra seggiolino e fusoliera. Il carico dovrebbe essere applicato il più lontano possibile dall'asse della struttura a nido d'ape per evitare fenomeni di instabilità prematuri. Tale dispositivo può essere facilmente sostituito dopo l'incidente.

Un cuscino ad assorbimento energetico può essere utilizzato in concomitanza con la struttura a nido d'ape, al fine di assorbire urti di minore entità, preservando la struttura a nido d'ape per impatti più pesanti. Il cuscino viene posizionato sul seggiolino del pilota.

Esistono quindi soluzioni in grado di migliorare la sicurezza all'interno dell'abitacolo, attuabili con minime ripercussioni sulle prestazioni o anche senza modifiche. Realizzare tali migliorie negli aianti moderni, oggi è abbastanza costoso, tuttavia il loro sviluppo e la loro applicazione possono essere incentivati da una maggiore domanda da parte dei piloti, che a loro volta devono essere sensibilizzati sul problema della sicurezza.

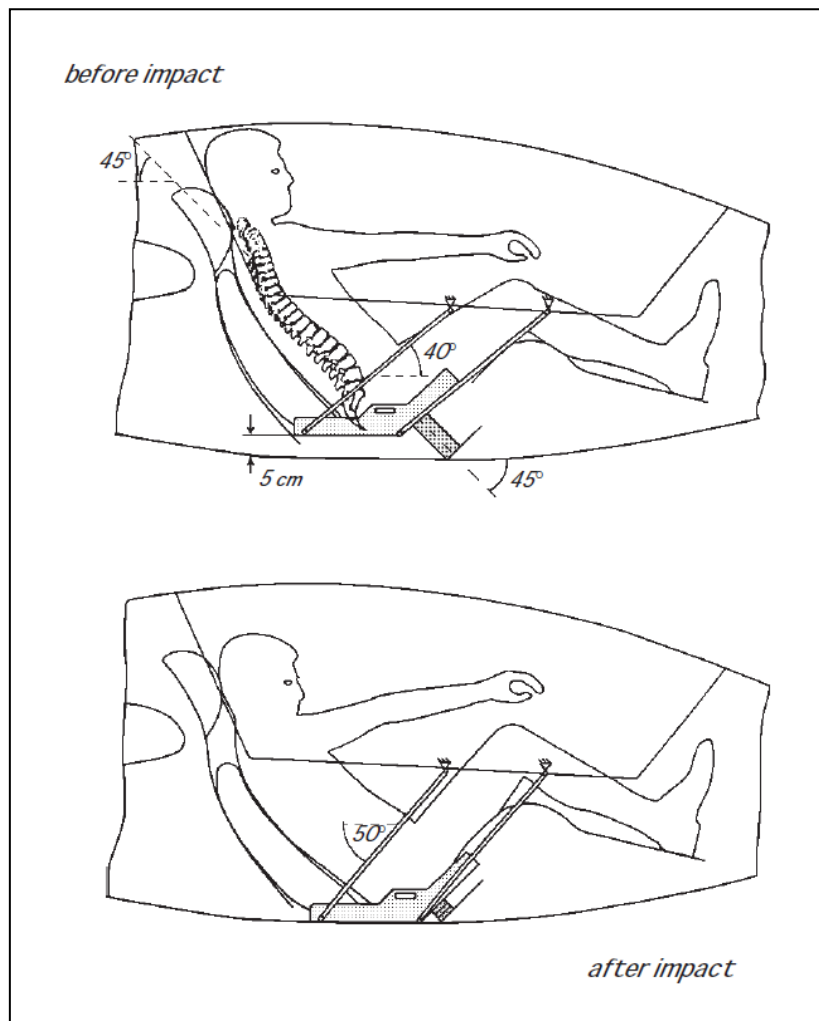


Figura 57 Sistema a nido d'ape ideato da Roger e Sperber

4.5.6 Stato dell'arte

Esistono diversi documenti riguardanti la prevenzione nel crashworthiness, ma fino ad ora nel settore alianti, l'unica azienda costruttrice ad aver pubblicato i risultati dei propri test in seguito alla richiesta del Technical Supervisory Association of the Rheinland è la tedesca DG. Quando Wilhelm Dirks disegnò il DG-100 negli anni '70 considerò di fabbricare la fusoliera con uno doppio strato di materiale composito, migliorandola in modo da contribuire alla sicurezza dell'occupante. Con il passare degli anni questo tipo di approccio divenne uno standard e aprì la strada alla nuova generazione di abitacoli detta "Safety Cockpit". In seguito sono state eseguite nuove migliorie, ma il concetto di base è sempre lo stesso.

L'abitacolo secondo DG

La struttura della cappottina e dell'abitacolo è un importante parametro di scelta nell'acquisto di un aliante. A differenza delle altre aziende, la DG ha scelto abitacoli con ampie cappottine.



Figura 58 Abitacolo DG-300



Figura 59 Abitacolo Discus della casa costruttrice Shempp Hirth

Lo svantaggio di tale soluzione risiede nel fatto che sottraendo vetroresina al muso per lasciare spazio alla cappottina, l'energia assorbita dalla struttura in caso di impatto sarà minore e quindi quella rimanente verrà trasmessa al pilota . Per far fronte a tale problema la DG ha sviluppato alcune soluzioni. Il cockpit viene dotato di uno strato interno di materiale tale da irrobustire la struttura in cui alloggia il pilota. I bordi del cockpit sono ulteriormente rinforzati in modo da assorbire forze elevate, inoltre la fusoliera degli alianti più moderni viene costruita in fibre di carbonio e kevlar (alianti ibridi). L'adozione di questa linea presenta diversi vantaggi, non trascurabili:

- durante le competizioni è possibile che si verifichino collisioni in volo per cui l'aliante diventa ingovernabile. In questo caso il pilota è costretto a lanciarsi con il paracadute. La cappottina dell'aliante DG è tale che, una volta sganciata, permette al pilota di lasciare il mezzo senza troppe difficoltà, in quanto i piedi non sono incastrati tra la fusoliera e il cockpit;
- una migliore visibilità in volo. Questo fa sì che incidenti come collisioni possano essere evitati;
- piedi caldi in inverno e freschi in estate. Potrebbe sembrare un fattore marginale, invece è molto importante. Infatti, il pilota necessita della condizione più favorevole nella fase di volo. Se ciò non avviene aumenta il rischio di distrazione ed errori del pilota, con conseguenze gravi. Grazie a questo tipo di cappottina, in inverno, quando si vola a basse temperature, il pilota può riscaldare i propri piedi grazie ai raggi solari che arrivano direttamente su di essi, mentre su qualsiasi altra configurazione non sarebbe possibile. Quindi si possono indossare comode scarpe da ginnastica invece di ingombranti stivali o scarpe imbottite, che potrebbero rendere più difficile l'uscita in situazioni di emergenza. In estate invece è possibile azionare il bocchettone dell'aria posto attorno alle gambe, evitando l'affaticamento dovuto al caldo e il conseguente rischio di errori.
- Le cappottine degli alianti DG non sono fissate all'involucro del pannello strumenti. Questo risulta essere un vantaggio dato che nel caso di atterraggio pesante, l'urto con il suolo potrebbe provocare il

distacco della cappottina unita al cockpit, causando la morte del pilota nel caso in cui venisse colpito, come accaduto in un incidente verificatosi in un fuoricampo in Germania. Infatti, il pilota non riportò ossa rotte quindi si può dedurre che, se il pannello strumenti non fosse stato attaccato alla cappottina, probabilmente sarebbe sopravvissuto.

L'idea e il crash test della DG

L'importante azienda tedesca propone un aliante ibrido, cioè un aliante le cui ali e il piano di coda orizzontale sono costruiti in vetro resina, mentre l'intera fusoliera viene realizzata in fibre di carbonio più resistenti ad impatto.



Figura 60 Abitacolo utilizzato nei crash test

Per l'azienda il costo di produzione non è molto elevato, infatti potranno essere mantenuti gli stessi stampi. Il costo di un aliante ibrido sarebbe maggiore di circa €3000 rispetto alla configurazione in vetroresina, quindi un incremento relativamente piccolo rispetto al costo globale dell'aliante. Non ci sono inoltre ulteriori applicazioni da installare.

Nel 1993 sono stati eseguiti test di crash utilizzando la fusoliera di un aliante DG300.



Figura 61 Un drop test eseguito dalla DG

L'aliante è stato fatto precipitare da un'altezza di 1.8 metri. Al momento dell'impatto la velocità rilevata era di 20.8 km/h con una decelerazione di 20.2 g lungo l'asse di rollio e 20.5 g lungo l'asse di imbardata. Questo tipo di impatto comporta lesioni a volte fatali per il pilota. La DG ha così deciso di modificare opportunamente la fusoliera in modo da renderla più rigida e quindi conservare il più possibile intatta la zona occupata dal pilota. Lungo il bordo dell'abitacolo vennero posizionati rinforzi in fibra di vetro, mentre sotto il seggiolino e nella parte successiva alla cappottina vennero utilizzate fibre di carbonio posizionate lungo l'asse longitudinale dell'aliante.



Figura 62 Drop test della fusoliera nella configurazione di base

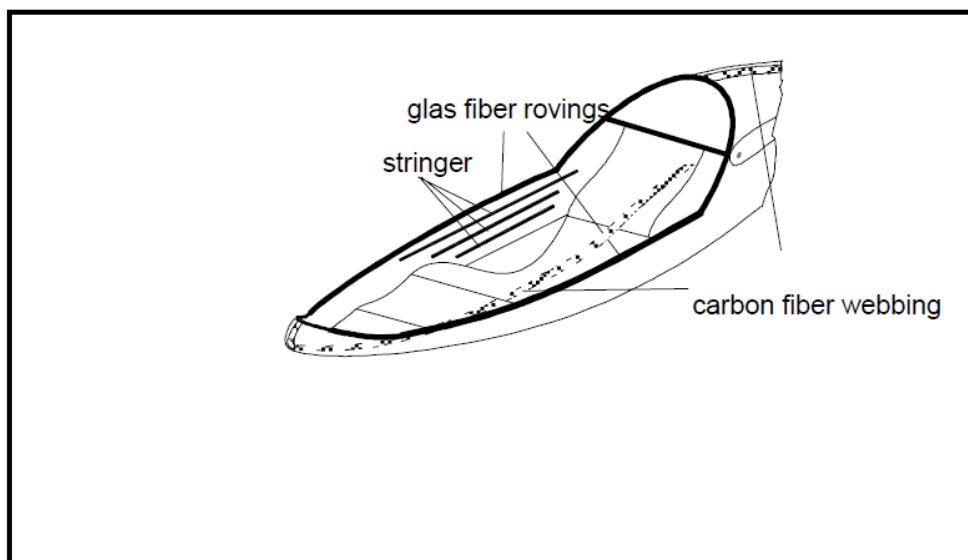


Figura 63 Rinforzi in fibra di vetro e carbonio applicati alla fusoliera

Per simulare al meglio il comportamento durante l'impatto, è stata anche realizzata una struttura che rappresentasse fedelmente le ali. L'aliante, con una massa di 356 kg, viene rilasciato dalla quota di 1.8 m e precipita in questo caso ad una velocità di 21.8 km/h generando una decelerazione massima di 26.5 g. Il suolo in cui è stato effettuato l'impatto era un campo non arato.

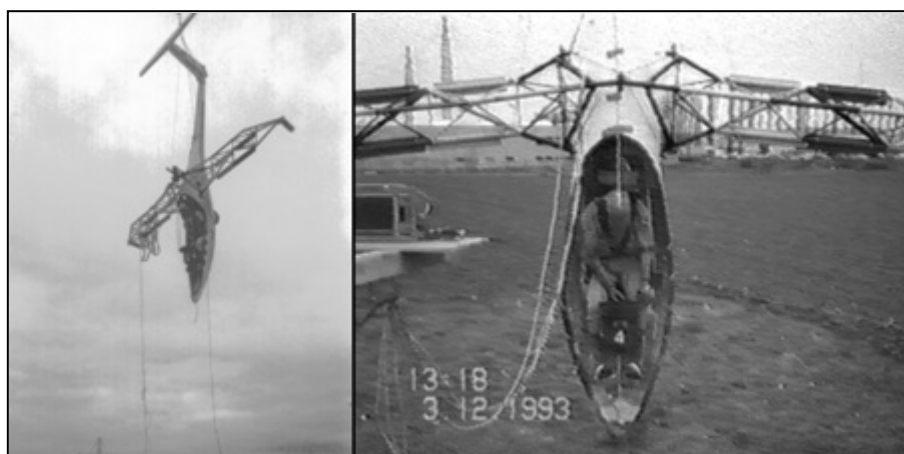


Figura 64 Drop test con la fusoliera rinforzata

Nell'impatto la fusoliera penetra di 7 cm il terreno e quindi solo la parte anteriore subisce danni. Sono stati eseguiti 18 drop test ed è stato dimostrato che ad una velocità di 31 km/h l'impatto produce un decelerazione pari a 30 g lungo l'asse longitudinale, che può aumentare fino a 40 g se l'aliante impatta sull'asfalto. Questi test hanno dimostrato che una fusoliera

opportunamente rinforzata resiste dai 25 g ai 45 g, mentre una fusoliera senza rinforzi che impatta il suolo potrebbe non garantire l'incolumità del pilota. Venne poi realizzata una fusoliera in fibre di carbonio. Il crash test consisteva nell'impatto contro una parete di terra disposta a 45° ad una velocità di 70km/h.



Figura 65 Crash test con fusoliera ibrida

Risultato importante di questo test, è lo spostamento indietro delle gambe del pilota di circa 20cm, con l'area del seggiolino rimasta intatta. Tale soluzione garantisce una probabilità più alta di sopravvivenza in caso di impatto con il suolo.

Le università

Oltre ai test eseguiti dalla DG anche le università hanno realizzato prove di crash su aerei. Al politecnico di Milano, gli studenti hanno eseguito prove di impatto utilizzando gli stampi della fusoliera dell'aereo italiano Rondine. Studi simili sono stati effettuati all'università di Varsavia sulla fusoliera dell'aereo PW-5 classe World. I crash test, supervisionati dall'ingegner Vittorio Pajno, al politecnico di Milano, sono stati eseguiti sulla fusoliera del Rondine. Gli studenti hanno costruito la parte anteriore con gli stampi regalati al politecnico dallo stesso ingegnere; in seguito è stata costruita una piattaforma inclinata di 45° in modo da simulare il terreno in cui avviene il crash e la velocità di impatto è stata fissata a circa 70 km/h. La differenza tra l'abitacolo originale e quello costruito dagli studenti risiede nella diversa configurazione del seggiolino. Nell'aereo vero il supporto del sedile è continuo mentre nel simulacro è stato realizzato

in blocchi di legno, inoltre il seggiolino dell'originale assume una forma a cucchiaio ed ha dei cosciali per trattenere il pilota.



Figura 66 Il crash test eseguito al politecnico di Milano

L'ingegnere Pajno si è occupato in maniera approfondita del problema della sicurezza a bordo. Ha eseguito uno studio teorico sulla deformazione della prua della fusoliera del Rondine dopo un impatto. Insieme all'ingegner Astori dello stesso politecnico ha investigato, tramite tesi, sul crashworthiness relativo al V-5, progettato dallo stesso Pajno. Lo studente che si occupò della tesi ottenne risultati soddisfacenti. Nel 2009 sempre insieme all'ingegnere Astori sono stati effettuati i test sul Rondine descritti in precedenza.



Figura 67 L'aliante Rondine progettato dall'ingegnere Pajno

I parametri presi in considerazione durante il test sono i seguenti:

- il sedile, dopo l'impatto causato da vite dovrà rimanere intatto;
- le deformazioni dell'abitacolo devono essere limitate ed inoltre devono permettere l'evacuazione dell'occupante;
- il carico femorale deve essere inferiore a 10'000 N;
- il carico sulla spina dorsale deve essere inferiore a 6'670 N;
- il carico sulla parte superiore delle cinture deve essere compreso tra 7'780 N e 8'900 N;
- non deve avvenire lo scorrimento in avanti del corpo.

Bibliografia – Capitolo 4

- [1] Shappell S.A., Wiemann D.A. “The Human Factors Analysis and Classification System – HFACS”; ed. FAA Civil Aeromedical Institute, University of Illinois at Urbana – Champaign, 2000
- [2] FAA System Safety Handbook “Operational Risk Management”; ed. FAA System Safety Handbook, 2000
- [3] Michael Dambler, Jochen Hinkelbein “Analysis of 2004 German General Aviation Aircraft Accidents According to the HFACS Model”, 2006
- [4] <http://aviationknowledge.wikidot.com/aviation:5-m-model> “5-M Model Approach To Accident Investigation”
- [5] Lisa E. Jones “Highlights of NASA’s Systems Approach to Crashworthiness Research”; ed. NASA Langley Research Center, 2002
- [6] C. Poon “A Review of Crashworthiness of Composite Aircraft Structures”; ed. National Aeronautical Establishment, 1990
- [7] Leandro Guimares Maia, Paulo Henriques Iscold Andrade de Oliveira “Crashworthiness Composite Fuselage Section Concept for Next Generation General Aviation”; ed. SAE International, 2005
- [8] FAA William J.Hughes Technical Center “Aircraft Crashworthiness Research Program”; ed. FAA William J.Hughes Technical Center
- [9] Chang Qi, Zheng – Dong Ma, Noboru Kikuchi, Christophe Pierre, Basavaraju Raju “A Magic Cube Approach for Crashworthiness Design”; ed. SAE International, 2006
- [10] Chang Qi, Zheng – Dong Ma, Noboru Kikuchi, Christophe Pierre, Hui Wang, Basavaraju Raju “Fundamental Studies on Crashworthiness Design with Uncertainties in the System”; ed. SAE International, 2005
- [11] Tony Segal “Designing a Sailplane Safety Cockpit”; ed. Sailplane & Gliding
- [12] F. Weber “Thoughts on Safety Cockpits in Gliders”; ed. DG
- [13] Alfred Lüdemann “Crash Test with a Glider Fuselage”; ed. Aero Intern Magazine
- [14] F. Weber “Conusmmate Safety Cockpit”; ed. DG
- [15] Vittorio Pajno “Il Progetto dell’Aliante Moderno”; ed. IBN Editore, 1997

- [16] Wolf Röger “Safe and Crashworthy Cockpit”; ed. FH Aachen, 2007
- [17] Vittorio Pajno “Crashworthiness dell’Abitacolo del Rondine”; ed. Volo a Vela
- [18] Tony Segal “Survivable Loads on the Pilot”, 2000
- [19] Tony Segal “Spinal Injury in Gliding Accidents”, 2001
- [20] Antony M. Segal “Energy Absorbing Seat Cushions for use in Gliders”

Capitolo 5

Reverse engineering dell'aliante DG-100G Elan

5.1 Introduzione

Osservando le statistiche, si è constatato che gli incidenti più comuni sono l'impatto dovuto a vite contro una parete rocciosa e lo stallò a pochi metri da terra con impatto al suolo. Si è scelto quindi di studiare il comportamento della fusoliera in questi casi. L'aliante preso in esame è un DG-100G Elan della casa costruttrice tedesca DG.

Lo studio affrontato consiste in un reverse engineering della struttura anteriore della fusoliera:

- acquisizione dei dati necessari per il disegno dell'aliante tramite il software di progettazione CAD 3D CATIA;
- analisi statica ad elementi finiti del modello 3D attraverso il software di simulazione ANSYS;
- sviluppo di soluzioni economiche e adattabili alla configurazione di base, con lo scopo di migliorarne le caratteristiche ad impatto;
- disegno in CATIA della nuova configurazione della struttura;
- analisi statica ad elementi finiti in ANSYS del nuovo modello 3D;
- confronto e valutazione dei risultati ottenuti dalle simulazioni.

Il fine ultimo di tale studio è verificare in prima approssimazione la validità della soluzione adottata e fornire le basi per successive analisi di verifica con eventuali prospettive di impiego della configurazione.

5.2 Caratteristiche dell'aliante DG-100G Elan

Il DG-100G Elan, classe standard, è il primo di una lunga serie di alianti prodotti dall'azienda DG. Interamente costruito in vetroresina, volò per la prima volta nel Maggio 1974.

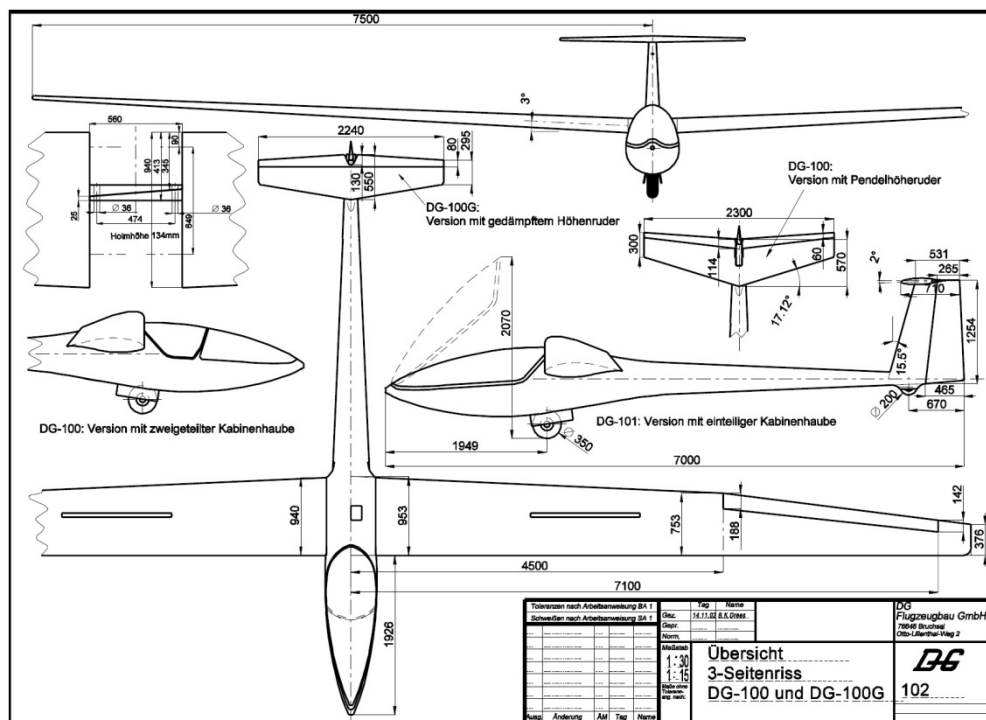


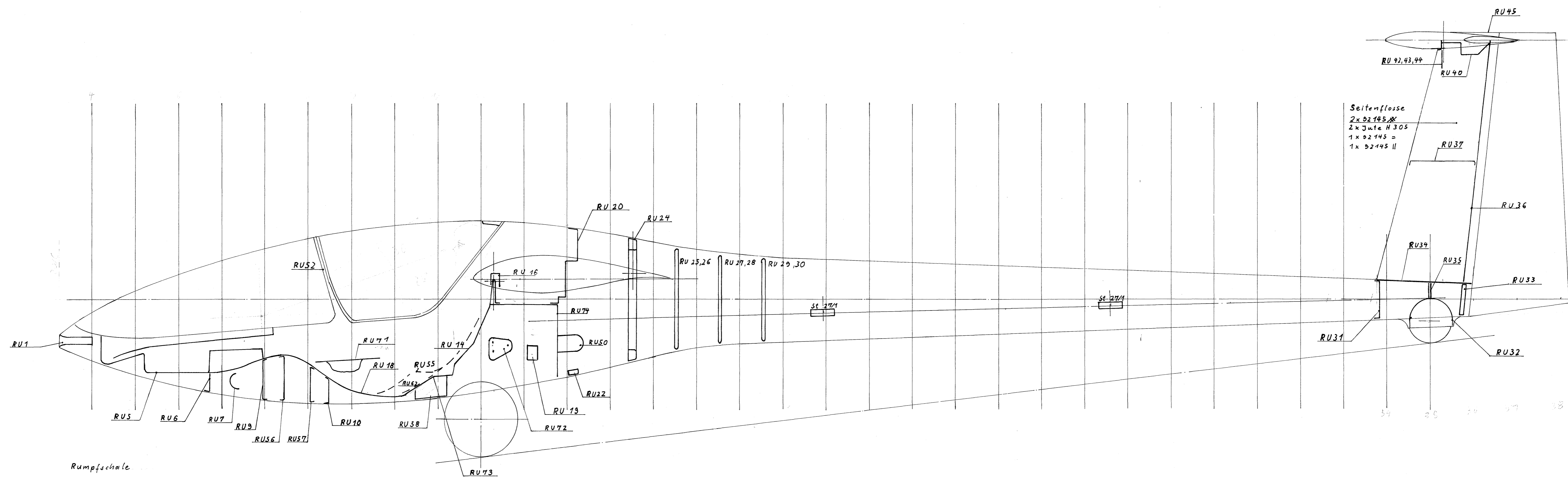
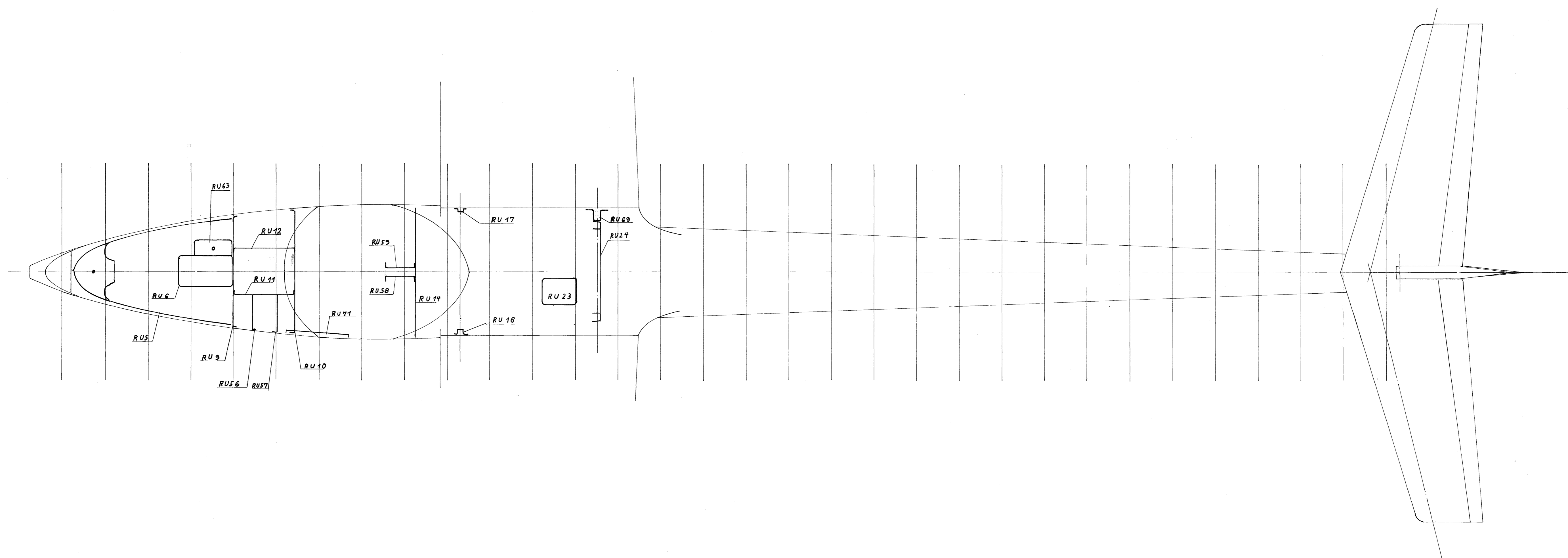
Figura 68 Trittico dell'aliante DG-100G

Dati tecnici

Parametri	Valori
Apertura alare	15 m
Superficie alare	11 m ²
Allungamento alare ($\frac{b^2}{S}$)	20,5
Efficienza massima	39
Lunghezza fusoliera	7 m
Profilo alare	FX 61-184; FX 60-126
Water Ballast	100 kg
Peso a vuoto	250 kg

Limiti di velocità (I.A.S.)

Parametri	Valori
Never exceed speed V_{NE}	260 km/h
Velocità di manovra V_A	165 km/h
Velocità di stallo V_S	60 km/h
Velocità massima con carrello estratto	165 km/h
Velocità massima con diruttori estratti	260 km/h



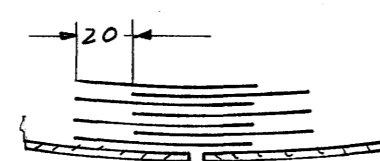
Seitenflosse
 2x 02145 *
 2x 02145 II 305
 1x 02145 =
 1x 02145 II

Rumpfschale

- 2x 02125 # 140 breit als Kufe
- 1x 02110 * + 2x 02140 * + 2x 02180 # alles 20mm überlappen
- 2x 02125 durchgehend ohne Stoß

durchgehend wie Rumpfsende

Verklebung der Schalen von Rumpfspitze bis Fahrwerkskasten mit 7 Gewebestreifen 02115 70breit / weitere Verklebung



ab W. Nr. 104

Gez.	Tag	Name	Glaser-Dirks Flugzeugbau GmbH 7520 Bruchsal 4 im Schöllengarten 13
Gepr.	17.5.78	W. Dirks	
Norm.			
Maßstab			
1:10	Rumpfübersicht + Gewebeplan		DG-100 R 4

5.3 Disegno CAD 3D della fusoliera del DG-100G Elan

Tramite i file forniti dalla DG è stato possibile ricavare le misure relative alla struttura complessiva e alle sue parti. Successivamente i dati sono stati utilizzati per realizzare il disegno 3D. Inizialmente, eseguendo il comando “schizzo” in “part design”, sono state disegnate le ordinate della fusoliera.

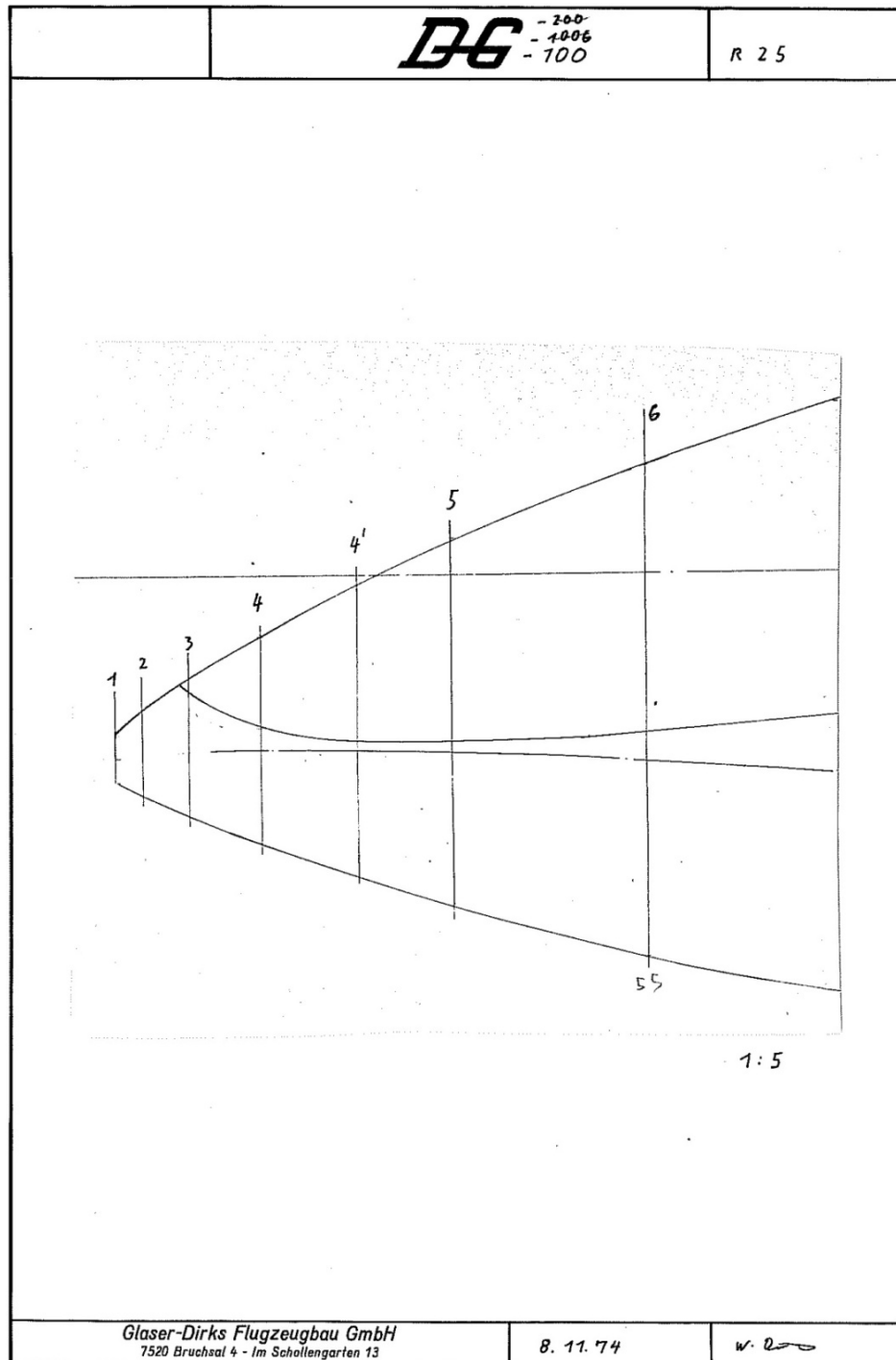


Figura 69 Dettaglio delle ordinate del musetto

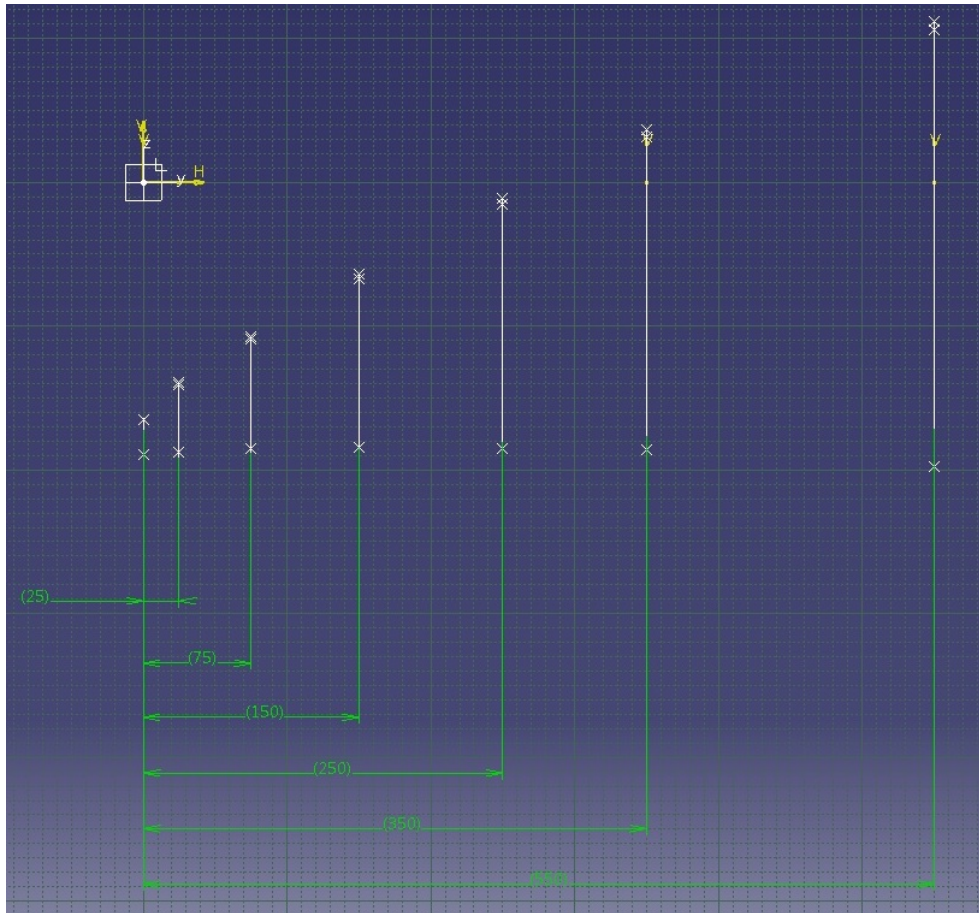


Figura 70 Disegno delle ordinate del musetto

Dalle misure ricavate in Figura 69 le ordinate successive alla quinta sono distanziate di 20 cm.

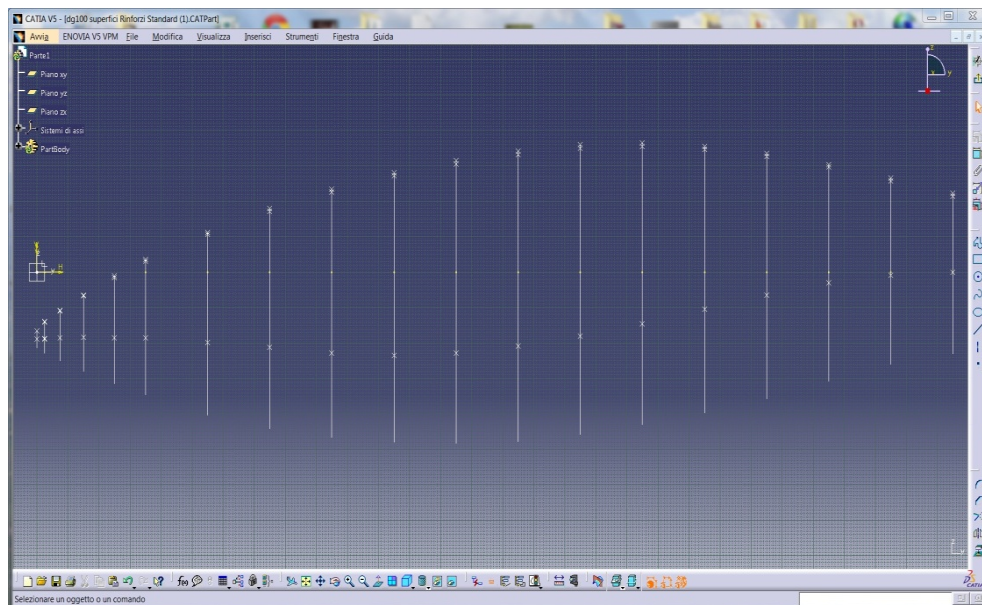


Figura 71 Vista laterale delle ordinate

Le ordinate sono state disegnate seguendo i valori riportati nella successiva tabella.

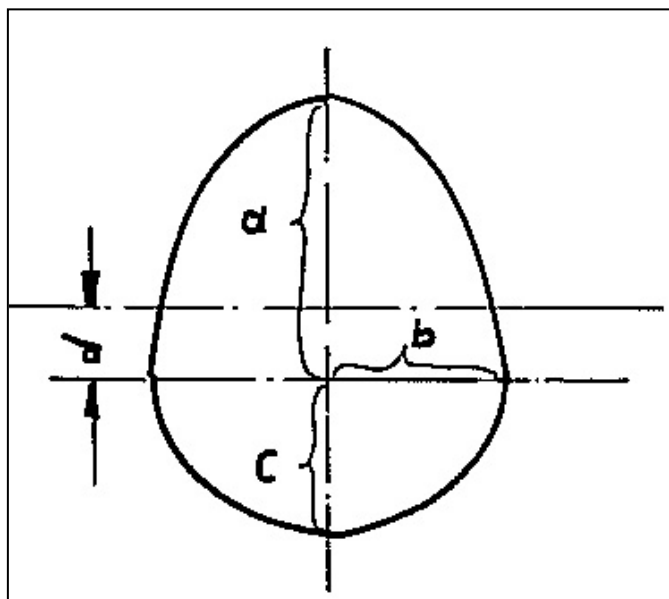


Figura 72 Schema generico delle ordinate

Ordinate	a [cm]	b [cm]	c [cm]	d [cm]
1	2,5	2,5	2,5	18,9
2	4,8	4,25	4,1	18,75
3	7,8	6,4	6,5	18,5
4	12	9,1	9,6	18,4
4'	17,4	12,5	13	18,5
5	22,25	15,15	16	18,6
6	31	19,6	20,5	19,8
7	39	23,4	23	21,1
8	46,25	26,35	23,75	22,85
9	51,5	28,6	24,5	23,5
10	54,25	30,3	25,4	22,8
11	55	31	26,9	20,85
12	53,9	31	27,75	18
13	50,9	30,3	28,5	14,5
14	45,95	28,9	29,25	10,5
15	39,9	26,6	29,2	6,5
16	33,4	24,3	27,75	3
17	27,4	22,5	25,1	0,9
18	22,25	21,2	23	0

Tabella 3 Parametri delle ordinate

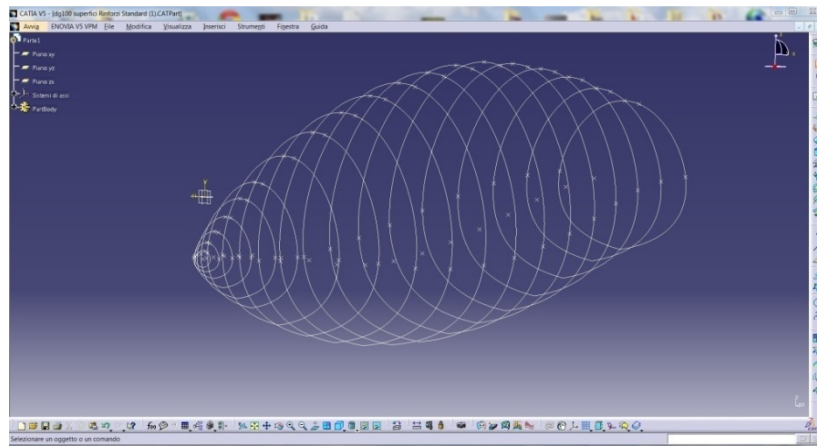


Figura 73 Vista tridimensionale delle ordinate

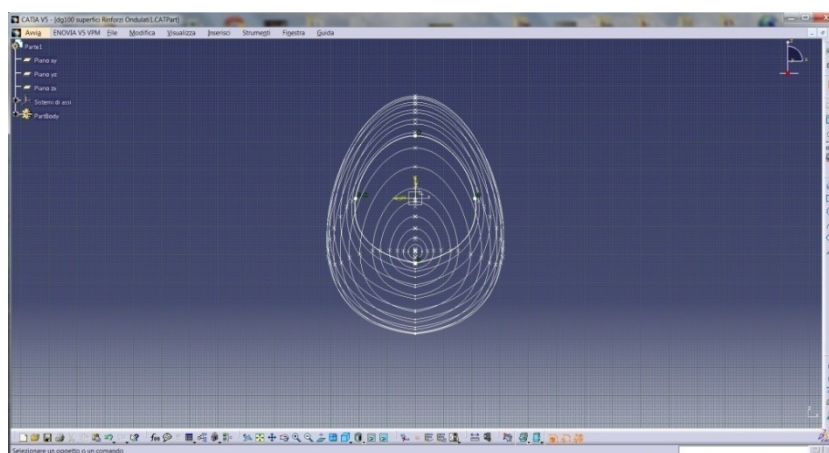


Figura 74 Vista da dietro delle ordinate

Attraverso il comando “superficie multi-sezione” all’interno di “wireframe & surface design” è stata realizzata la superficie esterna della fusoliera.

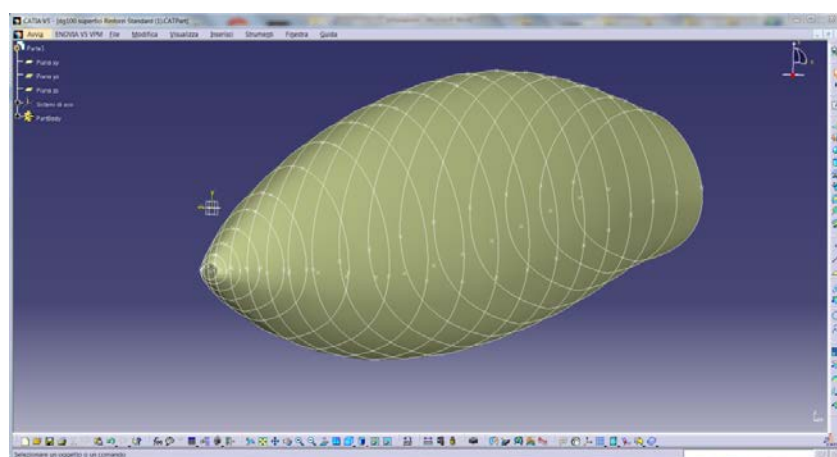


Figura 75 Superficie della fusoliera

La superficie è stata successivamente modellata per ottenere la sede della cappottina.

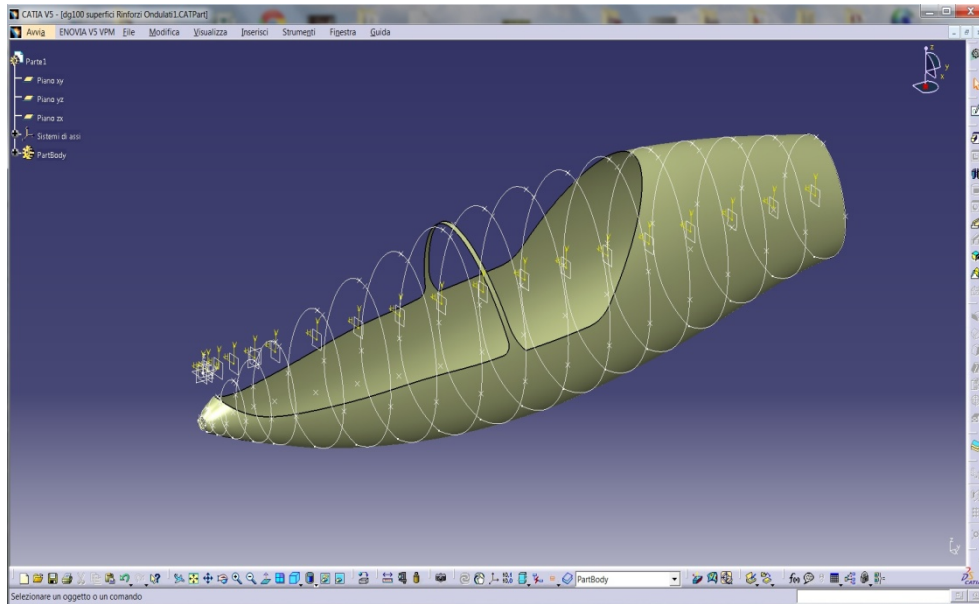


Figura 76 Fusoliera senza cappottina

Dalla tavola fornita dalla DG sono state ricavate le misure per il seggiolino ed i relativi rinforzi.

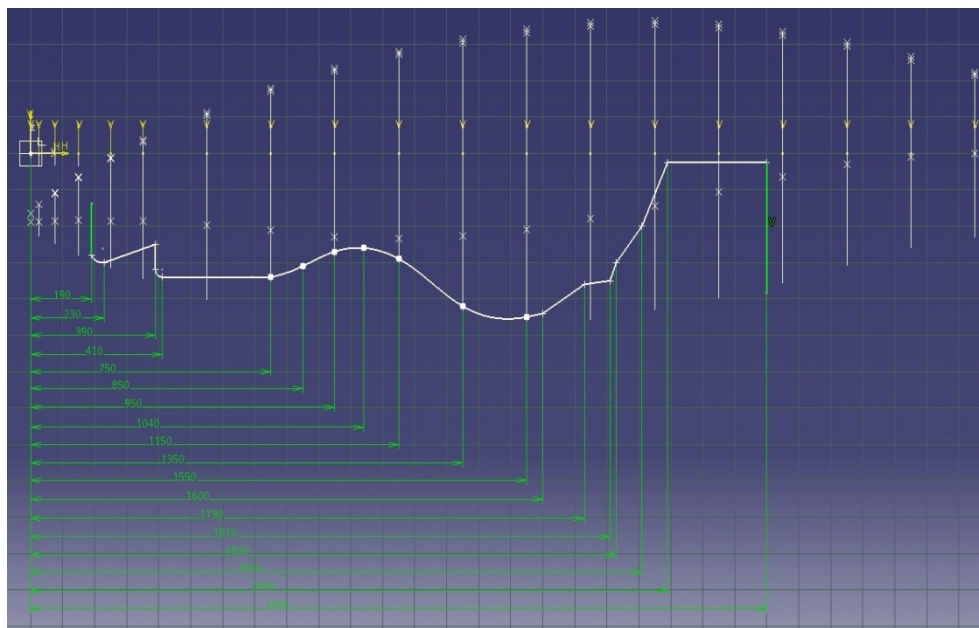


Figura 77 Disegno e quotatura del seggiolino

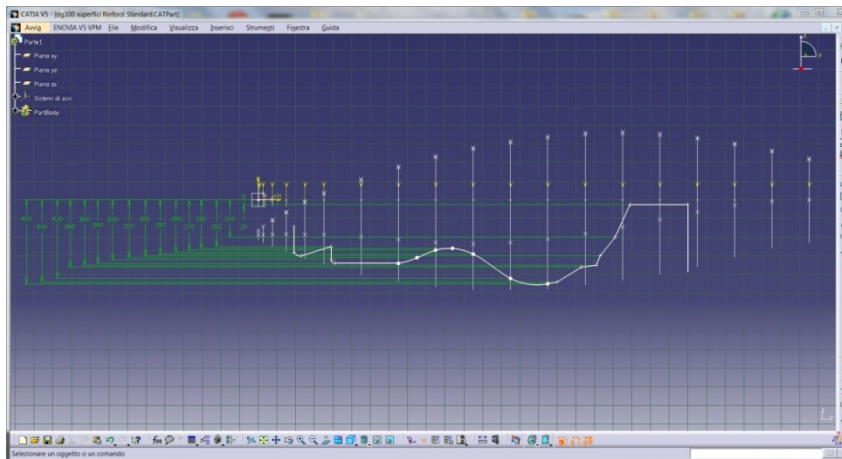


Figura 78 Disegno e quotatura del seggiolino

Tramite il comando “estrusione” all’interno di “wireframe & surface design” sono state create le superfici del seggiolino e i relativi rinforzi.

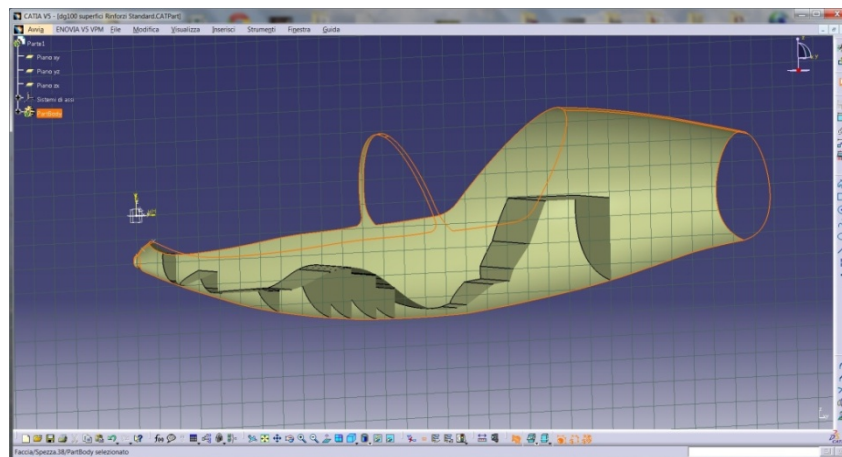


Figura 79 Sezione della fusoliera con seggiolino e rinforzi

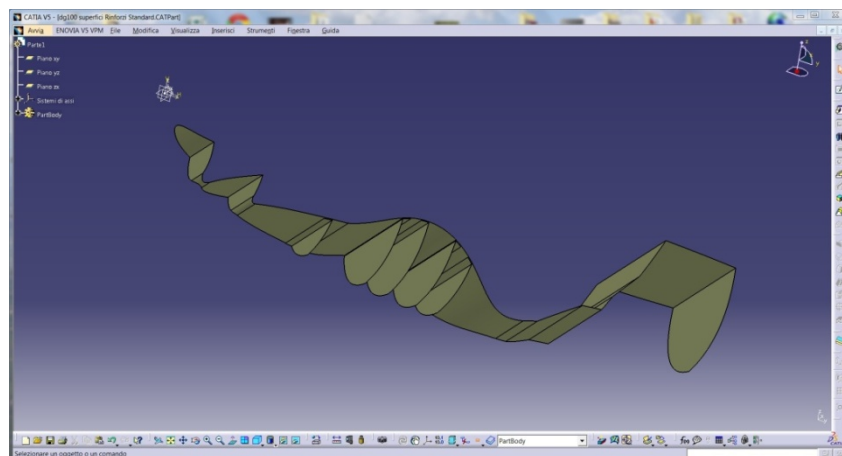


Figura 80 Superficie del seggiolino con rinforzi

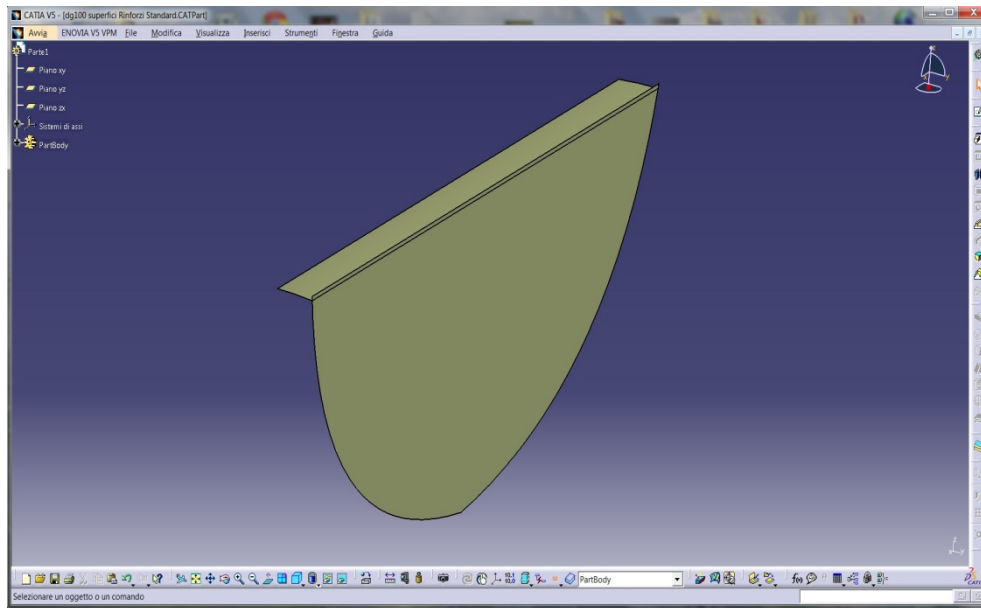


Figura 81 Rinforzo della configurazione di base

La cappottina del DG-100G Elan è costituita da due componenti separati. Il primo è fissato alla struttura mentre il secondo è solamente incernierato. Quindi, in caso di impatto, la parte posteriore della cappottina assorbirebbe un quantitativo di energia trascurabile. Per questo motivo nella sezione “assembly design” si è deciso di assemblare unicamente la parte anteriore con la fusoliera.

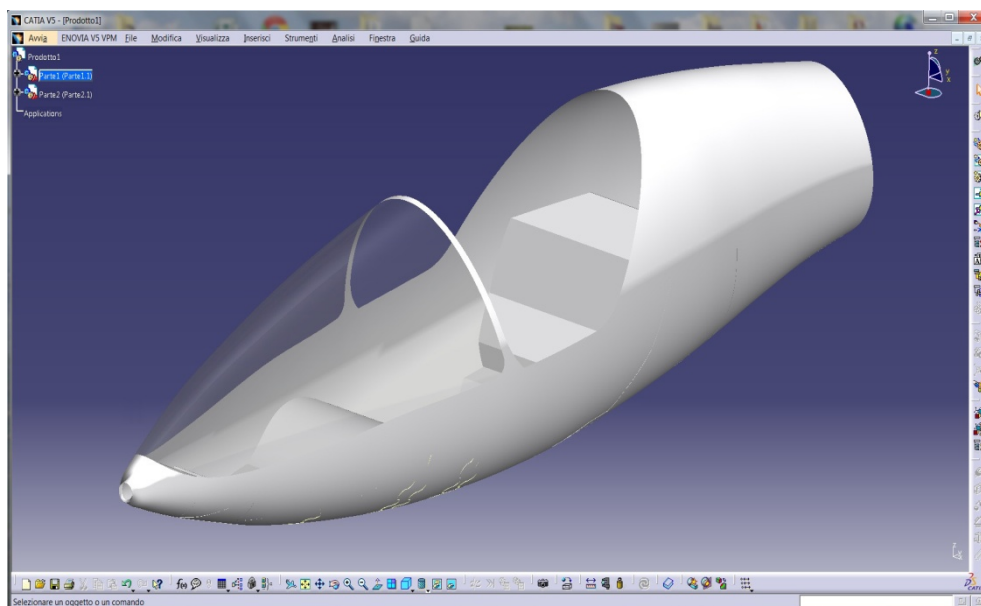


Figura 82 Modello utilizzato nelle analisi

5.4 Rinforzi corrugati

La configurazione di base dei rinforzi sotto il seggiolino è stata successivamente modificata con l'obiettivo di migliorare le caratteristiche ad impatto della fusoliera. Si è scelto di sostituire i rinforzi preesistenti con rinforzi corrugati. Le modifiche sono state apportate con l'intento di non stravolgere la struttura di base della fusoliera e tenendo presente l'aspetto economico.

Il nuovo rinforzo è costituito da una soletta e da una lamina corrugata. La soletta è stata allargata di 1 cm rispetto alla configurazione iniziale, mentre l'ingobbamento del pannello corrugato è stato realizzato utilizzando un raggio di 1.5 cm.

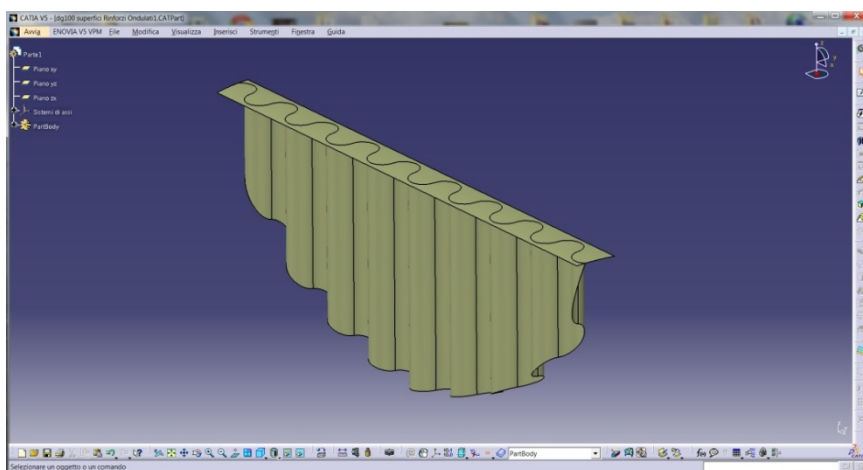


Figura 83 Pannello corrugato

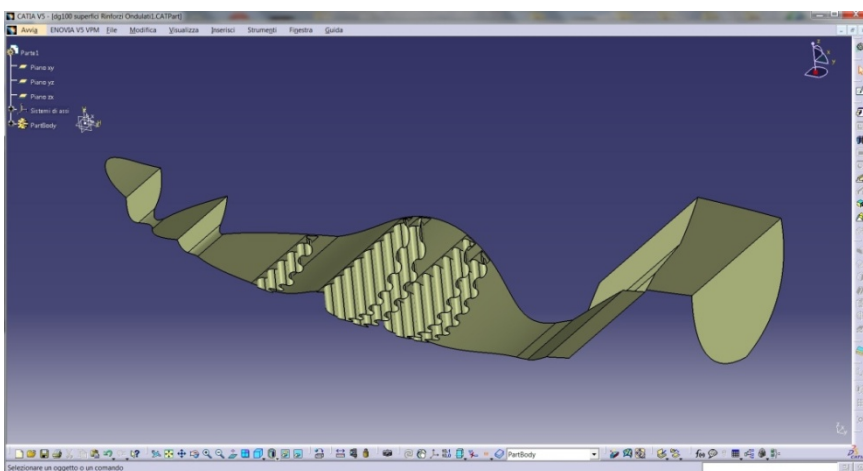


Figura 84 Superficie del seggiolino con rinforzi corrugati

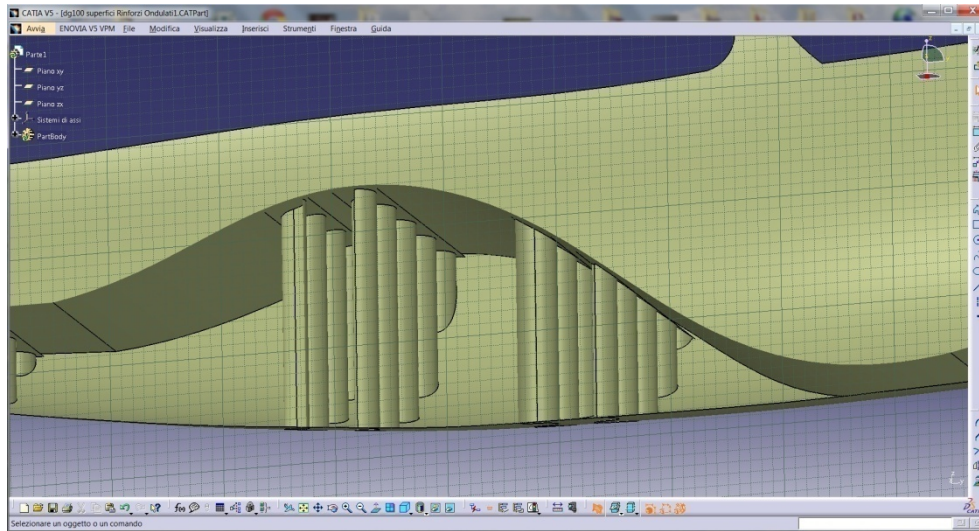


Figura 85 Particolare del seggiolino con rinforzi corrugati

La Figura 85 mostra la fusoliera con l'introduzione dei rinforzi corrugati.

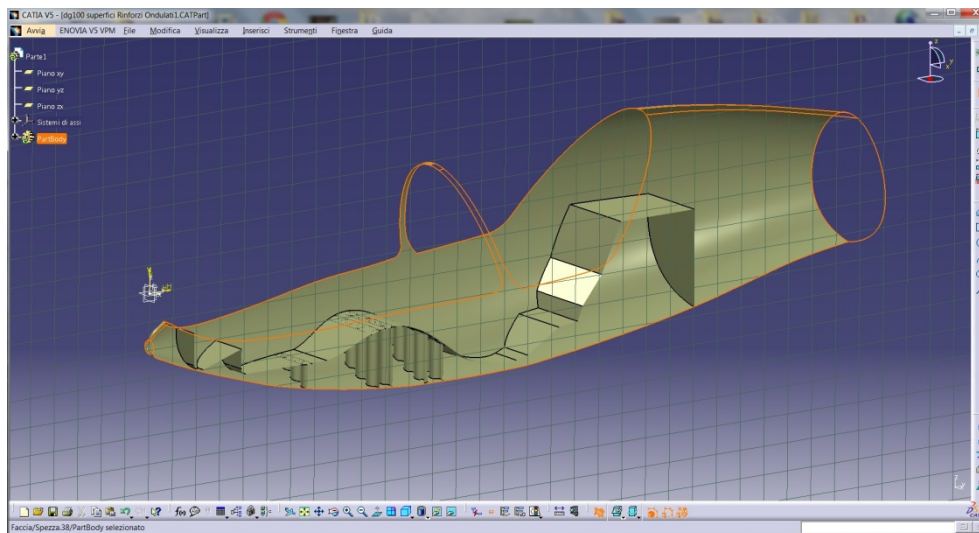


Figura 86 Sezione della fusoliera con seggiolino e rinforzi corrugati

5.5 Analisi FEM della fusoliera DG-100G Elan

L'analisi statica ad elementi finiti della fusoliera, per verificare l'efficacia della nuova configurazione, è stata effettuata attraverso il software ANSYS. Il modello realizzato per le simulazioni presenta delle approssimazioni, perciò i risultati dell'analisi non rappresentano la situazione reale. D'altronde l'obiettivo di questo studio è verificare la bontà o meno della soluzione con la nuova tipologia di rinforzo valutando la differenza (Δ) fra le due configurazioni e solo in seguito, con l'adozione di modelli più accurati, sarà possibile ottenere risultati conformi a quelli reali.

Nella geometria importata dal software CATIA si è scelto di introdurre uno spessore medio di 3 mm per la struttura della fusoliera e la cappottina, come suggerito dall'azienda DG. In seguito, attraverso il software LAMINATOR, è stato realizzato il laminato in materiale composito costituito da fibre di vetro e matrice in resina epossidica (S-Glass/Epoxy). Il laminato simmetrico $([0^{\circ}_1] [90^{\circ}_2] [45^{\circ}_3] [-45^{\circ}_4] [0^{\circ}_5])_S$, è composto da 10 strati, ciascuno di spessore 0,3 mm.

```
Material 1: Generic S-Glass/Epoxy (composite.about.com)

Engineering Properties
*****
Matl          E1          E2          G12          v12
  1          4.345e+010  8.897e+009  4.552e+009   0.270

Thermal and Moisture Properties
*****
Matl          CTE1         CTE2         CME1         CME2
  1          5.040e-006  2.592e-005  0.000e+000  2.000e-001

Stacking Sequence
*****
Layer  Matl  Ply Angle  Ply Thickness
  1     1     0.0      3.000e-001
  2     1    90.0      3.000e-001
  3     1    45.0      3.000e-001
  4     1   -45.0      3.000e-001
  5     1     0.0      3.000e-001
  6     1     0.0      3.000e-001
  7     1   -45.0      3.000e-001
  8     1    45.0      3.000e-001
  9     1    90.0      3.000e-001
 10    1     0.0      3.000e-001
-----
Total Laminate Thickness :      3.000e+000
```

Figura 87 Risultati LAMINATOR

```

Laminate Matrices
*****

                'ABD' Matrix

8.121e+010  1.633e+010  2.647e-006  1.907e-005  5.484e-006  3.239e-007
1.633e+010  6.017e+010  3.152e-005  5.484e-006  2.480e-005  1.211e-007
2.647e-006  3.152e-005  2.267e+010  3.239e-007  1.211e-007  5.960e-006

1.907e-005  5.484e-006  3.239e-007  6.416e+010  9.003e+009  1.894e+009
5.484e-006  2.480e-005  1.211e-007  9.003e+009  4.837e+010  1.894e+009
3.239e-007  1.211e-007  5.960e-006  1.894e+009  1.894e+009  1.376e+010

                'ABD' Inverse

1.302e-011  -3.535e-012  3.394e-027  -3.716e-027  1.024e-027  9.520e-029
-3.535e-012  1.758e-011  -2.403e-026  7.515e-028  -8.791e-027  1.035e-027
3.394e-027  -2.403e-026  4.411e-011  2.616e-028  5.938e-028  -1.923e-026

-3.716e-027  7.515e-028  2.616e-028  1.605e-011  -2.916e-012  -1.808e-012
1.024e-027  -8.791e-027  5.938e-028  -2.916e-012  2.132e-011  -2.533e-012
9.520e-029  1.035e-027  -1.923e-026  -1.808e-012  -2.533e-012  7.328e-011

Apparent Laminate Stiffness Properties
*****

                EX          EY          GXY          EXB          EYB
2.559e+010  1.896e+010  7.557e+009  2.769e+010  2.085e+010

```

Figura 88 Risultati LAMINATOR

```

Apparent Laminate Coupling Coefficients
(Poisson and Shear Coupling)
*****

                vXY          vYX          nXY,X          nXY,Y          nX,XY          nY,XY
0.271          0.201          0.000          0.000          0.000          0.000

Apparent Laminate Thermal and Moisture Properties
*****

                CTEX          CTEY          CTEXY          CMEX          CMEY          CMEXY
7.765e-006  1.096e-005  -1.446e-020  2.610e-002  5.668e-002  -1.376e-016

Apparent Laminate Strength for First Ply Failure
Under Unidirectional Loading: +/-NX, +/-NY, NXY
*****

Failure Theory      X-Axis Tension  X-Axis Compression  Y-Axis Tension  Y-Axis Compression  XY Shear
Max Stress          3.333e+007  -3.333e+007  3.333e+007  -3.333e+007  3.333e+007
Max Strain          3.333e+007  -3.333e+007  3.333e+007  -3.333e+007  3.333e+007
Tsai-Hill           3.333e+007  -3.333e+007  3.333e+007  -3.333e+007  3.333e+007
Hoffman             3.333e+007  -3.333e+007  3.333e+007  -3.333e+007  3.333e+007
Tsai-Wu             3.333e+007  -3.333e+007  3.333e+007  -3.333e+007  3.333e+007

```

Figura 89 Risultati LAMINATOR

La cappottina è stata realizzata in plexiglas. Le caratteristiche di tale materiale sono riportate in Tabella 4.

Proprietà	Valori
Densità	1.19 g/cm ³
Modulo di Young	3.3E ⁹ Pa
Coefficiente Poisson	0.37
Modulo di comprimibilità	4.2308E ⁹ Pa
Modulo di taglio	1.2044E ⁹ Pa

Tabella 4 Proprietà del plexiglas

Successivamente sul modello 3D, attraverso il software ANSYS, è stata generata la mesh.

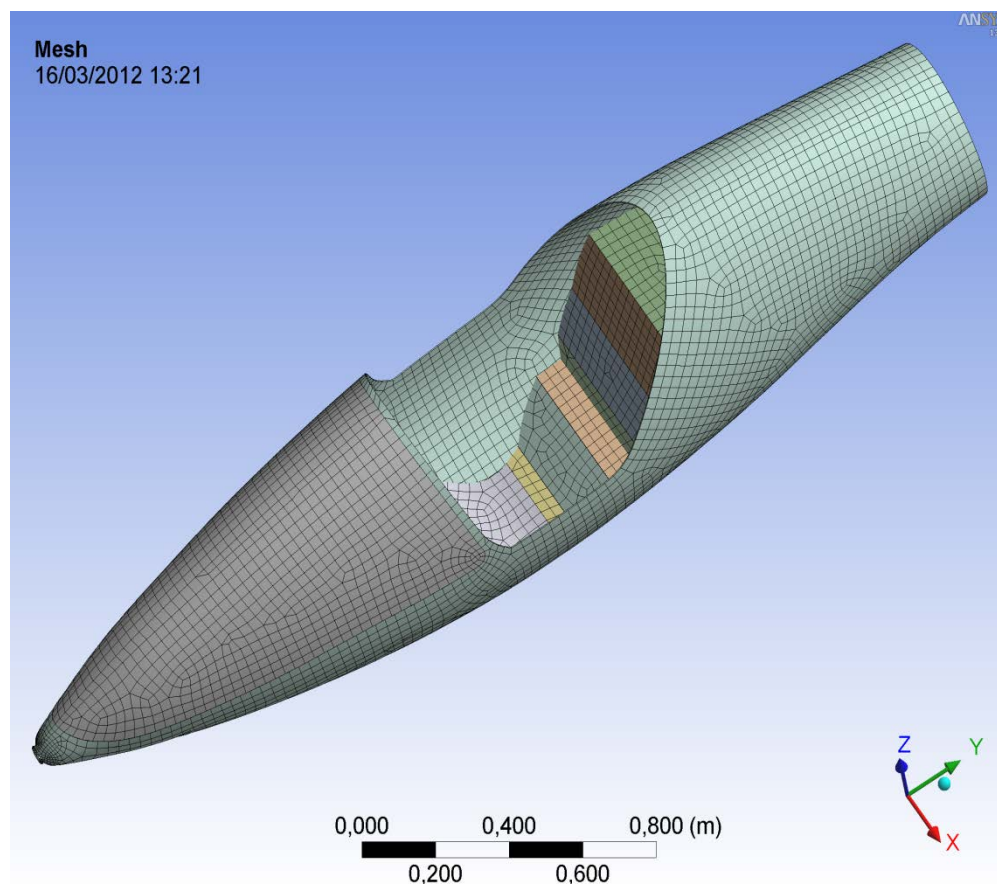


Figura 90 Mesh della fusoliera

5.5.1 Impatto causato da entrata in vite

L'analisi statica ad elementi finiti, nel caso di entrata in vite, è stata realizzata considerando un angolo di impatto di 45° . La fusoliera quindi è stata vincolata nella parte posteriore ed in seguito sottoposta ad una accelerazione di 20 g orientata a 45° . Si è scelto il valore di 20g perché da altri studi è risultato essere il limite per la sopravvivenza del pilota.

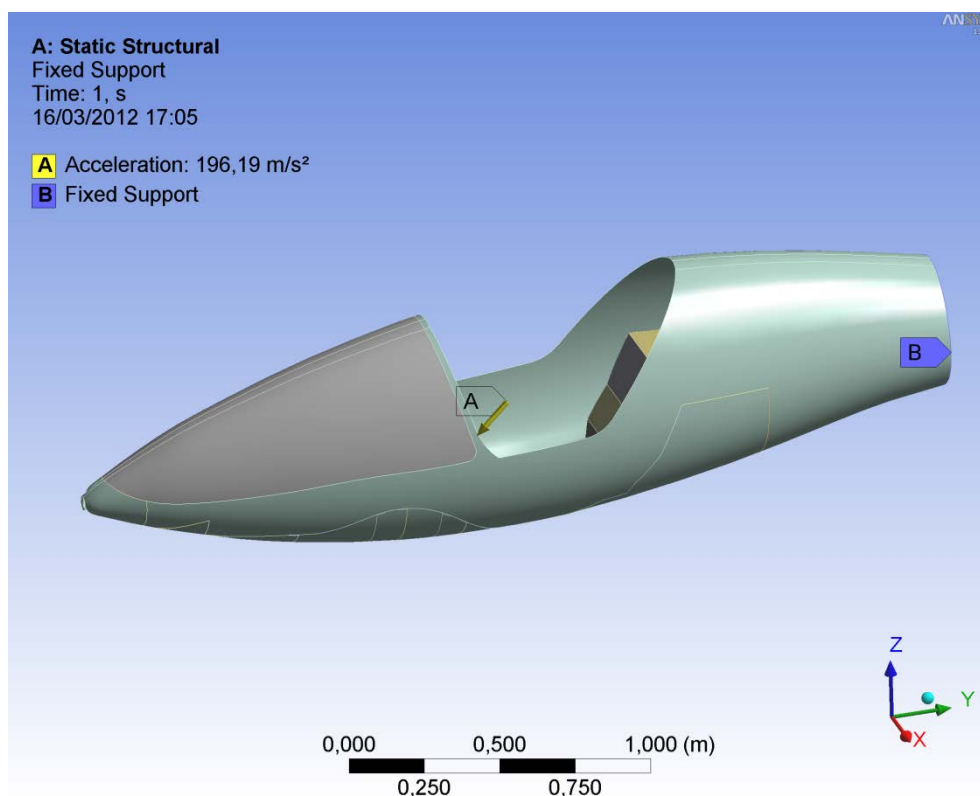


Figura 91 Fusoliera vincolata sottoposta ad accelerazione

La massa a vuoto dell'intero velivolo, corrispondente a 250 kg, è stata distribuita sulla parte di fusoliera considerata. Inoltre, per il pilota è stata fissata una massa di 80 kg e l'azione esercitata da quest'ultima sul seggiolino è stata rappresentata attraverso una distribuzione di forze, anch'esse con un angolo di 45° rispetto l'asse verticale.

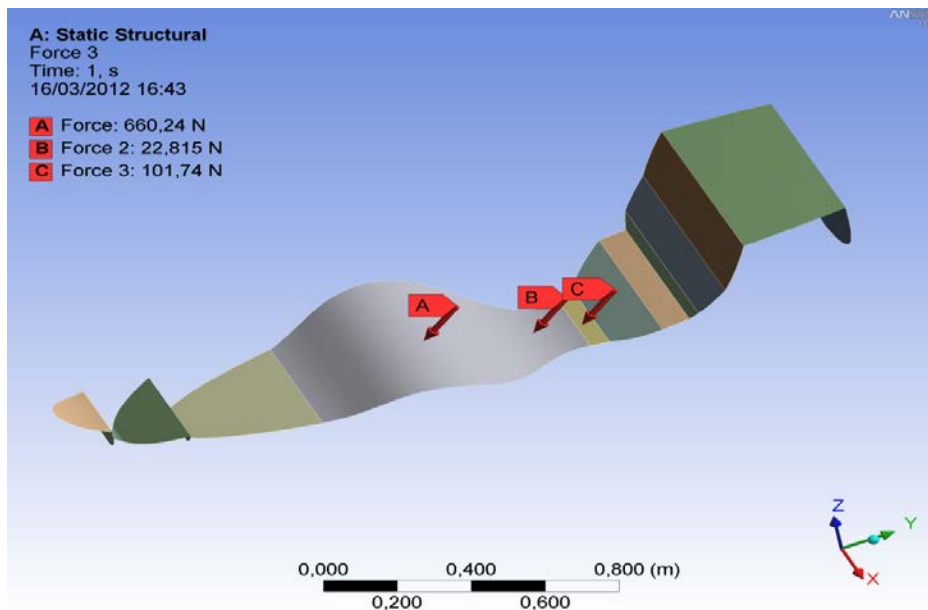


Figura 92 Distribuzione della massa del pilota sul seggiolino

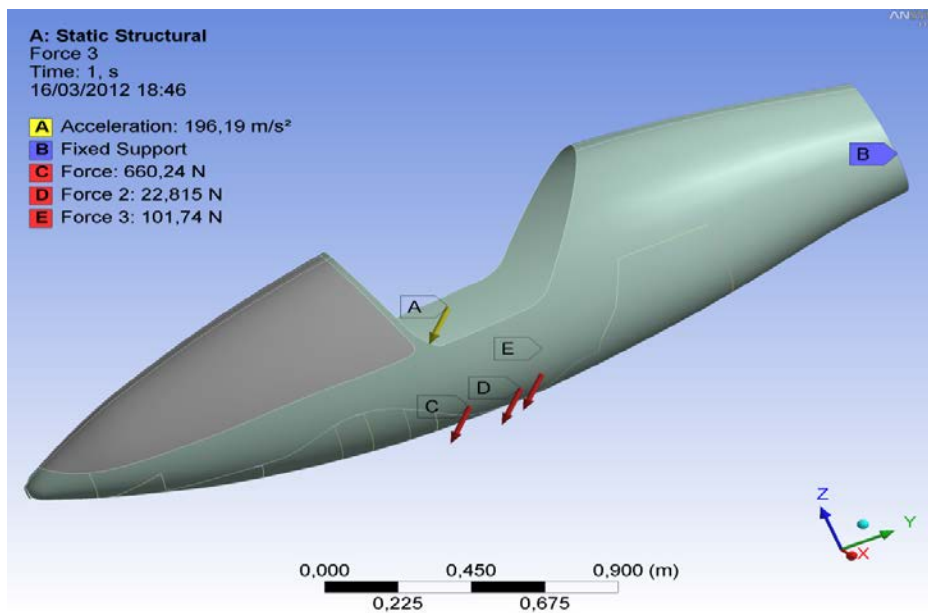


Figura 93 Fusoliera con accelerazione, forze e vincolo utilizzata nell'analisi

I risultati dell'analisi statica ad elementi finiti hanno interessato:

- tensione (σ) e deformazione (ϵ) massima principale dei rinforzi utilizzati nelle due configurazioni;
- tensione (σ) e deformazione (ϵ) massima principale del seggiolino;
- tensione (σ) e deformazione (ϵ) massima principale della struttura complessiva.

Tensione massima principale sul rinforzo 1

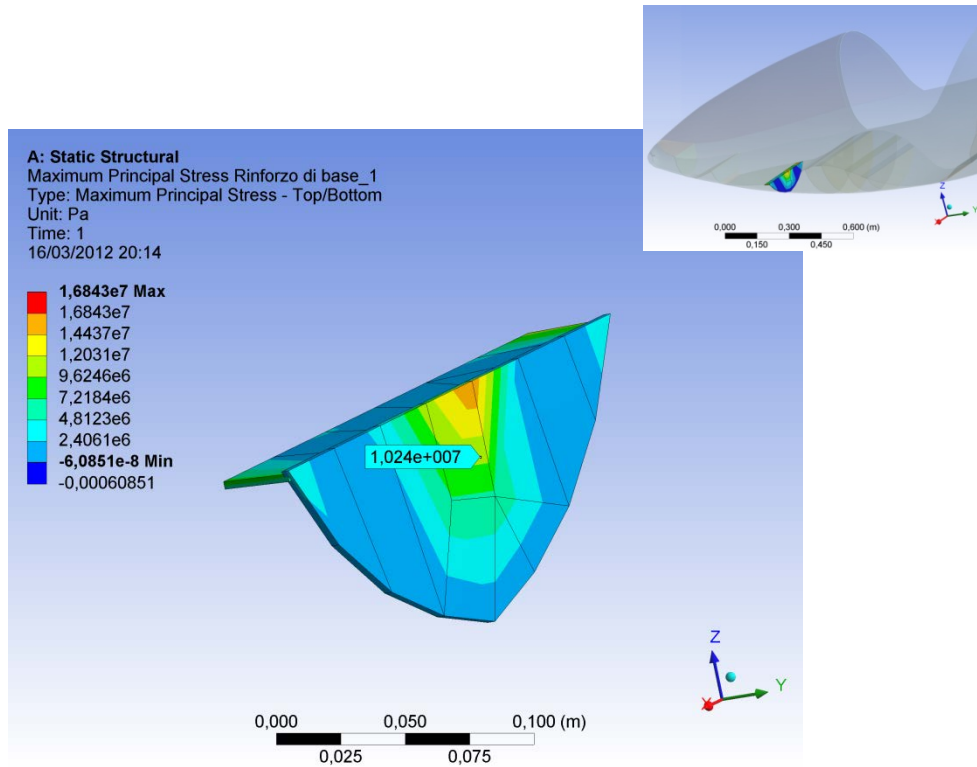


Figura 94 Distribuzione della tensione nel rinforzo di base 1

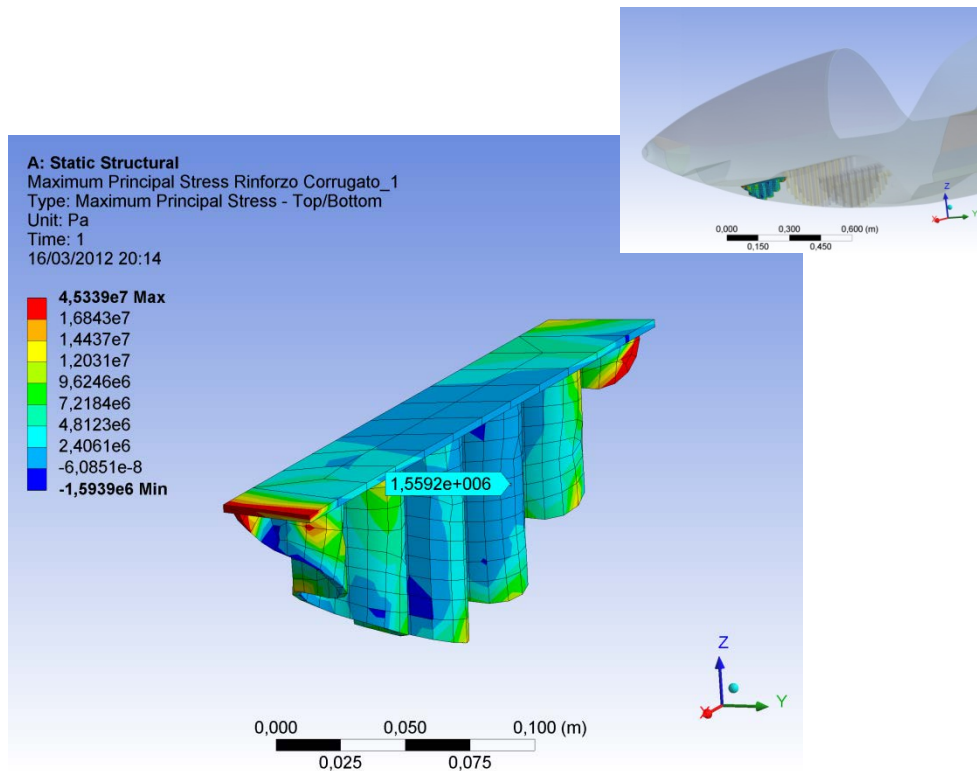


Figura 95 Distribuzione della tensione nel rinforzo corrugato 1

Deformazione massima principale del rinforzo 1

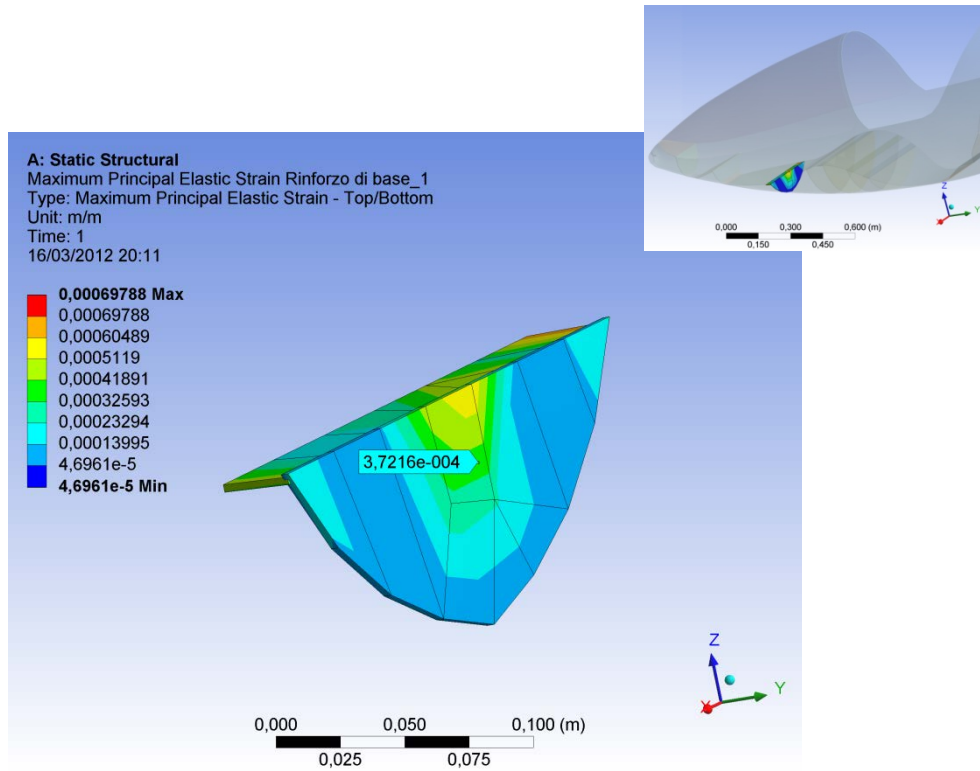


Figura 96 Distribuzione della deformazione del rinforzo di base 1

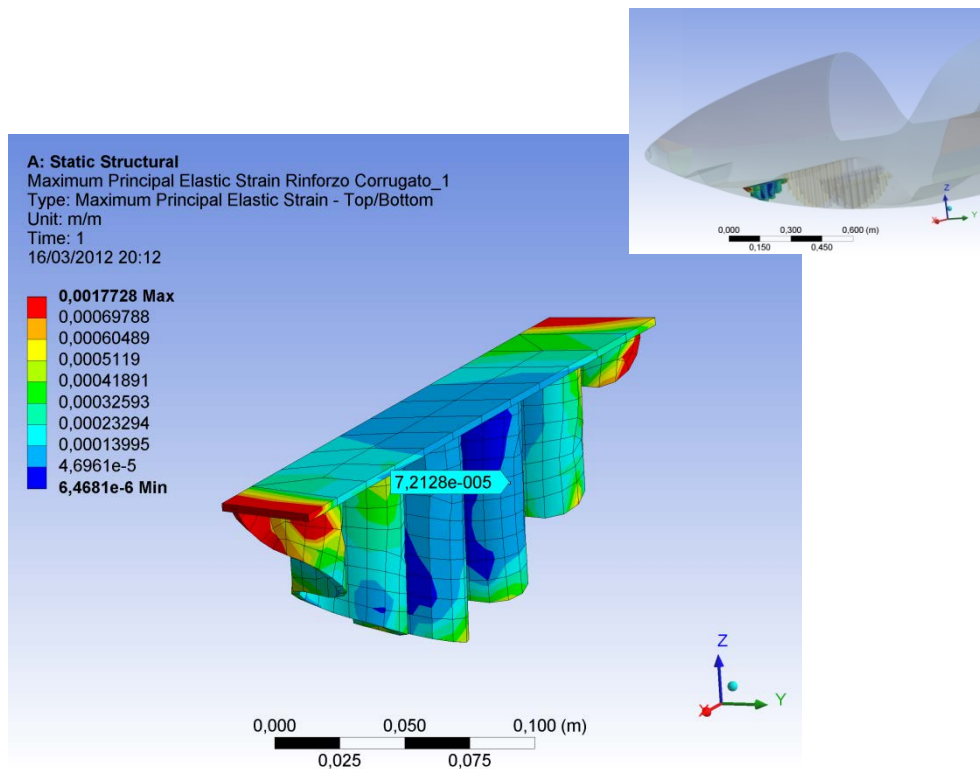


Figura 97 Distribuzione della deformazione del rinforzo corrugato 1

Tensione massima principale sul rinforzo 2

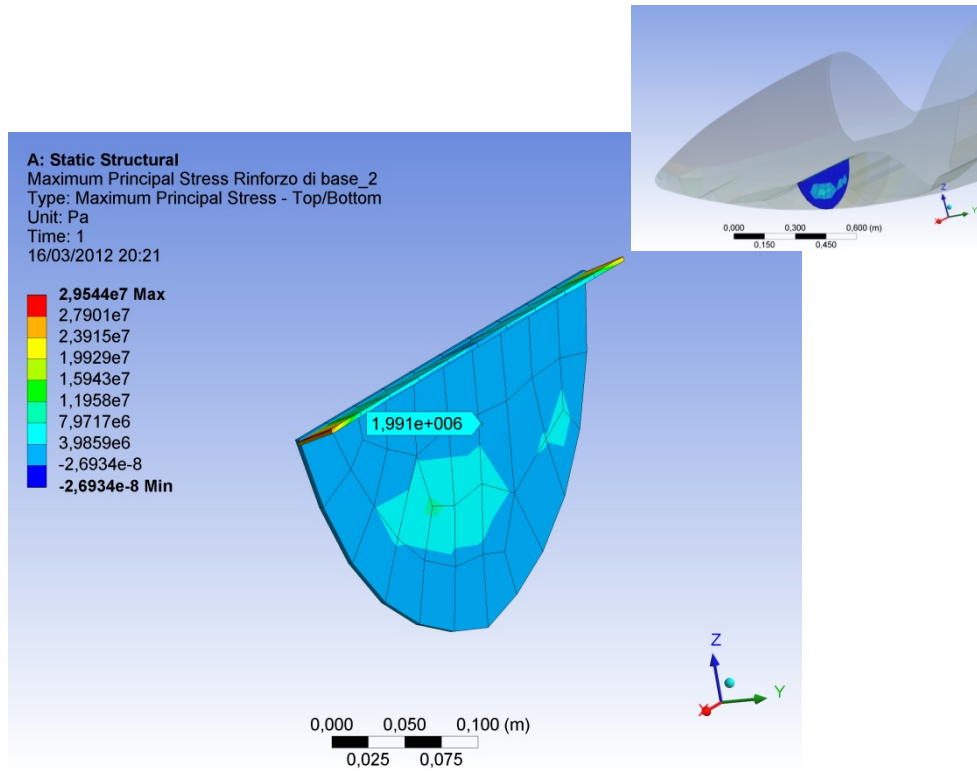


Figura 98 Distribuzione della tensione nel rinforzo di base 2

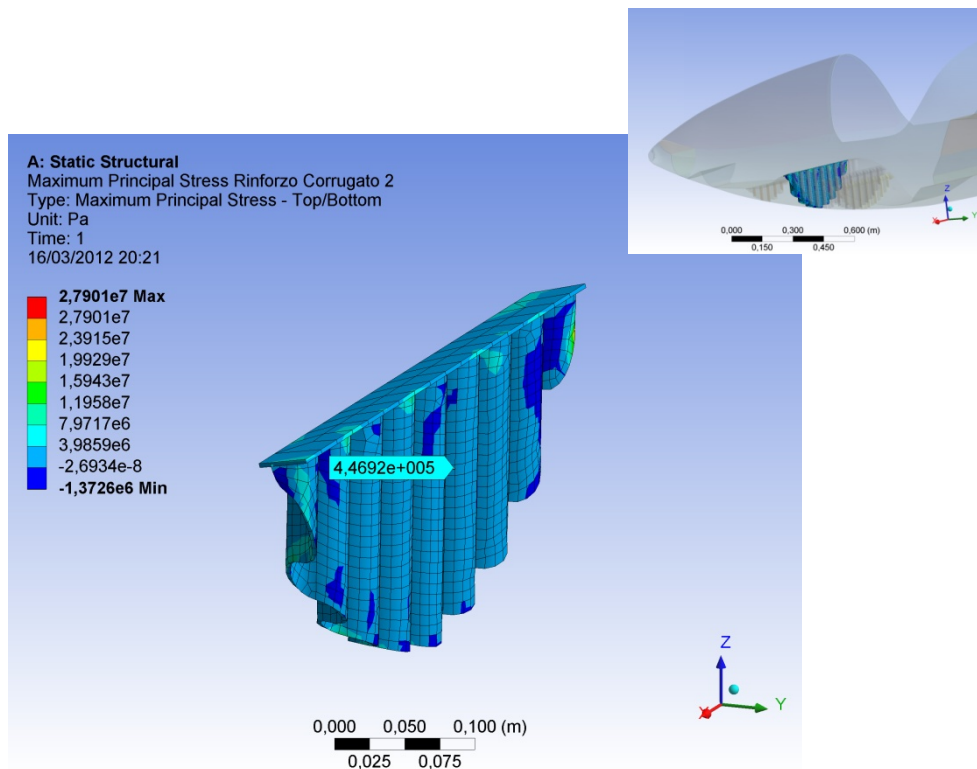


Figura 99 Distribuzione della tensione nel rinforzo corrugato 2

Deformazione massima principale del rinforzo 2

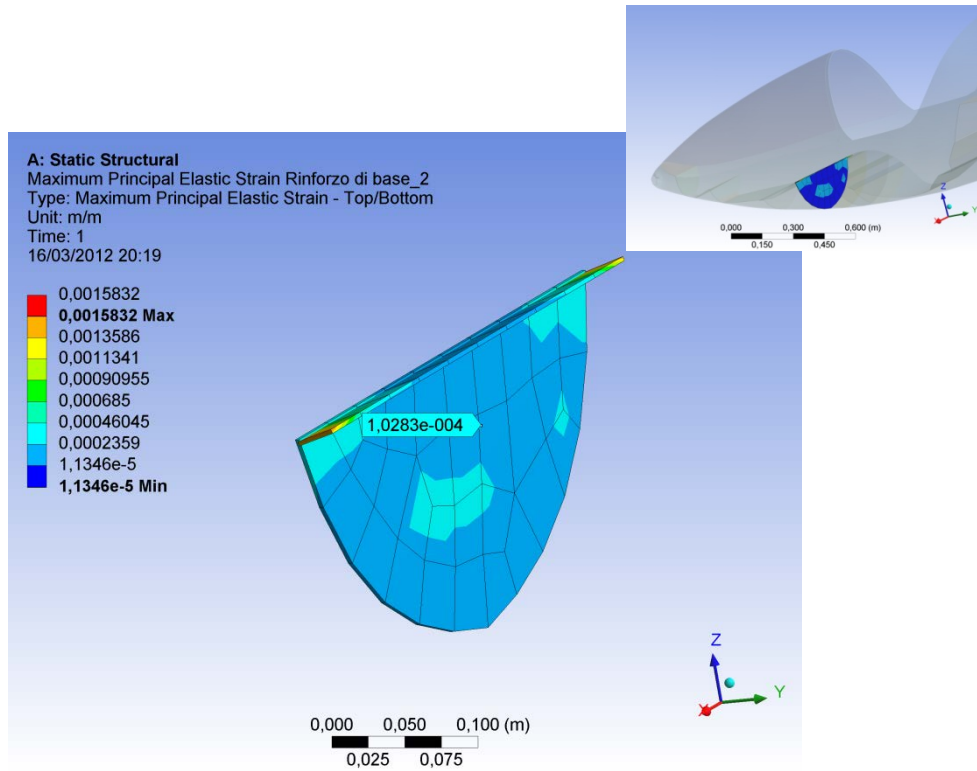


Figura 100 Distribuzione della deformazione del rinforzo di base 2

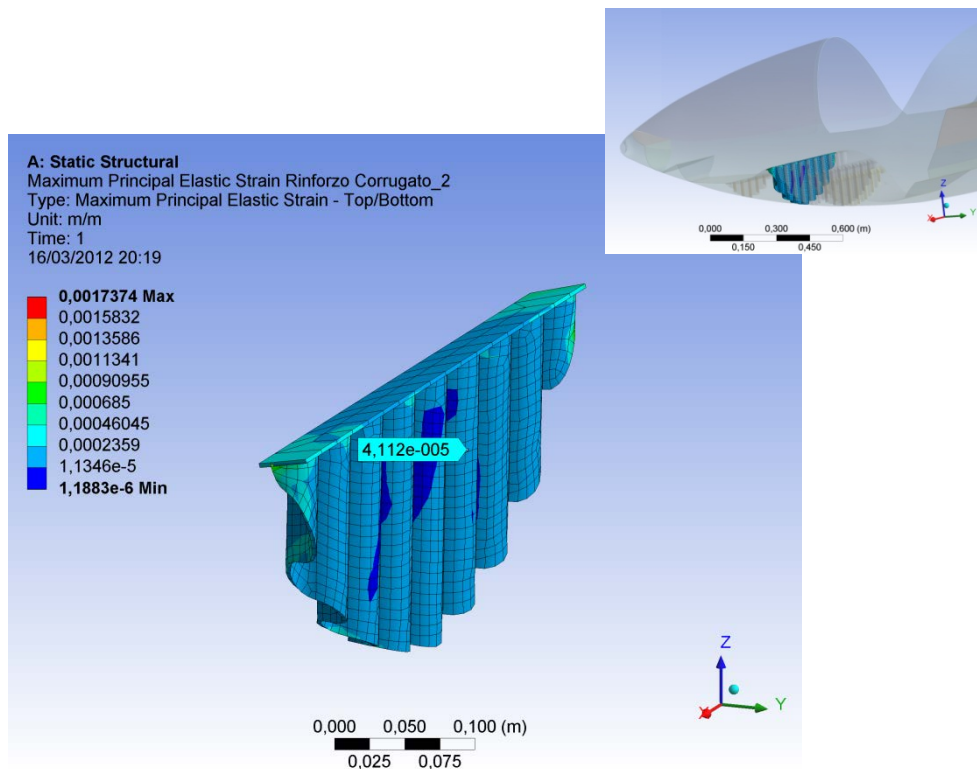


Figura 101 Distribuzione della deformazione del rinforzo corrugato 2

Tensione massima principale sul rinforzo 3

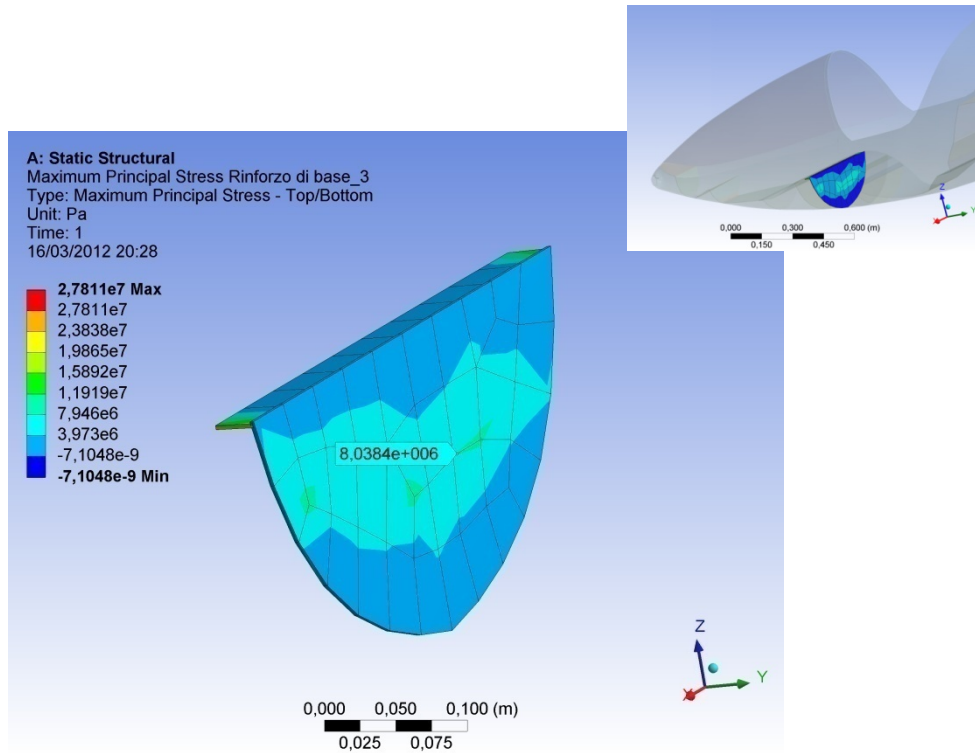


Figura 102 Distribuzione della tensione nel rinforzo di base 3

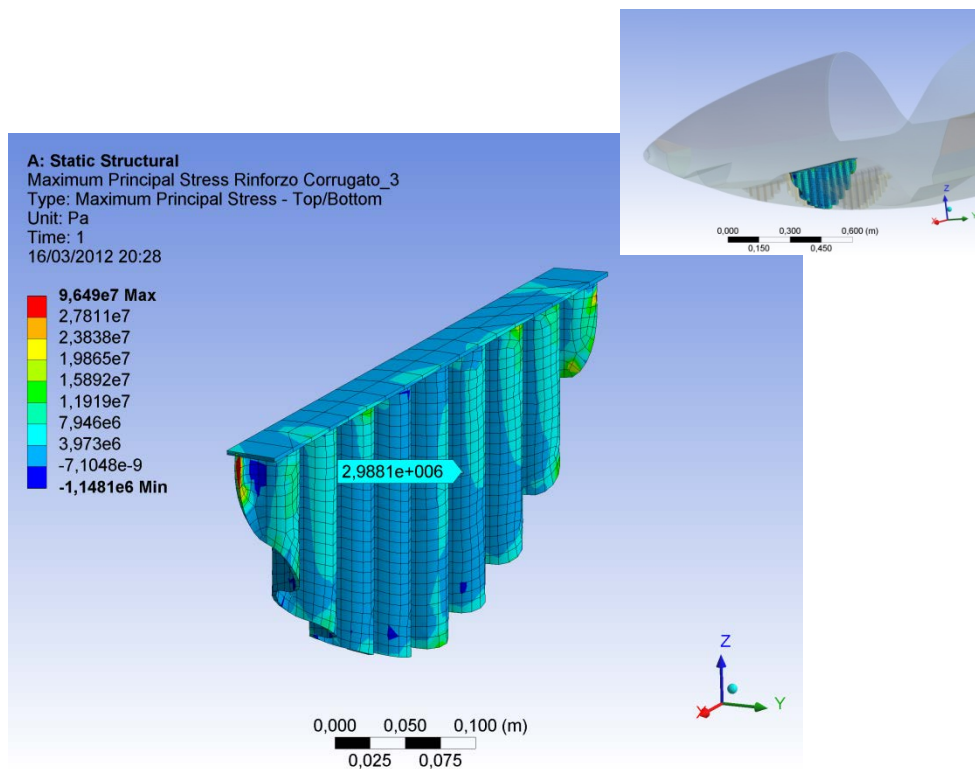


Figura 103 Distribuzione della tensione nel rinforzo corrugato 3

Deformazione massima principale del rinforzo 3

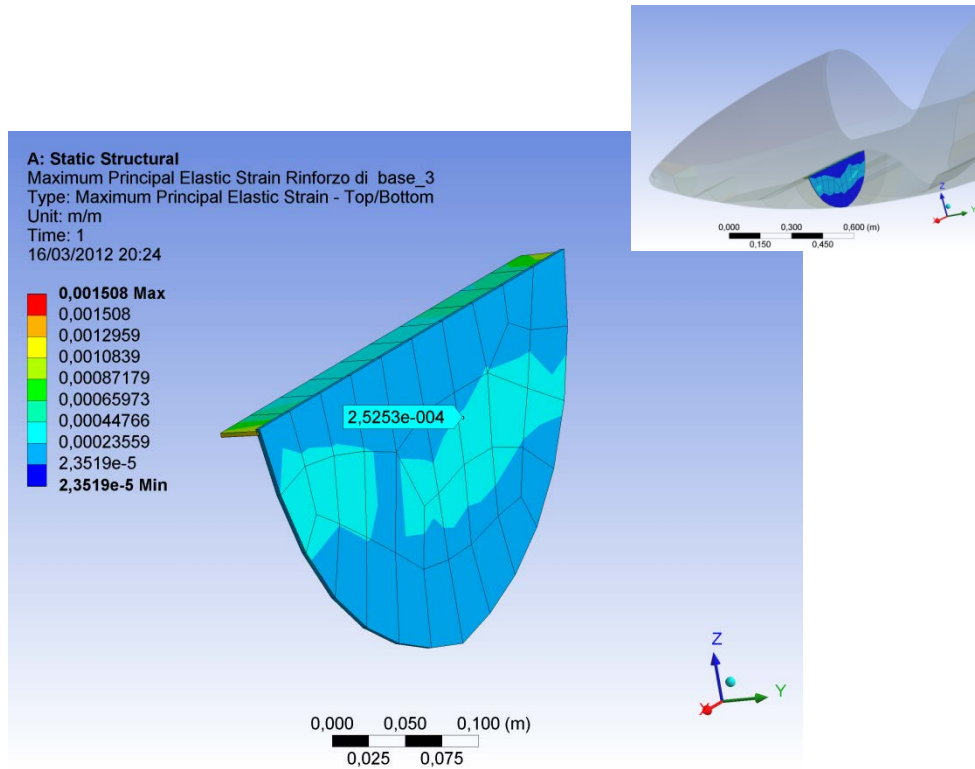


Figura 104 Distribuzione della deformazione del rinforzo di base 3

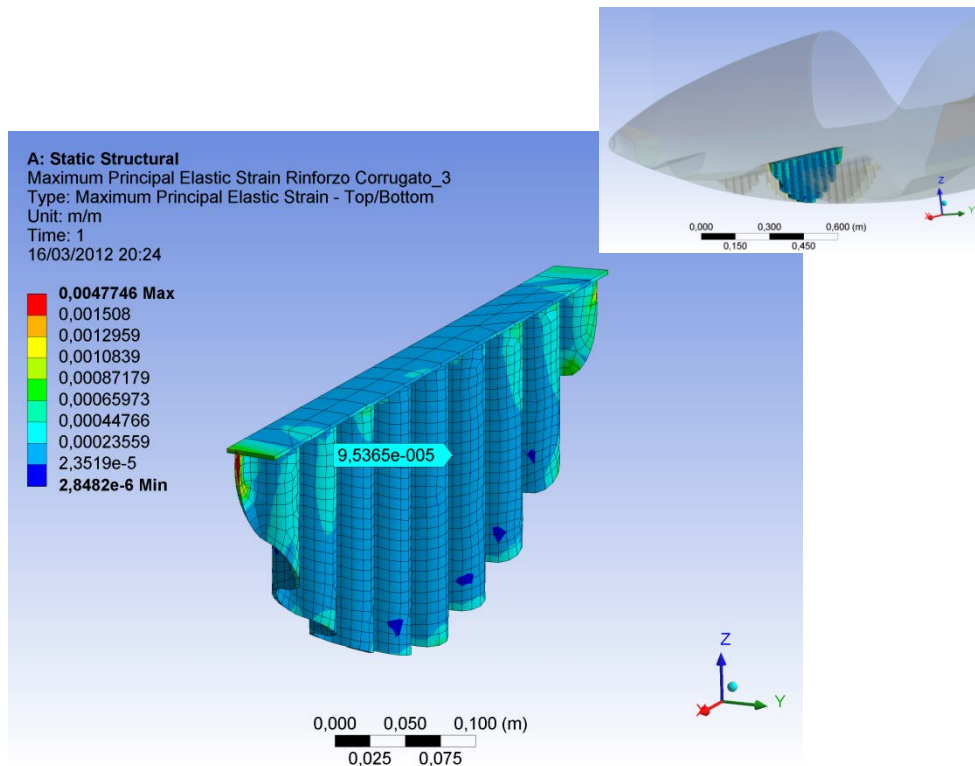


Figura 105 Distribuzione della deformazione del rinforzo corrugato 3

Tensione massima principale sul rinforzo 4

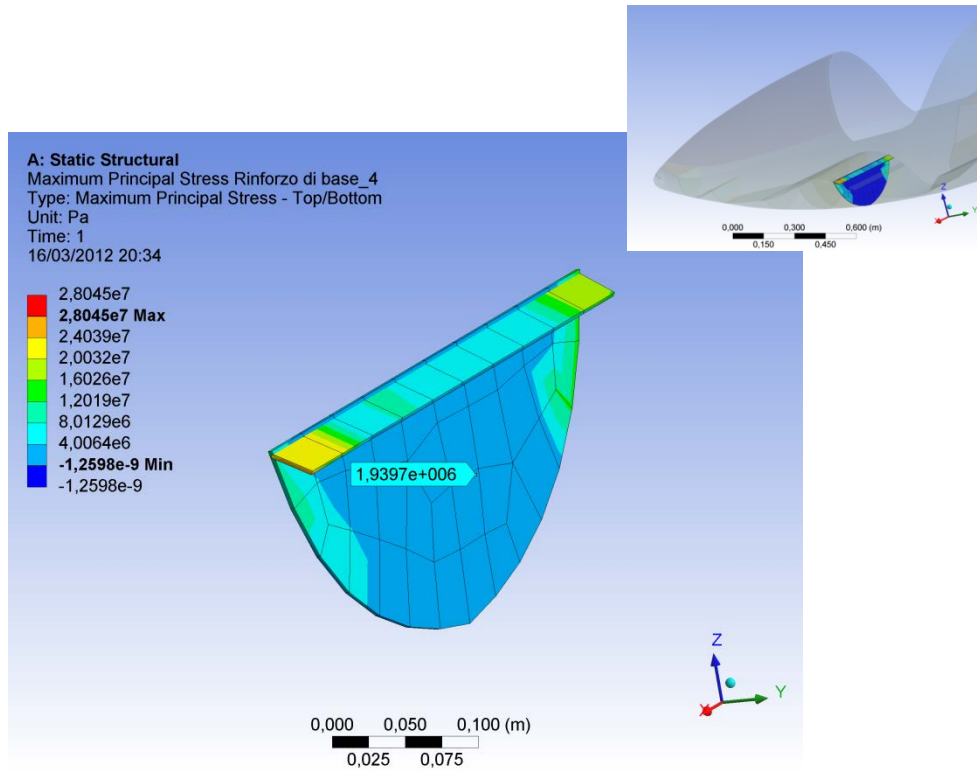


Figura 106 Distribuzione della tensione nel rinforzo di base 4

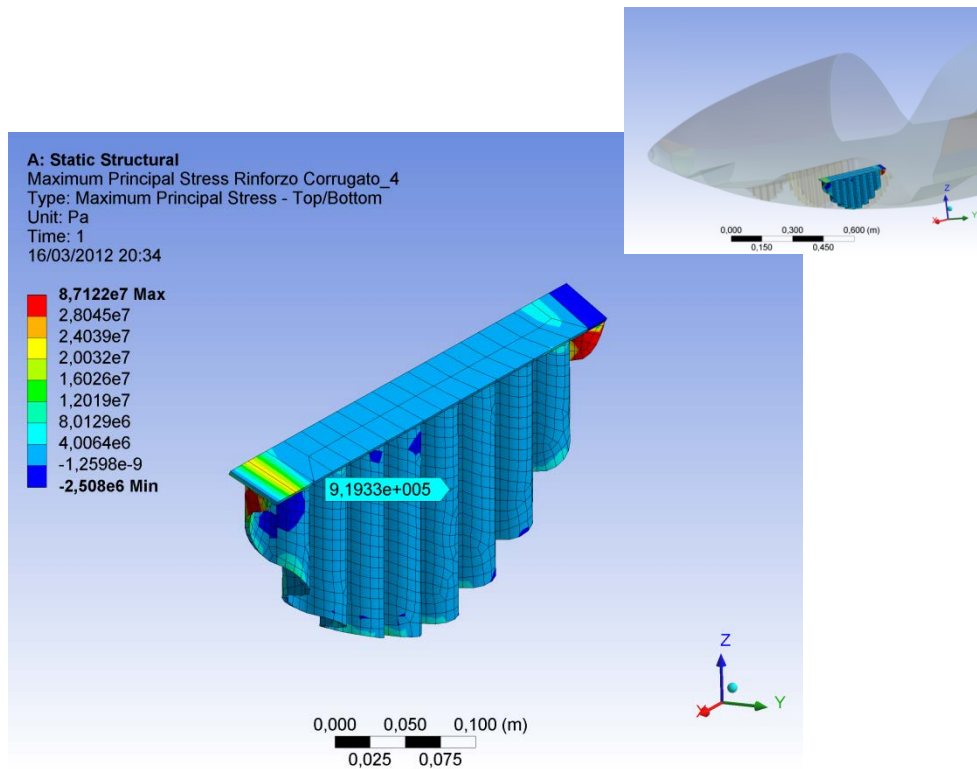


Figura 107 Distribuzione della tensione nel rinforzo corrugato 4

Deformazione massima principale del rinforzo 4

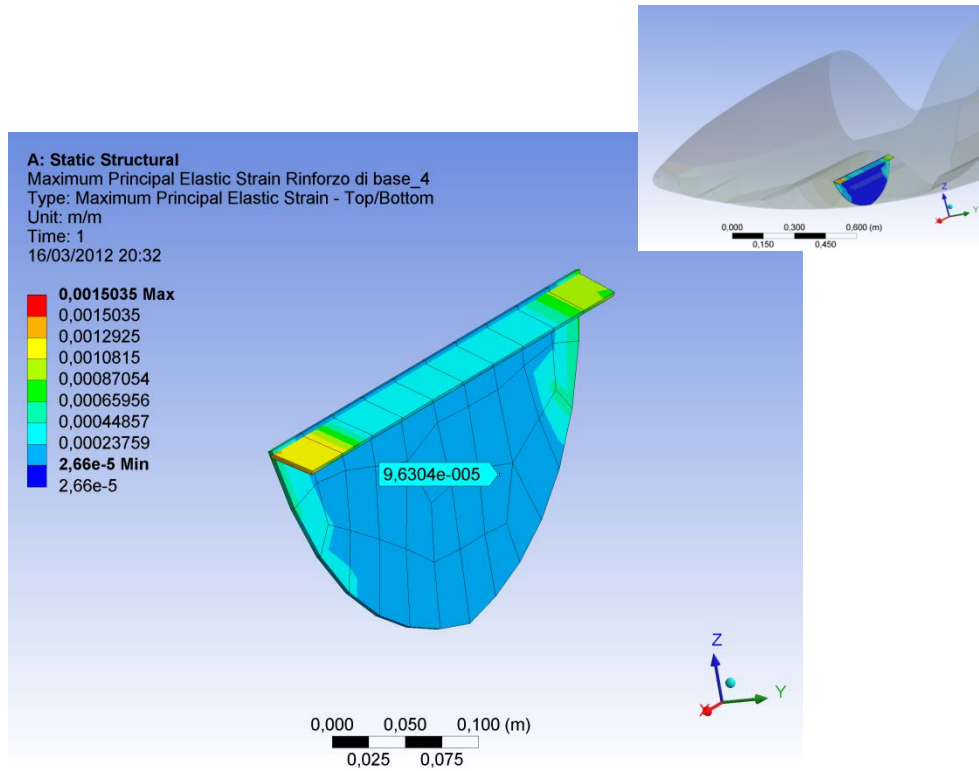


Figura 108 Distribuzione della deformazione del rinforzo di base 4

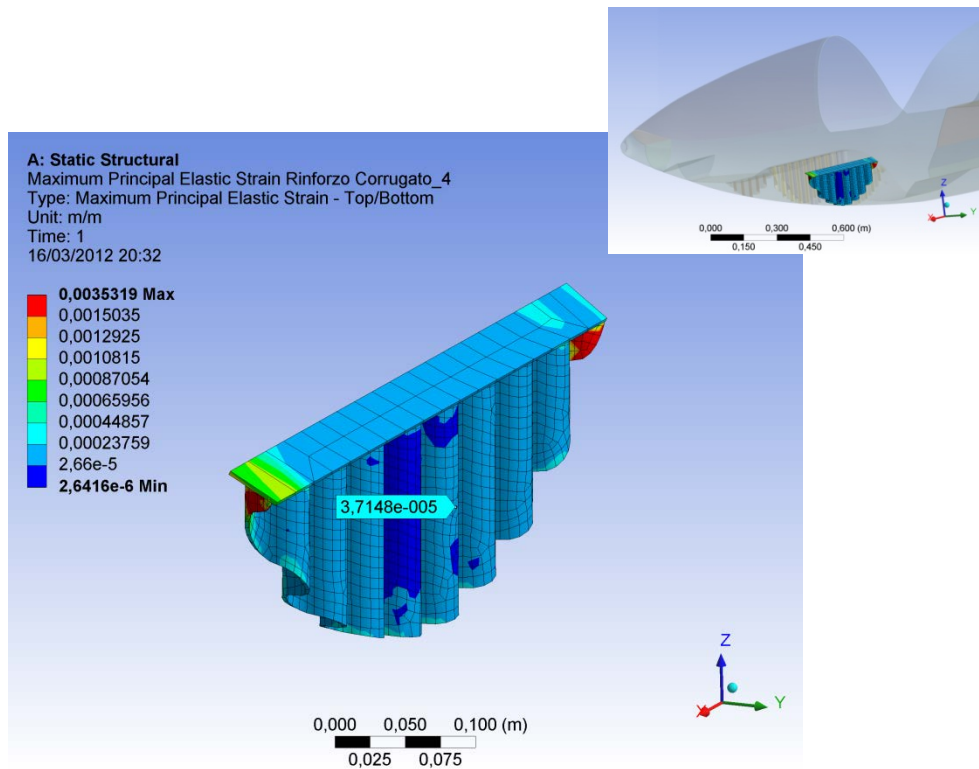


Figura 109 Distribuzione della deformazione del rinforzo corrugato 4

Tensione massima principale sul rinforzo 5

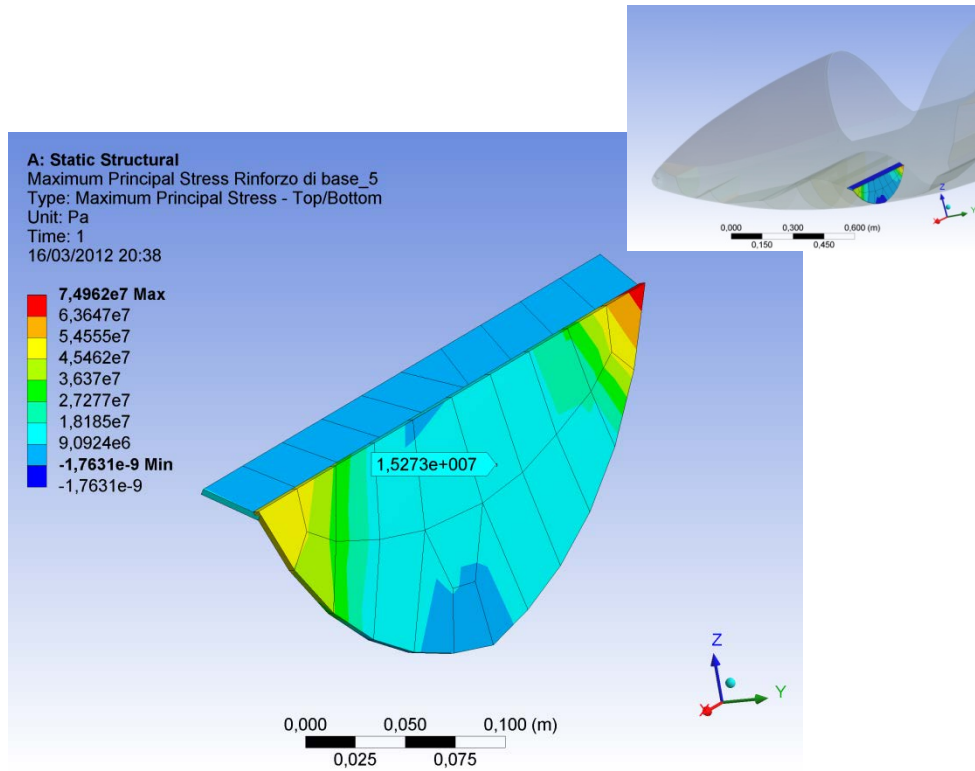


Figura 110 Distribuzione della tensione nel rinforzo di base 5

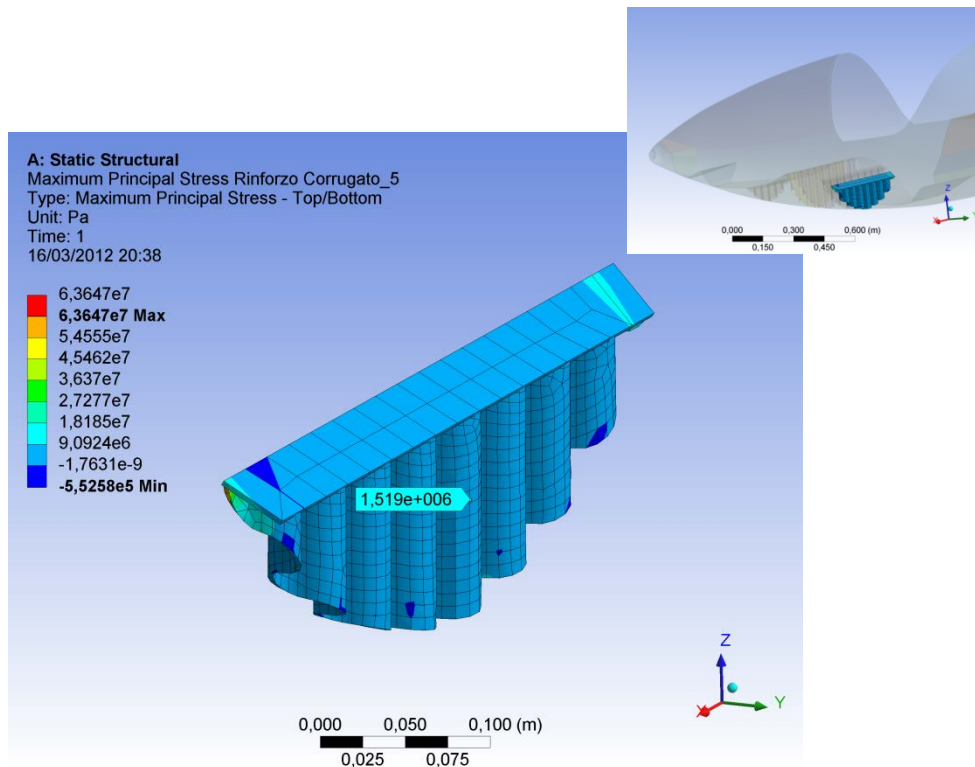


Figura 111 Distribuzione della tensione nel rinforzo corrugato 5

Deformazione massima principale del rinforzo 5

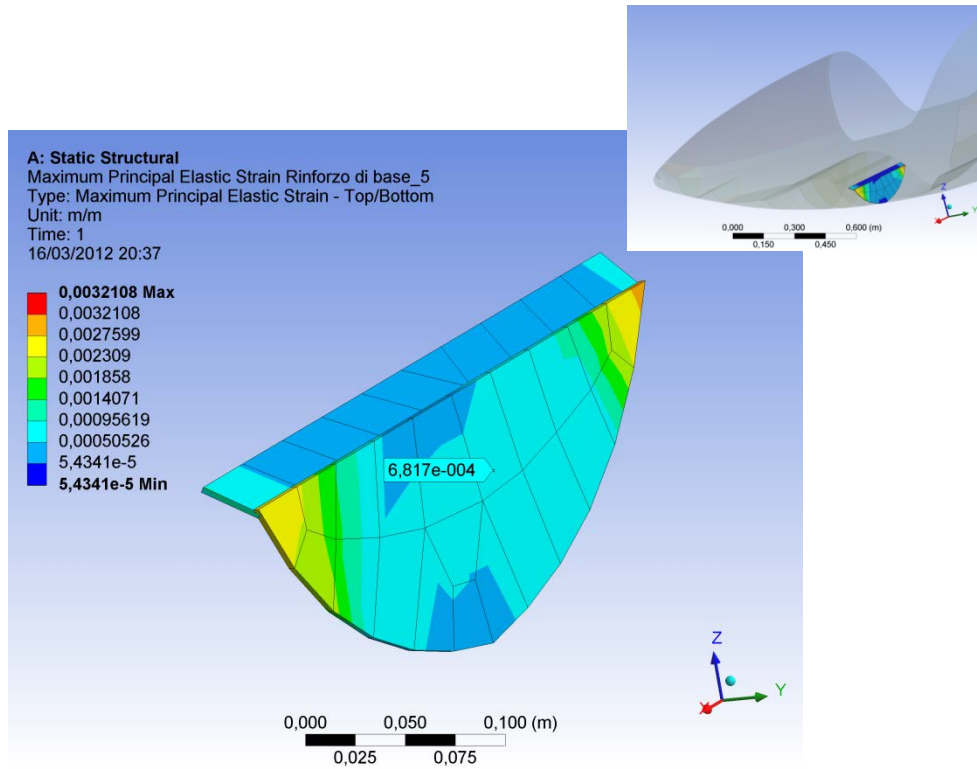


Figura 112 Distribuzione della deformazione del rinforzo di base 5

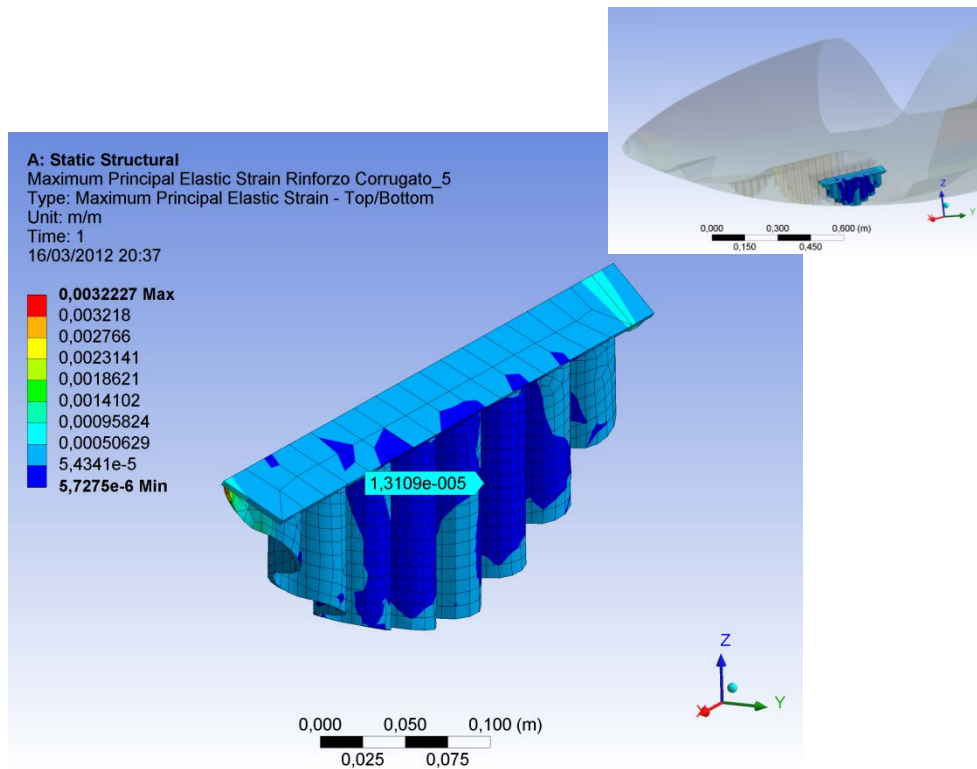


Figura 113 Distribuzione della deformazione del rinforzo corrugato 5

	σ max principale rinforzo di base	σ max principale rinforzo corrugato	Differenza fra le σ delle due configurazioni
Rinforzo1	$1.02E^7$ Pa	$1.56E^6$ Pa	$8.68E^6$ Pa
Rinforzo2	$1.99E^6$ Pa	$4.47E^5$ Pa	$1.54E^6$ Pa
Rinforzo3	$8.04E^6$ Pa	$2.99E^6$ Pa	$5.05E^6$ Pa
Rinforzo4	$1.94E^6$ Pa	$9.19E^5$ Pa	$1.02E^6$ Pa
Rinforzo5	$1.53E^7$ Pa	$1.52E^6$ Pa	$1.38E^7$ Pa

Tabella 5 Valori della tensione massima principale nelle due configurazioni

	ϵ max principale rinforzo di base	ϵ max principale rinforzo corrugato	Differenza fra le ϵ delle due configurazioni
Rinforzo1	$3.72E^{-4}$	$7.21E^{-5}$	$3E^{-4}$
Rinforzo2	$1.03E^{-4}$	$4.11E^{-5}$	$6.17E^{-5}$
Rinforzo3	$2.53E^{-4}$	$9.54E^{-5}$	$1.57E^{-4}$
Rinforzo4	$9.63E^{-5}$	$3.71E^{-5}$	$5.92E^{-5}$
Rinforzo5	$6.82E^{-4}$	$1.31E^{-5}$	$6.69E^{-4}$

Tabella 6 Valori della deformazione massima principale nelle due configurazioni

Le Tabelle 5-6 riassumono i valori di tensione e deformazione massima principale indicati nelle precedenti figure. Si osserva che i rinforzi corrugati, sottoposti ad un'accelerazione di 20 g orientata a 45° rispetto all'asse verticale, presentano valori di tensione e deformazione massima principale inferiori a quelli ottenuti con la configurazione di base.

Tensione massima principale sul seggiolino

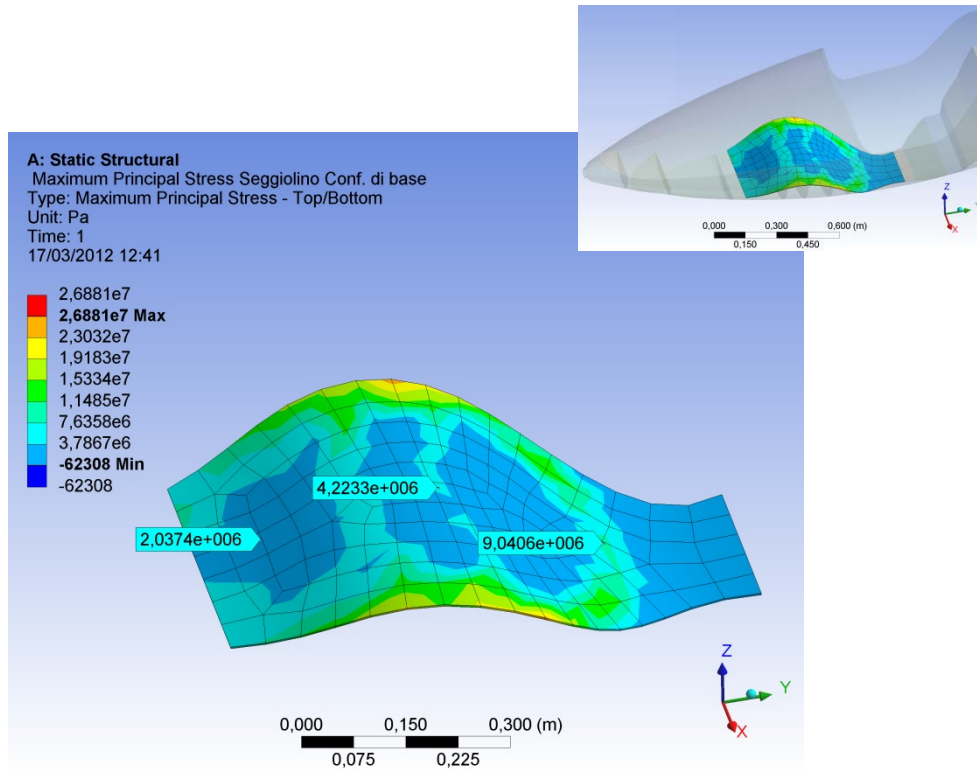


Figura 114 Distribuzione della tensione nel seggiolino in configurazione di base

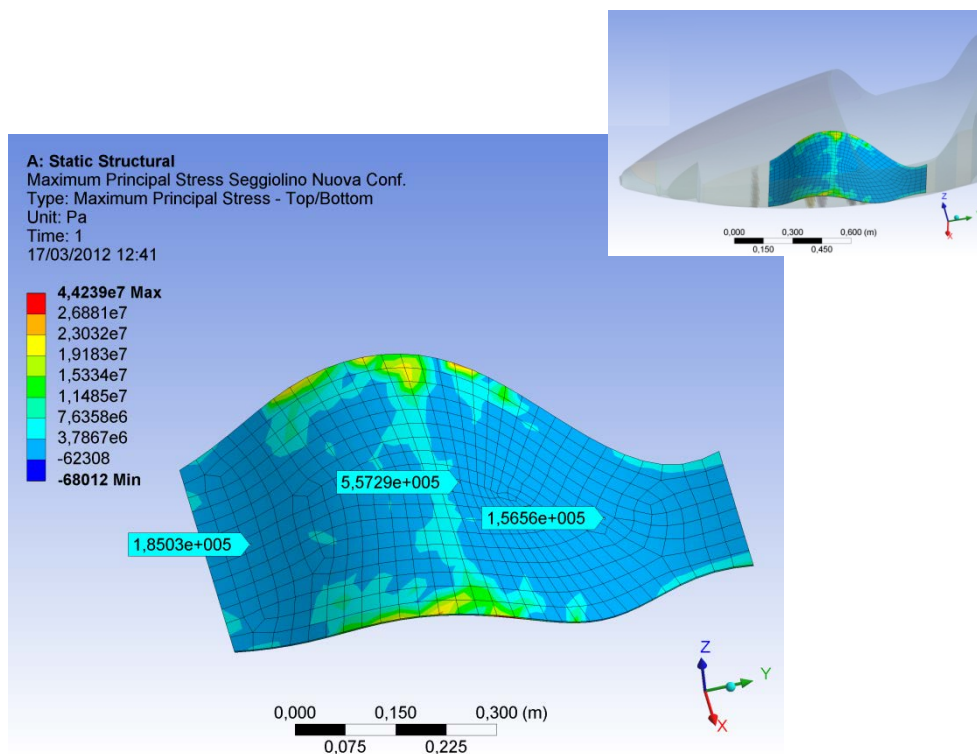


Figura 115 Distribuzione della tensione nel seggiolino nella nuova configurazione

Deformazione massima principale del seggiolino

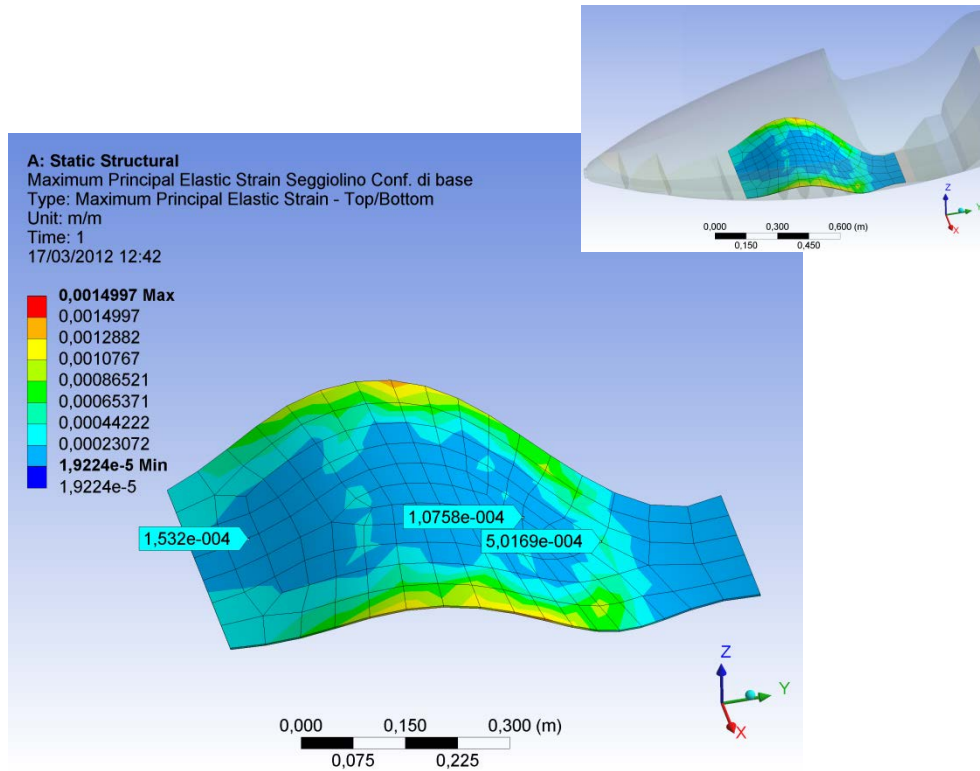


Figura 116 Distribuzione della deformazione del seggiolino in configurazione di base

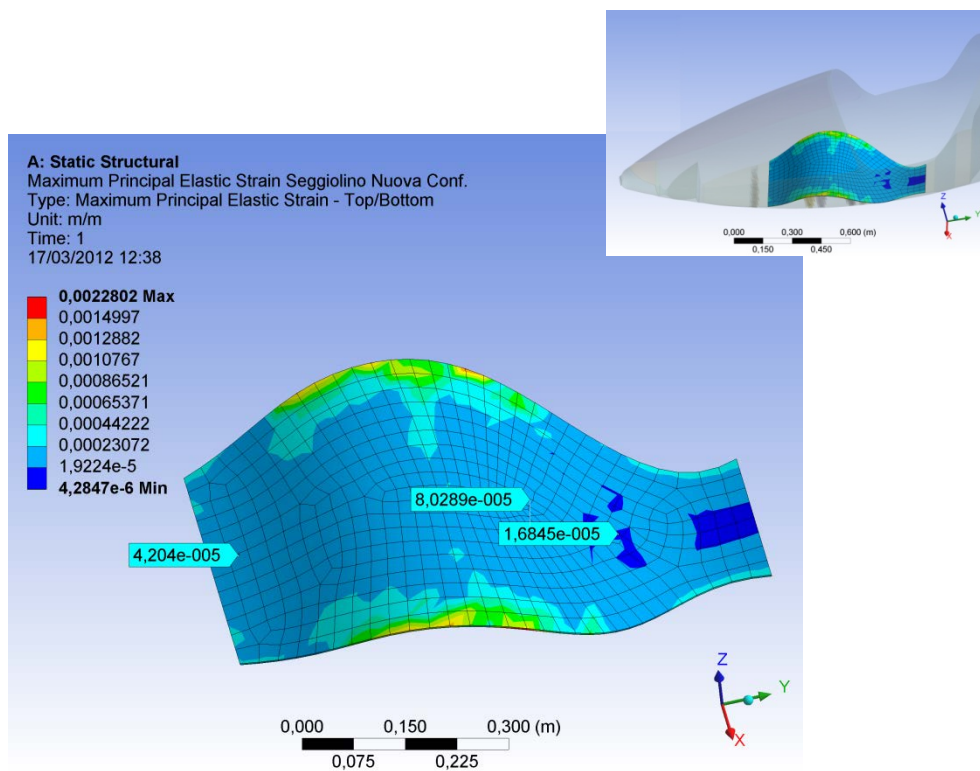


Figura 117 Distribuzione della deformazione del seggiolino nella nuova configurazione

	σ max principale del seggiolino nella configuraz. di base	σ max principale del seggiolino nella nuova configurazione	Differenza fra le σ delle due configurazioni
1°Valore	$2.04E^6$ Pa	$1.85E^5$ Pa	$1.85E^6$ Pa
2°Valore	$4.22E^6$ Pa	$5.57E^5$ Pa	$3.67E^6$ Pa
3°Valore	$9.04E^6$ Pa	$1.57E^5$ Pa	$8.88E^6$ Pa

Tabella 7 Valori della tensione massima principale nelle due configurazioni

	\mathcal{E} max principale del seggiolino nella configuraz. di base	\mathcal{E} max principale del seggiolino nella nuova configurazione	Differenza fra le \mathcal{E} delle due configurazioni
1°Valore	$1.53E^{-4}$	$4.20E^{-5}$	$1.11E^{-4}$
2°Valore	$1.08E^{-4}$	$8.03E^{-5}$	$2.73E^{-5}$
3°Valore	$5.02E^{-4}$	$1.68E^{-5}$	$4.85E^{-4}$

Tabella 8 Valori della deformazione massima principale nelle due configurazioni

I tre valori assunti come riferimento per il seggiolino mostrano una maggiore tensione e deformazione massima principale nella configurazione di base come nel caso dei rinforzi. Nella Figura 114 si nota come le zone in azzurro chiaro prevalgono rispetto a quelle più intense a differenza di quanto accade in Figura 115. Quindi il seggiolino nella configurazione di base è sottoposto a maggiori sollecitazioni. La stessa osservazione è valida anche nel caso della deformazione.

Tensione massima principale sulla fusoliera

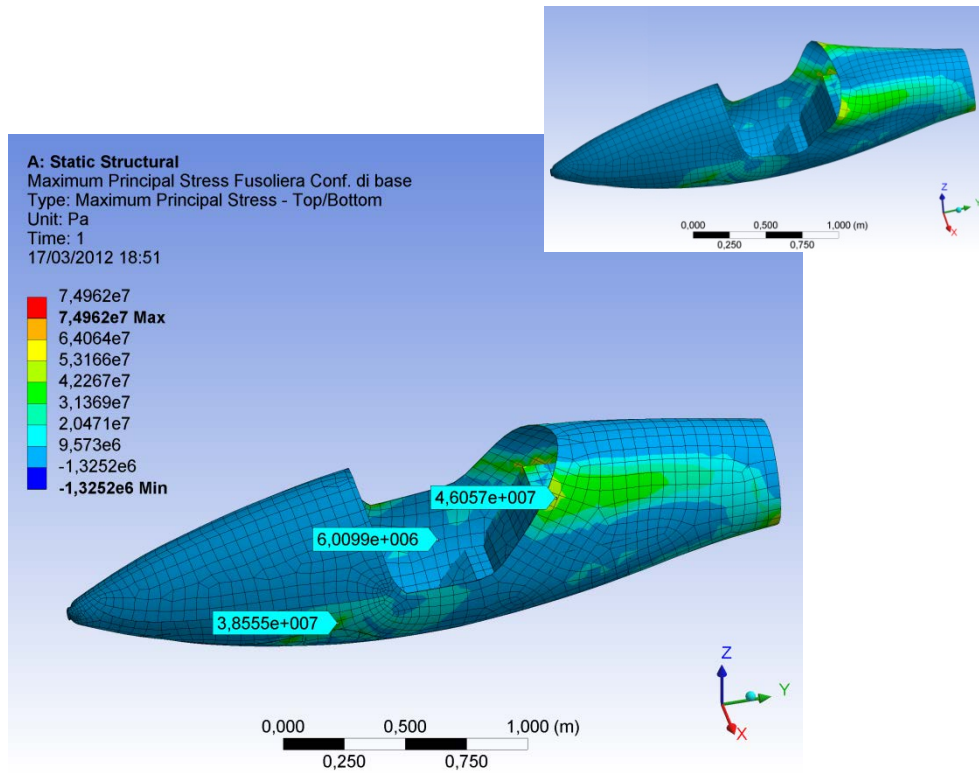


Figura 118 Distribuzione della tensione nella fusoliera in configurazione di base

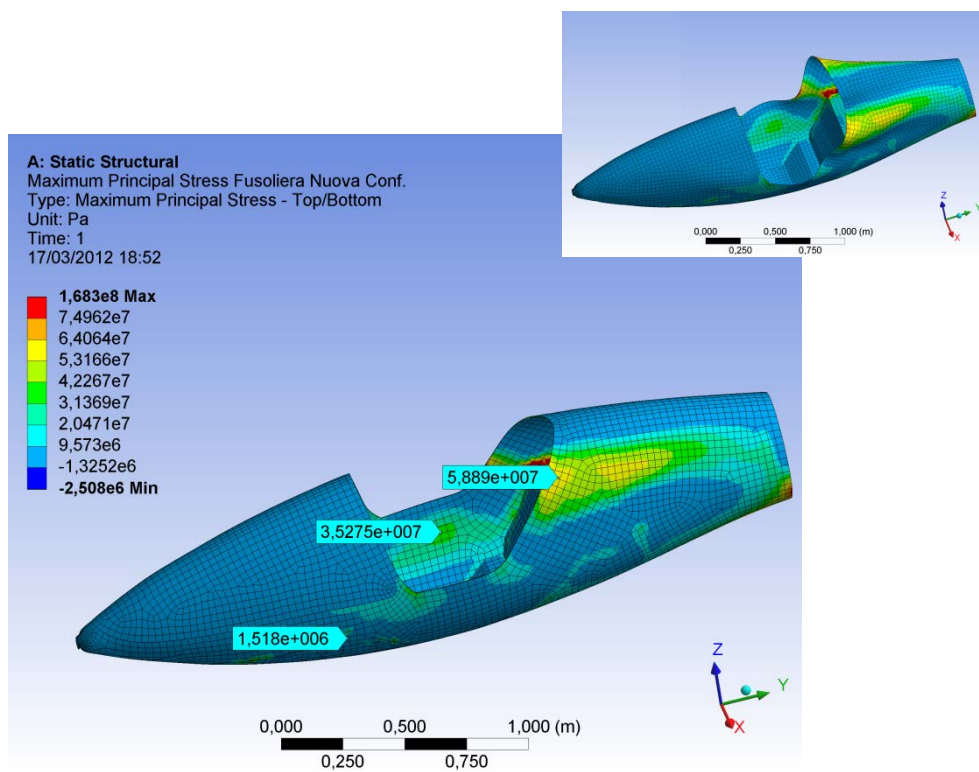


Figura 119 Distribuzione della tensione nella fusoliera nella nuova configurazione

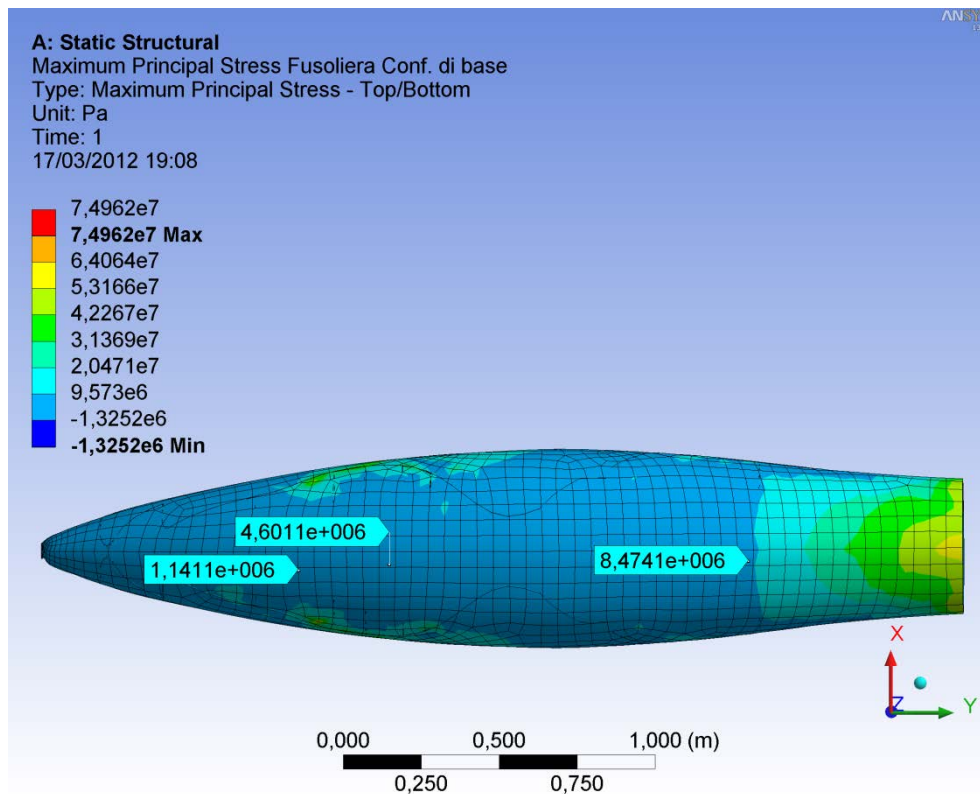


Figura 120 Distribuzione della tensione nella fusoliera in configurazione di base

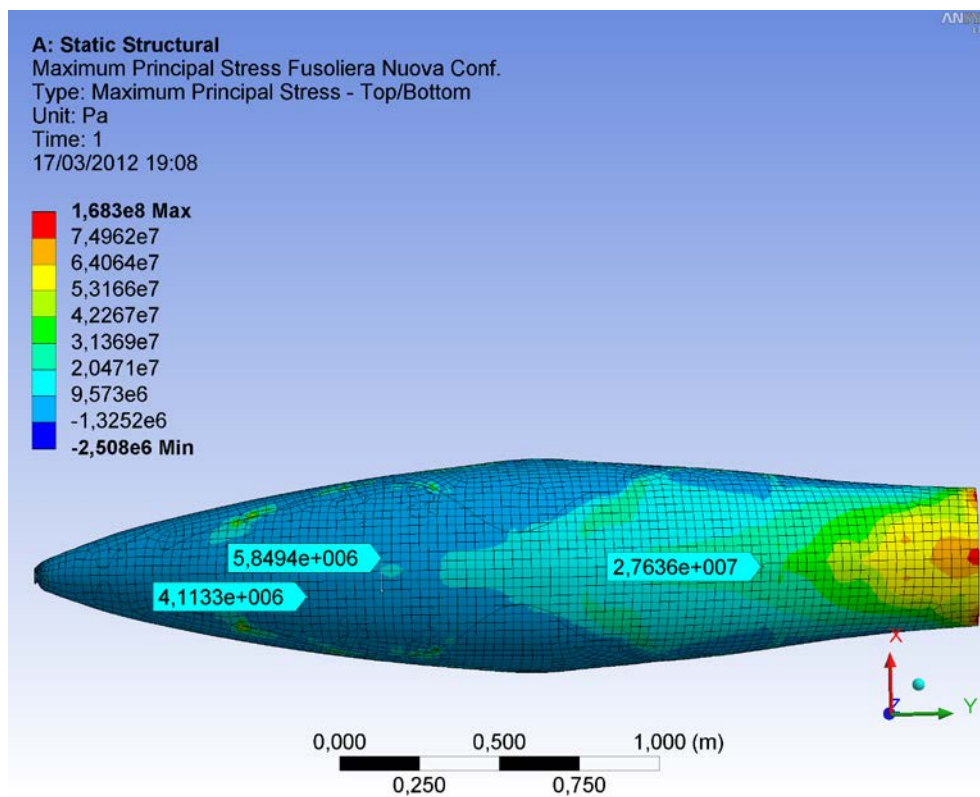


Figura 121 Distribuzione della tensione nella fusoliera nella nuova configurazione

Deformazione massima della fusoliera

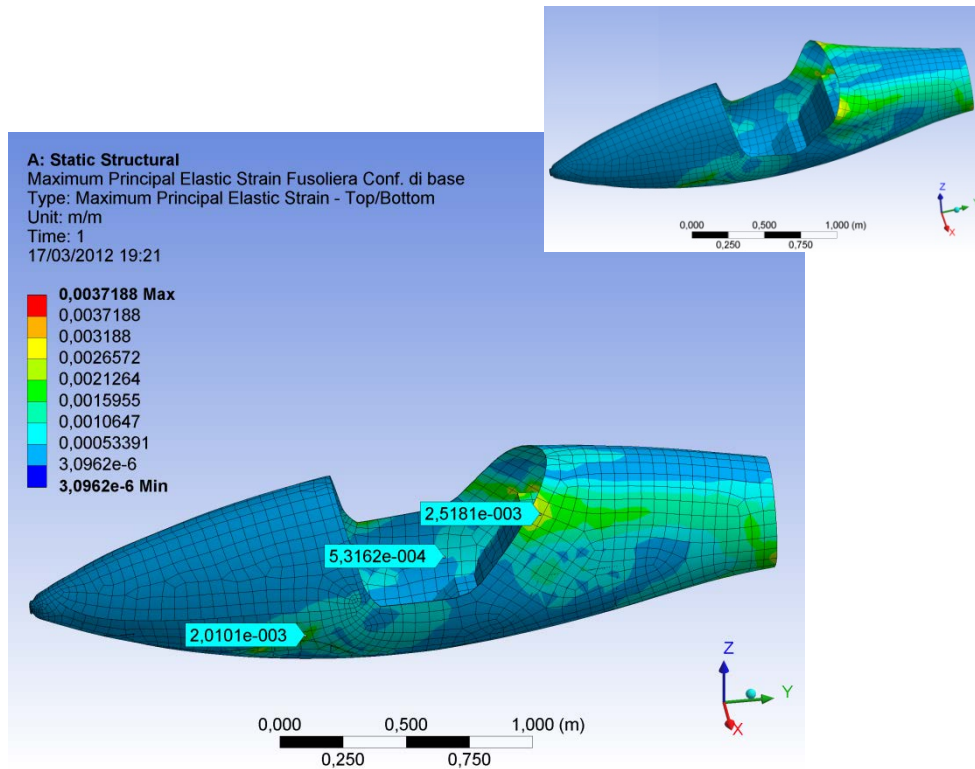


Figura 122 Distribuzione della deformazione della fusoliera in configurazione di base

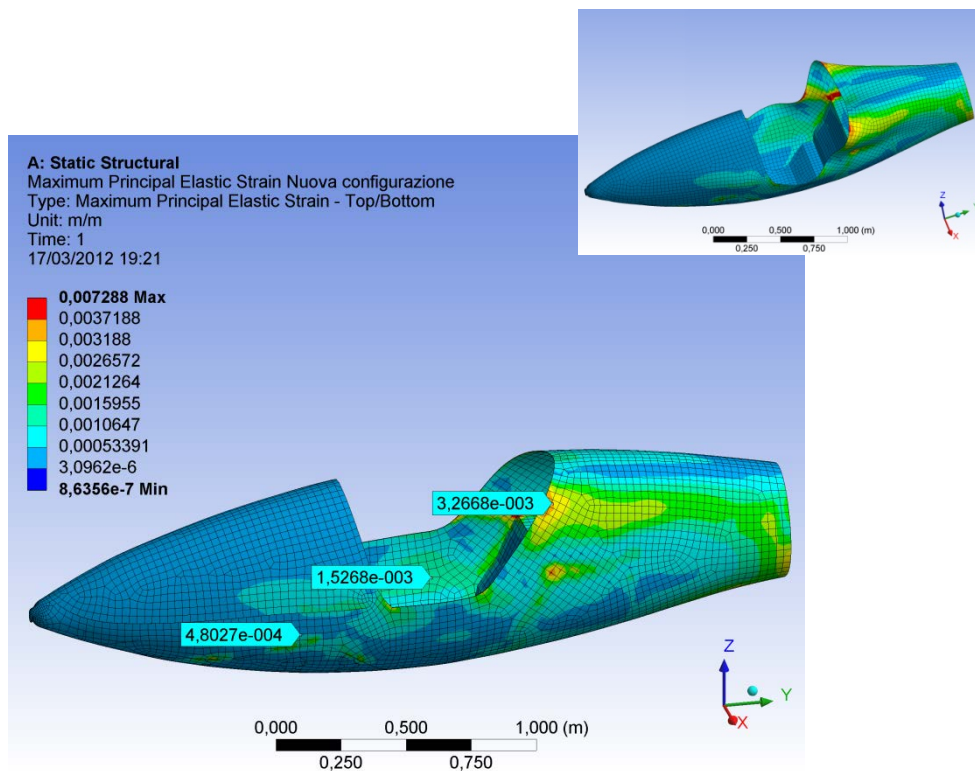


Figura 123 Distribuzione della deformazione della fusoliera nella nuova configurazione

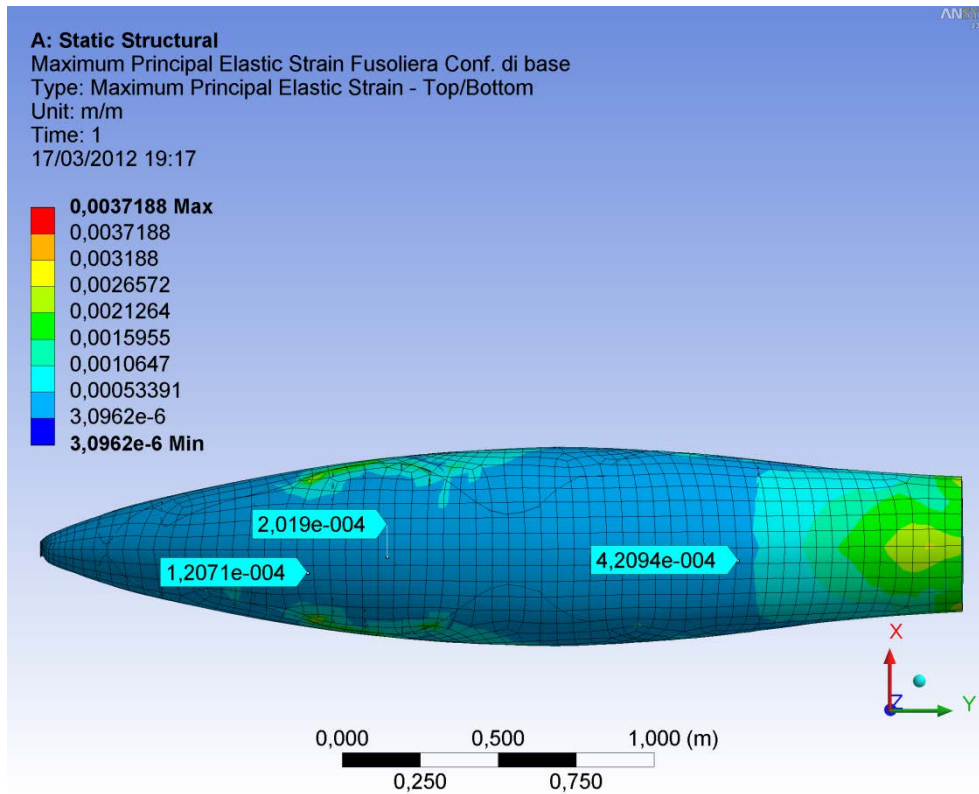


Figura 124 Distribuzione della deformazione della fusoliera in configurazione di base

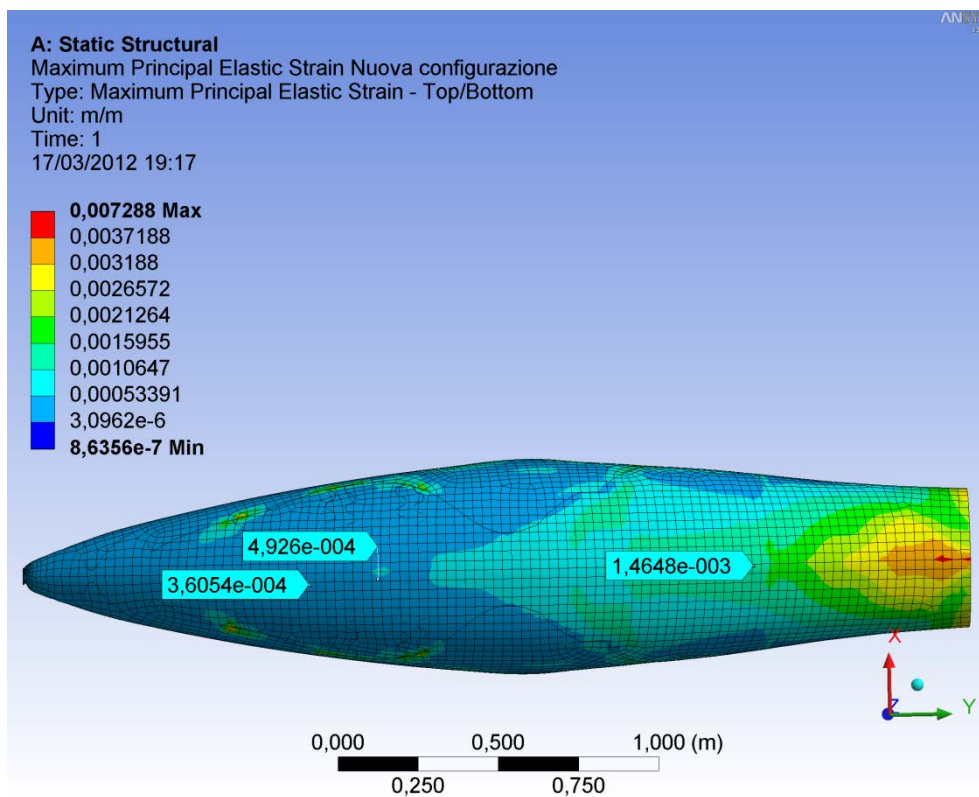


Figura 125 Distribuzione della deformazione della fusoliera nella nuova configurazione

	σ max principale della fusoliera nella configuraz. di base	σ max principale della fusoliera nella nuova configurazione	Differenza tra le σ delle due configurazioni
1°Valore	$3.86E^7$ Pa	$1.52E^6$ Pa	$3.70E^7$ Pa
2°Valore	$6.01E^6$ Pa	$3.53E^7$ Pa	$-2.93E^7$ Pa
3°Valore	$4.61E^7$ Pa	$5.89E^7$ Pa	$-1.28E^7$ Pa

Tabella 9 Valori della tensione massima principale sulla parte laterale della fusoliera

	\mathcal{E} max principale della fusoliera nella configuraz. di base	\mathcal{E} max principale della fusoliera nella nuova configurazione	Differenza tra le \mathcal{E} delle due configurazioni
1°Valore	$2.01E^{-3}$	$4.80E^{-4}$	$1.53E^{-3}$
2°Valore	$5.32E^{-4}$	$1.53E^{-3}$	$-9.95E^{-4}$
3°Valore	$2.52E^{-3}$	$3.27E^{-3}$	$-7.49E^{-4}$

Tabella 10 Valori della deformazione massima principale sulla parte laterale della fusoliera

	σ max principale della fusoliera nella configuraz. di base	σ max principale della fusoliera nella nuova configurazione	Differenza tra le σ delle due configurazioni
1°Valore	$1.14E^6$ Pa	$4.11E^6$ Pa	$-2.97E^6$ Pa
2°Valore	$4.60E^6$ Pa	$5.85E^6$ Pa	$-1.25E^6$ Pa
3°Valore	$8.47E^6$ Pa	$2.76E^7$ Pa	$-1.92E^7$ Pa

Tabella 11 Valori della tensione massima principale sul fondo della fusoliera

	\mathcal{E} max principale della fusoliera nella configuraz. di base	\mathcal{E} max principale della fusoliera nella nuova configurazione	Differenza tra le \mathcal{E} delle due configurazioni
1°Valore	$1.21E^{-4}$	$3.61E^{-4}$	$-2,40E^{-4}$
2°Valore	$2.02E^{-4}$	$4.93E^{-4}$	$-2.91E^{-4}$
3°Valore	$4.21E^{-4}$	$1.46E^{-3}$	$-1.04E^{-3}$

Tabella 12 Valori della deformazione massima principale sul fondo della fusoliera

Le Figure 118-122 mostrano una distribuzione di tensione e deformazione massima principale, nell'area dove sono situate le gambe, superiori a quelle indicate nelle Figure 119-123, riferite alla nuova configurazione. Invece la distribuzione di tensione e deformazione rilevata ai lati del seggiolino e nella zona prossima al poggiatesta risulta essere superiore nella nuova configurazione, dato che i rinforzi corrugati, irrobustendo l'area del

seggolino, trasferiscono tensioni e deformazioni maggiori in tali regioni. Questo però non risulta essere dannoso per il pilota in quanto l'ingobbamento della struttura avviene verso l'esterno. Nella nuova configurazione il fondo della fusoliera presenta una distribuzione di tensione e deformazione superiore. Anche in questo caso ciò è dovuto al differente trasferimento di tensione e deformazione attraverso i rinforzi corrugati posti nell'area del seggiolino.

5.5.2 Impatto dovuto a stallo in prossimità del suolo

L'analisi statica ad elementi finiti, nel caso di stallo in prossimità del suolo, è stata realizzata considerando un angolo di impatto di 0° . La fusoliera perciò è stata vincolata nella parte anteriore e posteriore ed in seguito sottoposta ad una accelerazione di 20 g lungo l'asse Z.

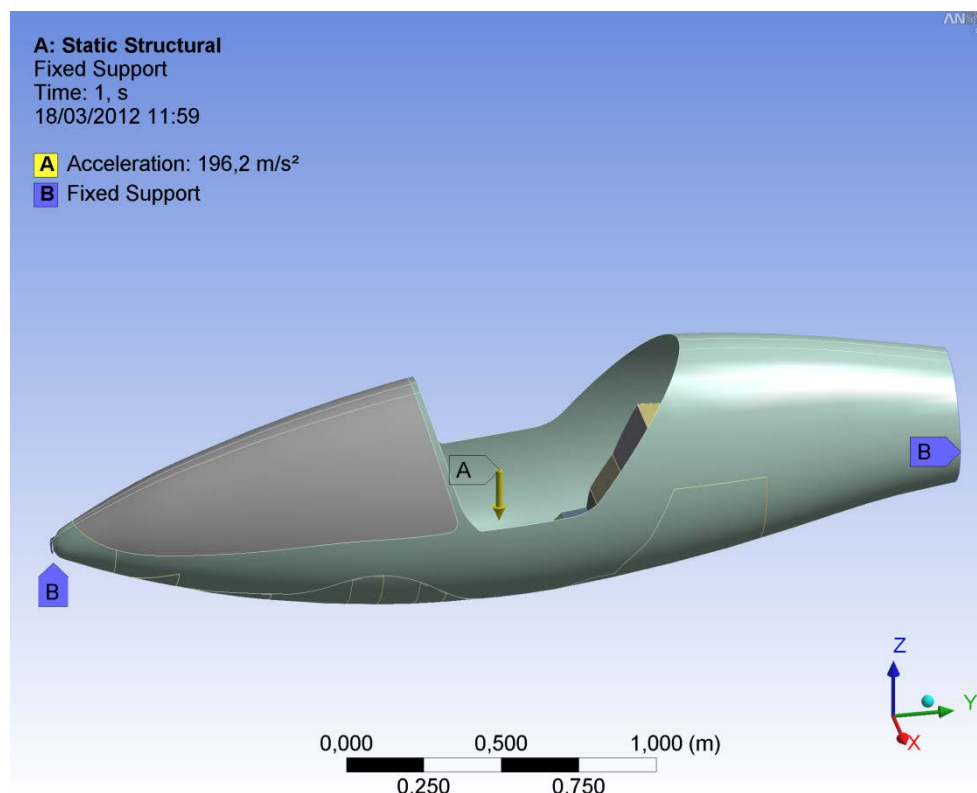


Figura 126 Fusoliera vincolata sottoposta ad accelerazione

La distribuzione della massa del velivolo (250 kg) è la stessa utilizzata nell'analisi dell'impatto dovuto a caduta in vite, mentre la forza rappresentante l'azione esercitata dalla massa del pilota (80 kg) è stata distribuita sul seggiolino con direzione parallela all'asse verticale. Nella situazione presa in esame è possibile che il pilota dimentichi l'estrazione del carrello, perciò in tale analisi si è considerato l'impatto con il carrello retratto.

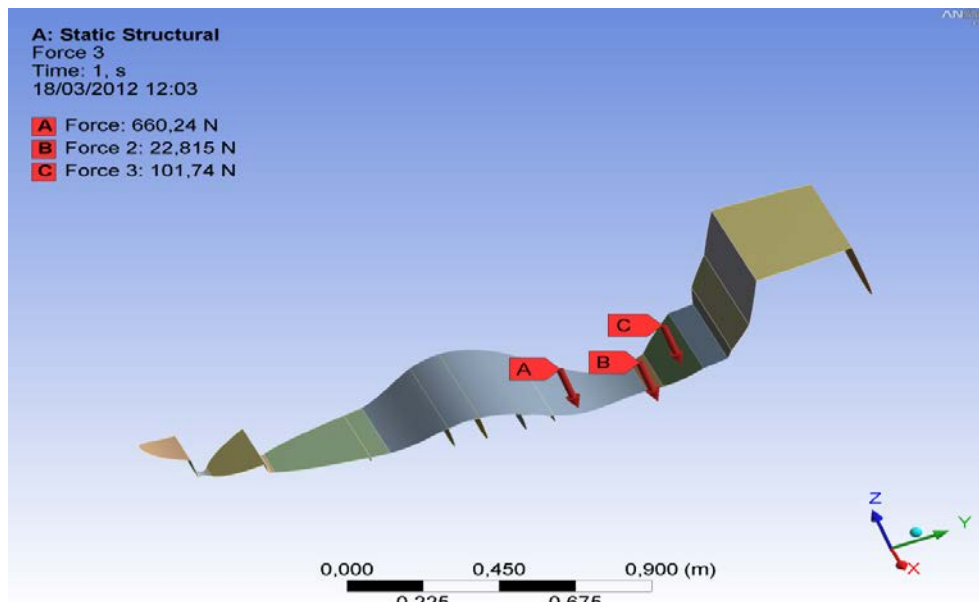


Figura 127 Distribuzione della massa del pilota sul seggiolino

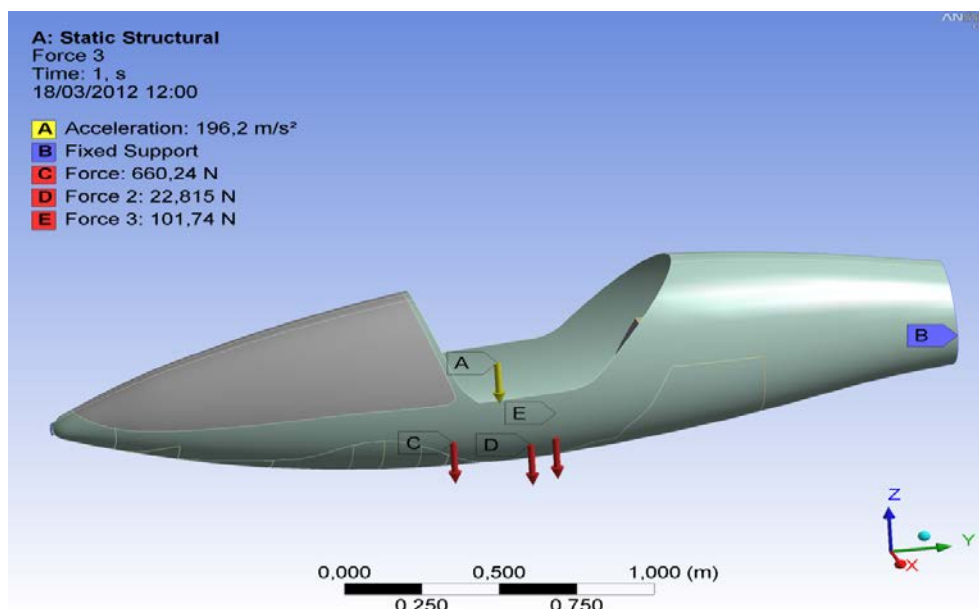


Figura 128 Fusoliera con accelerazione, forze e vincolo utilizzata nell'analisi

I risultati dell'analisi statica ad elementi finiti hanno interessato:

- tensione (σ) e deformazione (ϵ) massima principale dei rinforzi utilizzati nelle due configurazioni;
- tensione (σ) e deformazione (ϵ) massima principale del seggiolino;
- tensione (σ) e deformazione (ϵ) massima principale della struttura complessiva.

Tensione massima principale sul rinforzo 1

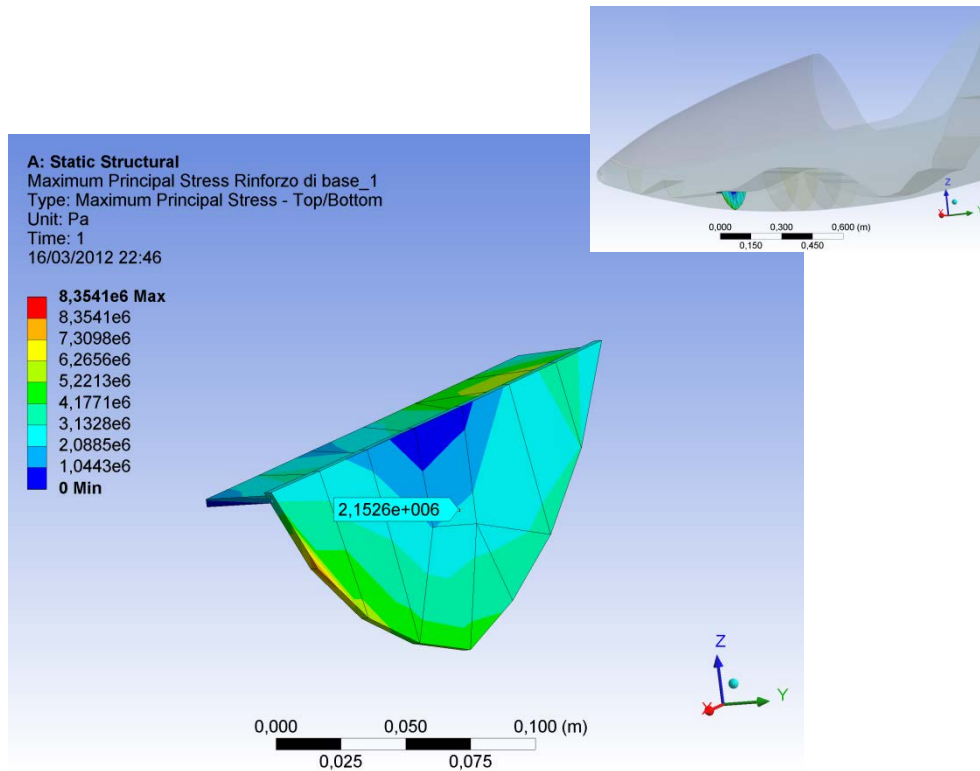


Figura 129 Distribuzione della tensione nel rinforzo di base 1

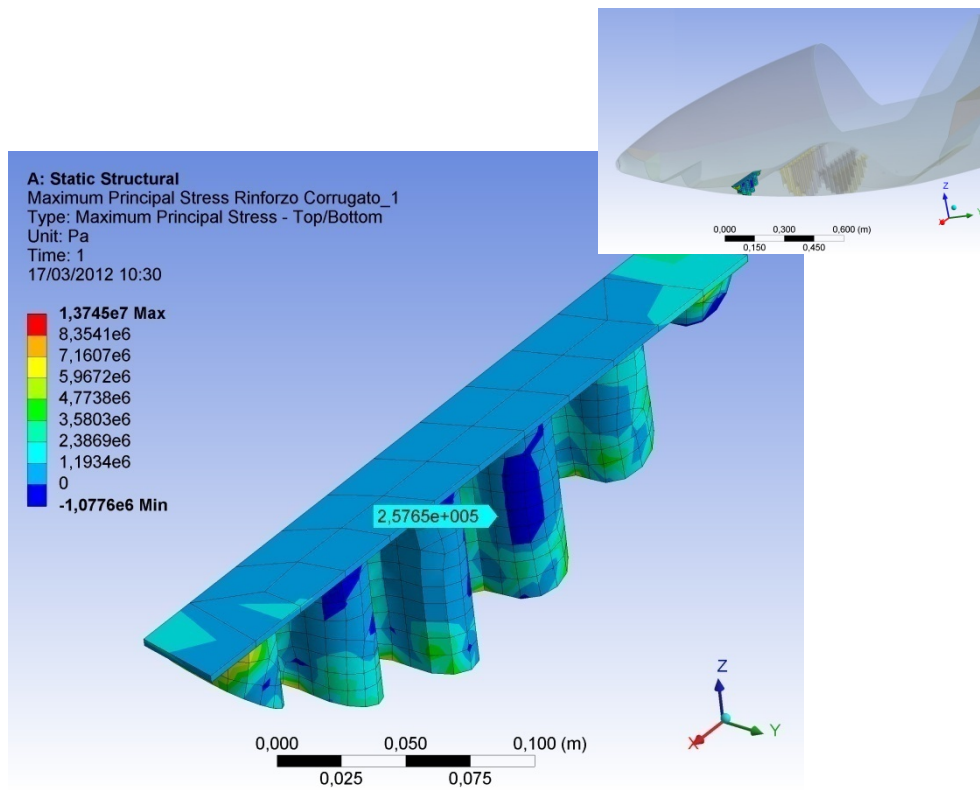


Figura 130 Distribuzione della tensione nel rinforzo corrugato 1

Deformazione massima principale del rinforzo 1

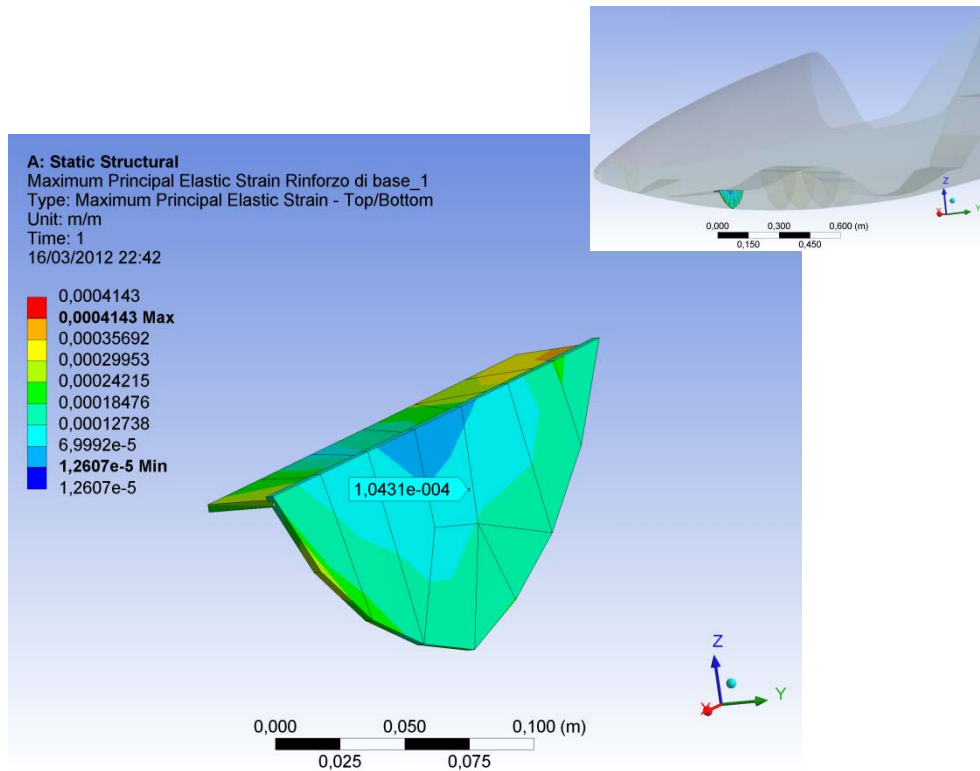


Figura 131 Distribuzione della deformazione del rinforzo di base 1

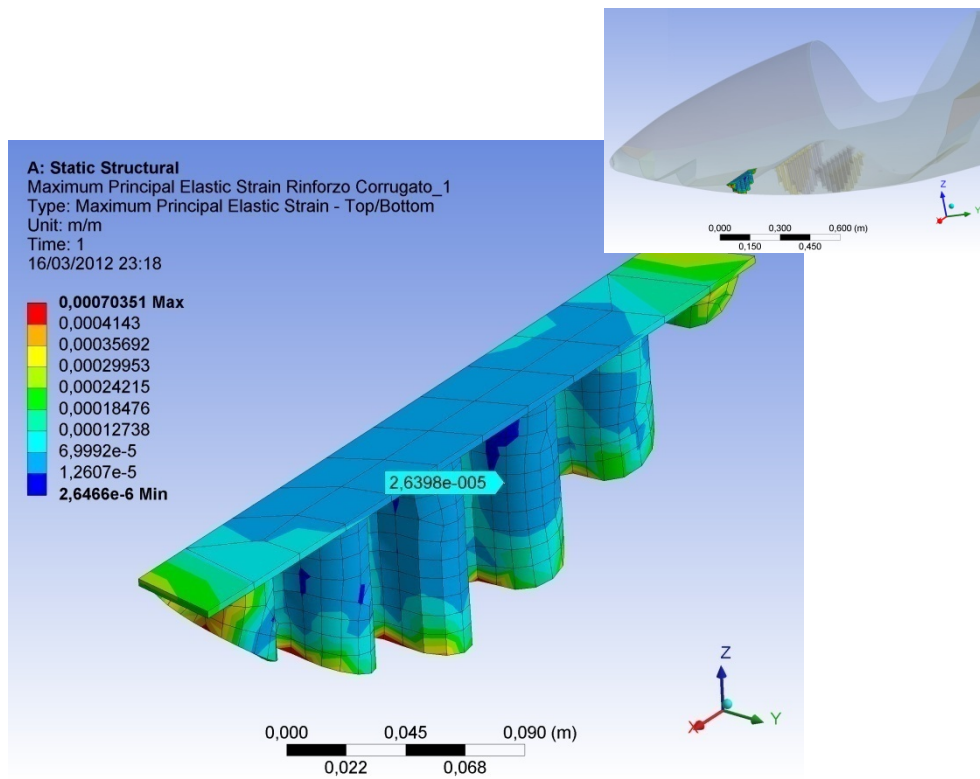


Figura 132 Distribuzione della deformazione del rinforzo corrugato 1

Tensione massima principale sul rinforzo 2

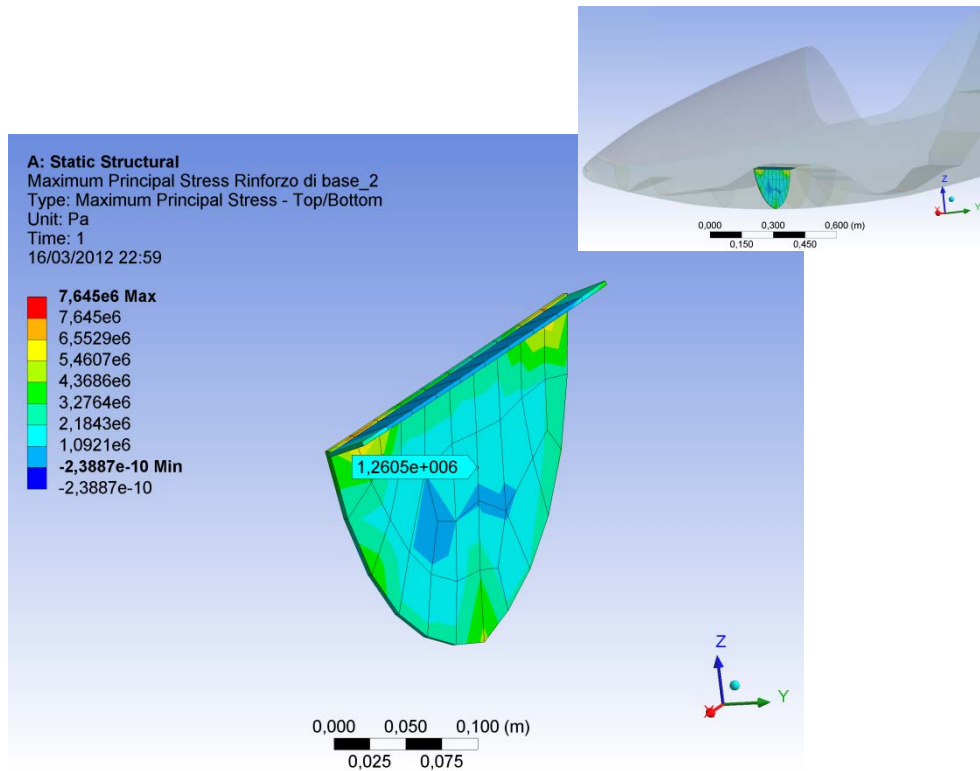


Figura 133 Distribuzione della tensione nel rinforzo di base 2

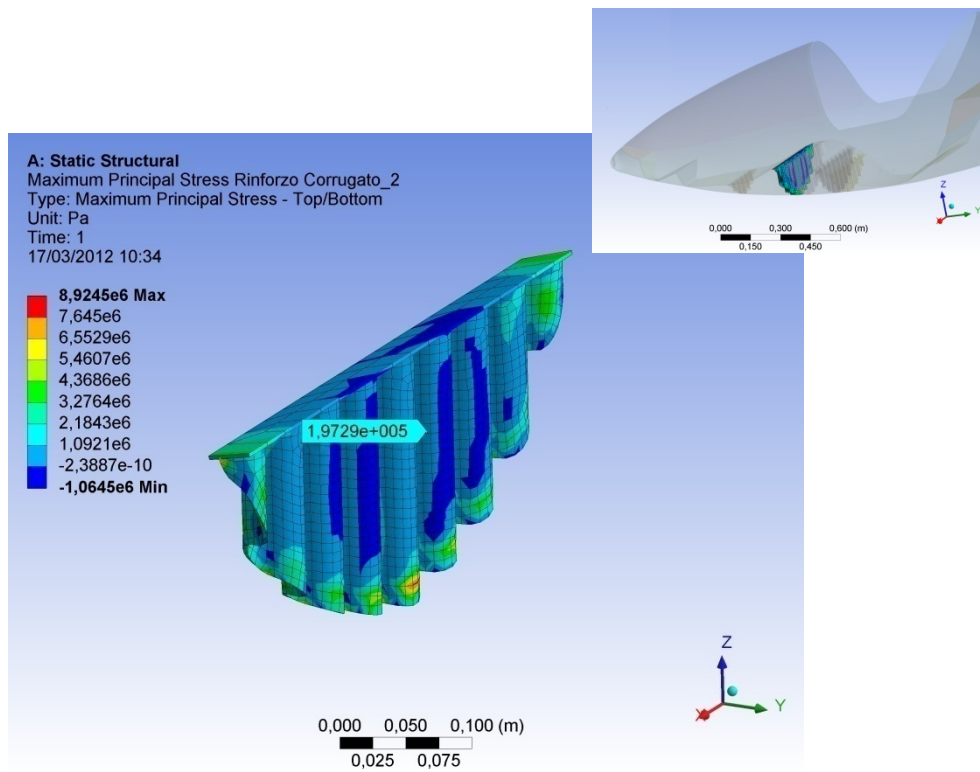


Figura 134 Distribuzione della tensione nel rinforzo corrugato 2

Deformazione massima principale del rinforzo 2

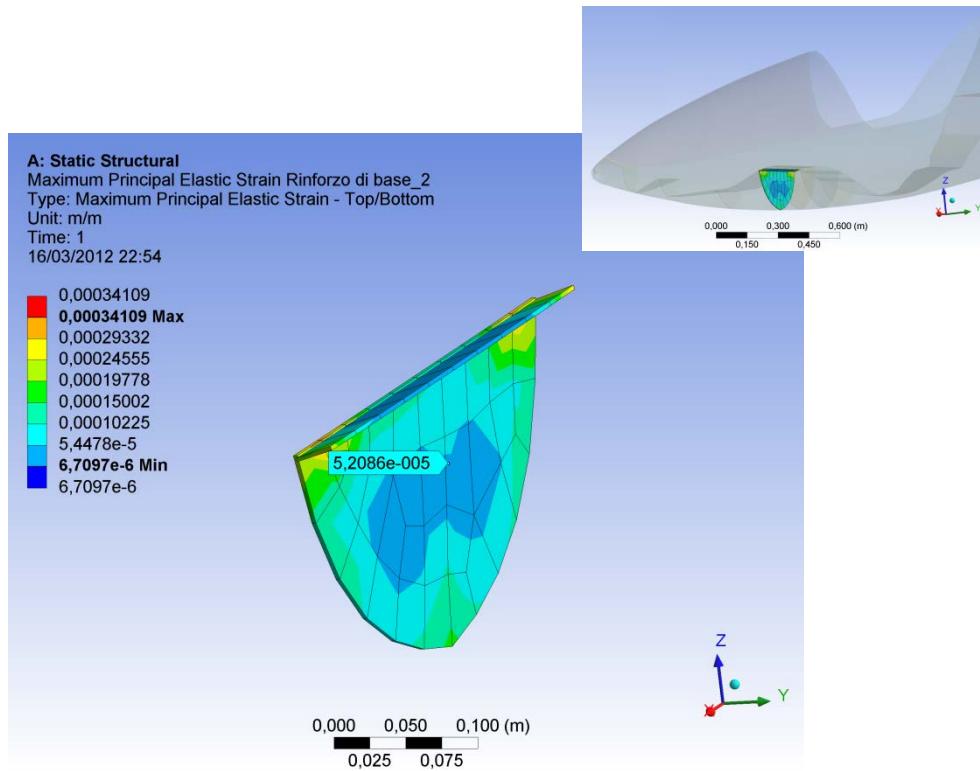


Figura 135 Distribuzione della deformazione del rinforzo di base 2

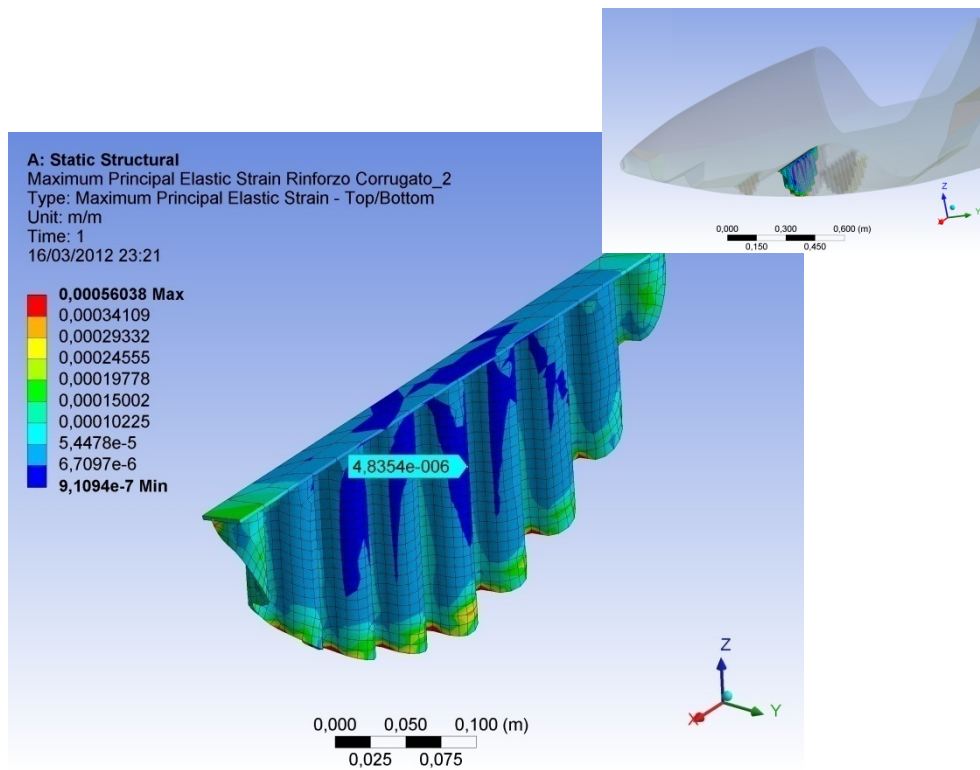


Figura 136 Distribuzione della deformazione del rinforzo corrugato 2

Tensione massima principale sul rinforzo 3

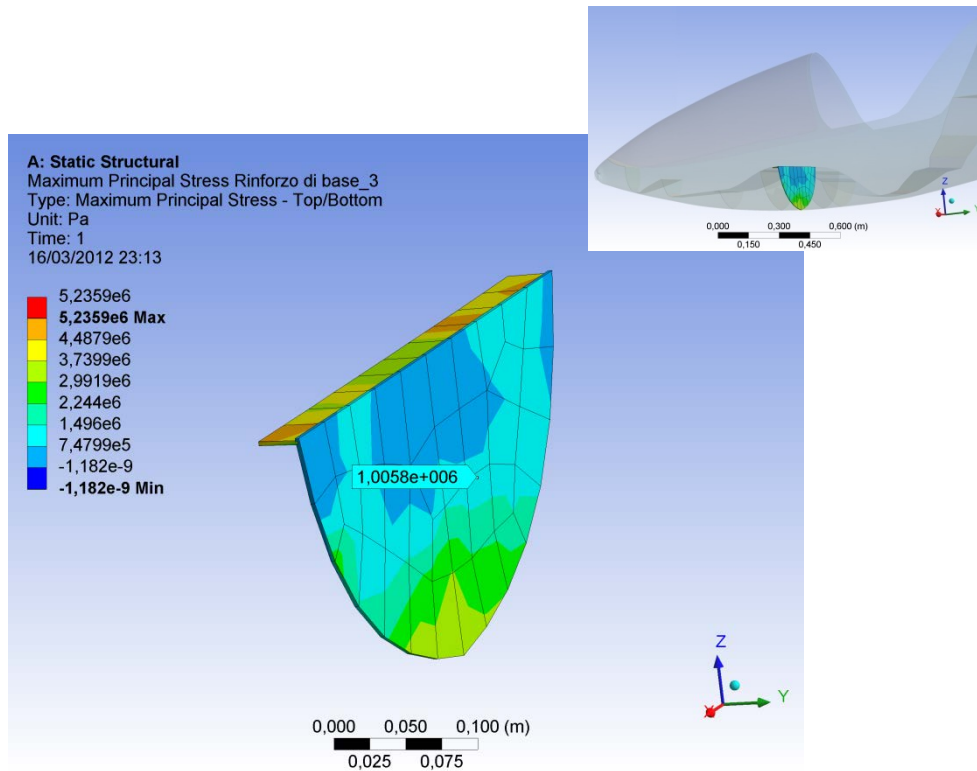


Figura 137 Distribuzione della tensione nel rinforzo di base 3

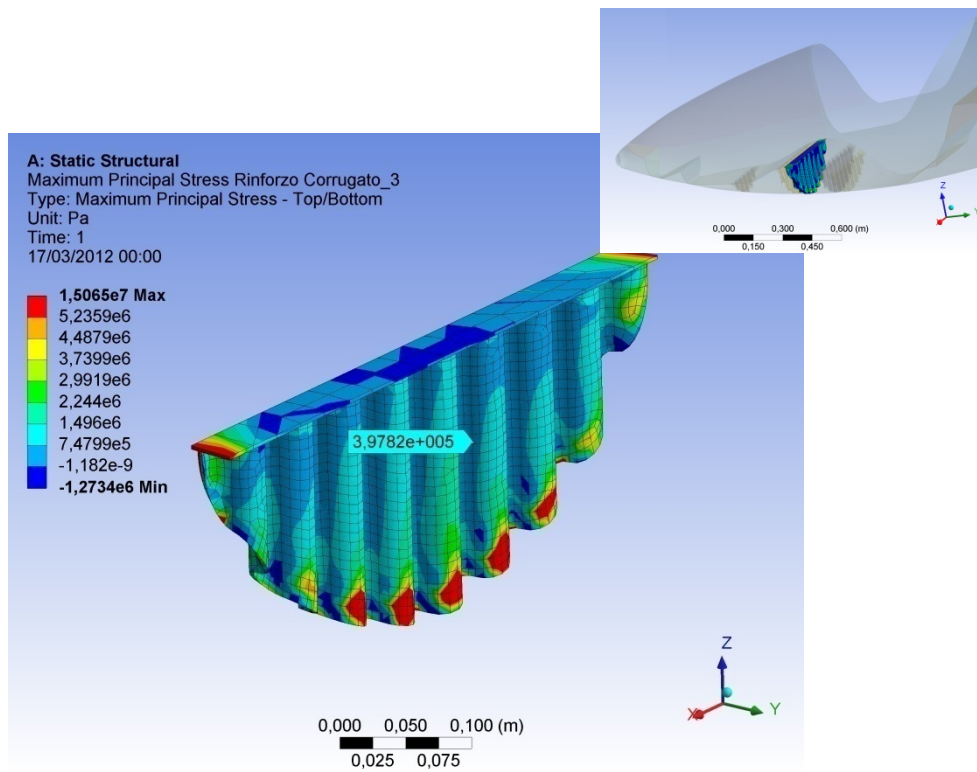


Figura 138 Distribuzione della tensione nel rinforzo corrugato 3

Deformazione massima principale del rinforzo 3

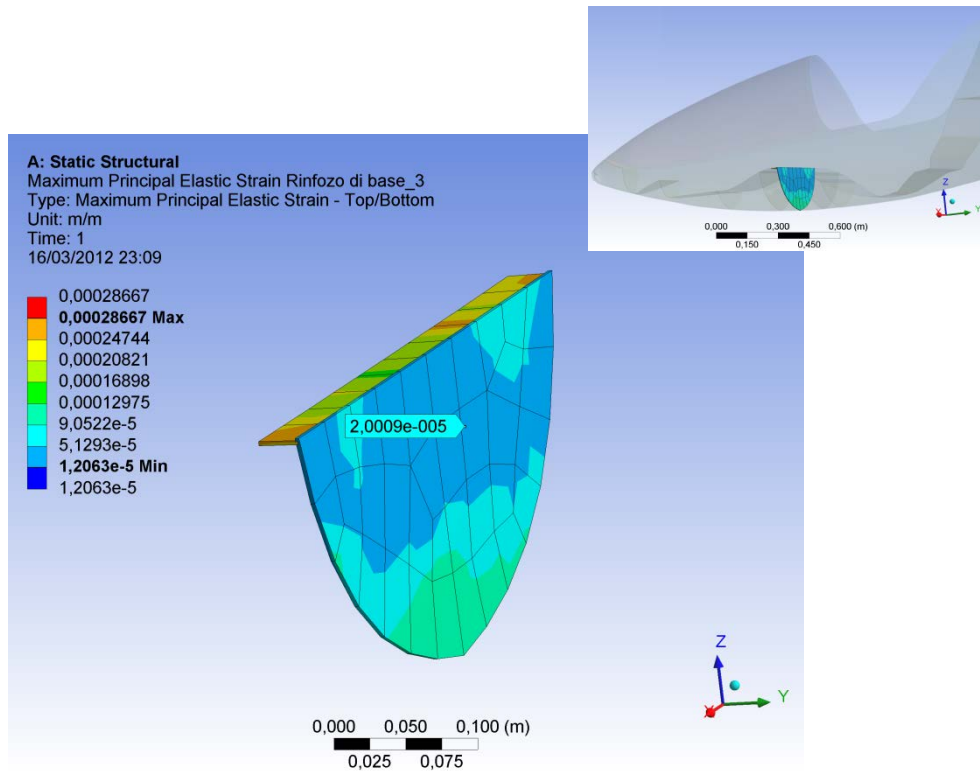


Figura 139 Distribuzione della deformazione del rinforzo di base 3

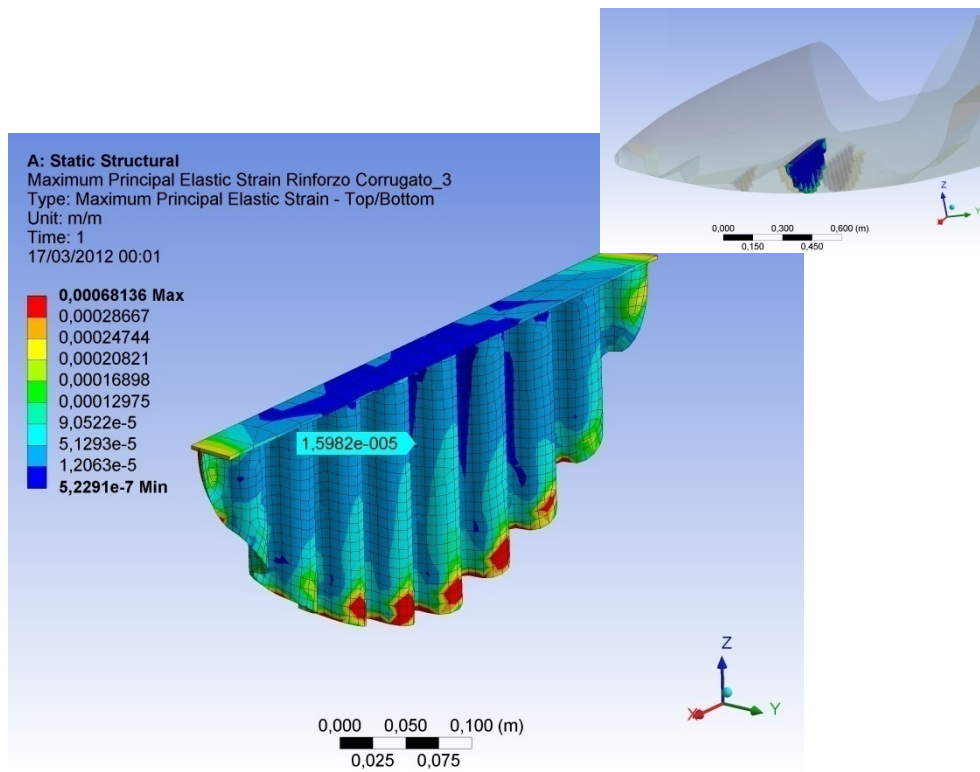


Figura 140 Distribuzione della deformazione del rinforzo corrugato 3

Tensione massima principale sul rinforzo 4

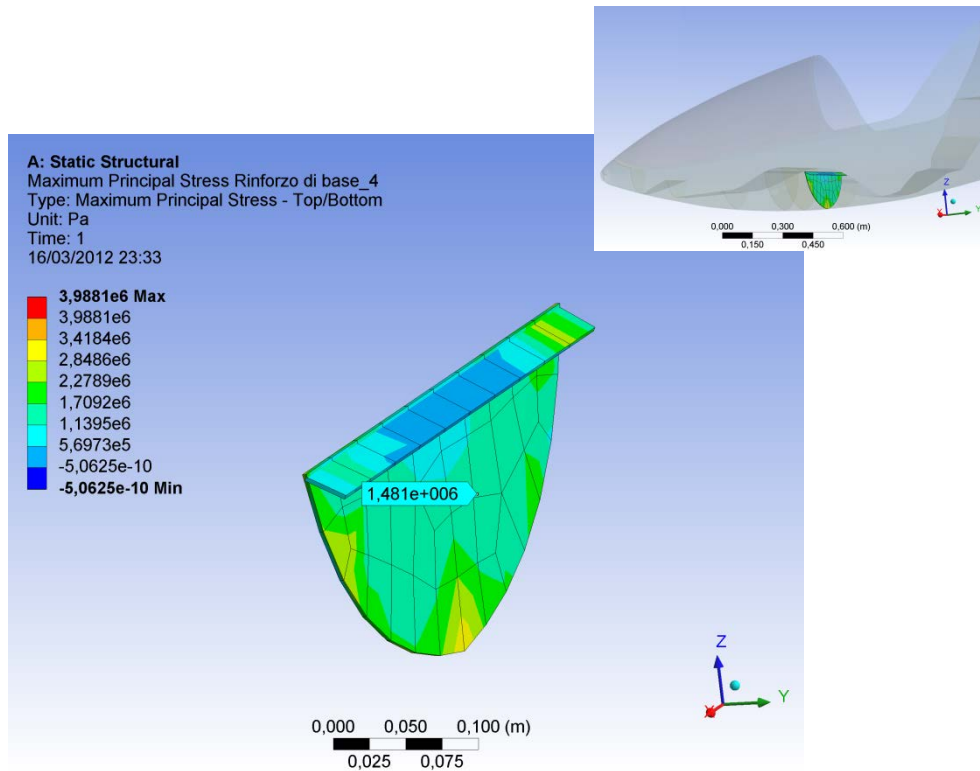


Figura 141 Distribuzione della tensione nel rinforzo di base 4

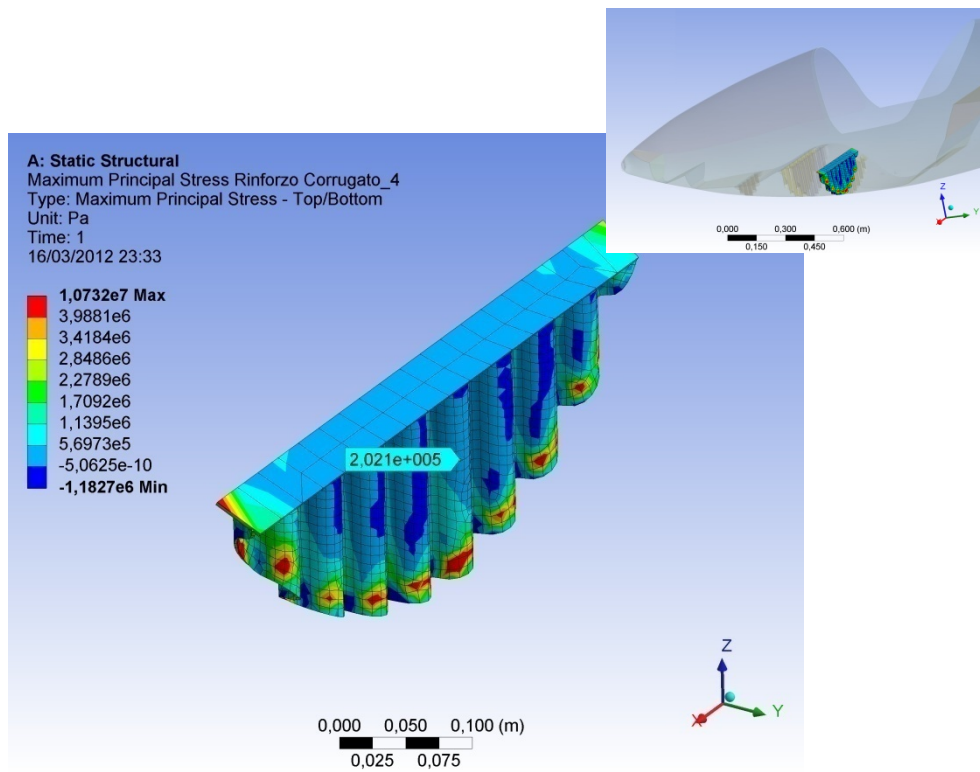


Figura 142 Distribuzione della tensione nel rinforzo corrugato 4

Deformazione massima principale del rinforzo 4

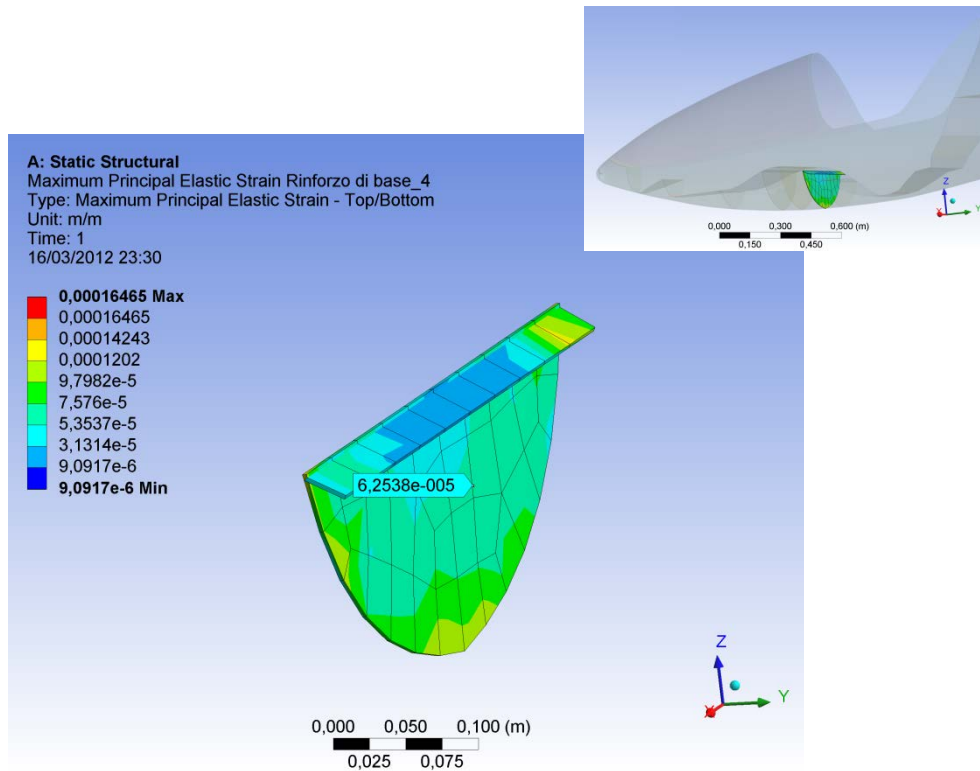


Figura 143 Distribuzione della deformazione del rinforzo di base 4

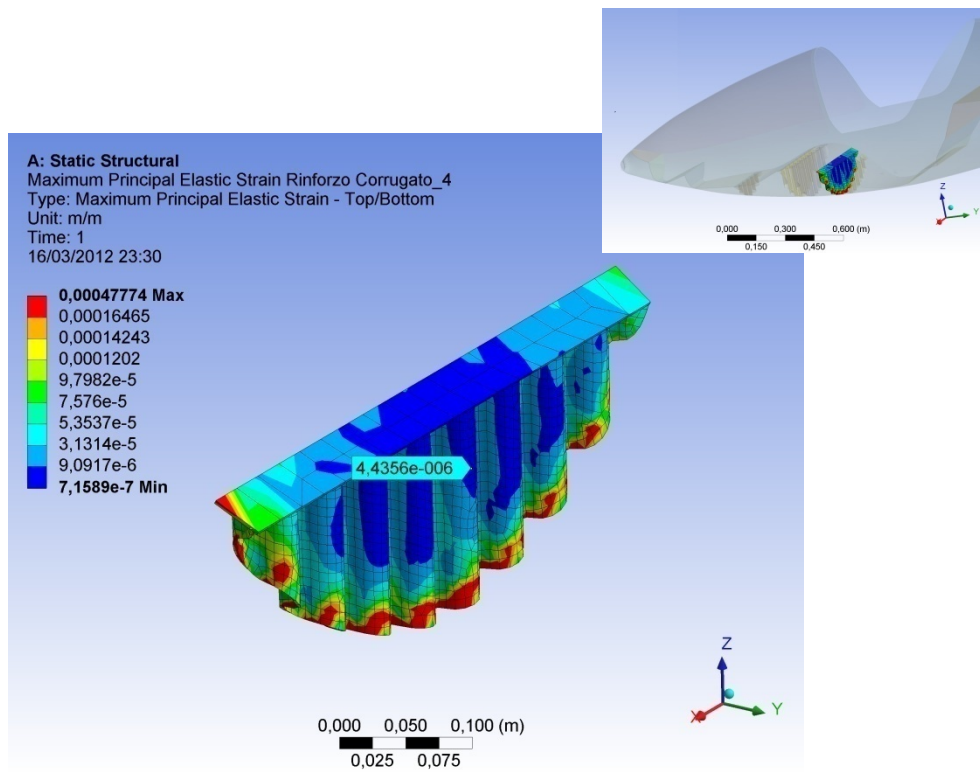


Figura 144 Distribuzione della deformazione del rinforzo corrugato 4

Tensione massima principale sul rinforzo 5

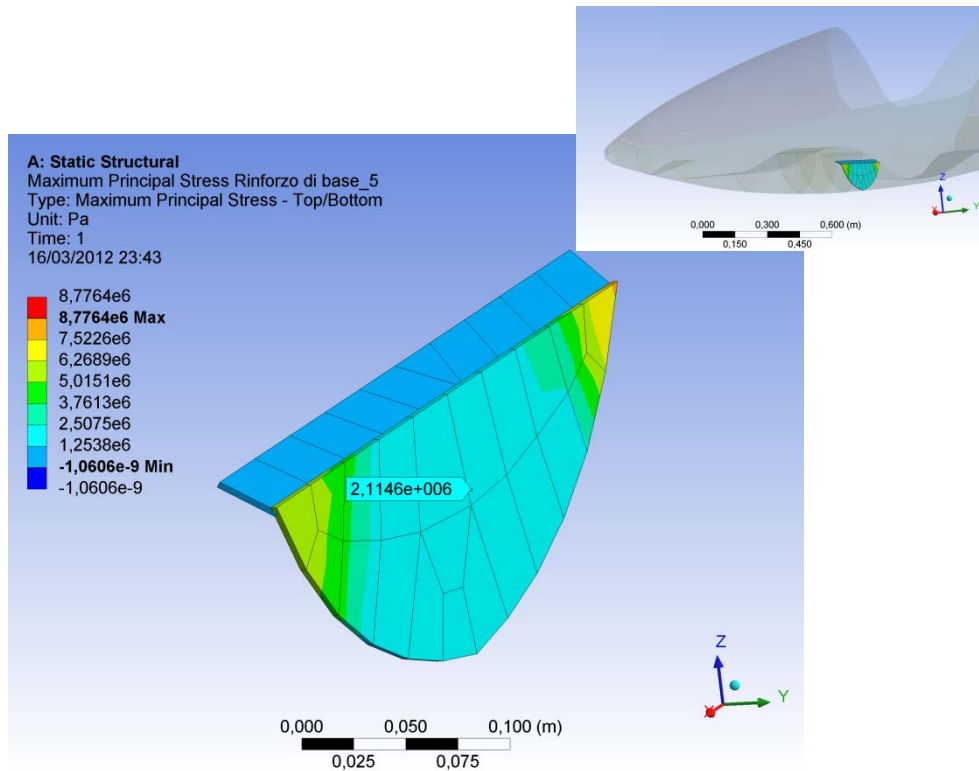


Figura 145 Distribuzione della tensione nel rinforzo di base 5

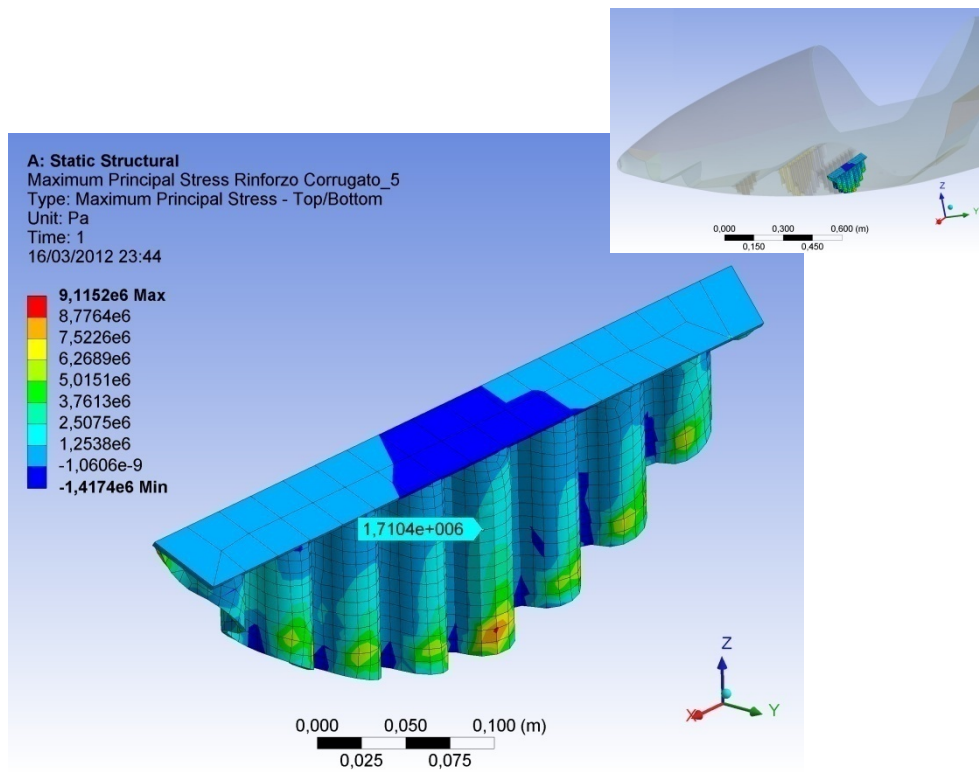


Figura 146 Distribuzione della tensione nel rinforzo corrugato 5

Deformazione massima principale del rinforzo 5

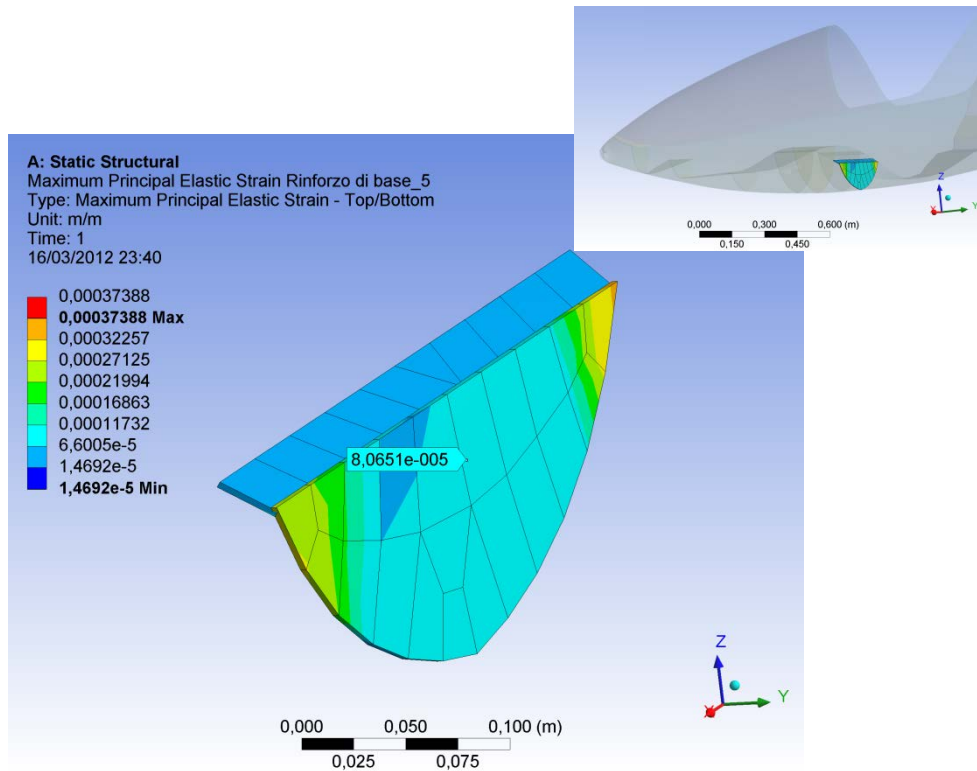


Figura 147 Distribuzione della deformazione del rinforzo di base 5

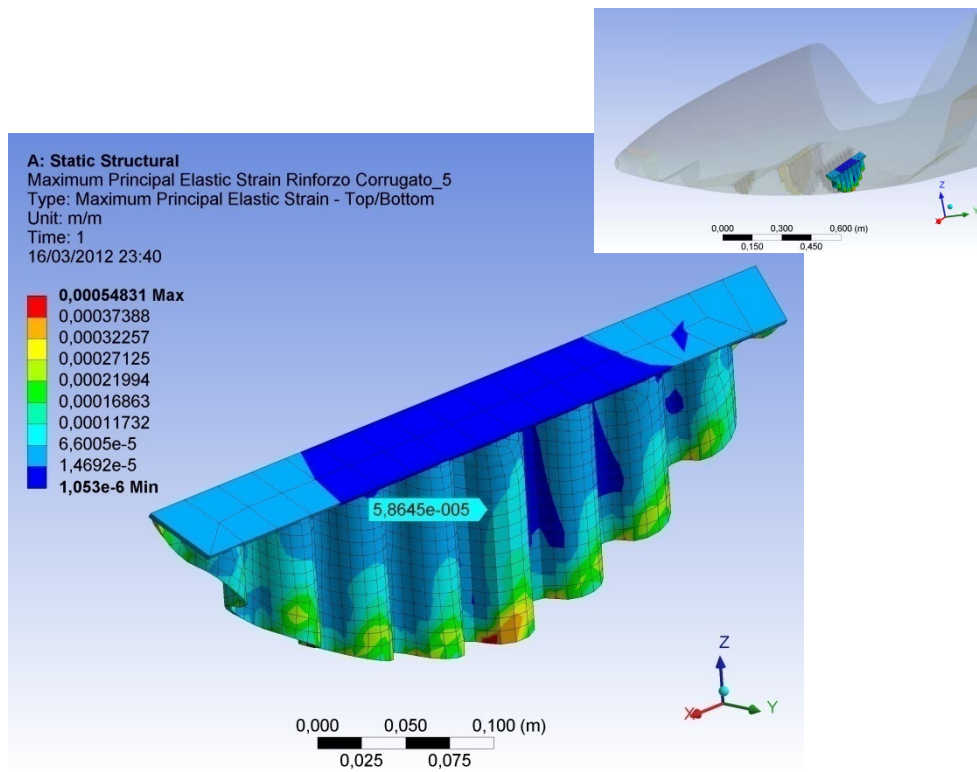


Figura 148 Distribuzione della deformazione del rinforzo corrugato 5

	σ max principale rinforzo di base	σ max principale rinforzo corrugato	Differenza fra le σ delle due configurazioni
Rinforzo1	$2.15E^6$ Pa	$2.58E^5$ Pa	$1.89E^6$ Pa
Rinforzo2	$1.26E^6$ Pa	$1.97E^5$ Pa	$1.06E^6$ Pa
Rinforzo3	$1.01E^6$ Pa	$3.98E^5$ Pa	$6.08E^5$ Pa
Rinforzo4	$1.48E^6$ Pa	$2.02E^5$ Pa	$1.28E^6$ Pa
Rinforzo5	$2.11E^6$ Pa	$1.71E^6$ Pa	$4.04E^5$ Pa

Tabella 13 Valori della tensione massima principale nelle due configurazioni

	ϵ max principale rinforzo di base	ϵ max principale rinforzo corrugato	Differenza fra le ϵ delle due configurazioni
Rinforzo1	$1.04E^{-4}$	$2.64E^{-5}$	$7.79E^{-5}$
Rinforzo2	$5.21E^{-5}$	$4.84E^{-6}$	$4.73E^{-5}$
Rinforzo3	$2E^{-5}$	$1.60E^{-5}$	$4.03E^{-6}$
Rinforzo4	$6.25E^{-5}$	$4.44E^{-6}$	$5.81E^{-5}$
Rinforzo5	$9.07E^{-5}$	$5.86E^{-5}$	$2.20E^{-5}$

Tabella 14 Valori della deformazione massima principale nelle due configurazioni

Nelle precedenti Figure è possibile osservare una gradazione di colore più intensa alle estremità dei rinforzi corrugati. Essa indica una maggiore sollecitazione di queste zone. Tuttavia la restante area, che risulta essere di maggiore interesse, mostra valori di tensione e deformazione massima principale inferiori a quelli ottenuti con la configurazione di base. Questi valori sono riassunti nelle Tabelle 13-14. Quindi, anche in questo caso, come per l'impatto dovuto a vite, si nota un miglior comportamento dei rinforzi corrugati.

Tensione massima principale sul seggiolino

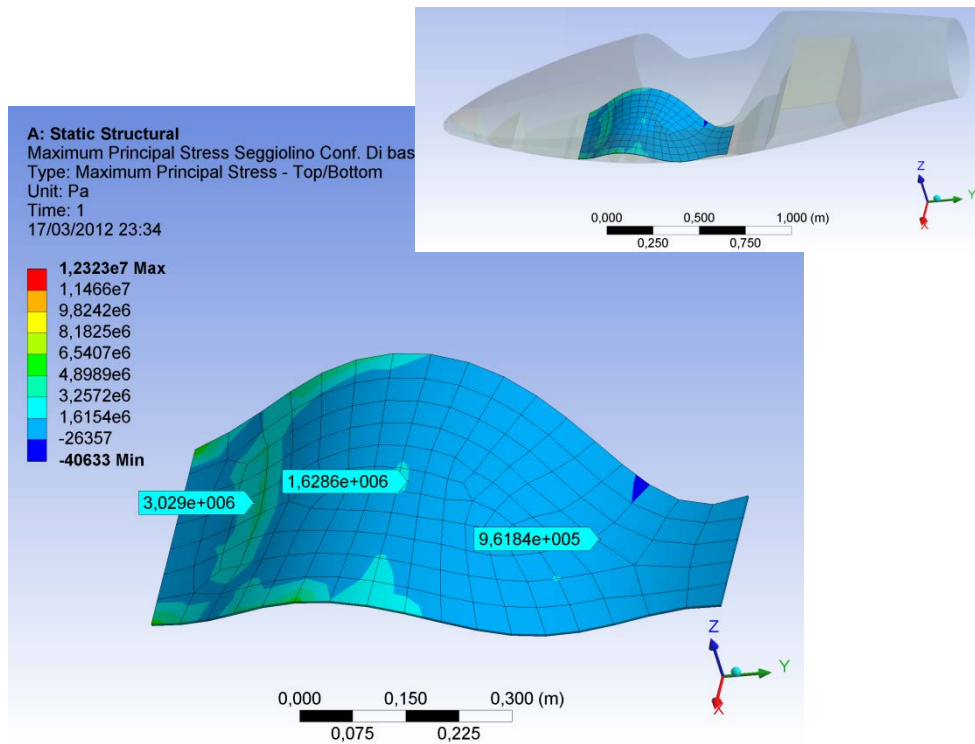


Figura 149 Distribuzione della tensione nel seggiolino in configurazione di base

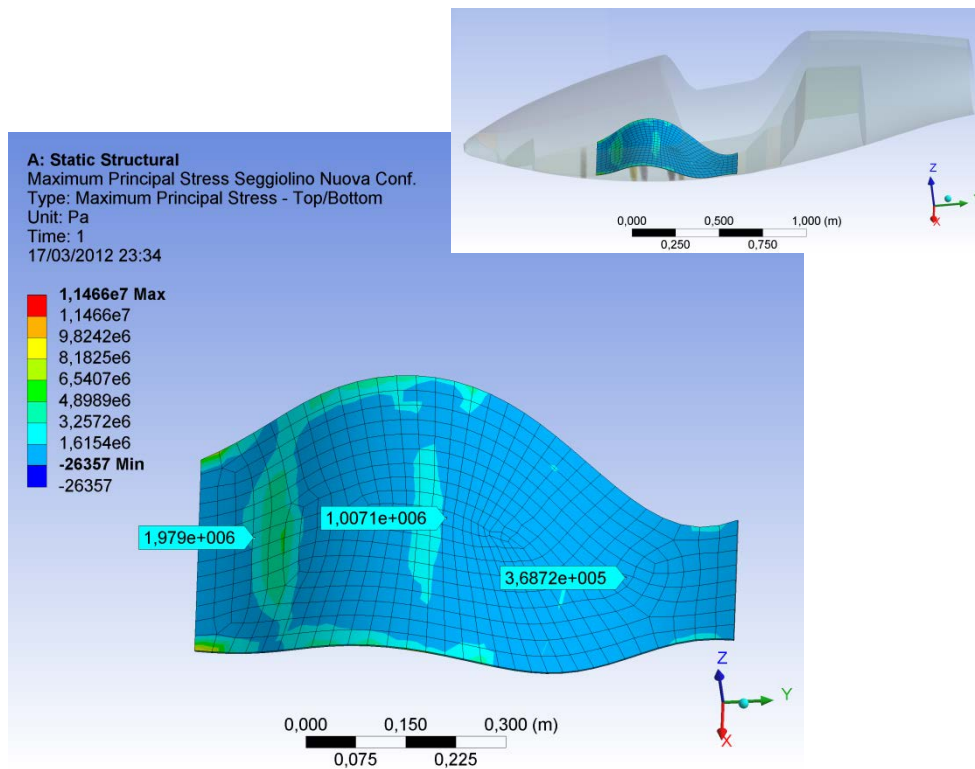


Figura 150 Distribuzione della tensione nel seggiolino nella nuova configurazione

Deformazione massima principale del seggiolino

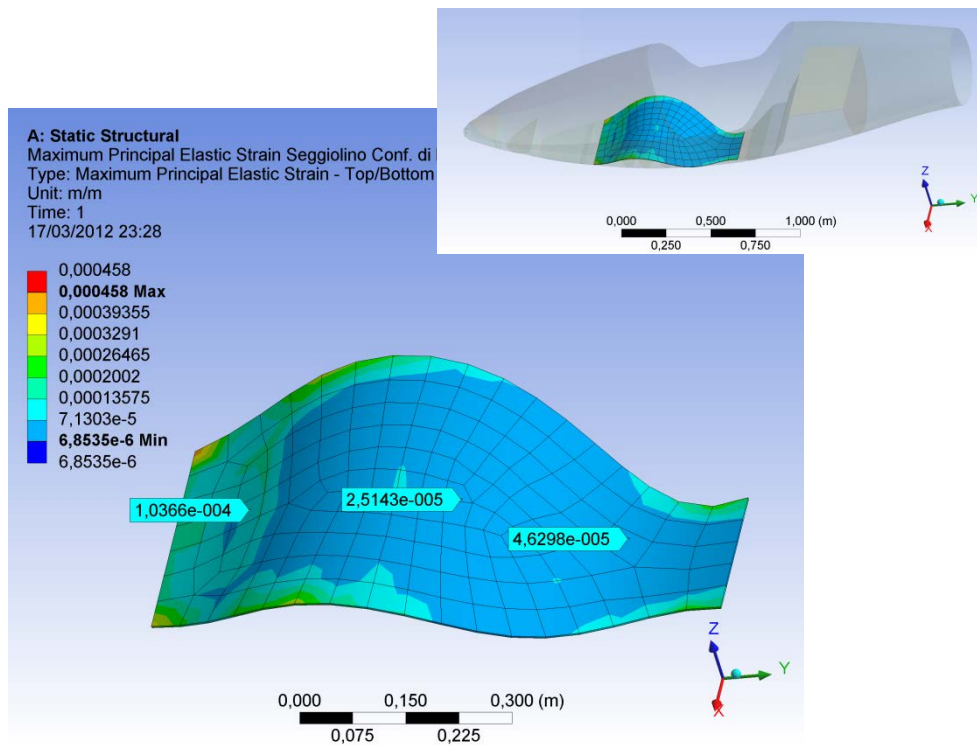


Figura 151 Distribuzione della deformazione del seggiolino in configurazione di base

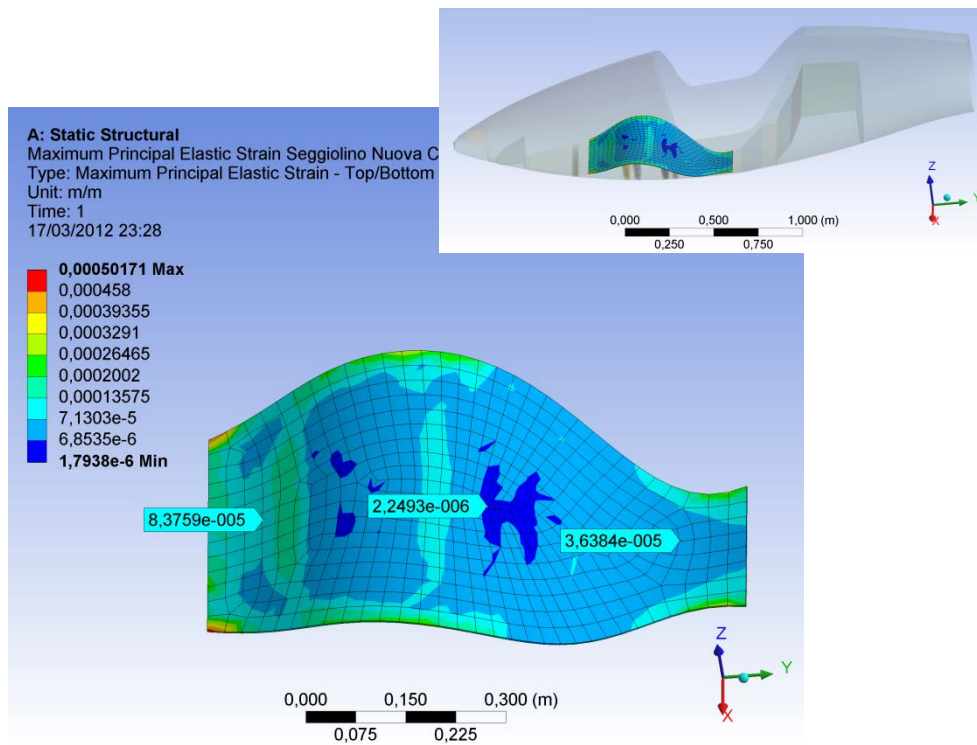


Figura 152 Distribuzione della deformazione del seggiolino nella nuova configurazione

	σ max principale del seggiolino nella configuraz. di base	σ max principale del seggiolino nella nuova configurazione	Differenza fra le σ delle due configurazioni
1°Valore	$3.03E^6$ Pa	$1.98E^6$ Pa	$1.06E^6$ Pa
2°Valore	$1.63E^6$ Pa	$1.01E^6$ Pa	$6.22E^5$ Pa
3°Valore	$9.62E^5$ Pa	$3.69E^5$ Pa	$5.93E^5$ Pa

Tabella 15 Valori della tensione massima principale nelle due configurazioni

	\mathcal{E} max principale del seggiolino nella configuraz. di base	\mathcal{E} max principale del seggiolino nella nuova configurazione	Differenza fra le \mathcal{E} delle due configurazioni
1°Valore	$1.04E^{-4}$	$8.38E^{-5}$	$1.99E^{-5}$
2°Valore	$2.51E^{-5}$	$2.25E^{-6}$	$2.29E^{-5}$
3°Valore	$4.63E^{-5}$	$3.64E^{-5}$	$9.91E^{-6}$

Tabella 16 Valori della deformazione massima principale nelle due configurazioni

Nel confronto fra la Figura 149 e la Figura 150 risulta meno evidente la differenza della distribuzione di tensione nel seggiolino, ma confrontando i tre valori presi come riferimento si nota una maggiore sollecitazione nella configurazione di base. Questo è valido anche per la deformazione massima principale.

Tensione massima principale sulla fusoliera

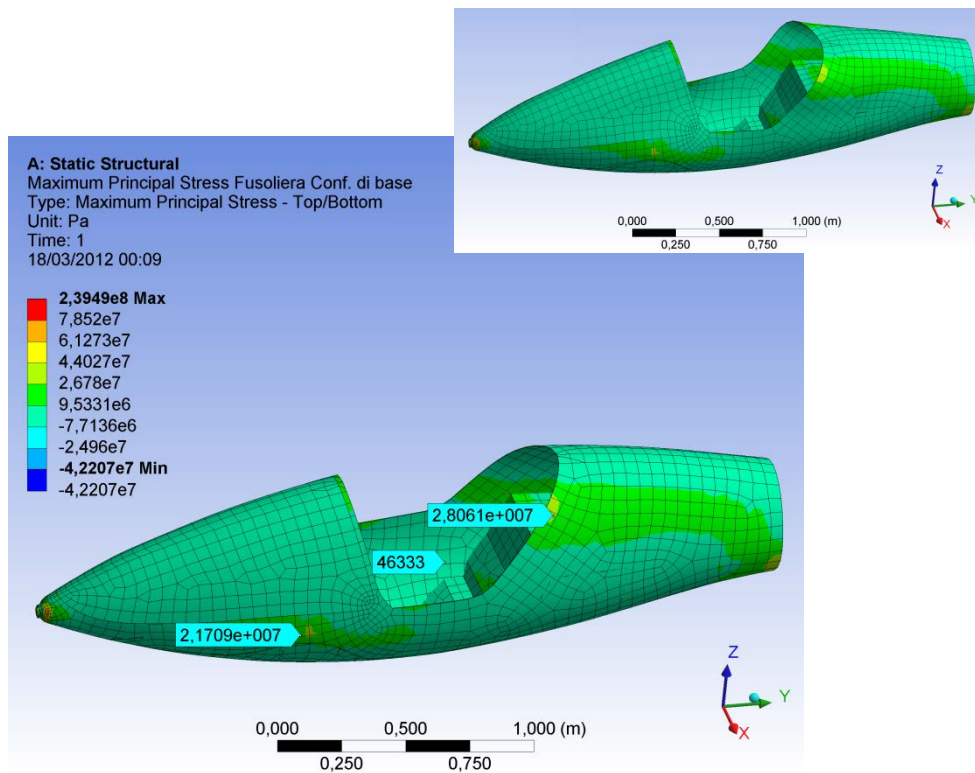


Figura 153 Distribuzione della tensione nella fusoliera in configurazione di base

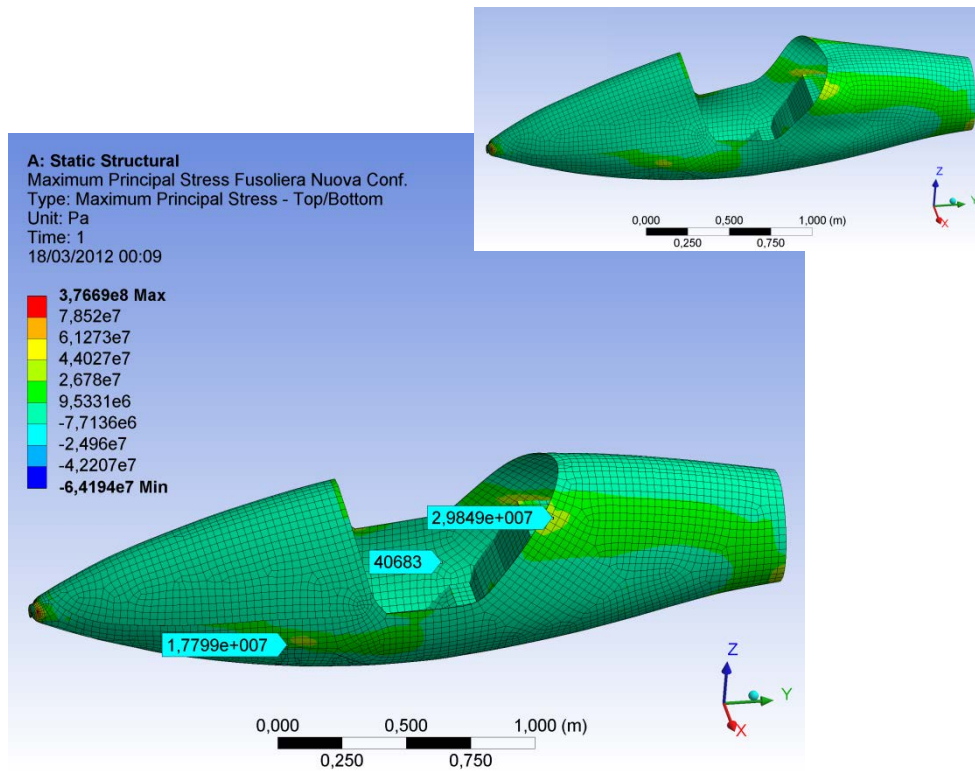


Figura 154 Distribuzione della tensione nella fusoliera nella nuova configurazione

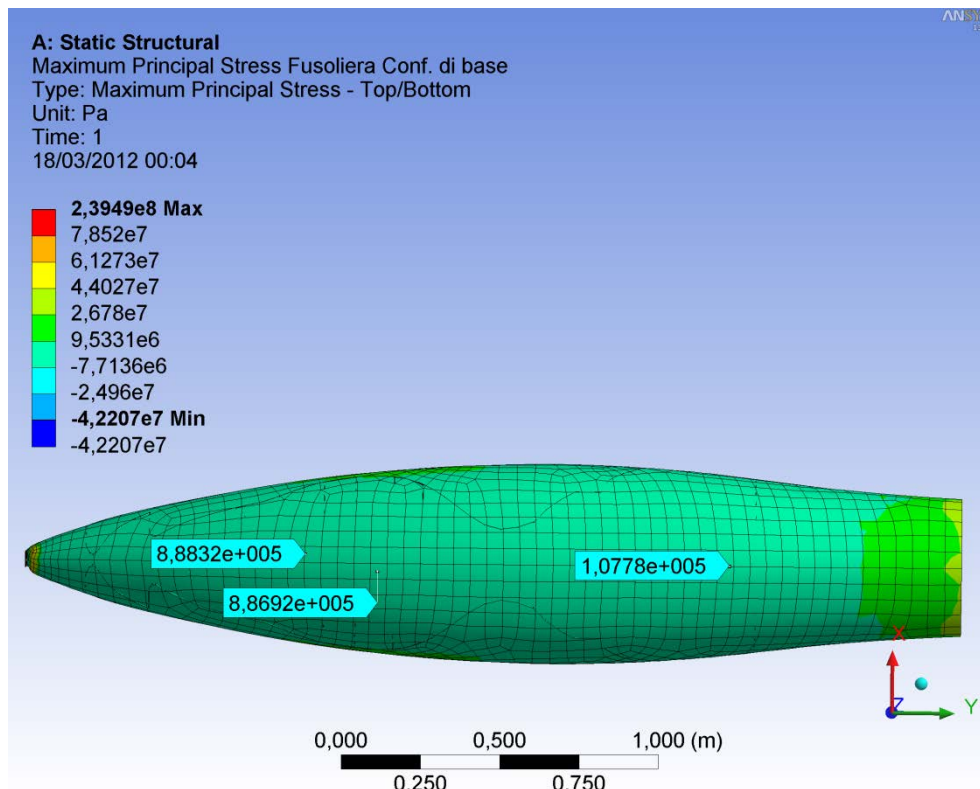


Figura 155 Distribuzione della tensione nella fusoliera in configurazione di base

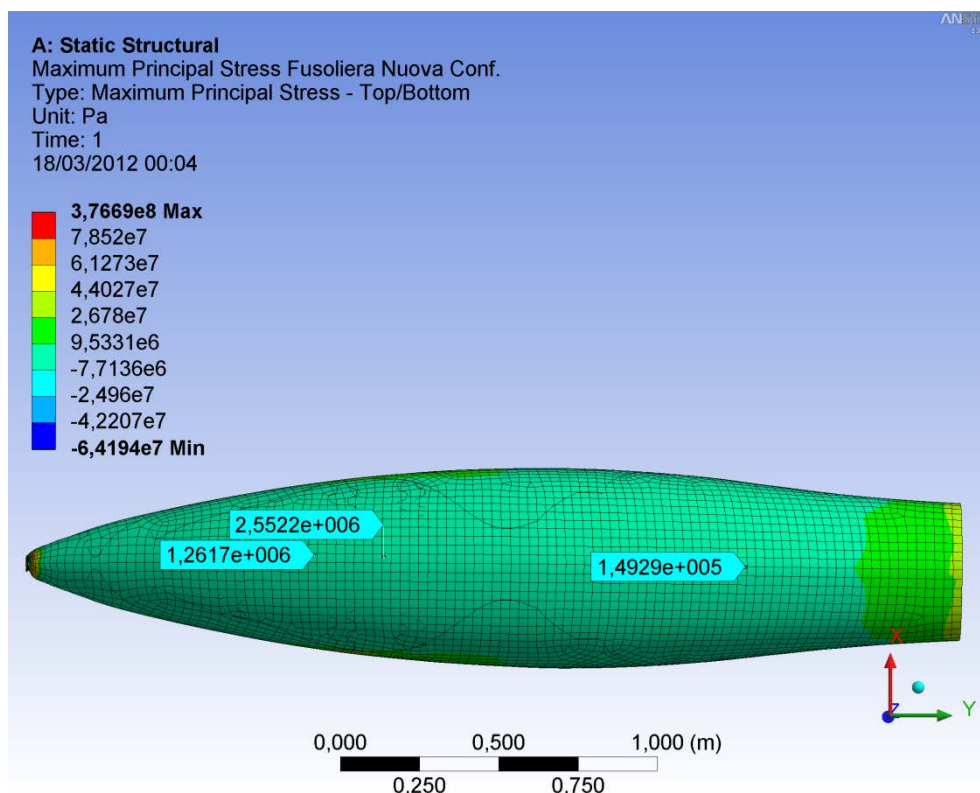


Figura 156 Distribuzione della tensione nella fusoliera nella nuova configurazione

Deformazione massima della fusoliera

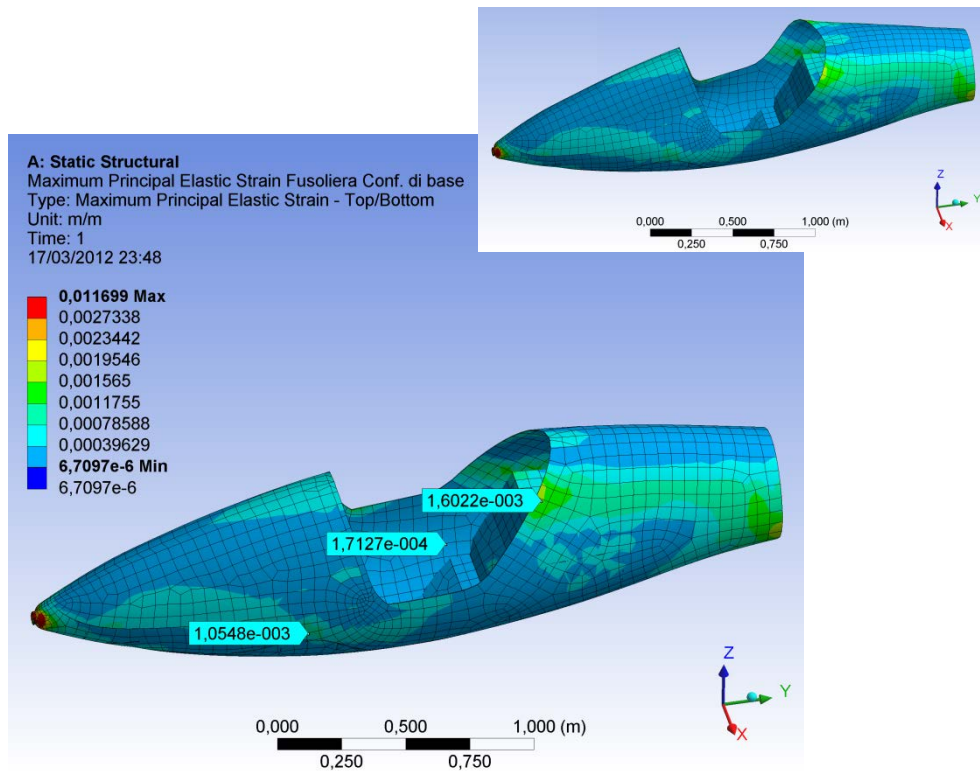


Figura 157 Distribuzione della deformazione della fusoliera in configurazione di base

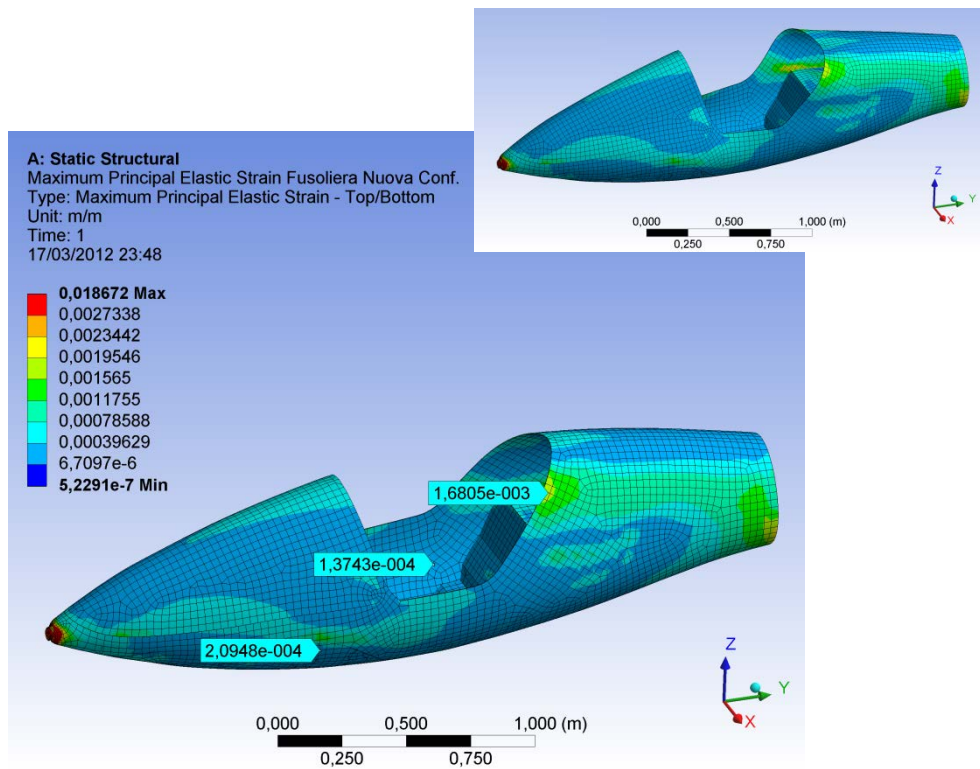


Figura 158 Distribuzione della deformazione della fusoliera nella nuova configurazione

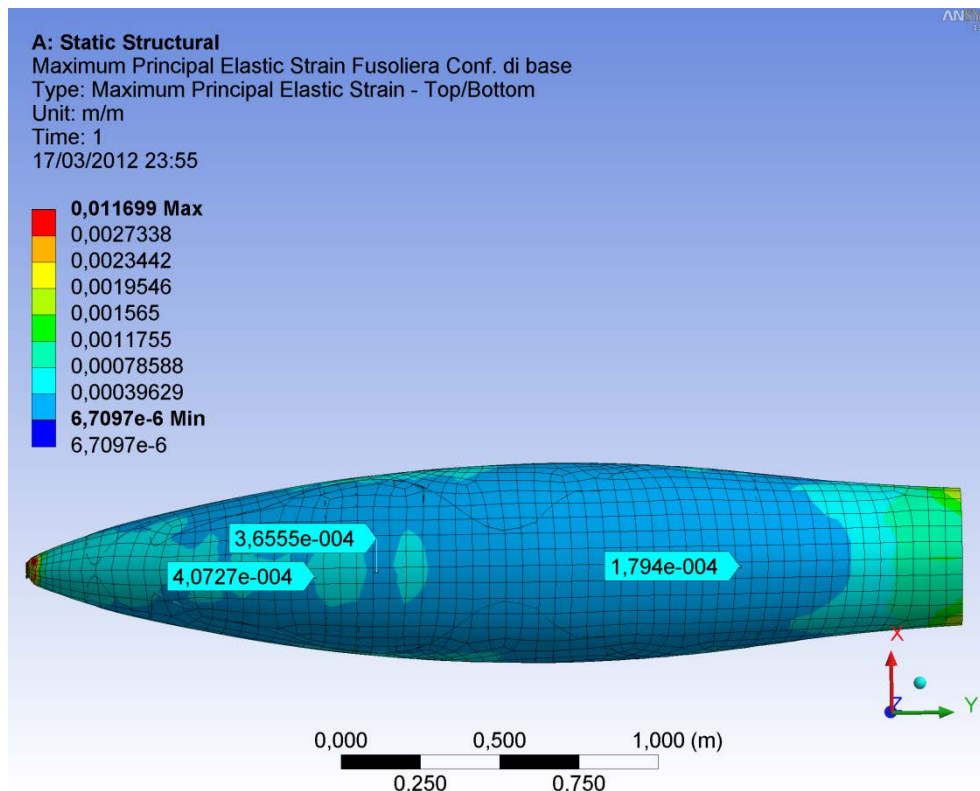


Figura 159 Distribuzione della deformazione della fusoliera in configurazione di base

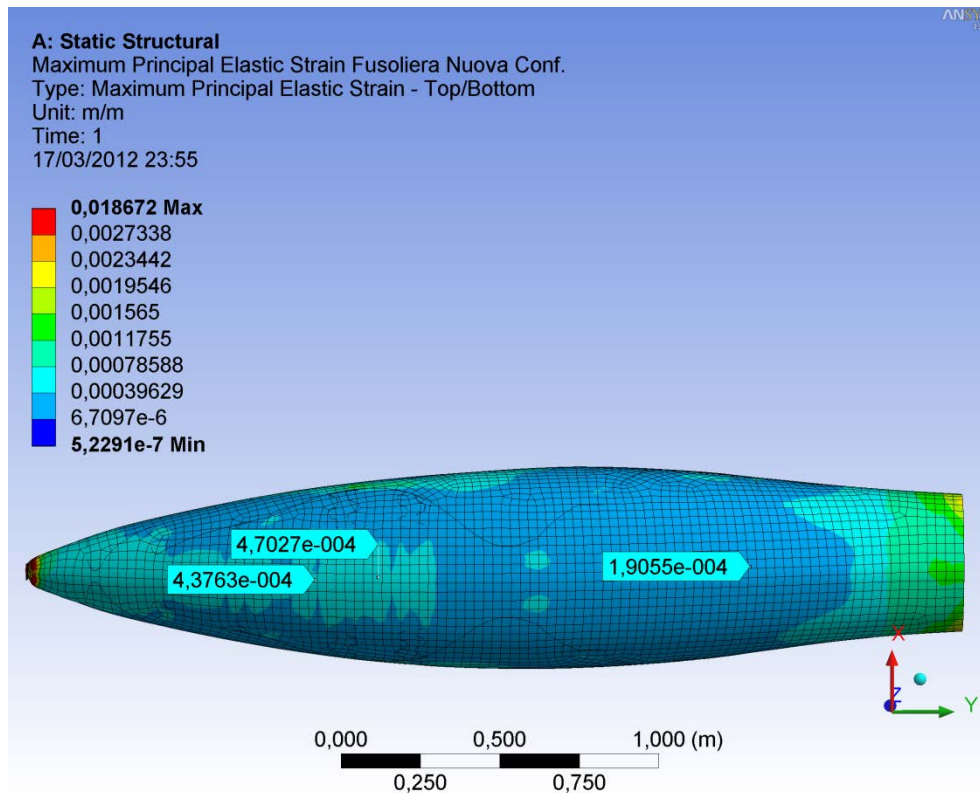


Figura 160 Distribuzione della deformazione della fusoliera nella nuova configurazione

	σ max principale della fusoliera nella configuraz. di base	σ max principale della fusoliera nella nuova configurazione	Differenza tra le σ delle due configurazioni
1° Valore	$2.17E^7$ Pa	$1.78E^7$ Pa	$3.91E^6$ Pa
2° Valore	$4.63E^4$ Pa	$4.07E^4$ Pa	$5.65E^3$ Pa
3° Valore	$2.81E^7$ Pa	$2.98E^7$ Pa	$-1.79E^6$ Pa

Tabella 17 Valori della tensione massima principale sulla parte laterale della fusoliera

	\mathcal{E} max principale della fusoliera nella configuraz. di base	\mathcal{E} max principale della fusoliera nella nuova configurazione	Differenza tra le \mathcal{E} delle due configurazioni
1° Valore	$1.05E^{-3}$	$2.09E^{-4}$	$8.45E^{-4}$
2° Valore	$1.71E^{-4}$	$1.37E^{-4}$	$3.38E^{-5}$
3° Valore	$1.60E^{-3}$	$1.68E^{-3}$	$-7.83E^{-5}$

Tabella 18 Valori della deformazione massima principale sulla parte laterale della fusoliera

	σ max principale della fusoliera nella configuraz. di base	σ max principale della fusoliera nella nuova configurazione	Differenza tra le σ delle due configurazioni
1° Valore	$8.88E^5$ Pa	$1.26E^6$ Pa	$-3.73E^5$ Pa
2° Valore	$8.87E^5$ Pa	$2.55E^6$ Pa	$-1.67E^6$ Pa
3° Valore	$1.08E^5$ Pa	$1.49E^5$ Pa	$-4.15E^4$ Pa

Tabella 19 Valori della tensione massima principale sul fondo della fusoliera

	\mathcal{E} max principale della fusoliera nella configuraz. di base	\mathcal{E} max principale della fusoliera nella nuova configurazione	Differenza tra le \mathcal{E} delle due configurazioni
1° Valore	$4.07E^{-4}$	$4.38E^{-4}$	$-3.04E^{-5}$
2° Valore	$3.66E^{-4}$	$4.70E^{-4}$	$-1.05E^{-4}$
3° Valore	$1.79E^{-4}$	$1.91E^{-4}$	$-1.12E^{-5}$

Tabella 20 Valori della deformazione massima principale sul fondo della fusoliera

Nell'area dove sono situate le gambe e in maniera meno marcata nell'area vicina al poggiatesta, si osservano valori di tensione e deformazione massima principale minori nella nuova configurazione, mentre nelle zone ai lati del seggiolino, anche in questo caso come per la vite, si hanno valori di tensione e deformazione superiori rispetto alla configurazione con i rinforzi

corrugati. La deformazione della struttura comunque, non risulta sfavorevole per il pilota. Nella nuova configurazione, il fondo della fusoliera presenta una distribuzione di tensione e deformazione superiore. Anche in questo caso, come per la vite, ciò è dovuto all'irrobustimento dell'area del seggiolino attraverso l'utilizzo dei rinforzi corrugati.

Bibliografia – Capitolo 5

- [1] Dati di progetto dell'aliante DG-100G Elan forniti dall'azienda DG
- [2] Flight Manual and Service Manual DG-100G Elan
- [3] Manuale Catia V5
- [4] Kent L. Lawrence “Ansys Workbench Tutorial”; ed SDC Publications, 2006
- [5] Erdogan Madenci, Ibrahim Guven “The Finite Element Method and Applications in Engineering Using ANSYS”; ed. Springer
- [6] EASA “Certification Specifications for Sailplanes and Powered Sailplanes CS-22”; ed. EASA, 2009

Conclusioni

Nel volo a vela, attualmente le tipologie più frequenti di incidente sono dovute a caduta in vite e stallo a pochi metri dal suolo. In questa attività di tesi è stata delineata una soluzione economica e adattabile ad alianti in produzione con lo scopo di migliorarne le caratteristiche ad impatto. La modifica ideata ha portato alla sostituzione dei pannelli in parete sottile, situati sotto il seggiolino, con dei rinforzi corrugati. Nell'analisi svolta, essendo un modello economico e diffuso nell'ambito volovelistico, si è scelto l'aliante DG-100G Elan. L'interesse nell'utilizzare questo modello è dipeso anche dalla filosofia della DG di realizzare alianti con ampie cappottine che consentono maggior confort e visibilità, ma allo stesso tempo riducono in parte la resistenza ad impatto della fusoliera. Inoltre, essendo proprietari del DG-100G Elan, il lavoro iniziale di acquisizione delle misure è stato agevolato. L'analisi ad elementi finiti è stata effettuata considerando solo la parte anteriore della fusoliera dato che è essa a garantire la sopravvivenza del pilota. Lo studio dei rinforzi, nei due tipi di impatto, ha mostrato valori di tensione e deformazione massima principale maggiori nella configurazione di base, questo ci suggerisce un miglior comportamento con i rinforzi corrugati. Inoltre, da precedenti studi è ormai noto che pannelli in parete sottile presentano comportamento instabile qualora siano sottoposti a carichi di compressione. Un riscontro positivo dell'adozione dei rinforzi corrugati è osservabile anche tramite valori inferiori di tensione e deformazione del seggiolino rispetto alla configurazione di base. L'area del seggiolino, tramite l'adozione dei rinforzi corrugati è sottoposta ad una minore sollecitazione, di conseguenza aumentano le probabilità di resistenza a rottura. Inoltre, nella zona della fusoliera immediatamente vicina ai rinforzi, dove sono situate le gambe, si osservano valori di tensione e deformazione minori nella nuova configurazione. Questa redistribuzione delle sollecitazioni, comporta però valori maggiori di tensione e deformazione su gran parte della superficie

della fusoliera modificata. In questo caso la fusoliera ai lati del seggiolino, nei due tipi di impatto, mostra un maggiore ingobbamento verso l'esterno, che tuttavia risulta non essere dannoso per il pilota. Un'ulteriore accorgimento, già impiegato nell'ambito volovelistico, è l'adozione di un cuscino ad alto assorbimento energetico chiamato "Dynafoam", che posizionato sul seggiolino del pilota, insieme all'utilizzo dei rinforzi corrugati, assicurerebbe nel caso di impatto un minor rischio di lesioni.