



**UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA**

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA

Dipartimento di

INGEGNERIA INDUSTRIALE

Corso di Laurea Magistrale in

INGEGNERIA AEROSPAZIALE

Tesi di Laurea Magistrale

***ANALISI STRUTTURALE DELL'IMPATTO
DELL'INSTALLAZIONE DEI SISTEMI DI BORDO
NELLA STRUTTURA PRIMARIA DI UN VELIVOLO
COMMERCIALE***

Relatore:

Prof. Mirco Zaccariotto

Co-relatore:

Ing. Giuseppe Caramia

Ing. Michele Musone

Ing. Giovanni Visco

Laureando:

Matteo Altavilla

Anno Accademico

2023/2024

*“Non è possibile paragonare
una macchina volante
con qualsiasi altra invenzione dell’umanità.*

*La capacità di volare
è un sogno millenario
che l’umanità ha coltivato e
finalmente realizzato”.*

Wilbur Wright

Sommario

La realizzazione del presente elaborato è avvenuta a seguito di uno stage extracurricolare presso l'azienda Sipal Spa, durante il quale è stato trattato nello specifico il tema della modellazione FEM tramite l'utilizzo dei software Patran/Nastran. In questo lavoro di tesi verrà analizzato sia dal punto di vista teorico che sperimentale il comportamento della struttura primaria di un velivolo commerciale sotto gli effetti dei carichi indotti dai sistemi di bordo tramite l'utilizzo dei software basati sulla modellazione agli elementi finiti Patran, per il pre-post-processing, e Nastran, come solutore. L'elaborato lo si può considerare come suddiviso in due sezioni principali: la prima parte è destinata alla presentazione dei concetti teorici legati alle strutture aeronautiche, per cui verranno descritte le caratteristiche della fusoliera, della strumentazione di bordo e, in generale, di come ci si approccia alla progettazione in ambito aeronautico; la seconda parte, invece, si concentra sulla modellazione agli elementi finiti. Per cui, dopo un'essenziale introduzione teorica, viene presentato il caso di studio sfruttando i software Patran/Nastran tramite i quali vengono effettuate tre analisi:

- Analisi statica;
- Analisi modale;
- Analisi dell'instabilità.

Infine, verranno presentati i risultati delle analisi svolte, seguiti da una conclusione in cui saranno discussi eventuali sviluppi futuri in merito allo studio eseguito.

INDICE

Capitolo 1: Introduzione alla progettazione aeronautica.....	1
1.1 L'evoluzione del concetto di trasporto aereo.....	1
1.2 Cenni storici.....	3
1.3 Strutture aeronautiche.....	7
1.4 Tipologie di strutture aeronautiche.....	9
1.5 Elementi di rinforzo strutturale.....	10
1.6 Sollecitazioni strutturali.....	13
1.6.1 Relazione tra stress e deformazione strutturale.....	14
1.7 Cenni sull'evoluzione dei materiali impiegati.....	16
1.7.1 Il legno.....	17
1.7.2 L'acciaio.....	18
1.7.3 Le leghe di alluminio.....	19
1.7.4 I materiali compositi.....	21
1.8 Obiettivi elaborato.....	23
1.9 Struttura elaborato.....	24

Capitolo 2: La fusoliera.....	26
2.1 Struttura della fusoliera.....	27
2.2 Soluzioni costruttive.....	30
2.2.1 Struttura reticolare o a traliccio.....	31
2.2.2 Struttura a guscio o semiguscio.....	34
2.3 Carichi strutturali.....	36
2.3.1 Sollecitazioni indotte.....	37
Capitolo 3: Sistemi e sottosistemi avionici.....	39
3.1 Tipologie di sottosistemi avionici.....	41
3.1.1 Sistemi che si interfacciano direttamente col pilota.....	42
3.1.2 Sensori di stato del velivolo.....	45
3.1.3 Sistemi di Navigazione.....	46
3.1.4 Sensori per l'ambiente esterno.....	48
3.1.5 Sistemi di automazione delle attività.....	49
3.2 Requisiti di progettazione ambientali.....	52
3.2.1 Minimizzazione della massa.....	52
3.2.2 Ambiente esterno.....	53

3.2.3 Affidabilità.....	54
3.3 Carichi indotti dai sistemi di bordo.....	55
3.3.1 Gestione dei carichi e soluzioni di progetto.....	57
3.3.2 Fenomeni del Flutter e della Risonanza.....	57
Capitolo 4: Modellazione agli Elementi Finiti (FEM).....	60
4.1 Cenni storici.....	60
4.2 Principi di funzionamento.....	62
4.2.1 Modello.....	63
4.2.2 Caratteristiche degli elementi.....	64
4.2.3 Elementi finiti.....	65
4.2.4 Nodi.....	66
4.2.5 Mesh.....	67
4.3 Applicazione del metodo.....	68
4.4 I dieci step per l'applicazione del FEM.....	81

Capitolo 5: Caso di studio.....	82
5.1 Elementi strutturali.....	84
5.1.1 Cenni sui materiali impiegati.....	89
5.2 Realizzazione del modello.....	90
5.3 Check da eseguire sul modello.....	99
5.4 Analisi da eseguire.....	104
5.5 Presentazione dei risultati.....	107
5.5.1 Carico di 9g diretto verso il basso.....	109
5.5.2 Carico di 9g diretto in avanti.....	113
5.5.3 Carico di 22g diretto verso il basso.....	116
5.5.4 Carico di 22g diretto verso l'alto.....	119
5.5.5 Carico di 3g diretto verso la coda del velivolo.....	122
Conclusioni e sviluppi futuri.....	128
Bibliografia.....	129
Sitografia.....	131

Capitolo 1

Introduzione alla progettazione aeronautica

Questo capitolo rappresenta un'introduzione generale dell'intero elaborato: dopo un'iniziale trattazione legata alla progettazione aeronautica, in cui si tratterà prima di brevi cenni storici, poi degli elementi di studio fondamentali per progettare qualsiasi struttura aeronautica; si passerà alla descrizione degli obiettivi e della struttura della tesi.

1.1 L'evoluzione del concetto di trasporto aereo

Sono trascorsi più di 75 anni dal 17 Dicembre del 1903, giorno dello storico primo volo del *Flyer* dei fratelli Wright a Kitty Hawk, in Nord Carolina. Durante questo periodo relativamente breve, l'aeromobile si è trasformato in una risorsa altamente significativa nella società moderna. Quest'evoluzione viene considerata come una delle più grandi vittorie ingegneristiche di tutti i tempi e l'importanza di questo risultato è dovuta ed enfatizzata dalla natura del veicolo caratterizzata da rigorosi e molteplici requisiti per una progettazione precisa di ogni elemento. In nessun altro tipo di macchina, con l'eccezione dei velivoli spaziali, i requisiti, come le prestazioni, la sicurezza, l'affidabilità e la fattibilità economica, spesso sono in contrasto tra loro, motivo per cui la progettazione dettagliata di questi veicoli assume un valore estremamente elevato. La complessità che contraddistingue l'evoluzione dell'aeromobile dal 1903 è principalmente dovuta dai differenti e numerosi campi, quali aerodinamica, stabilità e controllo, sistemi di propulsione, strutture, materiali, sistemi interni e tecnologie di produzione, in cui sono avvenuti progressi tecnologici essenziali che hanno contribuito e contribuiscono tutt'ora a tale evoluzione. Allo sviluppo dell'aereo hanno fornito un importante contributo privati, laboratori di ricerca gestiti sia da gruppi di civili che da militari del governo,

università e team di progettazione industriale, ricerca, ingegneria e produzione. L'evoluzione dell'aereo moderno è stata caratterizzata da una serie di livelli tecnologici che si estendono per un periodo di anni, ciascun livello è stato esemplificato da un tipo di configurazione dell'aereo che viene gradualmente migliorata attraverso una serie di perfezionamenti relativamente piccoli, senza alcun cambiamento concettuale di rilevante importanza. Attraverso la motivazione di qualche forma di competizione, la nuova tecnologia in un certo numero di discipline è stata occasionalmente combinata sinergicamente in un innovativo progetto per produrre un aereo di un nuovo e più elevato livello tecnologico. In alcuni rari casi, una svolta rivoluzionaria o un nuovo concetto hanno profondamente alterato il corso dello sviluppo aeronautico e stabilito un livello tecnologico nuovo e molto più elevato. In questa categoria rientrano l'avvento del motore a reazione ed il concetto dell'ala a freccia per il volo ad alta velocità. Infatti, alla fine della Seconda Guerra Mondiale la tecnologia degli aerei ad elica dotati di motore alternativo si trovava in una situazione di stallo, con poche aspettative di grandi miglioramenti. Di fronte a questa prospettiva deprimente, negli ultimi mesi della guerra apparvero sulla scena aerei dotati di un nuovo e rivoluzionario tipo di sistema di propulsione, il motore a reazione.

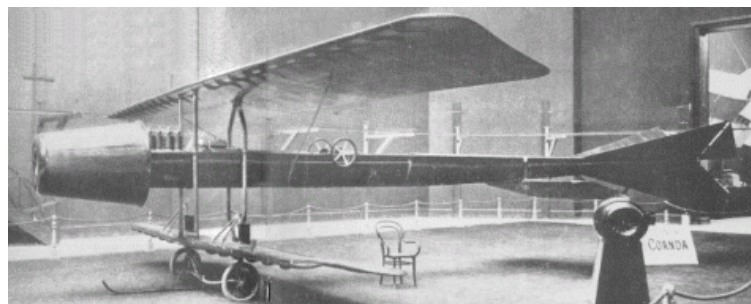


Fig.1.1: Coanda 1 (1910), il primo aereo a reazione. [www.geopop.it]

Questo innovativo sistema di propulsione ha introdotto un livello tecnologico completamente nuovo nella progettazione degli aeromobili. Le prime applicazioni della propulsione a reazione riguardavano aerei militari di vario tipo, mentre bisognerà attendere il 1952 per avere il primo trasporto a reazione in esercizio

commerciale. Quest'ultimo evento segna l'inizio di una rivoluzione nel trasporto aereo nazionale ed internazionale che ha accompagnato lo sviluppo ed il perfezionamento di questa tipologia di trasporto e sarà l'intero concetto di trasporto comune ad essere radicalmente modificato dall'avvento del trasporto aereo.

1.2 Cenni storici

George Cayley (27 dicembre 1773 – 15 dicembre 1857) fu un prolifico ingegnere inglese e pioniere dell'ingegneria aeronautica nonostante fosse vissuto quasi un secolo prima dello sviluppo dei primi velivoli, noto come il “Padre dell'Aeronautica”, comprese l'importanza di costruire aeroplani con strutture leggere. Egli ideò l'uso di ali sovrapposte in biplani e triplani per conferire maggiore rigidità e resistenza strutturale. Fu Karl Wilhelm Otto Lilienthal (23 maggio 1848 – 10 agosto 1896), pioniere dell'aviazione tedesco, a sfruttare per la prima volta le idee di Cayley, costruendo varie tipologie di alianti che riprendevano la struttura alare di uccelli e pipistrelli. Octave Chanute (18 febbraio 1832 – 23 novembre 1910) fu un importante punto di riferimento per tutti coloro che sperimentavano e studiavano il problema del volo negli anni Novanta del diciannovesimo secolo, ed è noto principalmente per i suoi numerosi voli in aliante del 1896 e per le sue collaborazioni con i fratelli Wright. Octave realizzò alianti molto simili a quelli di Lilienthal ma con cavi di rinforzo esterni per aumentare la robustezza e la rigidità delle ali. All'inizio del 1903, Samuel Pierpont Langley (22 agosto 1834 – 27 febbraio 1906), astronomo, inventore e pioniere dell'aviazione statunitense, tentò di far volare il suo monoplano *Great Aerodrome*, fallendo e provocandone lo schianto poco dopo il decollo da una nave sul fiume Potomac a causa del cedimento catastrofico della fragile struttura in legno del velivolo.

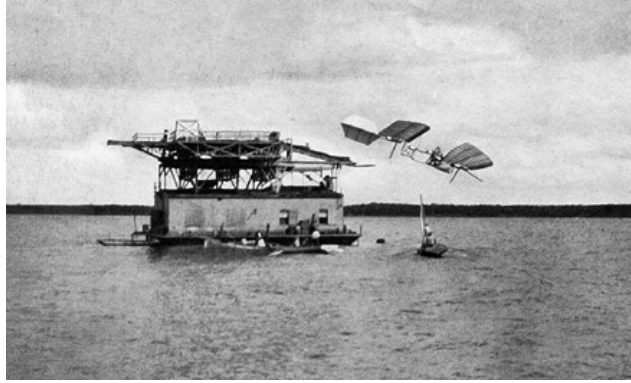


Fig.1.2: Primo fallimento del Great Aerodrome e del suo pilota, 7 ottobre 1903.

[www.wikipedia.org]

Entro la fine del 1907, i fratelli Wilbur (16 aprile 1867 – 30 maggio 1912) e Orville (19 agosto 1871 – 30 gennaio 1948) Wright riuscirono a far volare diverse versioni del loro *Flyer*, un biplano costruito con uno scheletro in legno, ricoperto di tessuto. Il design delle loro ali utilizzava longheroni longitudinali e nervature trasversali rinforzate con montanti e cavi. Il principale vantaggio del biplano era legato al concetto che le ali superiore ed inferiore venivano collegate da montanti verticali e cavi di rinforzo, formando una struttura robusta simile ad una scatola. Tale tipologia di design risultava molto più resistente alle sollecitazioni di torsione e flessione rispetto a quello a singola ala in legno, sebbene presentasse un elevato attrito aerodinamico, il quale costituiva un notevole svantaggio complessivo. Ciononostante, questa tipologia di struttura continuava e diffondersi fino agli anni '30, con molti biplani di successo realizzati in quel periodo.

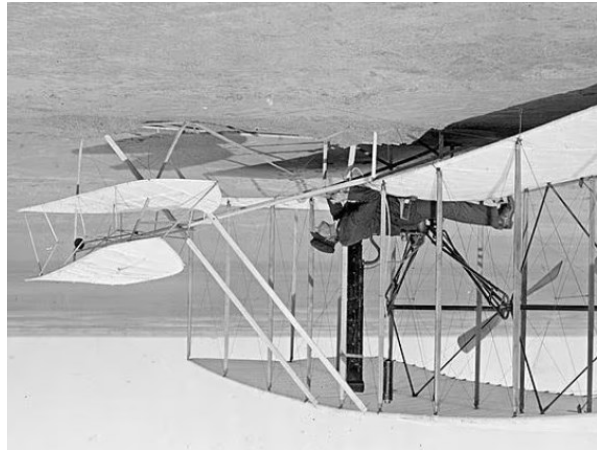


Fig.1.3: Wilbur Wright a bordo del Flyer. [www.corriere.it]

Nel 1909, Louis Bleriot (1 luglio 1872 – 2 agosto 1936) ingegnere francese noto come primo trasvolatore del Canale de La Manica (25 luglio 1909), costruì e volò un monoplano fatto di legno e tessuto. Sebbene questo velivolo risultasse estremamente fragile, un vantaggio significativo del monoplano era la ridotta resistenza aerodinamica rispetto alle ali rinforzate dei biplani e triplani. Bleriot seguì l'approccio di Octave Chanute, utilizzando fili d'acciaio per sostenere le ali singole a partire da un albero sopra la fusoliera. Tuttavia, i fili generavano ancora una notevole resistenza aerodinamica, riducendo significativamente le prestazioni dell'aereo. Bleriot utilizzò anche una fusoliera a traliccio leggera e resistente, che rappresentò successivamente una tipologia standard di costruzione per le prime strutture aeronautiche.

Negli anni '20, le leghe di alluminio risultavano adatte per le costruzioni aeronautiche per cui divennero sempre più diffuse, relegando progressivamente alla storia gli aerei in legno e tessuto. Inoltre, gli anni precedenti alla Seconda Guerra Mondiale portarono a molti avanzamenti nelle tecniche di costruzione aeronautica, e le tecniche di costruzione in alluminio rivettato, dette "*stressed skin*", divennero standard per quasi tutti i nuovi velivoli. Nel 1925 la Ford Motor Co. entrò nel settore dell'aviazione con il *4-AT Trimotor*, un aereo trimotore interamente in metallo con rivestimenti in alluminio ondulato. Soprannominato "*The Tin Goose*", divenne rapidamente un successo e fu utilizzato da oltre cento differenti compagnie aeree di tutto il mondo.



Fig.1.4: Un Trimotor 4-AT-E restaurato con i colori della Eastern Air Transport.

[www.wikipedia.org]

Entro la metà degli anni '30, sempre più aerei diventavano più grandi e pesanti, realizzati quasi interamente con costruzioni in alluminio e *stressed-skin*. Furono sviluppati innovativi metodi di costruzione per ottenere le necessarie resistenza strutturale e rigidità delle ali, tra cui i design a multi-longherone ed a trave in scatolata o "*box-beam*". Durante gli ultimi cinquanta anni c'è stato, invece, un significativo aumento dell'uso di componenti sandwich a nido d'ape ed anima in schiuma, realizzati con materiali compositi come fibra di vetro e fibra di carbonio. I pannelli sandwich a nido d'ape in alluminio furono sviluppati negli anni '60, e presentano rigidità e resistenza molto elevate, soprattutto se confrontate alla massa del pannello stesso. Questa tipologia strutturale viene sempre più utilizzata per la realizzazione di skin alari, superfici di controllo del volo, pavimentazioni delle cabine, veicoli di lancio, satelliti, pale del rotore di elicotteri e molte altre applicazioni aerospaziali. Negli ultimi decenni, materiali avanzati e tecniche di produzione innovative hanno originato una transizione da strutture aeronautiche interamente realizzate in metallo alle strutture realizzate in prevalenza con materiali compositi, come il polimero rinforzato con fibra di carbonio (CFRP). Questo CFRP è generalmente più efficiente in termini di resistenza specifica rispetto all'alluminio, offrendo una maggiore resistenza con meno materiale, ottenendo così strutture e componenti più leggeri. I vantaggi sono che le moderne strutture aerospaziali possono essere ottimizzate, ad esempio con il metodo degli elementi

finiti (FEM), per poter ottenere realizzazioni più efficienti sia dal punto di vista meccanico che della massa.



Fig.1.5: Sezione di una fusoliera realizzata in polimero rinforzato con fibra di carbonio.

[www.aero.jaxa]

1.3 Strutture aeronautiche

Quando si parla della struttura di un velivolo, bisogna tenere sempre presente che questa è suddivisa in due principali categorie: struttura primaria e struttura secondaria. Questa classificazione è fondamentale per comprendere appieno la progettazione, la sicurezza e la manutenzione di un aeromobile.

- **Struttura Primaria:** Nel concetto di struttura primaria di un velivolo rientrano tutte le parti ed i componenti che risultano essenziali per la sicurezza e l'integrità strutturale. Ciò significa che, se uno di questi componenti subisse un danno significativo, la sicurezza del volo o della missione potrebbe essere fortemente compromessa.
 - **Componenti principali:** La struttura primaria comprende elementi come la fusoliera, le ali e gli stabilizzatori oltre a tutti quei

componenti fondamentali per il rinforzo strutturale come le ordinate principali ed i longheroni.

- **Funzione:** Questi componenti devono essere in grado di resistere a carichi elevati, come quelli generati durante il volo, e la loro funzione principale è quella di garantire l'integrità e la sicurezza del velivolo durante ogni fase del volo.
- **Criticità:** Il danneggiamento della struttura primaria di un velivolo potrebbe comportare gravi conseguenze, portando a limitazioni operative molto severe o all'impossibilità di volare fino a quando non siano effettuate riparazioni significative.
- **Struttura Secondaria:** La struttura secondaria include tutti quei componenti che, seppur risultano importanti per il funzionamento del velivolo, non sono critici per la sua integrità strutturale complessiva.
 - **Componenti principali:** La struttura secondaria include carenature, coperture per i serbatoi di carburante, pannelli di accesso, strumentazione di bordo e altre parti che non sono soggette a carichi strutturali significativi.
 - **Funzione:** La struttura secondaria ha il compito di migliorare l'aerodinamica del velivolo, proteggere componenti interni da agenti esterni, fornire accesso per la manutenzione, aumentare in generale l'efficienza del volo. Tuttavia, il loro danneggiamento non comprometterebbe in maniera immediata la sicurezza del volo.
 - **Criticità:** Danneggiare la struttura secondaria può portare a inconvenienti operativi o ad una diminuzione delle prestazioni, ma generalmente non mette a rischio diretto la sicurezza dell'intero velivolo.

1.4 Tipologie di strutture aeronautiche

Con il termine “struttura” si intende tutto ciò che mantiene unite le singole parti che costituiscono un velivolo, le ali generatrici di portanza tenute insieme ai piani di coda, la fusoliera contenente il cosiddetto “carico pagante”, gli organi di comando aerodinamici, il sistema propulsivo e gli organi finalizzati all’atterraggio. Le strutture aeronautiche possono essere distinte in tre grandi gruppi in funzione del modo in cui vengono realizzate:

- **Strutture a telaio o traliccio:** Si tratta di strutture composte da tralicci di legno o metallo rivestiti generalmente da tela, la cui principale caratteristica è che tutte le sollecitazioni impresse vengono assorbite dal telaio, mentre il rivestimento ha il solo compito di generare il carico aerodinamico.
- **Strutture a guscio:** In questa tipologia di strutture il rivestimento ricopre un ruolo fondamentale perché contribuisce all’assorbimento delle sollecitazioni impresse.
- **Strutture a semiguscio:** Dal punto di vista pratico, sono strutture a guscio, dove però vi è la presenza di componenti particolari che garantiscono la resistenza flessionale della struttura, detti *longheroni*, mentre al rivestimento spetta il compito di reagire ai soli sforzi torsionali.

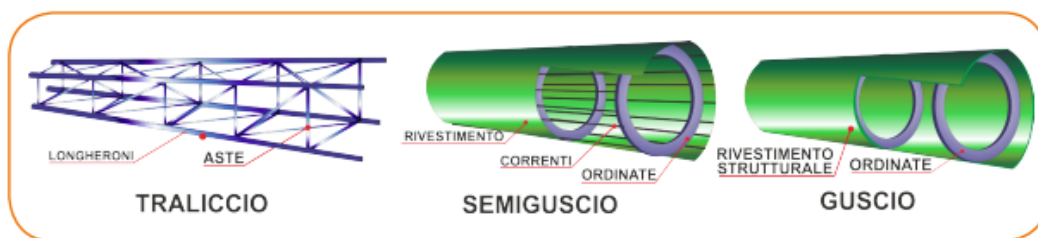


Fig.1.6: Rappresentazione delle tre tipologie strutturali descritte. [www.esamearchitetto.info]

Le strutture a traliccio sono le più antiche, infatti i primi aerei venivano realizzati interamente con questa tipologia strutturale, solitamente in legno e con rivestimento

in tela. Tuttavia, tale soluzione si rivelò inadeguata per le alte velocità di volo raggiunte già alla fine della Prima Guerra Mondiale, per cui vennero sviluppati velivoli con rivestimenti metallici. In particolare, si pensò di sfruttare l'alluminio poiché presentava caratteristiche meccaniche nettamente superiori sia alla tela che al legno. Quest'ultimo costituiva ancora la struttura interna per poi essere anch'esso rimpiazzato sempre dall'alluminio. Ad oggi le strutture aeronautiche sono generalmente a guscio per la fusoliera ed a semiguscio per ali e impennaggi. Le innovazioni più significative si sono verificate nei materiali, con le leghe di alluminio che hanno ceduto il posto ai materiali compositi, sia metallici che plastici.



Fig.1.7: Struttura di un Fiat G50, caccia della Seconda Guerra Mondiale.

[www.esamearchitetto.info]

1.5 Elementi di rinforzo strutturale

Gli elementi di rinforzo nelle strutture aeronautiche ricoprono un ruolo di fondamentale importanza perché garantiscono la resistenza e la stabilità di ogni singolo componente del velivolo durante tutto il periodo di sollecitazione. Già dalla fine della Prima Guerra Mondiale gli aerei erano capaci di sviluppare velocità nell'ordine dei 200 km/h, per cui fu evidente che i banali design aeronautici in legno e tela non erano adeguati per i velivoli così veloci che la tecnologia del tempo

permetteva di realizzare. Quando il rivestimento strutturale cominciò ad essere realizzato in metallo si cominciò a pensare di renderlo parte integrante della struttura, affidandogli il significativo compito di contrastare la torsione. Generalmente le strutture realizzate secondo questo criterio sono composte da una o più travi principali che hanno lo scopo di sopportare la flessione, detti **longheroni**, da **centine**, per l'ala, e **ordinate**, per la fusoliera, destinate a mantenere la forma aerodinamica e conformate come travi trasversali rispetto ai longheroni, da **correnti** di irrigidimento che contribuiscono alla resistenza flessionale della struttura e fungono da supporto per il rivestimento, e per finire dal **rivestimento** stesso che assume un ruolo da protagonista nell'ambito della rigidità strutturale, fino a quel momento labile rispetto alla torsione.

- **Il longherone** è l'elemento strutturale destinato alla resistenza flessionale. Si tratta di una trave in cui è possibile isolare due solette ed un'anima, praticamente come nelle travi a doppio T. Generalmente per questa tipologia di travi i carichi maggiori sono sopportati dalle due solette, mentre l'anima ricopre un ruolo di trasmissione degli sforzi di taglio e collegamento tra le due solette, le quali lavorano una a compressione ed una a trazione. Una caratteristica fondamentale per le travi aeronautiche, dove il contenimento della massa risulta essere uno dei principali requisiti in fase di progetto, è che l'anima è sempre molto sottile e spesso anche forata. Quest'ultima caratteristica è finalizzata sia ad alleggerire la struttura che per permettere il passaggio dei componenti necessari al funzionamento dei vari impianti elettrici/idraulici.
- **Le centine e le ordinate** sono di fatto delle travi complete, con solette ed anima, ma generalmente destinate al mantenimento della forma della sezione alare e della fusoliera. Un'ulteriore funzione delle centine e delle ordinate è quella di irrigidimento di punti di forza per l'applicazione di carichi puntuali, come le gondole con i motori, eventuali serbatoi supplementari, armi, e talvolta il carrello di atterraggio. Vengono realizzate in lega di alluminio e presentano delle interruzioni nella geometria per il passaggio dei longheroni.

- **I correnti** sono elementi di irrigidimento longitudinali. Fungono principalmente da supporto per il collegamento del rivestimento esterno e contribuiscono alla resistenza flessionale. Generalmente sono elementi continui, per cui non presentano interruzioni; tuttavia, potrebbe essere necessaria la presenza di aperture lungo la struttura, per cui risulta essenziale l'interposizione, nelle zone di apertura, di una centina di forza cioè abbastanza robusta da poter trasferire le sollecitazioni dei correnti interrotti.
- **Il rivestimento**, principalmente nelle strutture a semiguscio, concorre alla resistenza strutturale garantendo in particolar modo rigidità torsionale. Dal punto di vista del design il rivestimento potrebbe essere anche molto sottile, e spesso viene dimensionato in base alla possibilità di poterlo collegare a correnti e centine mediante chiodatura o in base alla capacità di resistere ad urti accidentali, quindi non solo per la vera e propria funzione di resistenza torsionale. Sui velivoli di linea il rivestimento ricopre un ruolo fondamentale anche per il mantenimento della pressurizzazione interna, perché i velivoli pressurizzati normalmente presentano una sezione di fusoliera perfettamente circolare, che risulta essere la migliore forma per un contenitore di gas compresso.

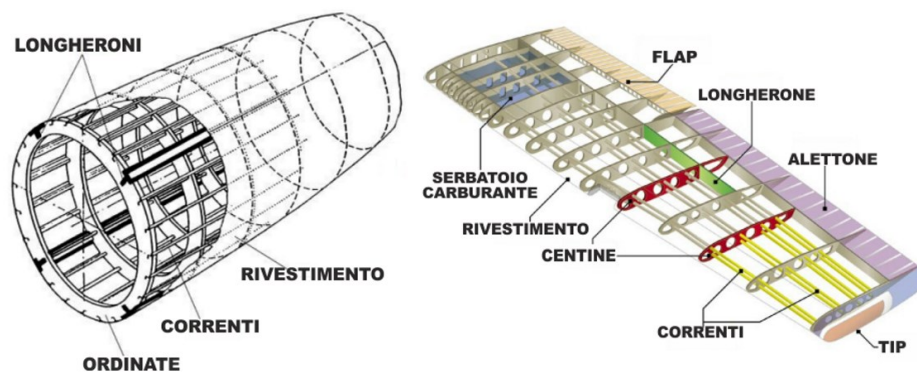


Fig.1.8: Esempio applicativo elementi di irrigidimento su ala e fusoliera. [www.e-ser.eu]

1.6 Sollecitazioni strutturali

Una volta presentati gli elementi di rinforzo essenziali per la progettazione e la realizzazione di una qualsiasi struttura aeronautica, si passa alla descrizione delle differenti sollecitazioni a cui questi elementi di rinforzo devono resistere per garantire l'integrità strutturale complessiva. L'obiettivo di un progettista è quello di analizzare una struttura in relazione alle sollecitazioni che, a loro volta, vengono semplificate in modo tale da poter calcolare e realizzare la struttura tale che siano componenti specifici a reagire a sollecitazioni specifiche.

- SOLLECITAZIONI SEMPLICI:

- **Trazione:** Una struttura soggetta a trazione non è altro che soggetta ad un carico assiale che tende ad "allungarla".
- **Compressione:** Questa tipologia di sollecitazione potrebbe sembrare molto semplice come la trazione, poiché in fin dei conti si tratta sempre di un carico assiale che anziché allungare la struttura, tende a "schiacciarla". Il problema si presenta quando si ha a che fare con corpi particolarmente snelli, perché non è possibile garantire che il carico di compressione sia sempre perfettamente applicato in maniera assiale in quanto una minima eccentricità può generare deformazione nella struttura, che potrebbe arcuarsi e quindi il carico di compressione assiale si trasforma in composto, sollecitando la struttura a flessione e portandola al collasso.
- **Taglio:** Una struttura soggetta a taglio è sottoposta ad una sollecitazione che agisce parallelamente alla sua superficie tendendo a deformarla. Questa tipologia di sollecitazione può essere immaginata come la forza che farebbe scorrere tra loro due piani adiacenti dello stesso materiale.

- SOLLECITAZIONI COMPOSTE:

- **Flessione:** Una struttura incorre a flessione quando è sottoposta ad una sollecitazione che tende ad "incurvarla". Risulta essenziale analizzare attentamente questa tipologia di sollecitazione, poiché consiste in quella più critica per il dimensionamento delle strutture aerodinamiche e non solo.

- **Torsione:** Questa tipologia di sollecitazione la si incontra quando le sezioni di un elemento strutturale sono sollecitate al punto di ruotare attorno ad un asse. La torsione può essere considerata come uno sforzo di taglio distribuito sulla superficie dell'elemento in questione.

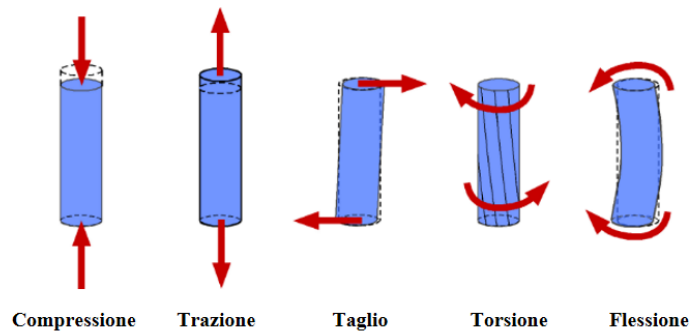


Fig.1.9: Tipologie sollecitazioni strutturali. [www.eaglepubs.erau.edu]

1.6.1 Relazione tra stress e deformazione strutturale

Lo stress, dato il simbolo σ , è definito come la forza per unità di area che agisce sulla sezione trasversale della struttura stessa, cioè:

$$\sigma = \frac{F}{A_c}$$

(1.1)

dove F è la forza ed A_c è l'area della sezione trasversale su cui la forza agisce. L'unità di misura dello stress è N/m^2 che è analoga alla pressione interna strutturale. Una forza che tira un elemento strutturale ne causerà l'allungamento, il che origina uno *stress di trazione*. Una forza che comprime un elemento strutturale origina uno *stress di compressione*. La deformazione, indicato con il simbolo ε , è una misura

della deformazione di un oggetto sottoposto ad una sollecitazione ed è definita come la variazione frazionaria della lunghezza dell'oggetto rispetto alla sua lunghezza originale, cioè:

$$\varepsilon = \frac{\Delta L}{L}$$

(1.2)

dove L è la lunghezza dell'oggetto in origine e ΔL è la variazione di tale lunghezza dovuta alla sollecitazione. La deformazione è una quantità adimensionale. Lo stress prodotto in un elemento strutturale dipende anche dalla rigidità del materiale di cui l'elemento è realizzato; infatti, molti materiali mostrano una relazione elastica lineare tra stress e deformazione, almeno fino ad un punto specifico, denominato *limite proporzionale*. La natura elastica dei materiali si presenta quando un carico viene rimosso dall'elemento strutturale e lo stress rilasciato, ed il materiale ritorna al suo stato originario non deformato. Tale relazione lineare tra sforzo e deformazione è nota come **Legge di Hooke**, e la pendenza della curva sforzo-deformazione è chiamata *modulo di elasticità, o di Young* E :

$$E = \frac{\sigma}{\varepsilon}$$

(1.3)

I materiali rigidi presentano un valore elevato del modulo di Young ma tendono ad essere fragili; quindi, vanno incontro a fratture molto facilmente. I materiali cedevoli e facilmente estensibili hanno un valore del modulo di Young relativamente basso.

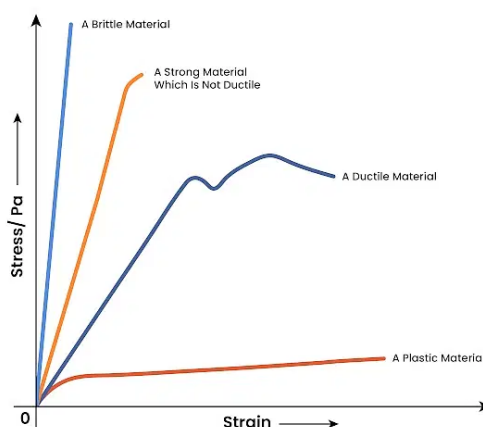


Fig.1.10: Relazione stress-deformazione per differenti tipologie di materiali.

[www.collegedunia.com]

1.7 Cenni sull'evoluzione dei materiali impiegati

In origine, materiali naturali come legno, pelle ed osso uniti a materiali fragili come l'argilla, la pietra e la selce, erano i più diffusi per le costruzioni aeronautiche. Ai materiali fragili era destinato il compito di resistere ai carichi di compressione, mentre l'elevata resistenza ai carichi di trazione e flessione era la caratteristica principale dei materiali polimerici, come il legno. La scoperta e l'utilizzo dei metalli, sancì l'introduzione di materiali destinati alla costruzione il cui comportamento risultava duttile. I componenti realizzati con questi materiali erano in grado di deformarsi localmente in modo da ridistribuire lo sforzo, principalmente in presenza di sollecitazioni troppo elevate. Furono proprio i pionieri del volo a sfruttare, nella realizzazione dei loro velivoli, materiali come legno, cavi metallici e tela. Così facendo si potevano gestire fattori come, la resistenza a rottura, essenziale per la sicurezza del pilota e la minimizzazione della massa e soprattutto dei costi del velivolo.

1.7.1 Il legno

Nonostante la mancanza di una solida base teorica, i pionieri del volo seppero sfruttare efficacemente il legno come materiale strutturale. Il legno è un materiale composito naturale, costituito da fibre di cellulosa immerse in una matrice di resina naturale. Queste fibre si intrecciano all'interno della resina, formando una struttura simile ad un tessuto. Nei primi velivoli, le strutture in legno erano rivestite in tela, la quale veniva impregnata con resina per renderla impermeabile sia all'aria che all'acqua. Questo processo presenta notevoli somiglianze con le moderne tecnologie di lavorazione destinate ai materiali compositi, con la differenza che i compositi odierni sono materiali sintetici ad alte prestazioni. Le tipologie di legno più utilizzate erano l'abete e la betulla, poiché presentano una resistenza alla trazione compresa tra i 70 ed i 100 MPa, densità specifiche tra 0,40 e 0,63 e Moduli di Young tra 9 e 14 GPa. Si sviluppò, così, una vera e propria specializzazione nella lavorazione e nell'impiego del legno. Con l'avanzare della tecnologia e della chimica, vennero creati adesivi che garantivano ottime giunzioni tra parti in legno, buone adesioni tra legno e metallo ed accettabili connessioni tra parti metalliche. Sebbene il legno offra un buon rapporto resistenza/densità, presenta anche alcuni svantaggi significativi:

1. Assorbe e rilascia umidità dall'atmosfera, provocando variazioni nella forma e nelle dimensioni, rendendolo, quindi, problematico in ambienti umidi.
2. Mostra una forte anisotropia dovuta alla sua struttura fibrosa, che può influenzare il Modulo di Young, il Modulo di Taglio ed il Coefficiente di Poisson.
3. Richiede una manutenzione estremamente accurata.

Durante la Prima Guerra Mondiale, la produzione militare di strutture in legno subì una limitazione per ragioni logistiche. Il trasporto massiccio via mare e via terra, necessario per importare il legno, interferiva con il trasporto delle truppe. Per evitare situazioni critiche, i governi proibirono l'uso del legno nei componenti principali delle strutture aeronautiche. Questa decisione favorì l'adozione di

materiali alternativi, principalmente metallici, per la realizzazione di aerostutture. Tuttavia, il legno continuò ad essere utilizzato per molti anni. Con il continuo sviluppo dell'aviazione, si rese necessario creare aeromobili ad alte prestazioni, capaci di sopportare altissimi carichi, di forme complesse ed elevate concentrazioni di sforzo; di conseguenza, il legno fu progressivamente accantonato e sostituito da materiali estremamente più affidabili.



Fig.1.11: Aliante Minimoa, realizzato in legno. [www.aerosoft.com]

1.7.2 L'acciaio

La transizione dall'uso del legno ai tubi metallici avvenne tra il 1910 e il 1925. Nel 1912, in Germania, fu costruito il primo monoplano interamente realizzato in metallo. L'acciaio offriva notevoli vantaggi:

- Elevato modulo elastico;
- Notevole resistenza a snervamento;
- Elevata resistenza a rottura.

Tuttavia, presentava anche uno svantaggio significativo: una densità specifica molto elevata, almeno tre volte superiore a quella dell'alluminio e dieci volte maggiore rispetto al legno. Per contenere la massa delle strutture metalliche, i progettisti adottarono pannelli in acciaio di spessore molto ridotto, variabile tra 0,25

mm e 1,63 mm. La tensione di snervamento di questi materiali era di circa 1000 MPa. Purtroppo, però, le lamiere sottili erano suscettibili a problemi di instabilità, quindi, per garantire una stabilità accettabile, le principali parti strutturali, come ad esempio i longheroni, furono progettate con forme particolarmente complesse, in grado di conferire maggiore resistenza ai pannelli.

1.7.3 Le leghe di alluminio

Nel 1909, in Germania, fu scoperta casualmente una lega di alluminio che si induriva spontaneamente dopo un rapido raffreddamento. Questa lega, nota come Duralumin, venne inizialmente impiegata in altri settori con trattamenti termici ed invecchiamento artificiale. Presentava una resistenza allo snervamento non inferiore a 390 MPa ed un allungamento a rottura di almeno il 15%. Tuttavia, fu adottata dall'industria aeronautica solo a partire dal 1934. La sostituzione dell'acciaio con leghe di alluminio richiese una comprensione più approfondita dei processi di trattamento termico. Grazie al Duralumin, fu possibile ottenere una vasta gamma di componenti tramite estrusione, oltre a realizzare la placcatura per migliorare la resistenza alla corrosione di alcuni componenti. A partire dagli anni '30, venne introdotto un rivestimento collaborante irrigidito da correnti chiodati, che conferiva maggiore rigidità alla struttura complessiva. Durante la Seconda Guerra Mondiale, sebbene alcuni velivoli militari ad alte prestazioni e numerosi alianti da trasporto fossero ancora costruiti in legno, l'alluminio divenne il materiale predominante per la maggior parte degli aerei. L'evoluzione delle leghe di alluminio fu lenta, e solo alcune, come il Duralumin, furono adottate dall'industria aerospaziale, caratterizzata da un atteggiamento molto conservativo. Lo sviluppo successivo si incentrò sull'incremento della resistenza statica ed a fatica delle nuove leghe, consentendo agli aeromobili di viaggiare con velocità sempre più elevate, a quote più alte e con maggior carico utile. Tra il 1934 ed il 1944, la velocità operativa massima, in particolare quella dei caccia, riuscì a raddoppiare. Nel 1947, il pilota

collaudatore Charles Elwood “Chuck” Yeager (13 febbraio 1923 – 7 dicembre 2020) superò la barriera del suono a bordo del *Bell X-1*, un aereo interamente realizzato in lega di alluminio. Nel 1959, fu introdotto il caccia *F106A*, capace di raggiungere una velocità massima di Mach 2,3 a 12'000 metri di altitudine. Tuttavia, l'aumento delle velocità provocava un notevole riscaldamento cinetico, che generava temperature superiori ai 180 °C. L'alluminio, incapace di resistere a tali temperature, venne, così, progressivamente sostituito da nuovi materiali per migliorare le prestazioni dei velivoli. Questo portò all'adozione di materiali fragili come la ceramica, ed innovativi come i compositi. Ciononostante, per utilizzare efficacemente queste nuove soluzioni, risultava essenziale comprendere la distribuzione delle sollecitazioni nei componenti, evitando concentrazioni di sforzo e sfruttando al meglio la loro resistenza alle alte temperature, nonostante la loro limitata duttilità.



Fig.1.12: Bell X-1, aereo sperimentale per alte velocità. [www.wikipedia.org]

1.7.4 I materiali compositi

Verso la fine degli anni '60, i materiali compositi a matrice polimerica rinforzati con fibre di vetro, carbonio ed aramidiche cominciarono a sostituire progressivamente i materiali metallici nelle strutture aeronautiche. A partire dagli anni '80, furono sviluppati materiali in grado di resistere ad alte temperature, come i compositi a matrice metallica, i compositi intermetallici, i metalli refrattari, i compositi carbonio-carbonio e le ceramiche strutturali. I compositi rinforzati con fibre di vetro furono tra i primi ad essere utilizzati in ambito aeronautico. Già nel 1944, il velivolo da addestramento *Vultee BT-15* aveva la parte posteriore della fusoliera realizzata con pannelli a sandwich in vetroresina e legno di balsa. Nei decenni successivi, i compositi in fibra di vetro e resina epossidica divennero comuni, ma vennero limitati a componenti non strutturali principali, come superfici di controllo, carenature, tettucci ed accessori interni. La ragione principale per cui questi compositi non furono largamente impiegati nei componenti strutturali principali risiede nel fatto che, pur avendo una resistenza specifica superiore a quella dei metalli, la loro rigidità specifica non lo era altrettanto. La rigidità è spesso un requisito progettuale cruciale, soprattutto nei velivoli. Negli anni '60, con l'invenzione delle fibre di carbonio in Gran Bretagna, si aprì la possibilità di un maggiore impiego dei materiali compositi. Queste fibre, combinate con una matrice epossidica, diedero vita ai cosiddetti compositi avanzati, con proprietà nettamente superiori rispetto ai materiali convenzionali usati nell'industria aeronautica. Negli Stati Uniti, nello stesso periodo, furono sviluppate fibre di boro, ma poiché erano più costose delle fibre di carbonio, gli Stati Uniti adottarono anch'essi fibre di carbonio dalla metà degli anni '70. L'adozione dei compositi avanzati nei velivoli civili fu inizialmente più lenta rispetto a quella nei velivoli militari, ma grazie a studi continui, questi materiali si diffusero anche nel settore civile. I materiali compositi introdussero vantaggi significativi, come la riduzione della massa ed il conseguente risparmio energetico. La NASA, con il programma NASA ACEE (Aircraft Energy Efficiency), si impegnò a migliorare la tecnologia dei materiali compositi in modo da incrementare la fiducia nei loro confronti, convincendo i

produttori di aeromobili ad utilizzarli nei loro futuri progetti. La maggior parte dei costi di acquisizione dei materiali compositi deriva dalla fabbricazione dei pezzi, mentre una parte minore dai costi operativi. Riducendo la massa ed il numero di componenti, è possibile ottenere risparmi significativi. I compositi offrono vantaggi grazie alla loro minore densità ed alla possibilità di creare parti integrate più complesse. Tuttavia, il costo delle strutture in composito rimane un ostacolo per la loro diffusione. Inoltre, questi materiali vengono ancora trattati come metalli nella costruzione delle strutture aeronautiche, con la realizzazione di più parti da assemblare, il che comporta problemi legati alla fase di assemblaggio. Per quanto concerne le strutture, i materiali compositi, essendo relativamente nuovi rispetto all'acciaio ed all'alluminio, presentano tre principali problematiche:

- La difficoltà nel determinare con precisione le tensioni e le deformazioni, porta spesso a sovradimensionare gli spessori, riducendo il vantaggio dei compositi; ad esempio, una struttura in vetroresina con spessore maggiore può avere una massa pari a quella di una lega di alluminio correttamente dimensionata.
- Gli impatti a bassa energia possono non mostrare danni visibili sulla superficie esterna, mentre internamente può verificarsi la delaminazione del composito, ovvero la separazione degli strati di laminato, che può provocare la rottura del materiale.
- La mancanza di comportamento plastico rende difficile individuare quando il materiale risulta prossimo alla rottura.

Nonostante queste sfide, le ali possono essere progettate e realizzate in composito in modo sicuro, con il vantaggio di migliorare la resistenza a fenomeni come il flutter, grazie alla possibilità di orientare le fibre in modo ottimale. Tuttavia, la costruzione dell'intera struttura di un aeromobile in composito è limitata, in particolare per quanto riguarda la fusoliera degli aerei di linea, che è soggetta a sollecitazioni significative dovute alla pressurizzazione in quota.



Fig.1.13: Vultee BT-13 Valiant, aereo da addestramento. [www.wikipedia.org]

1.8 Obiettivi elaborato

Gli obiettivi di questo lavoro di tesi saranno quelli di descrivere l'importanza delle strutture primaria e secondaria di un qualsiasi velivolo, per poi passare l'attenzione alla modellazione agli elementi finiti utile per l'analisi sia sperimentale che teorica e la verifica del comportamento della struttura primaria di un velivolo commerciale sotto gli effetti dei carichi indotti dalla struttura secondaria. Verranno quindi introdotti teoricamente concetti riguardanti le aerostrutture, la fusoliera e la strumentazione di bordo per velivoli sia commerciali che militari. Successivamente, si passerà alla trattazione teorica della modellazione agli elementi finiti ed all'introduzione del software Patran/Nastran. Infine, il focus si incentrerà sulla struttura in esame, una sezione di fusoliera su cui è installata un'antenna facente parte della strumentazione di bordo, quindi verrà presentato il modo in cui si passa dalla struttura reale alla modellazione FEM all'interno del software Patran per poi eseguire le tre analisi, statica, modale e di instabilità, tramite il software Nastran in modo da osservare e studiare l'influenza che la strumentazione di bordo esercita sulla struttura primaria di un velivolo commerciale.

1.9 Struttura elaborato

Verrà di seguito riportata, al fine di migliorarne la comprensione, una breve descrizione di ciascun capitolo di questo elaborato.

Il primo capitolo è incentrato sulla presentazione delle aerostutture e di come esse vengono progettate. Dopo dei brevi cenni storici, ci si è focalizzati nel presentare tutti gli elementi che è necessario prendere in considerazione durante la fase di progettazione di una struttura aeronautica, incluse le sollecitazioni che ciascun componente strutturale deve essere in grado di sostenere per garantire l'integrità del velivolo e dei brevi cenni sull'evoluzione dei materiali adottati per realizzazione.

Nel secondo capitolo verrà trattata nello specifico l'importanza della fusoliera di un velivolo, partendo dalla descrizione della struttura complessiva, si passa alla descrizione delle soluzioni costruttive adottate negli anni per la realizzazione della fusoliera in base ai differenti compiti a cui essa deve adempire. Infine, verranno descritti i carichi strutturali a cui la fusoliera viene sottoposta.

Il terzo capitolo tratterà dei sistemi di bordo. Dopo un'iniziale descrizione delle differenti tipologie di sistemi presenti sui velivoli moderni, ci si focalizzerà su come essi influenzano la struttura primaria di un velivolo che deve essere progettata accuratamente in modo da accoglierli nel miglior modo possibile. In conclusione, verranno discusse le sollecitazioni da essi generate in modo da comprendere al meglio le motivazioni legate alle analisi che si andranno ad effettuare all'interno del software Patran/Nastran, e che verranno presentate nell'ultimo capitolo dell'elaborato.

Il quarto capitolo dell'elaborato si incentrerà sulla teoria della Modellazione agli Elementi Finiti. Dopo dei brevi cenni storici legati alla nascita di questo importantissimo metodo di modellazione, si passerà alla spiegazione dei principi di funzionamento e degli elementi essenziali per la sua applicazione. Successivamente, verrà presentato un esempio in merito all'applicazione numerica del FEM. In conclusione, verranno riportati i dieci step fondamentali per l'applicazione del fem.

All'interno del quinto capitolo verrà presentato il caso di studio. Dopo un'iniziale descrizione della struttura che si andrà a modellare all'interno del software, si introdurranno Patran/Nastran. Successivamente verrà descritto e spiegato come è stata realizzata la modellazione, in particolare il passaggio dalla realtà (CAD) al modello (FEM), andando a descrivere tutto ciò che risulta essenziale per la comprensione dell'analisi. Poi, verranno descritte le tre analisi che si andranno ad eseguire, statica, modale ed instabilità. In conclusione, verranno presentati i risultati ottenuti tramite il solutore per ciascuna delle tre analisi realizzate.

L'elaborato si concluderà con un breve paragrafo in cui verranno discusse alcune conclusioni sullo studio effettuato ed eventuali sviluppi futuri a riguardo.

Capitolo 2

La Fusoliera

La fusoliera di un velivolo rappresenta la struttura principale, destinata ad ospitare l'equipaggio, i passeggeri ed il carico. L'obiettivo del progettista è quello di realizzare un design in grado di resistere alle sollecitazioni aerodinamiche ed alle variazioni di pressione durante il volo. Generalmente realizzata in alluminio, materiali compositi o una combinazione di entrambi, la fusoliera di un aereo deve essere allo stesso tempo robusta, leggera ed aerodinamicamente efficiente. In funzione della tipologia di aeromobile le sue forme possono variare per essere finalizzate all'uso specifico del velivolo, anche se in linea generale l'obiettivo della fusoliera è quello di garantire il massimo comfort e la massima sicurezza del carico. Di seguito verranno riportate alcune delle differenti forme che si possono adottare nella realizzazione di una fusoliera:

1. Aerei subsonici;
2. Aerei supersonici;
3. Aerei ad alta capacità di carico e subsonici;
4. Aerei supersonici ad alta manovrabilità;
5. Idrovolanti a scafo;
6. Aerei ipersonici.

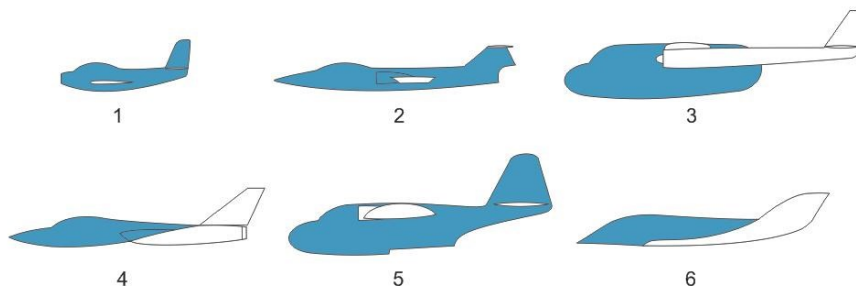


Fig.2.1: Rappresentazione di alcune tipologie costruttive della fusoliera. [www.wikipedia.org]

2.1 Struttura della Fusoliera

La fusoliera deve svolgere diverse funzioni, tra cui ospitare la cabina di pilotaggio, il carico utile e la maggior parte dei sistemi di bordo. Essa deve, inoltre, fungere da elemento strutturale che unisce le ali ai dispositivi di stabilità e controllo situati negli impennaggi di coda. Si definisce *carlinga*, la parte anteriore della fusoliera di un aeroplano, destinata al solo contenimento dell'equipaggio e della strumentazione di bordo; mentre la *trave di coda* è quella parte di fusoliera che collega l'ala agli impennaggi. Il design della fusoliera ha un impatto significativo sulle prestazioni dell'aeromobile, poiché la resistenza aerodinamica che genera questa struttura costituisce tra il 25% ed il 50% della resistenza parassita totale del velivolo. Per questo motivo la forma ideale da conferire alla fusoliera è detta *stream-line* (o corpo aerodinamico), caratterizzata dal fatto che asseconda il flusso d'aria, evitando separazioni del flusso ed eliminando discontinuità e bruschi cambiamenti di sezione, in modo da ridurre la resistenza aerodinamica a parità di sezione frontale o volume. Longitudinalmente, la fusoliera di un aereo da trasporto può essere considerata come un corpo fusiforme, composto da una sezione centrale cilindrica che consiste nella cabina passeggeri e separa una parte anteriore ogivale, detta *forebody*, da una posteriore, *afterbody*. La parte anteriore viene progettata per l'installazione della cabina di pilotaggio e viene detta anche "NOISE", mentre la forma della sezione posteriore dipende dalle esigenze di accessibilità, dal carico del materiale trasportato e dalla necessità di ottimizzare gli angoli di attacco nelle fasi di decollo e atterraggio ed è anche detta "TAILCONE".

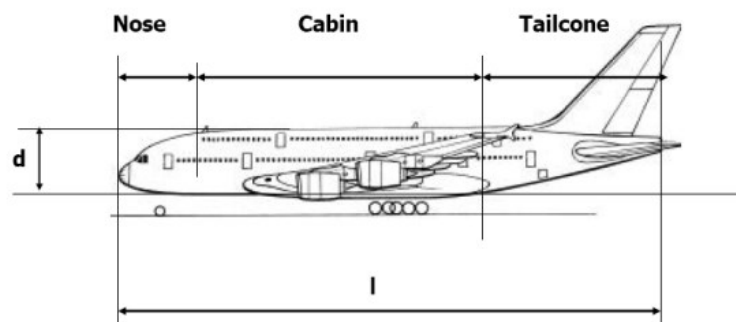


Fig.2.2: Suddivisione longitudinale delle tre sezioni della fusoliera. [www.wpage.unina.it]

Si definisce *rapporto di finezza o finezza*, il rapporto tra la lunghezza totale (L) ed il diametro (D) della sezione trasversale più grande della fusoliera. Tale rapporto viene modificato alterando la lunghezza della sezione centrale e mantenendo invariate, invece, la lunghezza di prua ed afterbody. La finezza è un parametro aerodinamico essenziale perché influisce sul coefficiente di resistenza (C_D) della fusoliera. Questo coefficiente è composto da due componenti: la resistenza d'attrito, legata alla superficie bagnata del corpo e quindi proporzionale alla lunghezza (L), e la resistenza di pressione, correlata alla massima area della sezione trasversale, che aumenta, quindi, col diametro (D). Generalmente, la resistenza della fusoliera diminuisce con l'aumento del rapporto L/D fino ad un valore ottimale, che solitamente è di circa 3. Superato questo valore ottimale, un ulteriore aumento della finezza porta ad un incremento del coefficiente di resistenza (C_D), perché la resistenza di pressione non dipende dalla lunghezza della sezione centrale, mentre la resistenza d'attrito aumenta con l'aumento della superficie bagnata. Ciò implica che esiste un valore ottimale del rapporto di finezza che minimizza il C_D . Tuttavia, nelle moderne fusoliere, per ragioni puramente strutturali e di spazio minimo richiesto, il valore del rapporto di finezza supera quello ottimale. In particolare, al fine di ottenere la minima resistenza per unità di superficie, si utilizzano fusi tozzi con $L/D \sim 3$; mentre per ottenere minima resistenza per unità di volume, si preferiscono fusi slanciati con $L/D \sim 6$. In campo aeronautico, possono presentarsi entrambe le esigenze, con la forma e le dimensioni della fusoliera che possono variare in base alla categoria del velivolo ed alle prestazioni richieste.

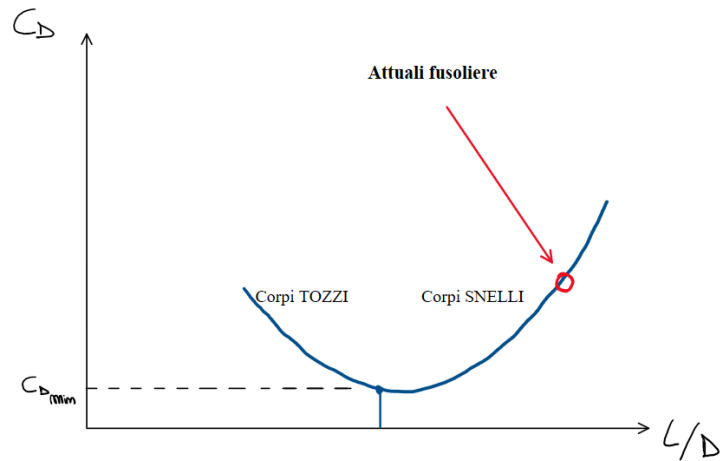


Fig.2.3: Andamento approssimativo rapporto di finezza in funzione del C_D .

Le sezioni trasversali della fusoliera più comuni negli aerei civili sono le seguenti:

- a) Sezione rettangolare;
- b) Sezione rettangolare con cappottatura a calotta;
- c) Sezione ovalizzata, impiegata per piccoli aerei da trasporto persone;
- d) Sezione circolare, ottima sotto ogni aspetto;
- e) Sezione a lobi circolari, usata nei grossi aerei da trasporto.

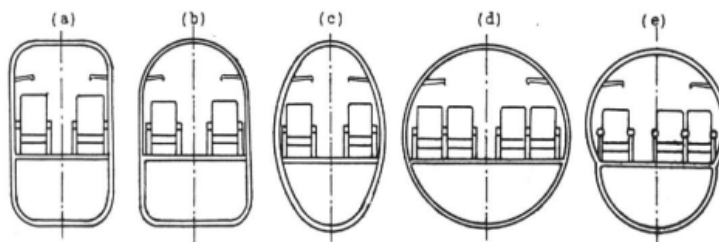


Fig.2.4: Sezioni trasversali tipiche delle moderne fusoliere.

[www.aerodinamicadelvolo.blogspot.com]

La forma trasversale della fusoliera deve soddisfare diverse esigenze, la più importante è ospitare il carico utile. Una volta determinato il carico, si cerca di alloggiarlo utilizzando la minima sezione frontale possibile. Inoltre, per i velivoli

che operano ad alta quota, è necessaria la pressurizzazione della fusoliera. A tal fine, si preferisce una sezione circolare, poiché permette al rivestimento di essere sottoposto a carichi di trazione piuttosto che a flessione, assorbendo così la pressurizzazione in modo più efficiente. Nei velivoli civili, oltre alla sezione circolare, è comune l'uso della sezione lobata. Questa configurazione viene adottata, ad esempio, quando la capacità della stiva di una sezione circolare è insufficiente. Invece di aumentare il raggio della sezione circolare, si può utilizzare una sezione lobata, che a parità di carico risulta più vantaggiosa dal punto di vista della resistenza aerodinamica. La sezione lobata rispetto alla circolare presenta, oltre che una maggiore capacità per unità di lunghezza, anche un miglioramento nell'aerodinamica dell'intersezione ala-fusoliera. Di contro, però, richiede pavimentazioni con funzioni strutturali, quindi più pesanti e di difficile costruzione, ed è anche più gravoso l'assorbimento dei carichi legati alla pressurizzazione. Per quanto riguarda piccoli velivoli o aerei militari, non esistono regole generali per la forma trasversale della fusoliera, non essendovi le stringenti motivazioni del carico utile, e pertanto essa è determinata essenzialmente per motivi di ingombro e può assumere diverse forme.

2.2 Soluzioni Costruttive

Per quanto concerne il modello strutturale su cui ci si può basare per la realizzazione di una fusoliera, vi sono differenti tipologie di soluzione che possono essere adottate a seconda del tipo di velivolo da realizzare:

- Fusoliera a **struttura reticolare o traliccio**;
- Fusoliera a **semiguscio**;
- Fusoliera a **guscio**;
- Fusoliera **miste o a falso guscio**.

2.2.1 Struttura reticolare o a traliccio

Nella struttura reticolare (o a traliccio), la fusoliera è composta da una serie di elementi longitudinali, verticali e trasversali, chiamati *aste*, che si intersecano in punti denominati *nodi*. Questi nodi ricoprono il fondamentale ruolo di assorbire le sollecitazioni causate dai carichi aerodinamici sulle superfici del rivestimento. In particolare, le sollecitazioni durante il volo sono gestite da quattro travi principali con correnti comuni. Le due travi che reagiscono agli sforzi verticali formano le fiancate, mentre le altre due, che reagiscono agli sforzi orizzontali, costituiscono il fondo ed il cielo della struttura. La struttura, a sua volta, può essere realizzata con aste quadrate o tonde, in acciaio o lega di alluminio e collegate tra loro con apposite giunzioni o saldate nel caso fossero in acciaio, ottenendo in questo modo una sezione poligonale della fusoliera. Nei primi aeroplani, la struttura a traliccio era realizzata in legno e rivestita in tela, mentre successivamente vennero introdotte le aste di acciaio saldate o tubolari in lega leggera di alluminio. I vantaggi di questa tipologia di soluzione costruttiva risiedono principalmente nella sua semplicità, particolarmente dopo l'introduzione della saldatura ossiacetilenica come metodo di unione delle aste, rispetto ai complessi metodi iniziali di assemblaggio dei nodi che venivano realizzati inserendo i tubi in apposite pipe per poi essere rivettate tra loro. La saldatura dei tubi aeronautici è più comune per i tubolari in acciaio e raramente utilizzata, invece, per quelli in alluminio, che necessitano di una ricottura. Il rivestimento delle strutture reticolari è solitamente realizzato con una sottile lamiera in lega di alluminio, parzialmente o completamente. Nel caso di rivestimento parziale, la lega di alluminio viene posizionata solo nelle parti anteriori e vicino ai motori, mentre il resto rimane in tela o in sottili fogli di compensato. All'interno della fusoliera, una o più ordinate, che consistono in quadrilateri formati da quattro montanti giacenti in uno stesso piano trasversale, sono controventate a "croce di Sant'Andrea" o a "K", tramite aste saldate o cavi di acciaio con tenditori. Un ulteriore vantaggio delle strutture reticolari è legato alla possibilità di applicare carichi concentrati nei nodi, mentre sono inadatte a sopportare i carichi derivanti

dalla pressurizzazione della cabina, per questo motivo il loro utilizzo è diffuso solo nei piccoli velivoli, leggeri e ultraleggeri, che non raggiungono elevate altitudini.

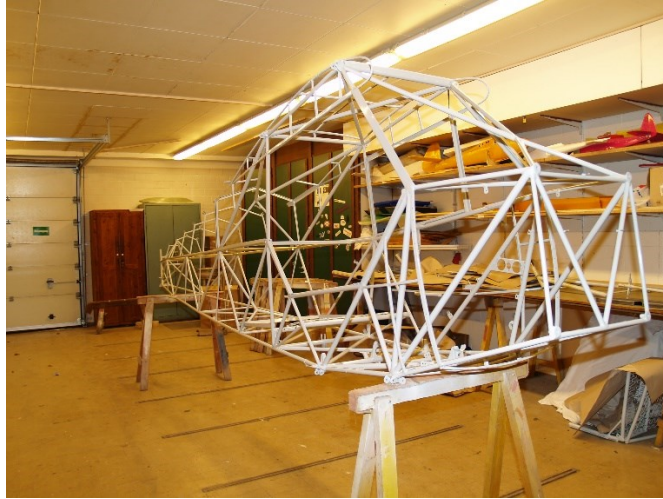


Fig.2.5: Fusoliera reticolare del Piper PA-18. [www.wikipedia.org]

Dal punto di vista strutturale, in base all'orientamento delle aste, le fusoliere a traliccio possono essere di tipo **PRATT** oppure **WARREN**. Nella struttura PRATT, vi sono quattro aste longitudinali, dette longheroni, il cui diametro diminuisce dal muso verso la coda, dove le sollecitazioni sono minori. Tali aste sono collegate da aste verticali e diagonali, i tiranti, formando una serie di gabbie disposte in sequenza, generando così una struttura “a cannocchiale”. Nelle strutture WARREN, invece, le quattro aste longitudinali sono unite da aste diagonali che formano elementi triangolari alternati, in grado di sopportare sollecitazioni di compressione e di trazione a seconda della direzione del carico. La struttura di tipo WARREN, a parità di massa, è molto più rigida ed ha un numero inferiore di elementi costruttivi con una migliore distribuzione degli sforzi, rispetto alla struttura di tipo PRATT.

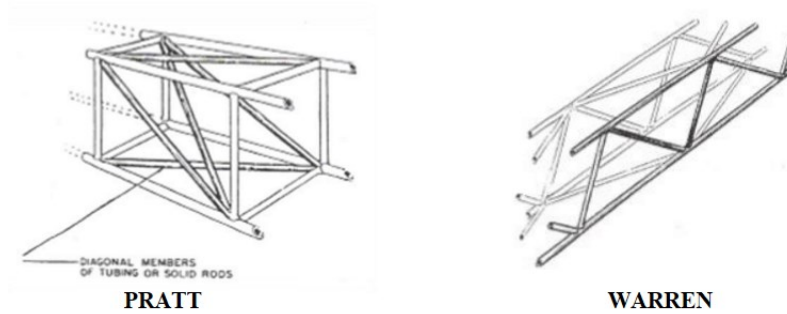


Fig.2.6: Confronto tra le due tipologie di strutture PRATT e WARREN. [www.slender.tripod.com]

Un'ulteriore struttura reticolare, ormai in disuso, ma comunque molto interessante, è quella geodetica. In essa, quattro correnti longitudinali assorbono gli sforzi assiali e di flessione, mentre una doppia serie di geodetiche inclinate a 45° assorbono gli sforzi di taglio e di torsione. All'attacco dei longheroni dell'ala e degli impennaggi sono disposte ordinate per assorbire e trasmettere gli sforzi al complesso geodetico. Il rivestimento, in questa tipologia di soluzione costruttiva, ha solo una funzione di forma ed è realizzato in tela. Queste strutture permettono di ottenere forme aerodinamiche senza ricorrere a sovrastrutture pesanti ed ingombranti, consentendo un elevato utilizzo dello spazio interno. Tuttavia, si tratta di realizzazioni molto complesse a causa della grande quantità di aste differenti sia per lunghezza che per curvatura, richiedendo poi un importante rivestimento in tela.



Fig.2.7: Fusoliera a struttura geodetica di un Vickers Wellington, danneggiato durante la II Guerra Mondiale. [www.wikipedia.org]

2.2.2 Strutture a guscio e semiguscio

Nelle strutture a guscio e semiguscio, la fusoliera è composta da elementi longitudinali chiamati correnti, da elementi trasversali chiamate ordinate, su cui poggiano i correnti, e dal rivestimento. In particolare, nelle strutture a guscio, utilizzate solo in casi specifici, il rivestimento svolge sia funzioni di forma che di resistenza; quindi, deve essere particolarmente rigido e robusto. Nelle strutture a semiguscio, comuni nei velivoli moderni, il rivestimento, irrigidito da correnti più piccoli, è destinato solo a sopportare gli sforzi torsionali, mentre le ordinate servono per mantenere la forma e distribuire i carichi concentrati. Infine, la resistenza flessionale è affidata a tre o quattro correnti principali. Nelle strutture a guscio, la resistenza flessionale è completamente affidata al rivestimento, che è solidale con numerosi correnti equidistanti ed infittiti nelle zone più critiche della struttura stessa. Questa tipologia di soluzione costruttiva è priva di longheroni, poiché il rivestimento è dimensionato per sopportare tutti i carichi. La forma della fusoliera a guscio è solitamente circolare, ellittica o a forma d'uovo, rendendo così adeguato l'utilizzo di materiali compositi. Nelle costruzioni metalliche, i correnti sono solitamente profilati con sezione a Z o C, mentre le ordinate, spesso alleggerite mediante la foratura, possono avere la stessa sezione o essere a DOPPIA C. Se da un lato vi sono numerosi vantaggi legati alle fusoliere a guscio, come:

- Rendere possibile l'ottenimento di svariate forme aerodinamiche;
- Consentire la realizzazione di fusoliere pressurizzate;
- Avere una buona resistenza agli agenti atmosferici.

Esse sono caratterizzate dall'assenza di punti di ancoraggio per carichi concentrati, a causa dell'assenza di nodi, risultano eccessivamente pesanti e, infine, sono anche molto costose. Per tutte queste motivazioni il loro utilizzo è limitato solo a casi particolari come, alianti, galleggianti e serbatoi esterni.

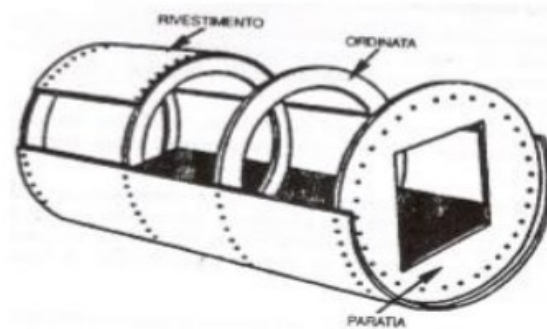


Fig.2.8: Struttura a guscio. [www.ibneditore.it]

Nelle strutture a semiguscio i carichi vengono assorbiti in parte dal rivestimento ed in parte dalla struttura. Gli elementi longitudinali (longheroni e correnti) assorbono gli sforzi derivanti dalle sollecitazioni flessionali, il rivestimento assorbe gli sforzi tangenziali derivanti da sollecitazioni di taglio e torsionali, e le ordinate mantengono la forma e fungono da appoggio per i correnti stessi. Queste ultime, inoltre, raccolgono i carichi concentrati da trasmettere al rivestimento ed i carichi aerodinamici da trasferire al guscio. Pertanto, esistono due tipologie di ordinate:

- a) **Ordinate di forma**, più semplici e realizzate generalmente in lamiera piegata con sezione a C, L o Z;
- b) **Ordinate di forza**, realizzate con lamiere lavorate a macchina e variano nella forma a seconda del tipo di carico da sostenere

Le strutture a semiguscio sono adatte per la realizzazione in lamiera, solitamente in lega leggera di alluminio. I longheroni differiscono dai correnti per forma e dimensioni e, quando presenti, sono in numero discreto (generalmente quattro o cinque). In alcuni velivoli da trasporto, la struttura può essere priva di longheroni, e viene detta “a correntini”. Le strutture a semiguscio offrono gli stessi vantaggi delle strutture a guscio, ma riducono notevolmente il numero degli svantaggi, permettendo la realizzazione di fusoliere pressurizzate con un guadagno di massa rispetto alle strutture a guscio equivalenti. Tutto questo spiega il largo impiego di questa soluzione costruttiva nei moderni velivoli.

2.3 Carichi Strutturali

La fusoliera di un aeroplano è soggetta a diverse sollecitazioni durante il volo, che possono essere riassunte come segue:

- Forze aerodinamiche trasmesse dall'ala;
- Forze aerodinamiche generate e trasmesse dagli impennaggi di coda;
- Forze di trazione dei motori eventualmente montati sulle ali;
- Forze di inerzia provocate dalle manovre del velivolo e dalle masse a bordo;
- Pressioni aerodinamiche sul rivestimento;
- Carichi di pressurizzazione causati dalla differenza di pressione tra interno ed esterno.

A tutte queste si aggiungono anche le sollecitazioni meccaniche prodotte dal carrello durante le operazioni a terra. Le forze aerodinamiche dell'ala e della coda si trasmettono alla fusoliera tramite appositi attacchi, così come le forze di trazione dei motori montati sulle ali stesse. Quando la fusoliera deve supportare carichi significativi, è fondamentale calcolare con precisione le forze d'inerzia generate durante le manovre di volo dell'aeromobile. Infatti, in condizioni di volo rettilineo, tali forze coincidono con il peso delle masse relative, ma, quando l'aereo subisce un'accelerazione, interna o esterna, le forze di inerzia aumentano proporzionalmente all'accelerazione stessa ed il calcolo delle strutture deve per forza tenerne conto. Questo si realizza moltiplicando tutti i carichi agenti per il coefficiente di contingenza o fattore di carico (n), generalmente derivato dal regolamento in base alla categoria di appartenenza del velivolo. Le grandi dimensioni trasversali della fusoliera permettono di affrontare la sua costruzione senza particolari difficoltà dal punto di vista statico, a differenza di altri corpi come l'ala, dove il vincolo aerodinamico dello spessore crea problemi significativi. Le sollecitazioni locali dovute alle pressioni aerodinamiche esercitate sul rivestimento sono rilevanti solo quando la fusoliera è rivestita in tela, situazione oggi molto rara. Più importanti sono le sollecitazioni derivanti dall'uso di cabine pressurizzate, che influenzano fortemente la scelta della forma della sezione della fusoliera. La parte

pressurizzata della fusoliera (cabina passeggeri e di pilotaggio, nonché il comparto bagagli) è mediamente soggetta ad un carico di circa cinque Newton per centimetro quadro, a causa della differenza di pressione tra interno ed esterno. Tale struttura deve essere, quindi, progettata come un recipiente sotto pressione, il che condiziona fortemente la scelta della forma della sezione. La sezione circolare è preferibile, in questi casi, perché la parete è sottoposta, in senso trasversale, solo a sforzi normali di trazione.

2.3.1 Sollecitazioni indotte

Tutti i carichi agenti sulla struttura della fusoliera citati in precedenza non fanno altro che indurre sollecitazioni da analizzare attentamente in fase di dimensionamento strutturale. Esse sono:

- Flessione nel piano verticale dovuta, sia alle forze inerziali generate dalle masse a bordo durante particolari manovre di volo, che dai carichi aerodinamici agenti sugli impennaggi orizzontali;
- Flessione nel piano orizzontale dovuta ai carichi aerodinamici agenti sugli impennaggi verticali cui si affianca spesso una torsione attorno all'asse longitudinale;
- Sollecitazione torsionale dovuta ai carichi non simmetrici rispetto all'asse longitudinale.
- Sollecitazioni flessionali nel piano verticale trasmesse dal carrello durante le fasi di decollo ed atterraggio, ma che sono sempre dovute alle masse della fusoliera stessa, e di ciò che contiene.

La struttura della fusoliera rappresenta una parte estremamente intricata e costosa, principalmente a causa delle numerose aperture (finestre, oblò e porte) e degli attacchi strutturali già citati con i relativi elementi per l'introduzione dei carichi. La complessità viene significativamente innalzata dalla presenza delle aperture, perché

una struttura sottile, quando presenta aperture, perde tanta della sua rigidità torsionale. Pertanto, nella progettazione di queste aperture, risulta necessario prevedere adeguati rinforzi interni, realizzati con elementi profilati, che formano un vero e proprio telaio attorno alla stessa apertura.

Capitolo 3

Sistemi e sottosistemi Avionici

Prima di poter analizzare nello specifico le differenti tipologie di Sistemi di Bordo e di come queste si sono evolute nello scorrere degli anni, risulta necessario introdurre il concetto di “Avionica”, una parola derivata dalla combinazione di *aviazione* ed *elettronica*, utilizzata per la prima volta negli Stati Uniti dei primi anni '50. Ad oggi, invece, risulta più comune parlare di *Sistemi o Sottosistemi Avionici*, per indicare qualsiasi sistema nell'aeromobile che dipende dall'elettronica per il suo funzionamento e che può contenere elementi di tipo elettromeccanico. Ad esempio, un sistema di controllo del volo detto *Fly-by-Wire (FBW)* dipende da componenti elettronici digitali per funzionare efficacemente, ma ci sono anche altri elementi altrettanto essenziali nel sistema, come giroscopi ed accelerometri, oppure sensori di dati aerei per misurare l'altezza, la velocità e l'incidenza del volo. Vi sono, inoltre, gruppi di sensori del timone, della leva di controllo del pilota e gli attuatori servo elettroidraulici per controllare le posizioni angolari delle superfici di controllo. I Sistemi Avionici sono essenziali per consentire all'equipaggio di volo di svolgere la missione dell'aeromobile in modo sicuro ed efficiente, che si tratti di trasportare passeggeri a destinazione nel caso di un aereo di linea civile o, nel caso militare, di intercettare un aereo nemico, attaccare un obiettivo a terra, effettuare ricognizioni o pattugliamenti marittimi. Un fattore determinante nello sviluppo e nell'introduzione dei Sistemi Avionici è stata la necessità di soddisfare i requisiti della missione con un equipaggio di volo minimo. Nel caso di un moderno aereo di linea civile, ciò equivale ad avere un equipaggio di soli due elementi, vale a dire il primo pilota (o capitano) e il secondo pilota. Tutto ciò è reso possibile solo riducendo il carico di lavoro dell'equipaggio automatizzando le attività che prima venivano svolte da elementi dell'equipaggio, quali navigatore ed ingegnere di volo. Riuscire a garantire un funzionamento sicuro con due soli membri dell'equipaggio, rappresenta un notevole vantaggio economico per le compagnie aeree in un mercato sempre più competitivo con il conseguente risparmio di stipendi, spese e costi di formazione dell'equipaggio stesso. Un ulteriore vantaggio, da non sottovalutare,

risulta essere la significativa riduzione della massa, che si può tradurre nell'aumento del numero di passeggeri o in una maggiore autonomia del velivolo consumando, quindi, meno carburante.



Fig.3.1: Airbus A380 airliner and flight deck.

[Introduction to Avionics Systems Third Edition by R.P.G. Collinson]

Nel caso militare, un aereo da caccia o da attacco monoposto è più leggero e costa meno di una versione equivalente a due posti. L'eliminazione del secondo membro dell'equipaggio (navigatore/osservatore/operatore radar) ha anche notevoli vantaggi economici in termini di riduzione dei costi legati alla formazione, questo perché il costo della formazione e della selezione dell'equipaggio per il funzionamento con jet veloci è estremamente elevato. Vi sono anche altri fattori trainanti molto importanti per i Sistemi Avionici, come una maggiore sicurezza, requisiti di controllo del traffico aereo, funzionamento in tutte le condizioni atmosferiche, riduzione dei consumi di carburante, miglioramento di prestazioni, controllo e manovrabilità del velivolo e riduzione dei costi di manutenzione. La continua crescita tecnologica che ha investito l'Avionica ha portato alla realizzazione di velivoli senza equipaggio, *Unmanned Aircraft (UMAs)*. Le apparecchiature dei Sistemi Avionici sono molto diverse sotto differenti punti di vista, rispetto alle apparecchiature situate sul suolo, che svolgono funzioni simili. Le ragioni di queste importanti differenze possono essere racchiuse in quattro aspetti fondamentali:

1. L'importanza per un velivolo di raggiungere la minima massa possibile;

2. L'ambiente operativo aereo è avverso, in particolare nei velivoli militari, in termini di intervallo di temperatura operativa, accelerazione, urti, vibrazioni, intervallo di umidità ed interferenza elettromagnetica;
3. L'importanza di avere affidabilità, sicurezza ed integrità molto elevate;
4. Limitazioni di spazio, in particolare nell'ambito militare, che richiede la realizzazione di velivoli estremamente miniaturizzati.

Gli effetti sulla progettazione di apparecchiature avioniche per soddisfare questi requisiti possono comportare un costo fino a dieci volte superiore rispetto a quello di apparecchiature elettroniche equivalenti ma situate a terra.

3.1 Tipologie di Sottosistemi Avionici

Risulta possibile suddividere i principali sottosistemi avionici in cinque livelli, basandosi sul loro ruolo e la loro funzione:

- *Sistemi che si Interfacciano Direttamente con Pilota;*
- *Sensori di Stato del Velivolo;*
- *Sistemi di Navigazione;*
- *Sensori per l'Ambiente Esterno;*
- *Sistemi di Automazione delle Attività.*

L'obiettivo del presente paragrafo sarà quello di presentare in maniera esaustiva tutte queste sottocategorie legate ai Sistemi Avionici.

3.1.1 Sistemi che si Interfacciano Direttamente col Pilota

Questa tipologia di sottosistemi comprende display, comunicazioni, immissione e controllo dati e controlli di volo. I sistemi di visualizzazione forniscono l'interfaccia visiva tra il pilota ed i sistemi dell'aeromobile e comprendono display *head-up* (HUDs), display montati sul casco (HMD) e display *head-down* (HDD). Seppur presente in alcuni aerei civili, i sistemi HUD sono molto diffusi all'interno di velivoli da combattimento, così come l'HMD. I principali vantaggi di HUD e HMD risiedono nel fatto che proiettano le informazioni del display direttamente nel campo visivo del pilota, consentendogli di rimanere concentrato durante il volo. L'HUD ad oggi costituisce il display principale per presentare le informazioni essenziali di volo al pilota, può anche visualizzare un'immagine video ad infrarossi (FLIR) che si fonde naturalmente con la scena visiva consentendo di eseguire operazioni notturne o in condizioni di scarsa visibilità a causa di foschia o nuvole. L'HMD, invece, consente al pilota di ricevere informazioni mentre guarda in qualsiasi direzione, al contrario dell'HUD che è caratterizzato da un campo visivo anteriore limitato. Un elemento essenziale nel sistema HMD complessivo è l'Helmet Tracker, per derivare la direzione della linea visiva del pilota rispetto agli assi del velivolo. Ciò consente al pilota stesso di essere indotto a guardare nella direzione di una o più minacce rivelate dal sistema di aiuti difensivi dell'aereo. L'HMD può anche far parte di un sistema di visione indiretta guidando un sensore di immagini ad infrarossi per seguire la linea di vista del pilota. I display a colori *head-down* hanno rivoluzionato la cabina di pilotaggio civile con l'utilizzo di questi display multifunzione che eliminano le caratteristiche inflessibili e disordinate delle cabine di pilotaggio anni '70 con i loro numerosissimi display di strumenti di tipo quadrante dedicati alla visualizzazione di una sola quantità specifica. Questi display a colori multifunzione forniscono i display di volo primari (PFD) di altezza, velocità dell'aria, numero di Mach, velocità verticale, orizzonte artificiale, angolo di beccheggio, angolo di inclinazione e rotta ed infine vettore di velocità. Forniscono i display di navigazione o anche detti display indicatori di situazione orizzontale (HSI), che mostrano la posizione e la traccia dell'aereo rispetto alla destinazione o

ai waypoint insieme alle informazioni di navigazione, alla distanza ed al tempo rimanente.



Fig.3.2: Un Primary Flight Display (PFD) di un glass cockpit Garmin G1000.

[www.wikipedia.org]

I dati relativi al motore sono presentati da display multifunzione a colori in modo che lo stato di salute dei motori del velivolo possa essere facilmente monitorato e le divergenze dallo stato di norma evidenziate. I sistemi dell'aeromobile, ad esempio, il sistema di alimentazione elettrica, il sistema di alimentazione idraulica, il sistema di pressurizzazione della cabina ed il sistema di gestione del carburante, possono essere visualizzati in un formato di diagramma lineare di facile comprensione sui display multifunzione.



Fig.3.3: Uno schermo MFD di un Garmin G1000 che mostra indicazioni di navigazione e i diversi parametri di funzionamento del motore. [www.wikipedia.org]

I sistemi di comunicazione svolgono un ruolo fondamentale, la necessità di avere una comunicazione bidirezionale affidabile tra le basi di terra e l'aeromobile o tra aeromobili è evidente ed essenziale per il controllo del traffico aereo. Un'apparecchiatura radio trasmittente e ricevente è stata infatti il primo sistema avionico ad essere installato su un aeromobile e risale al 1909 (MarconiCompany). La suite radio per le comunicazioni sugli aeromobili moderni è molto completa e copre diverse bande di frequenza operative. La comunicazione a lungo raggio è fornita da radio ad alta frequenza (HF) che operano nella banda tra i 2-30 MHz. La comunicazione a breve e medio raggio è fornita negli aerei civili da radio ad altissima frequenza (VHF) che operano nella banda 30-100 MHz, e negli aerei militari da radio ad altissima frequenza (UHF) che operano nella banda 250-400 MHz. Generalmente le apparecchiature di un velivolo sono sempre presenti con un livello di ridondanza *duplex*; le radio VHF sono solitamente a livello *triplex* sui moderni aerei di linea. I sistemi di comunicazioni satellitari (SATCOM) sono installati anche in molti aeromobili moderni e sono in grado di fornire comunicazioni mondiali molto affidabili. I sistemi di immissione dati e controllo sono essenziali per l'equipaggio perché rendono possibile l'interazione con i sistemi avionici. Tali sistemi spaziano da tastiere a pannelli touchscreen all'uso del controllo di input vocale diretto (DVI), sfruttando la tecnologia di riconoscimento vocale e sistemi di avviso vocale che sfruttano i sintetizzatori vocali. I sistemi di controllo di volo sfruttano la tecnologia dei sistemi elettronici in due aree, vale a dire sistemi di auto-stabilizzazione (o aumento della stabilità) e sistemi di controllo di volo FBW. La maggior parte degli aeromobili a reazione ad ala a freccia presenta un moto oscillatorio di breve periodo leggermente smorzato attorno agli assi di imbardata e rollio a determinate condizioni di altezza e velocità, noto come "Dutch Roll", e richiede almeno un sistema di auto-stabilizzazione dell'imbardata per smorzare e sopprimere questo moto; potrebbe essere richiesto anche un sistema di auto-stabilizzazione del rollio. Il breve periodo di movimento attorno all'asse di beccheggio può anche essere insufficientemente smorzato, per cui risulterà necessario un sistema di auto-stabilizzazione del beccheggio. La maggior parte degli aerei da combattimento e molti aerei civili richiedono, infatti, sistemi di auto-stabilizzazione a tre assi per ottenere caratteristiche di controllo e

manovrabilità accettabili in tutto l'inviluppo di volo. Il controllo di volo FBW consente di produrre un aereo più leggero e dalle prestazioni più elevate rispetto ad un design convenzionale equivalente, consentendo di progettare l'aereo con una stabilità aerodinamica naturale ridotta o addirittura negativa. Ciò avviene fornendo una stabilizzazione automatica continua dell'aereo tramite il controllo computerizzato delle superfici di controllo da sensori di movimento appropriati. Il sistema può essere progettato per fornire al pilota un controllo di comando di manovra che fornisce eccellenti caratteristiche di controllo e manovrabilità in tutto l'inviluppo di volo. Le caratteristiche di "manovra senza preoccupazioni" possono anche essere ottenute limitando automaticamente i comandi del pilota in base allo stato dell'aereo. Un sistema di sopravvivenza ai guasti con integrità molto elevata è ovviamente essenziale per il controllo di volo FBW.

3.1.2 Sensori di Stato del Velivolo

Questi comprendono i sistemi di dati aerei ed i sistemi di sensori inerziali. I sistemi di dati aerei forniscono informazioni accurate sulle quantità di dati aerei, ovvero altitudine, velocità calibrata, velocità verticale, velocità reale, numero di Mach ed angolo di incidenza del flusso d'aria. Tutte queste informazioni sono essenziali per il controllo e la navigazione dell'aeromobile. Il sistema di elaborazione dei dati aerei calcola queste quantità dagli output di sensori molto precisi che misurano la pressione statica, la pressione totale e la temperatura dell'aria esterna. L'angolo di incidenza del flusso d'aria, invece, è derivato dai sensori di incidenza del flusso. I sistemi di sensori inerziali forniscono le informazioni relative all'assetto del velivolo e alla direzione in cui si sta dirigendo, informazioni essenziali per il pilota durante l'esecuzione di una manovra o nel volo in condizioni di scarsa visibilità. Accurate informazioni sull'assetto e sulla direzione sono richieste anche da una serie di sottosistemi avionici che sono essenziali per la missione dell'aeromobile, ad esempio, il pilota automatico ed il

sistema di navigazione e puntamento delle armi, nel caso di velivoli militari. Le informazioni sull'assetto e sulla direzione sono fornite dai sistemi di sensori inerziali; questi comprendono un set di giroscopi ed accelerometri che misurano il movimento angolare e lineare dell'aereo attorno agli assi del velivolo stesso, insieme ad un sistema di elaborazione che ricava l'assetto e la direzione dell'aereo dalle uscite dei giroscopi e degli accelerometri. I moderni sistemi di riferimento di assetto e direzione (AHRS) utilizzano una configurazione di giroscopi ed accelerometri fissati o montati sulla struttura, al contrario dei precedenti sistemi cardanici. L'uso di giroscopi ed accelerometri ad altissima precisione per misurare il movimento dell'aereo consente di meccanicizzare un sistema di navigazione inerziale (INS) che fornisce informazioni molto precise su assetto e direzione insieme ai dati di velocità e posizione del velivolo. L'INS insieme al sistema di dati aerei fornisce anche le informazioni sul vettore di velocità dell'aereo, per cui si tratta di un sistema di sensori di stato dell'aereo molto importante che è anche completamente autonomo poiché non richiede alcun accesso dal mondo esterno.

3.1.3 Sistemi di Navigazione

Accurate informazioni di navigazione, ovvero la posizione dell'aereo, la velocità al suolo e l'angolo di rotta (direzione del movimento dell'aereo rispetto al vero Nord) sono chiaramente essenziali per la missione dell'aereo, sia civile che militare. I sistemi di navigazione possono essere suddivisi in due tipologie di gruppi, entrambi essenziali per il velivolo:

- Sistemi di stima della posizione (DR);
- Sistemi della determinazione della posizione.

I sistemi di stima della posizione di navigazione ricavano la posizione attuale del velivolo stimando la distanza percorsa da una posizione nota, la velocità e la direzione del movimento del velivolo. Essi hanno il vantaggio principale di essere

completamente autonomi ed indipendenti dai sistemi esterni. I principali sistemi di navigazione DR utilizzati negli aerei sono:

- Sistemi di navigazione inerziale. I sistemi più accurati ed ampiamente utilizzati;
- Sistemi di riferimento Doppler/Rotta. Questi sono ampiamente utilizzati negli elicotteri;
- Sistemi di riferimento dati aerei/rotta. Questi sono utilizzati principalmente come sistema di navigazione reversibile essendo di precisione inferiore rispetto ai primi due tipi di sistemi.

Una caratteristica di tutti i sistemi di navigazione DR è che l'errore di posizione si accumula nel tempo ed è quindi necessario correggere l'errore di posizione DR ed aggiornare il sistema da correzioni di posizione derivate da un sistema di fissaggio della posizione adatto. I sistemi di fissaggio della posizione utilizzati sono principalmente sistemi di radionavigazione basati su trasmettitori satellitari o terrestri. Un ricevitore adatto nell'aereo con un computer di supporto viene quindi utilizzato per derivare la posizione dell'aereo dai segnali ricevuti dai trasmettitori. Il sistema di fissaggio della posizione principale è senza dubbio il GPS (sistema di posizionamento globale). Questo è un sistema di navigazione satellitare di eccezionale precisione che ha fornito un progresso rivoluzionario nella capacità di navigazione da quando il sistema ha iniziato ad entrare in piena operatività nel 1989. La guida di avvicinamento all'aeroporto/campo di volo in condizioni di scarsa visibilità è fornita dall'ILS (sistema di atterraggio strumentale) o dal successivo MLS (sistema di atterraggio a microonde). Una suite di navigazione completa su un aereo può includere INS, GPS, ILS, MLS. Molti di questi sistemi sono a livello duplex ed alcuni possono anche essere a livello triplex in modo da garantirne l'affidabilità.

3.1.4 Sensori per l'Ambiente Esterno

Questi sistemi, che comprendono sia radar che sensori a infrarossi, consentono il funzionamento in qualsiasi condizione atmosferica e di notte e trasformano la capacità operativa dell'aeromobile. Verrà di seguito riportata una breve descrizione dei ruoli di questi sistemi. I sistemi radar installati negli aerei di linea civili ed in molti aeromobili dell'aviazione generale forniscono avvisi meteorologici. Il radar guarda davanti all'aeromobile ed è ottimizzato per rilevare le gocce d'acqua e fornire avvisi di tempeste, turbolenze delle nubi e forti precipitazioni in modo che l'aeromobile possa modificare la rotta ed evitare tali condizioni, se possibile. Va notato che in caso di forte turbolenza, la violenza delle raffiche verticali può sottoporre la struttura del velivolo a carichi e sollecitazioni molto elevati. Questi radar possono anche generalmente funzionare in modalità mappatura del terreno ed evitamento del suolo. I moderni aerei da caccia hanno solitamente un ruolo di attacco al suolo e di intercettazione principale per cui trasportano radar multimodali molto sofisticati per consentire loro di svolgere questi doppi ruoli. Nella modalità di intercettazione aerea (AI), il radar deve essere in grado di rilevare aeromobili fino a 100 miglia di distanza e di tracciarli mentre scansionano e tengono d'occhio diversi aeromobili contemporaneamente (in genere almeno 12 velivoli). Il radar deve anche avere una capacità di "look down" ed essere in grado di tracciare gli aeromobili che volano bassi, al di sotto di esso. Nella modalità di attacco al suolo o di mappatura, il sistema radar è in grado di generare una visualizzazione di tipo mappa dai ritorni radar da terra, consentendo di identificare caratteristiche specifiche del terreno per il fissaggio della posizione e l'acquisizione del bersaglio. I sistemi di sensori a infrarossi hanno il principale vantaggio di essere sistemi completamente passivi. Essi possono essere utilizzati per fornire un'immagine video della scena dall'immagine termica del mondo esterno utilizzando un sensore FLIR fisso, o un sensore di imaging IR cardanico. L'immagine termica di notte sembra molto simile all'immagine visiva diurna, ma evidenzia fonti di calore, come i motori dei velivoli, consentendo di distinguere i bersagli reali dai falsi mimetizzati. Un sistema IR può anche essere utilizzato in modalità di ricerca e

tracciamento; il rilevamento ed il tracciamento passivi dei bersagli dalle loro emissioni IR hanno un alto valore operativo in quanto conferiscono un elemento di sorpresa molto importante. I sistemi FLIR possono anche essere installati su aerei civili per fornire una visione migliorata in condizioni di scarsa visibilità in combinazione con un HUD.

3.1.5 Sistemi di Automazione delle Attività

Questi sistemi comprendono tutti quei dispositivi che riducono il carico di lavoro all'equipaggio e consentono un funzionamento minimo dello stesso, automatizzando e gestendo quante più attività appropriate in modo che il ruolo dell'equipaggio sia solo di supervisione e gestione. Le attività ed i ruoli di questi strumenti sono riassunti molto brevemente di seguito. La gestione della navigazione comprende il funzionamento di tutti i sistemi di assistenza alla radionavigazione e la combinazione dei dati da tutte le fonti di navigazione, come GPS e sistemi INS, per fornire la migliore stima possibile della posizione dell'aereo, della velocità al suolo e della rotta. Il sistema deriva quindi i comandi di sterzo per l'autopilota in modo che l'aereo segua automaticamente la rotta di navigazione pianificata, inclusi eventuali cambiamenti di rotta quando vengono raggiunti determinati waypoint lungo la rotta verso la destinazione. Va notato che questa funzione è svolta dal sistema di gestione del volo FMS, se installato. Generalmente gli autopiloti ed i sistemi di gestione del volo vengono raggruppati insieme a causa del grado molto stretto di integrazione tra questi sistemi sui moderni aeromobili civili. Va notato, tuttavia, che l'autopilota è un sistema "*stand alone*" e non tutti gli aeromobili sono dotati di un FMS. Esso solleva il pilota dalla necessità di pilotare l'aereo ininterrottamente con la conseguente noia e fatica e consente quindi al pilota di concentrarsi su altri compiti associati alla missione. Oltre alle modalità basiche, come il mantenimento della quota di volo e il mantenimento della rotta, un sistema di pilotaggio automatico ad alta integrità opportunamente progettato può anche

fornire un controllo molto preciso della traiettoria di volo dell'aereo per applicazioni come l'atterraggio automatico in condizioni di scarsa visibilità. Nelle applicazioni militari, il sistema di pilota automatico insieme ad un sistema di guida idoneo può fornire il monitoraggio automatico del terreno o l'evitamento del terreno. Ciò consente al velivolo di volare automaticamente ad alta velocità ed a quote molto basse (dai 100 ai 200 piedi) in modo che l'aereo possa sfruttare lo screening del terreno e rimanere al di sotto dell'orizzonte radar dei nemici. I sofisticati FMS sono entrati in uso su larga scala sugli aerei civili dall'inizio degli anni '80 ed hanno consentito il funzionamento con due equipaggi dei più grandi aerei di linea civili a lungo raggio. Generalmente i compiti svolti dall'FMS sono:

- Pianificazione del volo;
- Gestione della navigazione;
- Controllo del motore per mantenere velocità e numero di Mach;
- Controllo della traiettoria di volo dell'aeromobile per seguire la rotta pianificata ottimizzandola;
- Controllo del profilo di volo verticale;
- Assicurare che il velivolo sia nella posizione 3D pianificata e nell'intervallo di tempo pianificato (spesso definito navigazione 4D). Ciò è molto importante per il controllo del traffico aereo;
- Monitoraggio dell'involuppo di volo;
- Riduzione al minimo del consumo del carburante.

I sistemi di controllo e gestione del motore svolgono il compito di controllare, gestire e monitorare l'efficienza dei motori. L'apparecchiatura coinvolta in un moderno motore a reazione è molto considerevole: costituisce una parte integrante del motore ed è essenziale per il suo funzionamento. In molti casi, parte dell'elettronica di controllo del motore è fisicamente montata sul motore stesso. Molti moderni motori a reazione hanno un sistema di controllo digitale del motore a piena autorità (FADEC). Questo controlla automaticamente il flusso di carburante nelle camere di combustione del motore tramite l'unità di controllo del carburante in modo da fornire un controllo a circuito chiuso della spinta del motore in risposta al comando dell'acceleratore. Il sistema di controllo garantisce che i limiti del motore in termini di temperature, velocità del motore e accelerazioni non vengano

superati e che il motore risponda in modo ottimale al comando dell'acceleratore. Il sistema ha piena autorità in termini di controllo che può esercitare sul motore ed è essenziale un sistema di controllo della sopravvivenza ai guasti ad alta integrità. Altrimenti un guasto al sistema potrebbe danneggiare seriamente il motore e mettere a repentaglio la sicurezza del velivolo. Un sistema di controllo motore FADEC è quindi simile per molti aspetti ad un sistema di controllo di volo FBW già descritto. Altri sistemi avionici legati al motore molto importanti includono sistemi di monitoraggio della salute del motore che misurano, elaborano e registrano un'ampia gamma di parametri associati alle prestazioni ed alla salute dei motori. Questi forniscono un avviso tempestivo di deterioramento delle prestazioni del motore, usura eccessiva, danni da fatica, alti livelli di vibrazione, livelli di temperatura eccessivi, ecc.

House Keeping Management è il termine utilizzato per coprire l'automazione delle attività di base che sono essenziali per il funzionamento sicuro ed efficiente dell'aeromobile. Tali attività includono:

- Gestione del carburante. Ciò comprende la misurazione del flusso della quantità di carburante ed il controllo del trasferimento del carburante dai serbatoi appropriati per ridurre al minimo le modifiche nell'assetto del velivolo;
- Gestione del sistema di alimentazione elettrica;
- Gestione del sistema di alimentazione idraulica;
- Sistemi di pressurizzazione della cabina/cockpit;
- Sistema di controllo ambientale;
- Sistemi di avviso;
- Sistemi di manutenzione e monitoraggio. Questi comprendono sistemi di monitoraggio e registrazione che sono integrati in un sistema informatico di manutenzione di bordo. Ciò fornisce le informazioni per consentire una diagnosi e una rettifica rapide di guasti di apparecchiature e sistemi, individuando le unità difettose e fornendo tutte le informazioni per le unità sostitutive fino al livello di modulo in alcuni casi.

3.2 Requisiti di progettazione Ambientali

Le apparecchiature dei sistemi avionici sono molto diverse rispetto alle apparecchiature situate sul suolo che svolgono funzioni simili. Le ragioni di queste differenze possono essere spiegate in vista della loro importanza fondamentale.

1. L'importanza di raggiungere la minima massa possibile.
2. L'ambiente operativo avverso, in particolare negli aerei militari in termini di intervallo di temperatura di esercizio, accelerazione, urti, vibrazioni, intervallo di umidità ed interferenza elettromagnetica.
3. L'importanza di affidabilità, sicurezza e integrità estremamente elevate.
4. I vincoli di spazio, essenziali in ambito militare poiché è richiesta una particolare enfasi sulla miniaturizzazione.

Gli effetti sulla progettazione delle apparecchiature avioniche per soddisfare questi requisiti possono comportare un costo di realizzazione fino a dieci volte superiore rispetto a quello delle equivalenti apparecchiature elettroniche, situate a terra. Di seguito verranno discussi brevemente i requisiti ambientali fondamentali per la progettazione dei sistemi di un velivolo.

3.2.1 Minimizzazione della Massa

La minimizzazione della massa del velivolo in fase di progettazione è uno dei più importanti obiettivi che si deve raggiungere, questo perché la massa dell'aereo influisce su svariati aspetti come un vero e proprio effetto a catena. Un aumento della massa dell'aeromobile dovuto, ad esempio, a un aumento della massa dell'attrezzatura avionica, richiede che la struttura dell'intero velivolo sia aumentata in resistenza e quindi resa più pesante in modo da resistere ai carichi aumentati durante le manovre. Questo aumento della massa della struttura viene

trasmesso al carico utile nell'ordine di 10:1, ciò significa che un risparmio di massa di 10 kg consente un aumento della capacità di carico utile dell'ordine di 100 kg. Inoltre, tale aumento di massa del velivolo si traduce in una richiesta di maggiore portanza dalle ali che dovranno inevitabilmente essere più resistenti. Sarà quindi necessario un aumento della spinta del motore per contrastare l'aumento della resistenza che la struttura, ormai più pesante, esercita con l'aria, e quindi il consumo di carburante dovrà aumentare. Per garantire la stessa autonomia risulta necessario trasportare più carburante, di conseguenza si andrà a ridurre il carico utile, altrimenti per mantenere lo stesso carico utile si deve accettare una riduzione dell'autonomia di volo. Per tutte queste ragioni vengono compiuti enormi sforzi in fase di progettazione in modo da ridurre al minimo la massa dell'attrezzatura e possono essere anche imposte delle vere e proprie penalità di massa se l'attrezzatura supera il valore specificato.

3.2.2 Ambiente Esterno

L'ambiente in cui devono operare le apparecchiature avioniche può essere molto severo e avverso, in particolare negli aerei militari, perché l'ambiente degli aerei civili è generalmente molto più benigno ma comunque esigente. Considerando solo l'ambiente della cabina di pilotaggio militare, come quello sperimentato dall'HUD e dall'HDD, l'intervallo di temperatura di esercizio è solitamente specificato da -40°C a $+70^{\circ}\text{C}$. Chiaramente, il pilota non sopravviverà a questi estremi, ma se l'aereo viene lasciato al freddo artico o immerso nel sole del Medio Oriente, ad esempio, l'attrezzatura potrebbe raggiungere tali temperature. L'attrezzatura deve anche funzionare sotto la massima accelerazione (espressa in termini di g) a cui l'aereo è sottoposto durante le manovre. Questa può essere $9g$ in un moderno aereo caccia militare e le specifiche per l'attrezzatura richiamerebbero almeno $20g$. Anche i requisiti di compatibilità elettromagnetica (EMC) sono molto esigenti. L'attrezzatura non deve superare i livelli di emissione specificati per un'ampia

gamma di frequenze radio e non deve essere suscettibile a fonti esterne di livelli molto elevati di energia su una banda di frequenza molto ampia. Essa deve anche essere in grado di resistere ai fulmini ed ai conseguenti impulsi elettromagnetici (EMP) molto elevati. La progettazione di apparecchiature elettroniche volta a soddisfare i requisiti EMC è molto impegnativa e richiede una particolare attenzione ad ogni dettaglio.

3.2.3 Affidabilità

L'importanza fondamentale dell'affidabilità delle apparecchiature avioniche può essere apprezzata in considerazione dei ruoli essenziali di queste apparecchiature nel funzionamento dell'aeromobile. Risulta evidente che non è possibile riparare le apparecchiature durante il volo; quindi, un guasto di queste potrebbe comportare l'interruzione della missione o una significativa perdita di prestazione ed efficienza nello svolgimento della missione stessa. Il costo relativo ai guasti delle apparecchiature nelle operazioni di linea può essere molto elevato: programmi interrotti, perdite dovute al rientro durante situazioni di velivolo a terra, ecc. Nelle operazioni militari, la disponibilità degli aeromobili è ridotta e la capacità operativa persa. Ogni possibile riparazione viene considerata direttamente in fase di progettazione delle apparecchiature avioniche in modo da ottenere la massima affidabilità. Gli aspetti di garanzia della qualità (QA) sono molto rigorosi durante i processi di produzione e molto spesso richiedono anche quello che viene definito "*test di affidabilità shake-down*" o *RST*, prima che l'apparecchiatura venga accettata per la consegna. L'*RST* è inteso a duplicare le condizioni ambientali più severe a cui l'apparecchiatura potrebbe essere sottoposta, al fine di cercare di eliminare la fase di guasto iniziale del ciclo di vita dell'apparecchiatura stessa. Un tipico ciclo *RST* richiede che il sistema funzioni in modo soddisfacente sotto le seguenti condizioni:

- “Immersione” in una camera ambientale ad una temperatura di +70°C per un dato periodo di tempo;
- Raffreddamento rapido dell’apparecchiatura a -55°C in 20 minuti e “immersione” a quella temperatura per un dato periodo di tempo;
- Applicazione di vibrazioni all’apparecchiatura, per periodi di tempo di durata definita durante le fasi di immersione a caldo e a freddo.

Una tipica specifica richiederebbe venti cicli RST senza guasti prima dell’accettazione dell’apparecchiatura. Se si verifica un guasto all’ n -esimo ciclo, il guasto deve essere riparato ed i restanti $20-n$ cicli ripetuti. Tutti i guasti in servizio e nei test vengono esaminati dal team QA e, se necessario, vengono intraprese azioni correttive. È quindi possibile apprezzare la differenza di costo complessiva nel soddisfare tutti i fattori imposti dall’ambiente all’apparecchiatura avionica.

3.3 Carichi indotti dai sistemi di bordo

Un ulteriore aspetto da valutare riguardo i sistemi di bordo, è rappresentato dalla loro influenza strutturale rispetto alla struttura primaria del velivolo stesso. La fusoliera di un velivolo è progettata per resistere ad un’ampia gamma di carichi durante il volo, molti dei quali sono dovuti ai sistemi di bordo installati. Questi sistemi possono includere strumentazione elettronica, impianti idraulici, sistemi di controllo, condizionamento dell’aria, equipaggiamento di comunicazione e persino il carico utile come i passeggeri o il cargo. I carichi generati dai sistemi di bordo possono essere statici, dinamici o ciclici e variano in funzione del tipo di aeromobile, delle sue missioni operative e delle condizioni di volo.

1. **Carichi strutturali statici:** I carichi statici sono generalmente associati alla massa dei sistemi installati, come serbatoi, condotti, e attrezzature elettroniche. Questi componenti sono montati su supporti rigidi all’interno della fusoliera, trasferendo la loro massa alla struttura principale. Sebbene

la massa dei sistemi di bordo possa sembrare insignificante rispetto alla massa complessiva di un aeromobile, in realtà contribuisce significativamente al carico totale. Una cattiva distribuzione di tali masse può causare una ripartizione non uniforme dei carichi, causando potenzialmente stress localizzati nella fusoliera.

2. **Carichi dinamici:** I carichi dinamici provengono da componenti mobili, come attuatori idraulici, ventilatori e compressori, che generano vibrazioni quando sono in funzione. Le vibrazioni prodotte possono trasmettersi alla struttura della fusoliera, inducendo carichi ciclici che, nel tempo, possono condurre a fenomeni di fatica. Gli ingegneri aeronautici devono pertanto progettare sistemi di montaggio che limitino o isolino le vibrazioni, riducendo l'entità dei carichi trasferiti alla fusoliera.
3. **Carichi termici:** I sistemi di bordo, in particolare quelli elettronici e di condizionamento, generano calore. Questo calore deve essere dissipato per evitare il surriscaldamento, il che comporta l'uso di sistemi di raffreddamento attivi o passivi. I gradienti di temperatura tra componenti interni e fusoliera esterna, che subisce grandi variazioni di temperatura esterna durante il volo, inducono carichi termici che devono essere attentamente gestiti. L'espansione e la contrazione differenziale dei materiali può generare stress sulla struttura della fusoliera, soprattutto nelle zone in cui materiali diversi sono collegati tra loro.
4. **Pressurizzazione della cabina:** Uno dei principali carichi indotti sulla fusoliera da un sistema di bordo, è quello derivante dal sistema di pressurizzazione della cabina. A quote di crociera elevate, la pressione esterna si riduce drasticamente, richiedendo che la fusoliera mantenga una pressione interna adeguata alla sicurezza ed il comfort dei passeggeri. Questo crea una differenza di pressione tra l'interno e l'esterno della fusoliera, inducendo carichi su tutto l'involucro strutturale. Gli ingegneri devono progettare la fusoliera per resistere a questa differenza di pressione in modo ripetuto durante il ciclo operativo del velivolo, tenendo conto dei fenomeni di fatica a lungo termine.

3.3.1 Gestione dei carichi e soluzioni di progetto

Per gestire efficacemente i carichi indotti dai sistemi di bordo, gli ingegneri utilizzano diverse tecniche progettuali. Sistemi di smorzamento sono comunemente impiegati per ridurre la trasmissione delle vibrazioni dalla strumentazione interna alla fusoliera. Inoltre, i supporti dei sistemi elettronici e idraulici sono spesso progettati con materiali isolanti per limitare i carichi dinamici e termici. In aggiunta, i metodi di distribuzione delle masse all'interno della fusoliera sono ottimizzati per garantire che i carichi statici siano uniformemente distribuiti. La gestione delle connessioni termiche tra i componenti di bordo e la fusoliera è altrettanto critica per evitare stress dovuti ai gradienti di temperatura. L'uso di materiali compositi nelle strutture moderne permette di migliorare la resistenza ai carichi ciclici e la gestione delle dilatazioni termiche, aumentando la durata e l'affidabilità della fusoliera.

3.3.2 Fenomeni del Flutter e della Risonanza

La fusoliera di un velivolo è soggetta a diverse sollecitazioni aerodinamiche, strutturali e dinamiche durante il volo, e tra i fenomeni più rilevanti che possono compromettere la sua integrità strutturale troviamo il flutter e la risonanza. Questi fenomeni possono provocare effetti devastanti se non controllati, portando potenzialmente al collasso strutturale del velivolo. È fondamentale, quindi, che i progettisti e gli ingegneri aeronautici comprendano e gestiscano accuratamente questi fenomeni durante la fase di progettazione e validazione dei velivoli.

- **Flutter:**

Il flutter è un fenomeno aeroelastico che si manifesta come un'interazione instabile tra le forze aerodinamiche, elastiche ed inerziali che agiscono su una struttura. In pratica, il flutter è una vibrazione autoeccitata che si verifica quando una superficie

dell'aeromobile, come l'ala, la coda o anche la fusoliera, inizia ad oscillare in risposta a disturbi aerodinamici. Quando queste oscillazioni raggiungono una certa frequenza critica, possono autoalimentarsi, crescendo in ampiezza fino a provocare la rottura o il cedimento della struttura. Per quanto riguarda la fusoliera, il flutter può verificarsi in alcune sezioni specifiche, come quelle posteriori o le zone di transizione tra le strutture della fusoliera e le ali o i piani di coda. Sebbene il flutter sia più comunemente associato alle ali e alle superfici di controllo, anche la fusoliera può esserne vulnerabile, specialmente quando ci sono interazioni non previste tra i vari sistemi installati e la struttura. Il flutter della fusoliera può essere causato da:

1. Accoppiamenti dinamici tra la fusoliera e le superfici aerodinamiche;
2. Disallineamento delle frequenze naturali della fusoliera rispetto alle forze aerodinamiche o alle vibrazioni provenienti dai sistemi di bordo o dai motori;
3. Fenomeni di instabilità termica, dove le variazioni di temperatura possono modificare le proprietà strutturali dei materiali, alterando il comportamento elastico della fusoliera.

Gli ingegneri aeronautici prevengono il flutter progettando la fusoliera e le altre strutture in modo che le frequenze naturali di risonanza siano abbastanza distanti dalle frequenze delle forze aerodinamiche incontrate durante il volo operativo. Si utilizzano anche modelli computazionali avanzati e test in galleria del vento per identificare e correggere eventuali vulnerabilità al flutter.

- **Risonanza:**

Il fenomeno della risonanza si verifica quando una struttura vibra alla sua frequenza naturale in risposta ad una forza esterna che agisce con la medesima frequenza. Nella fusoliera di un velivolo, le vibrazioni possono provenire da varie fonti, tra cui i motori, le eliche, le turbine, o persino le vibrazioni indotte dalle turbolenze aerodinamiche. Quando la frequenza delle vibrazioni coincide con una delle frequenze naturali della fusoliera o di una sua parte, si verifica la risonanza, con un conseguente aumento rapido dell'ampiezza delle oscillazioni. La fusoliera è particolarmente sensibile alla risonanza in determinate condizioni, come durante

l'accelerazione o in manovre ad alta velocità, dove le forze aerodinamiche aumentano. La risonanza può provocare stress eccessivi sui punti di collegamento tra le sezioni della fusoliera o sui sistemi interni, con potenziali danni strutturali o malfunzionamenti dei sistemi critici. Le cause principali della risonanza nella fusoliera includono:

1. Motori e trasmissioni: Le vibrazioni prodotte dai motori a turbina o dalle eliche possono essere trasmesse alla fusoliera, specialmente se non adeguatamente smorzate;
2. Forze aerodinamiche periodiche: Turbolenze o disturbi aerodinamici periodici possono eccitare le frequenze naturali della fusoliera;
3. Frequenze naturali non smorzate: Se una parte della fusoliera è progettata in modo da avere frequenze naturali vicine a quelle delle vibrazioni esterne, la risonanza può diventare una minaccia.

Per limitare le amplificazioni che possono insorgere in presenza della risonanza, vengono adottate tecniche di smorzamento come l'uso di materiali compositi o di ammortizzatori. Inoltre, gli ingegneri cercano di "spostare" le frequenze naturali della struttura il più lontano possibile dalle frequenze critiche, variando la rigidità e la massa della fusoliera o aggiungendo elementi smorzanti.

Sia il flutter che la risonanza sono fenomeni pericolosi che richiedono un attento monitoraggio e gestione. I velivoli moderni sono progettati utilizzando avanzati modelli aeroelastici che simulano le condizioni operative ed identificano le frequenze critiche che potrebbero portare ad uno di questi fenomeni. Vengono, quindi, eseguiti anche test in volo per verificare la presenza di questi fenomeni e garantire la sicurezza strutturale della fusoliera.

Capitolo 4

Modellazione agli Elementi Finiti

Il Metodo degli Elementi Finiti (FEM, dall'inglese *Finite Element Method*) è una tecnica numerica che permette di trovare soluzioni approssimate a problemi definiti da equazioni differenziali alle derivate parziali, trasformandole in un sistema di equazioni algebriche. Sebbene in alcuni ambiti specifici sia in competizione con altre metodologie numeriche (come il metodo delle differenze finite, il metodo dei volumi finiti, il metodo degli elementi al contorno, il metodo delle celle ed il metodo spettrale), il FEM occupa una posizione di rilievo tra le tecniche numeriche di approssimazione. Esso è il cuore di molti software di analisi automatizzata disponibili sul mercato, soprattutto in contesti strutturali e termo-strutturali, mentre ha un uso più limitato nelle applicazioni CFD (fluidodinamica computazionale) a causa dell'instabilità dei solutori con numeri di Reynolds elevati. Il metodo degli elementi finiti è particolarmente efficace nella risoluzione di equazioni alle derivate parziali in geometrie complesse, come il telaio di un'automobile o il motore di un aereo, quando il dominio è variabile (ad esempio, una reazione a stato solido con condizioni al contorno mutevoli), quando è necessaria un'accuratezza variabile all'interno del dominio (come in un crash test automobilistico, dove l'accuratezza deve essere maggiore vicino alla zona d'impatto), e quando la soluzione risulta irregolare.

4.1 Cenni storici

Il Metodo degli Elementi Finiti ha le sue radici nella necessità di risolvere complessi problemi di analisi elastica e strutturale, particolarmente nei settori dell'ingegneria civile ed aeronautica. Le prime forme del metodo possono essere ricondotte agli anni 1930-1935, grazie ai lavori di A. R. Collar (22 febbraio 1908 – 12 febbraio

1968) e W. J. Duncan (26 aprile 1984 – 9 dicembre 1960), che introdussero una versione primitiva di elemento strutturale per risolvere un problema di aeroelasticità. Negli anni 1940-1941, Alexander Hrennikoff (11 novembre 1896 – 31 dicembre 1984) e Richard Courant (8 gennaio 1888 – 27 gennaio 1972), seppur con approcci differenti, condivisero l'idea di suddividere il dominio del problema in sottodomini semplici, dando così origine al concetto di “Elementi Finiti”. La vera affermazione del metodo degli elementi finiti avvenne nella seconda metà degli anni '50, grazie a M. J. Turner della Boeing, che formulò e perfezionò il “*Direct Stiffness Method*”, ovvero il primo approccio agli elementi finiti applicato ai continui. Questo metodo si diffuse rapidamente al di fuori dell'ingegneria aerospaziale, influenzando significativamente l'ingegneria civile grazie al lavoro di John Argyris (19 agosto 1913 – 2 aprile 2004) all'Università di Stoccarda, che sistematizzò l'assemblaggio delle relazioni strutturali, e di Ray W. Clough (23 luglio 1920 – 8 ottobre 2016) all'Università di Berkeley, il quale fu il primo ad utilizzare il termine FEM e la cui collaborazione con Turner portò a pubblicazioni fondamentali per lo sviluppo del metodo moderno. Ulteriori contributi fondamentali per il FEM includono:

- L'introduzione degli elementi isoparametrici e delle funzioni di forma da parte di B. M. Irons;
- Il lavoro di R. J. Melosh che inquadrò il FEM nei metodi Rayleigh-Ritz;
- La creazione del primo software FEM open source da parte di E. L. Wilson, che portò alla nascita di SAP.

Nel 1967, Zienkiewicz (18 maggio 1921 – 2 gennaio 2009) pubblicò il primo libro dedicato agli elementi finiti, mentre a partire dal 1970 il FEM si diffuse come metodo di modellazione numerica in vari campi ingegneristici, tra cui l'elettromagnetismo, la fluidodinamica, il calcolo strutturale e la geotecnica. Questo periodo vide anche l'emergere di molti software FEM commerciali ancora oggi in uso, come ad es. NASTRAN, ADINA, ANSYS, ABAQUS...

4.2 Principi di Funzionamento

Il Metodo degli Elementi Finiti si applica ad oggetti fisici che possono essere suddivisi in domini di forme geometriche semplici. Ogni elemento finito in un continuo viene trattato come un campo di integrazione numerica con proprietà omogenee. La principale caratteristica del FEM è la suddivisione del dominio in una griglia (MESH) composta da elementi di forma specifica (triangoli e quadrilateri per domini bidimensionali, tetraedri ed esaedri per domini tridimensionali). La soluzione del problema all'interno di ogni elemento è rappresentata come una combinazione lineare di funzioni note come funzioni di base o di forma. Generalmente, queste funzioni di forma sono polinomiali, e la soluzione del problema viene approssimata con una funzione polinomiale a tratti. Il numero di coefficienti necessari per descrivere la soluzione in ogni elemento dipende dal grado del polinomio scelto, influenzando così la precisione della soluzione numerica. Originariamente, e ancora oggi per la maggior parte delle applicazioni, il metodo degli elementi finiti è impiegato per risolvere problemi con leggi costitutive lineari, come quelli che riguardano sforzi e deformazioni in materiali elastici o la diffusione di calore. Esistono anche versioni avanzate del metodo che permettono di analizzare il comportamento dei materiali in regime non lineare, considerando fenomeni plastici o visco-plastici. Inoltre, il FEM può affrontare problemi accoppiati, come l'analisi geotecnica del comportamento di un terreno in presenza di moti di filtrazione dell'acqua. Il metodo degli elementi finiti appartiene alla famiglia dei metodi di *Galärkin*, che partono dalla formulazione debole di un problema differenziale. Questa formulazione, basata su concetti di derivata nelle distribuzioni, integrale di *Lebesgue* e media pesata tramite funzioni test, è molto utile poiché richiede condizioni di regolarità realistiche per la maggior parte dei problemi ingegneristici. I metodi di *Galärkin* approssimano la soluzione del problema, espresso in forma debole, come una combinazione lineare di funzioni di base elementari. I coefficienti di questa combinazione (detti anche gradi di libertà) sono le incognite del sistema algebrico risultante dalla discretizzazione. Il

FEM utilizza funzioni di forma polinomiali a tratti, mentre altri metodi di *Galërkin*, come i metodi spettrali, impiegano diverse funzioni di base.

4.2.1 Modello

Per sviluppare un modello agli elementi finiti, si seguono alcune fasi cruciali, ognuna delle quali introduce potenziali errori nella soluzione finale:

- 1. Modellazione:** In questa fase, comune a tutti gli studi ingegneristici, si parte da un sistema fisico per creare un modello matematico che rappresenta alcuni aspetti chiave del sistema reale. Questo modello matematico si concentra su variabili di interesse specifico, ignorando dettagli meno rilevanti. Ad esempio, nel calcolo del momento flettente di una trave, non si considerano le interazioni molecolari. Se il sistema fisico è complesso, viene suddiviso in sottosistemi. Nel contesto specifico il sistema potrebbe essere una parte di una struttura più grande, come una nave o un aeroplano. Ogni sottosistema è ulteriormente suddiviso in elementi finiti, a cui viene applicato il modello matematico adeguato. A differenza dei metodi analitici, il modello matematico scelto deve solo essere appropriato per le semplici geometrie degli elementi finiti. La scelta del tipo di elemento in un software FEM implica una scelta implicita del modello matematico sottostante. L'errore introdotto dall'utilizzo di un determinato modello deve essere valutato tramite prove sperimentali, che sono generalmente costose in termini di tempo e risorse.
- 2. Discretizzazione:** In una simulazione numerica, è necessario convertire un sistema con un numero infinito di gradi di libertà (tipico dei continui) in uno con un numero finito. La discretizzazione, sia spaziale che temporale, serve, per l'appunto, ad ottenere un modello discreto con un numero finito di gradi di libertà. Questo passaggio introduce un errore dovuto alla discrepanza rispetto alla soluzione esatta del modello matematico. Questo errore può

essere valutato in modo appropriato se esiste un modello matematico adeguato all'intera struttura ed in assenza di errori numerici di calcolo, quest'ultimo aspetto è, ad oggi, generalmente controllabile tramite l'impiego di calcolatori elettronici.

4.2.2 Caratteristiche degli Elementi

Ogni elemento nel FEM è definito da determinate caratteristiche chiave:

- **DIMENSIONE:** Gli elementi possono essere di dimensioni 1D, 2D o 3D.
- **NODI:** Sono punti specifici che definiscono la geometria dell'elemento. In ciascun nodo viene associato il valore di un campo o gradiente che rappresenta l'intera struttura. Per elementi meccanici, questo campo può riguardare le reazioni vincolari e gli spostamenti.
- **GRADI DI LIBERTA' (DOF):** Rappresentano i possibili valori che i campi o gradienti possono assumere nei nodi. I nodi adiacenti condividono questi valori.
- **FORZE SUI NODI:** Sono forze esterne applicate sui nodi o risultanti dalle reazioni vincolari. Esiste una relazione tra le forze (f) e i gradi di libertà (u), espressa come: $Ku = f$, dove K è la matrice di rigidezza. Questa relazione sottolinea la dualità tra forze esterne e spostamenti. Il prodotto scalare $f \cdot u$ rappresenta, invece, il lavoro compiuto dalle forze esterne.
- **PROPRIETA' COSTITUTIVE:** Descrivono il comportamento dell'elemento. Ad esempio, un materiale isotropo con comportamento elastico lineare è definito dal Modulo di Young e dal Coefficiente di Poisson.
- **SOLUZIONE NUMERICA:** La risoluzione del sistema di equazioni, che può essere non lineare, viene effettuata numericamente. Per sistemi lineari, l'errore numerico introdotto è trascurabile.

4.2.3 Elementi Finiti

Tutti i software che utilizzano il FEM per l'analisi strutturale dispongono di una libreria di elementi finiti (sia per il campo elastico lineare che per quello elasto-plastico) monodimensionali, bidimensionali e tridimensionali, utili per facilitare la modellazione di strutture reali. Gli elementi più comuni generalmente sono:

1. Monodimensionali:

- ASTA: Elemento rettilineo a 2 nodi, rigido solo per le traslazioni, adatto a trasmettere solo forze assiali. Utilizzato principalmente per la modellazione di strutture reticolari.
- TRAVE: Elemento rettilineo a 2 nodi, capace di trasferire rigidità per tutti i 6 gradi di libertà, trasmettendo forze assiali, taglianti, momenti flettenti e torcenti. Impiegato per la modellazione di strutture intelaiate.
- MOLLA: Elemento rettilineo a 2 nodi, con rigidità assiale e/o rotazionale, utilizzato per modellare vari tipi di vincoli elastici, come gli spostamenti imposti.
- RIGIDO: Elemento rettilineo a 2 nodi, infinitamente rigido, usato per creare un legame rigido tra due elementi finiti.

2. Bidimensionali:

- LASTRA: Elemento piano a 3 o 4 nodi per stati di sforzo piano, con due gradi di libertà per nodo (traslazioni nel piano). Usato per strutture caricate nel loro stesso piano.
- PIASTRA: Elemento piano a 3 o 4 nodi, con tre gradi di libertà per nodo (traslazione perpendicolare al piano e rotazioni). Utilizzato per modellare strutture bidimensionali soggette a flessione.
- GUSCIO: Elemento piano a 3 o 4 nodi, che combina le proprietà della lastra e della piastra, dotato sia di rigidità flessionale che membranale.
- DEFORMAZIONE PIANA: Elemento piano a 3 o 4 nodi per stati di deformazione piana, con due gradi di libertà per nodo. Utilizzato per strutture dove lo spessore è prevalente e si può considerare impedita la deformazione nello spessore stesso.

- ASSIALSIMMETRICO: Elemento piano a 3 o 4 nodi che rappresenta un settore di un radiante di una struttura a simmetria radiale. Utilizzato per modellare strutture solide ottenute per rotazione, analizzando solo un settore.
- 3. Tridimensionali:**
- BRICK o ELEMENTO SOLIDO: Elemento che può essere costituito da 4 fino a 27 nodi, con 3 gradi di libertà per nodo (le tre traslazioni). Utilizzato per modellare elementi strutturali solidi senza dimensioni trascurabili rispetto alle altre, capace di interpretare uno stato tensionale tridimensionale, come nella modellazione della stratigrafia del suolo.

4.2.4 Nodi

La configurazione della geometria del modello che rappresenta la struttura reale avviene tramite il posizionamento di nodi, o punti nodali, in corrispondenza di punti significativi della struttura. Nella collocazione dei nodi, è importante considerare i seguenti aspetti:

- **Quantità di nodi**: Devono essere sufficienti per descrivere accuratamente la geometria della struttura.
- **Discontinuità**: I nodi devono essere posizionati nei punti e lungo le linee di discontinuità, come ad esempio dove variano le caratteristiche dei materiali o delle sezioni.
- **Punti di interesse**: Si possono aggiungere nodi in punti non essenziali per la geometria, ma di cui si vogliono monitorare spostamenti e sollecitazioni interne.
- **Carichi e masse**: Se il software non lo gestisce automaticamente, è necessario posizionare i nodi dove sono applicati carichi concentrati o masse nodali.
- **Vincoli**: I nodi devono essere posti in tutti i punti che si desidera vincolare.

- **Suddivisione della mesh:** Nel caso di strutture bidimensionali (piastre, lastre, ecc.), la mesh deve essere sufficientemente fine per catturare le variazioni di sforzo o di spostamento nelle aree cruciali per l'analisi.

Sono questi gli accorgimenti che garantiscono la realizzazione accurata e il più rappresentativa possibile della struttura.

4.2.5 Mesh

Un passaggio essenziale per applicare la modellazione agli elementi finiti è rappresentato dalla frammentazione del dominio di calcolo. Si converte così un modello continuo in uno discretizzato, risolvendo numericamente le equazioni che rappresentano il modello fisico-matematico. Il metodo agli elementi finiti si basa sul principio ingegneristico del “*divide et impera*”, secondo il quale un problema complesso può essere frammentato in problemi più semplici. La risoluzione di ciascun sottoproblema conduce alla soluzione del problema complessivo. In altre parole, si passa da un numero infinito di gradi di libertà nel continuo ad un numero finito di gradi di libertà nella mesh.

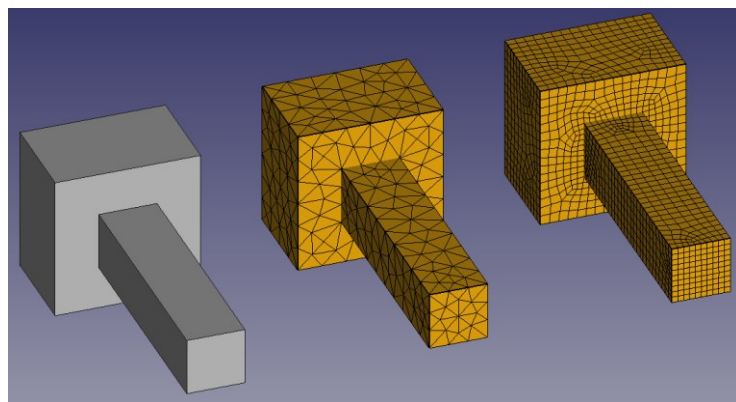


Fig.4.1: Esempio di discretizzazione del dominio di calcolo. [www.wiki.freecad.org]

Nella realizzazione della mesh (o griglia) si sfruttano geometrie primitive (elementi finiti), di forma matematicamente definita, che possono essere classificate in base alle dimensioni del dominio da realizzare:

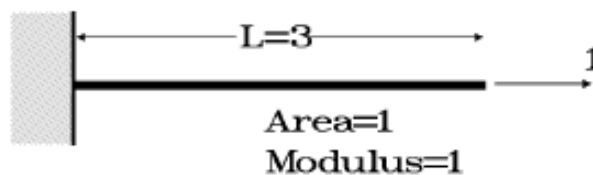
- **Dominio 2D:**
 - Triangoli
 - Quadrilateri
- **Dominio 3D:**
 - Esaedri
 - Tetraedri
 - Cuneiformi
 - Poliedrici

Ognuna di queste geometrie primitive è composta da nodi (vertici), facce (face) e spigoli (edge).

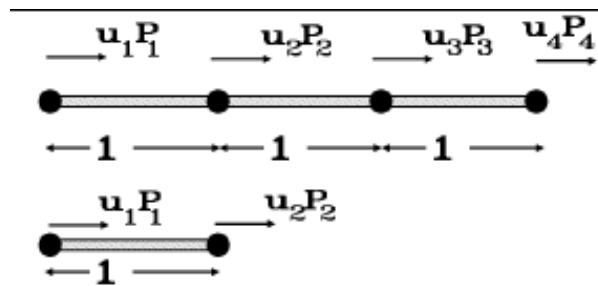
4.3 Applicazione del metodo

Per comprendere appieno come avviene la modellazione agli elementi finiti anche da un punto di vista teorico, verrà riportato di seguito un esempio applicativo.

Si considera un semplice elemento “asta” (*bar element*), presentato nella figura di seguito:



L'asta viene suddivisa in un determinato numero di elementi, che in questo caso sarà 3. Le connessioni tra i differenti elementi saranno i cosiddetti nodi. Per ciascun elemento vengono definiti i gradi di libertà (*"degrees-of-freedom"*) *dof*, i quali saranno necessari e sufficienti per descrivere la deformazione dell'asta, che in questo caso sarà un'estensione assiale su ciascuna estremità locale, u_1 e u_2 . I carichi applicati all'asta, invece, corrisponderanno agli spostamenti.



Per ciascun elemento esiste una relazione nota tra carico e spostamento,

$$[k]^e \{u\}^e = \{P\}^e$$

(4.1)

Dove:

- $[k]^e$ è la matrice di rigidezza dell'elemento;
- $\{u\}^e$ è il vettore dello spostamento dell'elemento;
- $\{P\}^e$ è il vettore del carico dell'elemento.

Per il singolo elemento si avrà:

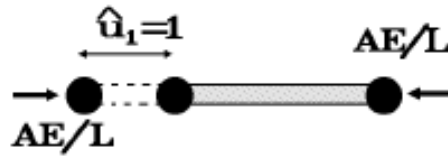
$$\begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} \\ k_{21} & k_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_1 \\ P_2 \end{bmatrix}$$

(4.2)

Per definire i coefficienti k_{ij} si sfrutta il seguente approccio: Si impostano $u_1 = 1$, $u_2 = 0$, e si esegue la moltiplicazione tra matrici, ottenendo, $k_{11} = P_1$, $k_{21} = P_2$. Dalla Meccanica dei Solidi, è noto che per applicare gli spostamenti di seguito mostrati in figura, i carichi necessari saranno:

$$P_1 = \frac{A_i E_i}{L_i}, \quad P_2 = -\frac{A_i E_i}{L_i}$$

(4.3)



Successivamente, allo stesso modo, vengono impostati $u_1 = 0$, $u_2 = 1$, e si esegue la moltiplicazione per ottenere k_{12} e k_{22} . Inserendo questi coefficienti nella matrice (4.2) si ottiene:

$$[k]^i = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{22} \\ k_{21} & k_{22} \end{bmatrix} = \frac{A_i E_i}{L_i} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix}$$

(4.4)

Per semplicità si considera il coefficiente di rigidezza (AE/L) uguale per tutti gli elementi. Quindi per l'elemento 1 l'equazione (4.1) può essere scritta come:

$$\frac{AE}{L} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_1 \\ P_2 \end{bmatrix}^1$$

(4.5)

Dove gli apici identificano che questi carichi sono applicati all'elemento 1. Analogamente per l'elemento 2,

$$\frac{AE}{L} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_2 \\ u_3 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_2 \\ P_3 \end{bmatrix}^2$$

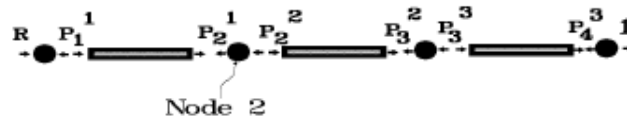
(4.6)

E per finire per l'elemento 3,

$$\frac{AE}{L} \begin{bmatrix} 1 & -1 \\ -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_3 \\ P_4 \end{bmatrix}^3$$

(4.7)

Il prossimo passaggio è chiamato “assemblaggio”, perché prevede l'unione di ciascun elemento usando l'equilibrio. La caratteristica fondamentale è che nonostante il modello è estremamente semplice, bisogna comunque obbedire alle stesse leggi della meccanica della struttura più complessa. Quindi si dovrà avere compatibilità di deformazione, che è assicurata, perché gli elementi dell'asta rimangono uniti insieme durante tutto il processo di deformazione; e si dovrà avere equilibrio, il quale sarà assicurato in un certo numero di punti discreti, i nodi.



Da questi diagrammi dei corpi liberi per i nodi, si possono ricavare le seguenti relazioni per l'equilibrio:

- Nodo 1:

$$\sum F_x = 0 \Rightarrow R - P_1^1 = 0.$$

(4.8)

I carichi provenienti dall'elemento possono essere espressi in termini di spostamento nodale dell'elemento utilizzando la relazione di rigidità data dall'equazione (4.5),

$$P_1^1 = \frac{AE}{L}u_1 - \frac{AE}{L}u_2 \Rightarrow \frac{AE}{L}u_1 - \frac{AE}{L}u_2 = R$$

ma $u_1 = 0$, quindi $R + \frac{AE}{L}u_2 = 0$

(4.9)

- Nodo 2:

$$\sum F_x = 0 \Rightarrow -P_2^1 - P_2^2 = 0$$

(4.10)

Le forze in termini di spostamenti nodali saranno,

$$-\frac{AE}{L}(-u_1 + u_2) - \frac{AE}{L}(u_2 - u_3) = 0$$

ma $u_1 = 0$, quindi $2\frac{AE}{L}u_2 - \frac{AE}{L}u_3 = 0$

(4.11)

- Nodo 3:

$$-\frac{AE}{L}(-u_2 + u_3) - \frac{AE}{L}(u_3 - u_4) = 0,$$

$$\Rightarrow 2\frac{AE}{L}u_3 - \frac{AE}{L}u_2 - \frac{AE}{L}u_4 = 0$$

(4.12)

- Nodo 4:

$$\frac{AE}{L}(-u_3 + u_4) = 1$$

(4.13)

Queste quattro equazioni di equilibrio possono essere combinate nella seguente forma matriciale:

$$\frac{AE}{L} \begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & -1 & 0 \\ 0 & -1 & 2 & -1 \\ 0 & 0 & -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} RL / AE \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

(4.14)

Assumendo $AE/L=1$ e risolvendo gli equilibri tramite l'eliminazione Gaussiana, si ottiene dopo il passaggio in avanti la forma triangolare superiore,

$$\begin{bmatrix} 1 & 1 & 0 & 0 \\ 0 & 2 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 3/2 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 1/3 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

(4.15)

e dal passaggio all'indietro si ottiene:

$$\frac{1}{3}u_4 = 1 \Rightarrow u_4 = 3$$

$$\frac{2}{3}u_3 - u_4 = 0 \Rightarrow u_3 = \frac{2}{3}u_4 = 2$$

$$2u_2 - u_3 = 0 \Rightarrow u_2 = \frac{1}{2}u_3 = 1$$

$$R + u_2 = 0 \Rightarrow R = -u_2 = -1$$

(4.16)

Il vettore degli spostamenti sarà:

$$\{u_1 u_2 u_3 u_4\} = \{0123\}$$

(4.17)

mentre la reazione sarà: $R = -1$.

Le forze interne in ciascun elemento possono ora essere ottenute dalle relazioni originali irrigidite, derivate per gli elementi. Per l'elemento 1 l'estensione è la differenza tra gli spostamenti finali e questo può essere correlato alla forza dai primi principi,

$$\text{estensione} = \delta = u_2 - u_1 = \frac{fL}{AE} \Rightarrow f = +1 \text{ (in tensione)}$$

(4.18)

Il processo utilizzato per risolvere l'equazione (4.14) non è conveniente per le formulazioni generali di elementi finiti, in quanto nel tentativo di risolvere gli spostamenti sconosciuti e le reazioni sconosciute simultaneamente, questo processo rende il sistema di equazioni simmetrico, il che può essere molto antieconomico per problemi di grandi dimensioni. Se, invece, vengono impostate le equazioni di equilibrio con tutti e quattro gli spostamenti come variabili, ovvero il primo dell'equazione (4.9) insieme a (4.11), (4.12), (4.13) allora si avrà:

$$\frac{AE}{L} \begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 & 0 \\ -1 & 2 & -1 & 0 \\ 0 & -1 & 2 & -1 \\ 0 & 0 & -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} R \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

(4.19)

Si può notare che la matrice è simmetrica ma ha tutti e quattro gli spostamenti rappresentati, di cui uno è noto. Per tener conto delle condizioni al contorno cinematiche viene utilizzata la seguente procedura generale. Quindi si lascia che le precedenti matrici globali siano suddivise in base a $\{u_\alpha\}$ che sono spostamenti noti, ovvero condizioni al contorno, e $\{u_\beta\}$ che sono spostamenti sconosciuti. Risulta interessante che la situazione sia invertita per i carichi in cui $\{P_\alpha\}$ sono forze di reazione sconosciute e $\{P_\beta\}$ sono forze applicate note.

$$[k]^g \{u\}^g = \{P\} - \begin{bmatrix} k_{\alpha\alpha} & k_{\alpha\beta} \\ k_{\beta\alpha} & k_{\beta\beta} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_\alpha \\ u_\beta \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} P_\alpha \\ P_\beta \end{bmatrix}$$

(4.20)

Moltiplicando la seconda riga si ottiene,

$$[k_{\beta\beta}]\{u_\beta\} = \{P_\beta\} - [k_{\beta\alpha}]\{u_\alpha\}.$$

(4.21)

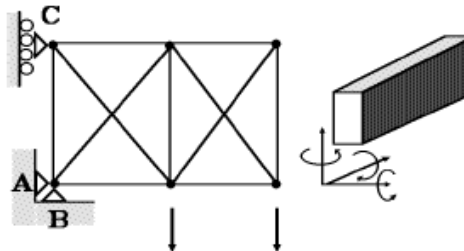
Questo può essere, ora, risolto per $\{u_\beta\}$ in termini di $\{P_\beta\}$ e $\{u_\alpha\}$ noti. In questo specifico esempio di asta α si riferisce solo al nodo 1 e poiché è fissa $\{u_\alpha\} = \{0\}$. Quindi si deve risolvere solo il 3 x 3 in basso a destra della matrice di rigidezza globale. Moltiplicando la prima riga della matrice partizionata sopra,

$$\{P_\alpha\} = [k_{\alpha\alpha}]\{u_\alpha\} + [k_{\alpha\beta}]\{u_\beta\}.$$

(4.22)

Ciò consente di calcolare $\{P_\alpha\}$ in termini delle condizioni al contorno cinematiche iniziali $\{u_\beta\}$ e $\{u_\alpha\}$ ora note. Bisogna prestare molta attenzione quando si impostano le condizioni al contorno cinematiche, perché ci si deve assicurare che vi sia un vincolo cinematico sufficiente a definire una soluzione univoca per lo spostamento.

Se la struttura non fosse fissa nello spazio, potrebbe traslare e ruotare come un corpo rigido senza modificare l'equilibrio tra i carichi interni ed esterni.



Nel precedente esempio 1D, il supporto fisso al LHS impedisce la traslazione verso destra, che è lo stretto necessario per questo tipo di struttura. Mentre, per la struttura bidimensionale presentata nella figura qui sopra, il supporto A impedisce la traslazione lungo x , il supporto B impedisce il movimento y e il supporto C impedisce la rotazione attorno all'asse z . Per cui tutta la struttura non ha alcun movimento libero. Per la struttura 3D mostrata, invece, un totale di almeno sei gradi di libertà devono essere limitati per impedire il movimento libero del corpo e la selezione deve essere progettata per impedire i tre movimenti traslazionali ed i tre movimenti rotazionali. Spesso i vincoli fisici reali sulla struttura sono più che sufficienti per impedire il movimento libero del corpo rigido. Tuttavia, se non viene fornito un vincolo adeguato, la matrice di rigidità globale assemblata sarà "singolare" con un grado di carenza di rango pari al numero di movimenti del corpo rigido che possono verificarsi nella struttura. Matematicamente, non è possibile trovare una soluzione ed il programma di analisi degli elementi finiti dovrebbe inviare un messaggio d'errore. Per dimostrare l'effetto della libertà di un corpo rigido sul processo di soluzione, si consideri l'esempio dell'asta precedente. Se la condizione al contorno $u_1 = 0$ non fosse impostata, l'equazione di equilibrio sarebbe,

$$\begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 & 0 \\ -1 & 2 & -1 & 0 \\ 0 & -1 & 2 & -1 \\ 0 & 0 & -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} u_1 \\ u_2 \\ u_3 \\ u_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 \\ 0 \\ 0 \\ 1 \end{bmatrix}$$

(4.23)

dove AE/L è stato impostato uguale a 1 e alla struttura sono stati assegnati carichi in equilibrio, il che potrebbe indurre a pensare che le equazioni di equilibrio degli elementi finiti siano valide. Applicare l'eliminazione di Gauss per risolvere il problema, porta a,

$$\begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & -1 & 0 \\ 0 & 0 & 1 & -1 \\ 0 & 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \hat{u}_1 \\ \hat{u}_2 \\ \hat{u}_3 \\ \hat{u}_4 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -1 \\ -1 \\ -1 \\ 0 \end{bmatrix}$$

(4.24)

Quest'ultima equazione finale è corretta, ma non consente di ricavare la soluzione per u_4 . La matrice $[K]$ è singolare con deficienza di rango pari a 1, motivo per cui le equazioni non possono essere risolte. Se, invece, si impostasse $u_4 = c$ allora le prime 3 equazioni forniranno,

$$u_3 - u_4 = -1 \Rightarrow u_3 = c - 1$$

$$u_2 - u_3 = -1 \Rightarrow u_2 = c - 2$$

$$u_1 - u_2 = -1 \Rightarrow u_1 = c - 3$$

(4.25)

La costante arbitraria c definisce la traslazione del corpo rigido della struttura. Si potrà, quindi, notare che questa soluzione ha la corretta estensione assiale dell'asta e fornirà le sollecitazioni corrette negli elementi. L'analisi degli elementi finiti definita nel presente paragrafo, la si può considerare come un metodo di spostamento, che risolve equazioni per gli spostamenti. Deve quindi essere

specificato il vincolo sufficiente per definire in modo univoco gli spostamenti della struttura. La struttura che è stata analizzata, la si è considerata senza un vincolo globale e forze di equilibrio esterne; quindi, potrebbe essere tradotta in un corpo rigido nello spazio e l'equilibrio tra le forze interne ed esterne non cambierebbe. Tuttavia, la soluzione per lo spostamento non è ricavabile senza localizzare la struttura, ad esempio, fissando l'estremità sinistra dell'asta come visto in precedenza. Si noti inoltre che la soluzione di Gauss sul LHS (4.24) è la stessa indipendentemente dalle voci nel vettore di carico. Per la struttura non vincolata ci si aspetterebbe che qualsiasi squilibrio nei carichi esterni causi spostamenti infiniti. L'effetto di tale squilibrio, invece, consiste nel fatto che l'equazione finale (4.24) ha una voce diversa da zero su RHS in modo che u_4 e la costante c in (4.25) siano infiniti. Infine, su questo argomento del moto del corpo libero, si nota il perno zero nella matrice di eliminazione. Un programma di elementi finiti rileverà questo ed avviserà di rigidità insufficiente per le equazioni vicine al fondo della matrice di rigidità globale. Ciò potrebbe indicare che la struttura è in grado di sostenere il moto del corpo rigido perché è stato applicato un vincolo cinematico insufficiente. L'algoritmo per la soluzione in modo efficace ricerca fino al fondo della matrice di rigidità per trovare vincoli sulla struttura che potrebbero in realtà essere applicati all'ultimo nodo. Il moto del corpo rigido può anche essere identificato prescrivendo spostamenti che rappresentano il movimento; quindi, per la matrice (4.19) si assume: $\{u_1 u_2 u_3 u_4\} = \{1111\}$, moltiplicando la matrice,

$$\begin{bmatrix} 1 & -1 & 0 & 0 \\ -1 & 2 & -1 & 0 \\ 0 & -1 & 2 & -1 \\ 0 & 0 & -1 & 1 \end{bmatrix} \begin{bmatrix} 1 \\ 1 \\ 1 \\ 1 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \end{bmatrix}$$

Questo dimostra, ancora una volta, che la traslazione può avvenire senza alcun carico sulla struttura. Un'altra combinazione di caricamento per la struttura è quella di combinare spostamenti e carichi ed applicarli nel (4.20) sopra,

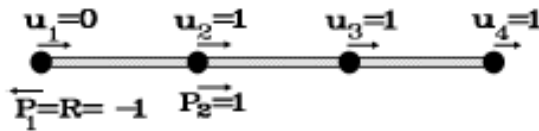
$$\{u_\alpha\} = \{u_2 u_3 u_4\} = \{111\}, \quad \{P_\beta\} = \{P_1\} = \{-1\}$$

Quindi si risolvono le matrici partizionate delle equazioni (4.21) e (4.22) per ottenere,

$$\{u_\beta\} = \{u_1\} = \{0\}$$

$$\{P_\alpha\} = \{P_2 P_3 P_4\} = \{100\}$$

Questo corrisponde agli elementi dell'asta caricati e che si spostano come mostrato nella figura seguente:



L'unico caso rimanente da considerare è la soluzione di strutture libere. Ad esempio, un aereo in volo o un veicolo spaziale. In questi casi il vincolo minimo deve ancora essere aggiunto per impedire il movimento del corpo rigido e rendere la matrice di rigidità globale non singolare. Dopo la soluzione, le reazioni vengono quindi verificate per garantire che siano uguali ai carichi applicati ai nodi liberi della struttura. Se le reazioni sono uguali ai carichi reali (spesso zero come dovrebbero essere per un velivolo), l'introduzione delle condizioni al contorno di spostamento anziché l'applicazione di carichi non ha cambiato il problema. L'origine degli spostamenti sarà quindi impostata, ma gli spostamenti e le sollecitazioni relative saranno gli stessi.

Per espandere il metodo degli elementi finiti e consentire la soluzione di problemi generali di elasticità, è necessario definire principi di base su cui fondare la trattazione più generali. Il principio del lavoro virtuale ed il principio del potenziale minimo forniscono espressioni integrali applicabili alla soluzione di problemi relativi all'elasticità lineare e non lineare oltre che alla meccanica dei fluidi. Esistono tre leggi fisiche di base che governano il comportamento strutturale statico elastico lineare:

- **EQUILIBRIO:** Le sollecitazioni interne devono essere ovunque in equilibrio e devono essere in equilibrio con i carichi applicati. Le forze complessive devono annullarsi sia su qualsiasi elemento che sull'intera struttura. La legge di Newton stabilisce che se c'è una forza risultante netta, si verificheranno necessariamente delle accelerazioni.
- **COMPATIBILITA':** Gli spostamenti e le sollecitazioni devono essere continui se il materiale rimane continuo. I salti discontinui nello spostamento si verificano solo quando il materiale si crepa o scivola lungo i piani di dislocazione.
- **LEGGI DEI MATERIALI:** Queste leggi collegano le differenti sollecitazioni e devono sempre essere soddisfatte. Ad esempio, la legge di Hooke richiede che la sollecitazione sia proporzionale all'altra sollecitazione e definisce costanti determinate sperimentalmente, Modulo di Young e Rapporto di Poisson per il materiale.

Se le leggi di equilibrio, compatibilità e materiali sono soddisfatte ovunque all'interno e sulla superficie del corpo elastico, allora i campi di sforzo e deformazione sono esattamente coretti. I matematici hanno determinato alcune soluzioni analitiche esatte, legate a problemi semplici, ma tali soluzioni non sono utilizzabili per strutture ingegneristiche complesse come macchine utensili e ali di aeromobili. Il Metodo degli Elementi Finiti è un metodo approssimativo per la soluzione di problemi generali nella meccanica applicata, tra cui analisi strutturale (meccanica dei solidi), meccanica dei fluidi, trasferimento di calore e molte altre situazioni fisiche governate da equazioni differenziali. Quando si analizza un *continuum* come una piastra sotto tensione, il modello degli elementi finiti di solito garantisce che due delle leggi di cui sopra siano soddisfatte esattamente (leggi di compatibilità e materiali). L'equilibrio viene applicato il più fedelmente possibile utilizzando un principio variazionale come il principio del lavoro virtuale o il potenziale minimo. Entrambe sono relazioni integrali ed entrambe possono essere dimostrate per applicare la migliore approssimazione alle equazioni di equilibrio. La soluzione di elementi finiti è quindi approssimativa, ma si può dimostrare che l'approssimazione migliora man mano che il modello viene raffinato, in modo che la soluzione convergerà alla risposta esatta al tendere all'infinito del numero di

elementi. Questo perfezionamento di solito comporta la divisione della regione in numeri progressivamente maggiori di elementi più piccoli.

4.4 I dieci step per l'applicazione del FEM

L'applicazione del Metodo degli Elementi Finiti può essere riassunta in dieci step fondamentali:

1. Definire la relazione di spostamento sull'elemento $u = [N]\{u\}$;
2. Valutare la relazione deformazione-spostamento $\{\varepsilon\} = [B]\{u\}$;
3. Definire la matrice delle proprietà del materiale $[D]$;
4. Valutare la relazione stress-spostamento $\{\sigma\} = [D][B]\{u\}$;
5. Determinare la matrice di rigidezza dell'elemento ed i vettori delle forze;
6. Se necessario, trasformare le variabili nodali in variabili globali tramite la matrice $[T]$;
7. Assemblare la matrice di rigidezza globale e il vettore dei carichi;

$$[K] = \sum_{elements} [K]^i, \quad \{P\} = \sum_{elements} \{P\}^i$$

8. Applicare le condizioni al contorno cinematiche;
9. Risolvere per spostamenti e reazioni incogniti;
10. Ripetere la sostituzione per gli stress dell'elemento $\{\sigma\} = [D][B]\{u\}$.

Risulta particolarmente interessante notare che questo processo viene utilizzato per analizzare qualsiasi cosa, dal semplice telaio con giunti a perno di una sezione alle sollecitazioni in una cellula di un velivolo quando atterra. La differenza significativa si verifica nello step 1, in cui si decide quale elemento utilizzare ed il campo di spostamento presunto che sarà presente nell'elemento, tutti i successivi passaggi derivano da questo.

Capitolo 5

Caso di studio

L'analisi strutturale è un elemento fondamentale nella progettazione e nella verifica di strutture ingegneristiche, in particolare nell'ambito aerospaziale, civile e meccanico. Con l'evoluzione della tecnologia e l'aumento della complessità delle strutture, i metodi tradizionali di calcolo sono diventati insufficienti per garantire accuratezza ed efficienza nelle simulazioni. In questo contesto, il Metodo degli Elementi Finiti (FEM) è emerso come uno strumento cruciale per analizzare il comportamento di strutture soggette a diverse condizioni di carico. L'avvento dei software per l'analisi FEM ha rivoluzionato il mondo dell'ingegneria strutturale e della progettazione, offrendo un modo efficace e preciso per analizzare il comportamento di strutture complesse sottoposte a varie condizioni di carico. La necessità di superare i limiti dei calcoli analitici manuali ha portato allo sviluppo di questi strumenti digitali che permettono agli ingegneri di modellare e simulare il comportamento meccanico di materiali e strutture con un elevato grado di precisione. Nei primi anni, l'analisi FEM era limitata dai potenti calcolatori necessari per risolvere grandi sistemi di equazioni. Tuttavia, con l'avanzamento delle tecnologie informatiche, sono stati sviluppati i primi software commerciali negli anni '70, come NASTRAN, originariamente progettato dalla NASA per l'industria aerospaziale. Questo programma divenne uno dei pilastri dell'analisi strutturale consentendo simulazioni sempre più complesse per aeromobili, veicoli spaziali e altre strutture ad alta criticità. Negli anni '80 e '90, il crescente accesso ai computer e lo sviluppo di software più intuitivi hanno reso il FEM disponibile per una gamma più ampia di industrie, tra cui quella automobilistica, civile e navale. Programmi come *MSC Nastran*, *ANSYS* e *Abaqus* sono diventati strumenti fondamentali per la progettazione e l'analisi di strutture in materiali tradizionali ed avanzati. I software FEM permettono di suddividere una complessa struttura in piccoli elementi finiti, sui quali vengono applicate le leggi della meccanica dei materiali per calcolare le reazioni ai carichi esterni. Questo processo di discretizzazione consente di analizzare strutture di qualsiasi forma e complessità,

che non potrebbero essere affrontate con i metodi analitici tradizionali. I principali software utilizzati nell'analisi strutturale sono:

- **MSC Patran/Nastran:** Originariamente sviluppati per l'industria aerospaziale, in particolare Nastran, è diventato uno degli strumenti più potenti e diffusi per l'analisi FEM. Patran, viene utilizzato come pre/post-processore per la creazione del modello e la visualizzazione dei risultati, mentre Nastran è il vero e proprio solutore delle equazioni strutturali.
- **ANSYS:** Uno dei software più versatili, usato per simulazioni meccaniche, termiche e fluidodinamiche, nell'ambito dell'ingegneria civile e meccanica.
- **Abaqus:** Molto apprezzato per le sue capacità di simulare materiali complessi, è utilizzato soprattutto per analisi non lineari e dinamiche.

Il seguente capitolo tratterà dell'analisi FEM dell'impatto che l'installazione di un'antenna di un velivolo commerciale esercita sulla fusoliera dello stesso velivolo tramite l'utilizzo dei software già citati, MSC Patran/Nastran. Per poter realizzare tale analisi non si prenderà in considerazione l'intera fusoliera del velivolo, bensì una sezione, in particolare, quella interessata dall'installazione dei sistemi.



Fig.5.1: Panoramica generale della struttura da simulare/analizzare in ambiente Patran.

5.1 Elementi strutturali

Il seguente paragrafo è dedicato alla presentazione dei componenti che costituiscono la struttura che si andrà ad analizzare, in cui verranno descritti sia i materiali che le relative proprietà di ciascuno di essi. La struttura è costituita principalmente da sei componenti, ciascuno avente compiti ben precisi:

1. **SKIN:** costituisce il rivestimento esterno della fusoliera, progettato per proteggere la struttura interna, resistere alle forze aerodinamiche e contribuire alla rigidità complessiva del velivolo. Il compito dello skin è quello di assorbire i momenti di taglio.

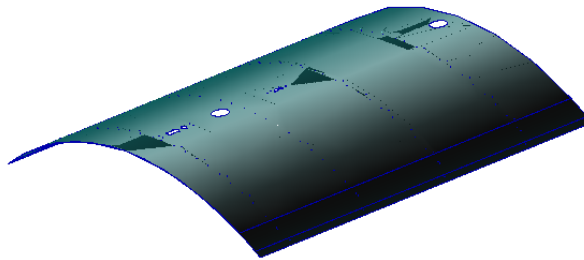


Fig.5.2: Sezione dello skin, su cui verranno installati i sistemi elettro-avionici in ambiente Patran.

2. **FRAME (o ORDINATE):** sono componenti strutturali trasversali che formano lo scheletro della fusoliera. Questi elementi agiscono come anelli di rinforzo, conferendo rigidità alla struttura e mantenendone la forma aerodinamica; essi sono costituiti da due parti, ordinata di forma ed ordinata di forza ed il compito di questi elementi è quello di assorbire i carichi orbitali.

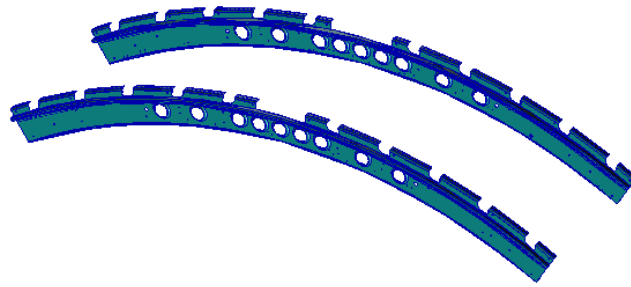


Fig.5.3: Presentazione delle ordinate in ambiente Patran.

3. **STRINGER (o CORRENTI):** sono elementi strutturali longitudinali che contribuiscono alla robustezza della struttura, distribuendo i carichi; la loro forma può essere di due tipologie, ad L o a Z ed il loro compito è quello di assorbire i carichi longitudinali e assiali.

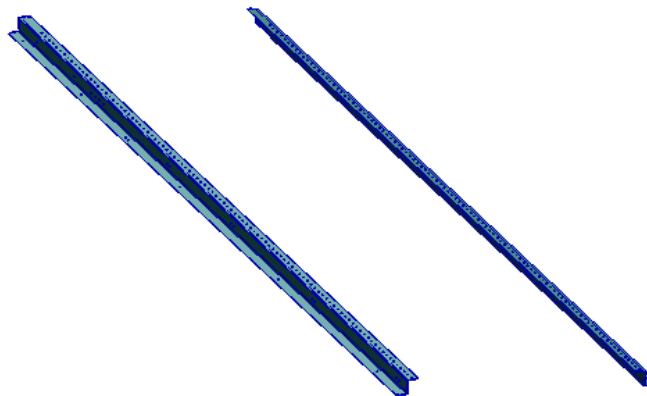


Fig.5.4: Presentazione dei correnti in ambiente Patran.

4. **RINFORZO LONGITUDINALE:** oltre a frame e stringer, esso è un ulteriore rinforzo longitudinale che serve ad innalzare la resistenza e la rigidità dello skin nella zona di installazione dei sistemi elettro-avionici, in modo da renderlo capace di sopportare i carichi indotti da tali sistemi.

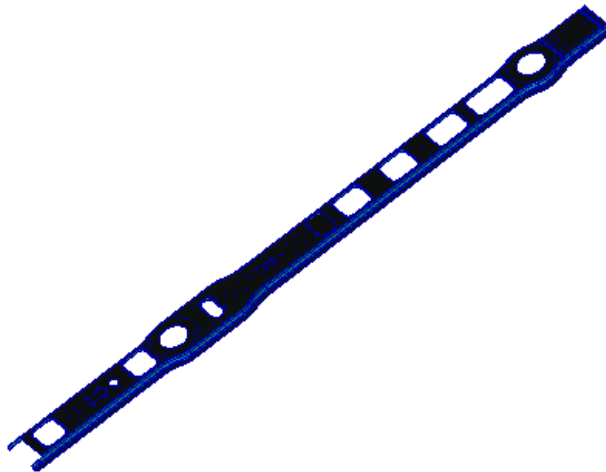


Fig.5.5: Rinforzo longitudinale per l'installazione dei sistemi in ambiente Patran.

5. **ANTENNA:** nella struttura che si andrà ad analizzare l'antenna rappresenterà la strumentazione di bordo, che indurrà determinati carichi alla struttura primaria del velivolo.

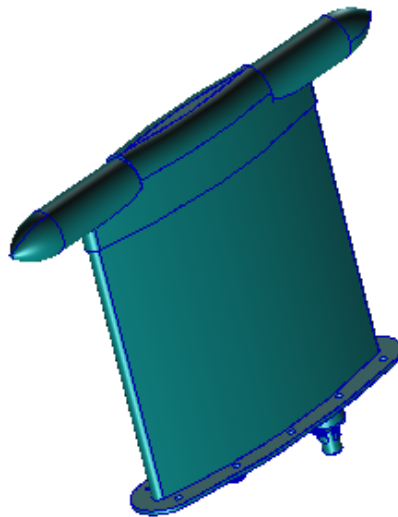


Fig.5.6: Presentazione dell'antenna in ambiente Patran.

6. **FASTENER:** sono i dispositivi di fissaggio, utilizzati per unire insieme due o più componenti meccanici in modo stabile e sicuro. Nella struttura in questione essi hanno il compito di tenere unita tutta la struttura ed i diversi componenti. I fasteners devono essere caratterizzati da ottima leggerezza, resistenza ed affidabilità per poter resistere alle condizioni estreme come vibrazioni, pressurizzazioni e cambi di temperatura.

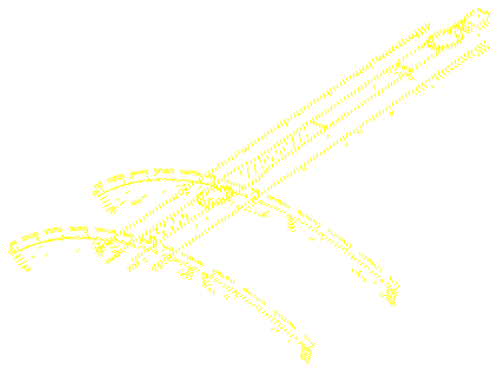
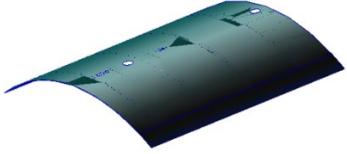
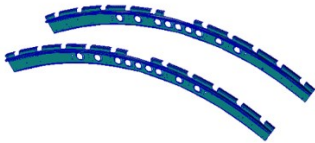


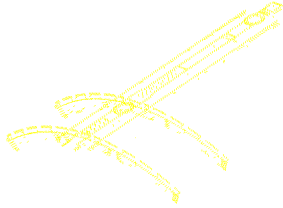


Fig.5.7: Rappresentazione delle chiodature in ambiente Patran.

Di seguito verrà riportata una tabella in cui saranno presenti i componenti descritti ed i materiali di cui essi sono costituiti, con delle indicazioni in merito alle proprietà degli stessi materiali:

Componente	Materiale	Densità [kg/m ³]	Modulo di Young [MPa]
	2024T3	2800	72390
	a)2024T42 (Ordinate di FORZA) b)7075T62 (Ordinate di FORMA)	a)2800 b)2800	a)72390 b)71020
	7075T7510	2800	71710
	2024T42	2800	72390
	a)FAST-MAT (Tutte le chiodature, escluse quelle di fissaggio dell'antenna.) b)FAST-MAT_STEEL (Chiodature finalizzate all'installazione dell'antenna sulla fusoliera)	a)2800 b)7890	a)70000 b)210000

Tab.1: Tabella riassuntiva relativa agli elementi di rinforzo strutturale ed i rispettivi materiali.

Risulta necessario sottolineare che la scelta delle unità di misura per la densità ed il Modulo di Young è strettamente legata ai risultati ottenuti durante le analisi, in quanto essi verranno espressi in **MPa**, cioè **N/mm²**, per cui è necessario esprimere la massa in tonnellate e la lunghezza in millimetri. Mentre, all'interno della tabella

è stata volutamente omessa l'antenna in quanto, ai fini delle analisi che si andranno a svolgere, la tipologia di materiali con cui l'antenna viene realizzata non ha rilevanza, difatti si vedrà come durante la realizzazione del modello FEM l'intera antenna verrà semplicemente modellata come una massa concentrata di 2,12 kg.

5.1.1 Cenni sui materiali impiegati

I principali materiali di cui è costituita la struttura che si andrà ad analizzare verranno brevemente descritti all'interno del seguente paragrafo.

1. **2024T3:** Il materiale 2024-T3 è una lega di alluminio che fa parte della serie 2000, con il rame come principale elemento di lega. È un materiale noto per la sua alta resistenza e viene spesso utilizzato in applicazioni aerospaziali, soprattutto per componenti strutturali soggetti ad elevate sollecitazioni, come le ali e la fusoliera. Tuttavia, è caratterizzato da una scarsa resistenza alla corrosione e non è facilmente saldabile, motivo per cui viene spesso protetto da un rivestimento superficiale. Il suffisso "T3" indica che il materiale è stato lavorato secondo il trattamento termico che prevede tempra e invecchiamento naturale per migliorare le proprietà meccaniche.
2. **2024T42:** L'alluminio 2024-T42 è una variante dell'alluminio della serie 2000, noto per la sua alta resistenza grazie alla compresenza di rame (Cu) e magnesio (Mg). La differenza principale tra il 2024-T42 e altre varianti come il T3 riguarda i trattamenti termici a cui è sottoposto. Infatti, il 2024-T42 è ottenuto per ricottura e successiva tempra naturale, che gli conferisce una buona combinazione di resistenza e duttilità, rendendolo ideale per applicazioni aerospaziali e strutturali, dove sono richieste proprietà meccaniche elevate e resistenza a fatica.
3. **7075T62:** L'alluminio 7075-T62 è una lega ad alta resistenza della serie 7000 (alluminio-zinco), utilizzata soprattutto in applicazioni aerospaziali e di difesa. Questa variante è caratterizzata da una resistenza a trazione

elevata, superiore a molte altre leghe di alluminio. L'alluminio 7075-T62 contiene elementi come zinco (Zn), magnesio (Mg) e rame (Cu), che contribuiscono a migliorarne la sua resistenza e durabilità.

4. **7075T7510:** L'alluminio 7075-T7510 è una lega appartenente alla serie 7000, caratterizzata da un'alta resistenza meccanica e da un buon rapporto massa/resistenza, che la rende particolarmente adatta per applicazioni strutturali avanzate. In particolare, viene utilizzata nel settore aerospaziale ed automobilistico, in componenti soggetti a sollecitazioni critiche. La designazione "T7510" si riferisce al trattamento termico che include tempra (T7) per stabilizzare le proprietà meccaniche e ridurre la sensibilità alla corrosione.

5.2 Realizzazione del modello

L'obiettivo del seguente paragrafo è quello di descrivere nel dettaglio come viene realizzata la modellazione FEM sulla struttura in esame, verranno quindi descritti i passaggi svolti e le scelte progettuali prese durante la transizione dalla realtà (disegno CAD) al modello (FEM). I passi che sono stati eseguiti possono essere sinteticamente elencati come segue:

1. **Pulizia della geometria:** La geometria della struttura da andare a modellare deve essere ripulita da tutti quegli elementi che, ai fini dell'analisi, non hanno rilevanza.
2. **Scelta degli elementi:** Ad ogni singolo componente della struttura dovrà essere associata una specifica tipologia di elemento.
3. **Definizione ed assegnazione delle proprietà:** Una volta scelta la tipologia dell'elemento, ad essa deve essere associata una determinata proprietà.
4. **Definizione del Load Case:** Realizzato il modello si definiscono i vincoli ed i carichi a cui la struttura sarà sottoposta.

5. **Realizzazione della Mesh:** Si tratta del passaggio che precede le analisi. Si definiscono gli elementi tramite i quali il modello verrà suddiviso e si realizza la discretizzazione dell'intera struttura da andare ad analizzare.

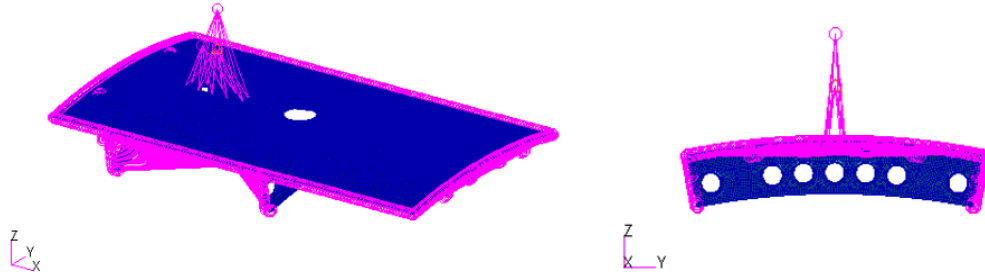


Fig.5.8: Rappresentazione complessiva della struttura modellata in ambiente Patran.

- **SKIN**

La tipologia di elemento scelta per rappresentare nel modello FEM il rivestimento della fusoliera è l'elemento *SHELL*. Lo skin della fusoliera è una struttura sottile che copre e collega le altre parti strutturali principali, come stringer e frame, ed è soggetta a carichi esterni significativi. Gli elementi *SHELL* sono ideali per modellare questo tipo di comportamento perché gestiscono in modo accurato sia gli sforzi membranali, che si sviluppano lungo la superficie del pannello, sia gli sforzi flessionali, che rappresentano la curvatura e le deformazioni fuori dal piano della struttura. Lo skin della fusoliera ha uno spessore molto ridotto rispetto alle altre due dimensioni, e gli elementi *SHELL* sono progettati appositamente per modellare strutture dove una dimensione è molto più piccola delle altre; infatti, tramite questa tipologia di elementi si può modellare la superficie dello skin considerando il suo spessore come una proprietà del materiale. Alla tipologia di elemento, *SHELL*, verrà associata la proprietà *PSHELL* che definirà le caratteristiche di ciascun elemento attraverso:

- Spessore;
- Modulo di elasticità e coefficiente di Poisson;
- Rigidezza membranale;
- Rigidezza flessionale;
- Taglio trasversale.

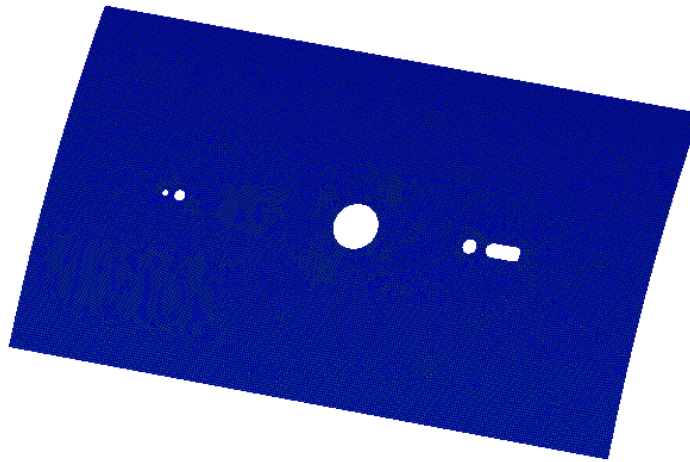


Fig.5.9: Rappresentazione in ambiente Patran, del modello FEM relativo allo skin della fusoliera.

- **FRAME**

I frame di una fusoliera, spesso chiamati anche ordinate, sono componenti strutturali fondamentali che contribuiscono a mantenere la forma della fusoliera ed a distribuirne i carichi. Per modellare accuratamente i frame in un'analisi agli elementi finiti (FEM) in Patran, è comune utilizzare elementi di tipo SHELL associati alla rispettiva proprietà PSHELL. I frame sono solitamente strutture circolari o semi-circolari che si sviluppano attorno alla sezione trasversale della fusoliera e fungono da rinforzi interni. Essi contribuiscono a:

- Mantenere la forma della fusoliera;
- Distribuire i carichi lungo la fusoliera;
- Resistere a carichi locali.

Essi sono generalmente costituiti da materiali sottili e sono strutturalmente caratterizzati dall'aver uno spessore relativamente piccolo rispetto alle loro altre dimensioni (come larghezza e altezza), il che li rende adatti ad essere modellati con elementi SHELL piuttosto che con elementi solidi.

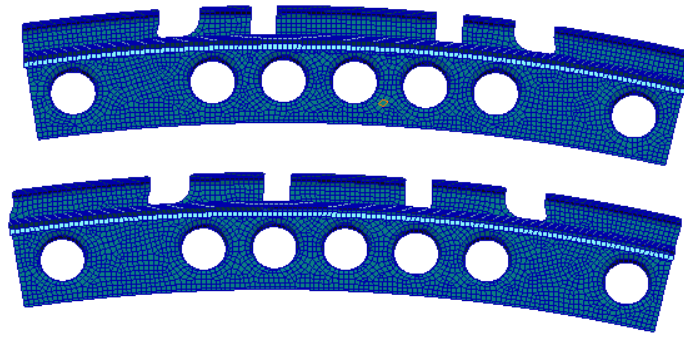


Fig.5.10: Rappresentazione in ambiente Patran del modello FEM relativo alle ordinate della fusoliera.

- **STRINGER**

Gli stringer di una fusoliera sono rinforzi longitudinali che forniscono supporto allo skin, migliorandone la resistenza ai carichi di compressione, tensione e flessione. Questi elementi sono fondamentali per il comportamento strutturale della fusoliera, specialmente in presenza di carichi complessi. Per modellare gli stringer in Patran è comune impiegare elementi SHELL insieme alla proprietà PSHELL. Questo perché sono componenti sottili che corrono longitudinalmente lungo la fusoliera e svolgono tre funzioni principali:

- Aumentare la rigidità della fusoliera;
- Resistere ai carichi di compressione;
- Distribuiscono i carichi lungo la fusoliera.

Gli stringer, avendo generalmente una sezione trasversale sottile ed allungata (a forma di T, Z, o C) ed uno spessore relativamente ridotto rispetto alla lunghezza, sono ideali per essere modellati con elementi SHELL piuttosto che con elementi solidi.

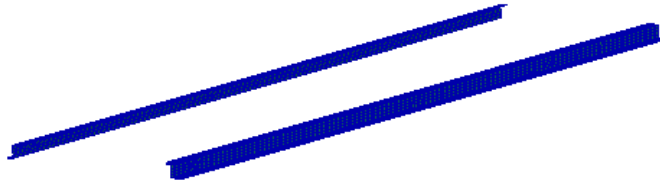


Fig.5.11: Rappresentazione in ambiente Patran del modello FEM relativo agli stringer della fusoliera.

- **FASTENERS**

I fasteners (rivetti, bulloni, o altri elementi di fissaggio) in una fusoliera sono componenti fondamentali che collegano le varie parti strutturali come lo skin, gli stringer e le ordinate. Nella modellazione FEM, i fasteners sono spesso rappresentati tramite elementi BAR associati alla proprietà PBARL. Essi collegano i diversi componenti strutturali della fusoliera, garantendo che essi possano lavorare insieme per resistere a carichi applicati. La loro funzione è essenziale in quanto:

- Distribuiscono i carichi tra i componenti;
- Prevengono il distacco strutturale;
- Contribuiscono all'innalzamento della resistenza ai carichi combinati.

I fasteners sono tipicamente elementi sottili ed allungati che collegano componenti più grandi. Poiché il loro spessore e la sezione trasversale sono piccoli rispetto alla lunghezza, sono adatti per essere rappresentati da elementi BAR. Questa tipologia di elementi è costituita da linee che collegano due nodi, a cui si assegnano proprietà specifiche di sezione e materiali, rappresentando quindi un fastener in modo semplificato ma accurato. Gli elementi BAR richiedono pochi gradi di libertà, rendendo il modello molto più semplice rispetto all'uso di elementi solidi o shell, pur mantenendo una rappresentazione accurata del comportamento strutturale, poiché essi sono capaci di rappresentare carichi assiali (come la trazione e la compressione) e flessionali, così come il taglio, che sono i principali tipi di carico a cui i fasteners sono sottoposti. I carichi assiali si generano quando le parti collegate tendono a separarsi o comprimersi l'una con l'altra, mentre i carichi di

taglio si sviluppano quando le parti collegate tendono a scorrere l'una rispetto all'altra. La proprietà PBARL è particolarmente utile quando si desidera modellare sezioni standard, come quelle circolari o rettangolari (comuni ai fasteners), ed è adatta per rappresentare componenti come rivetti o bulloni. Essa permette di specificare la sezione trasversale dei fastener, che nel presente caso è circolare, e le caratteristiche del comportamento flessionale e assiale attraverso la specificazione delle seguenti proprietà del materiale di cui l'elemento è costituito:

- Modulo di Young;
- Coefficiente di Poisson;
- Rigidezza flessionale;
- Rigidezza di taglio.

- **ANTENNA**

L'obiettivo del presente elaborato è quello di descrivere quanto più dettagliatamente possibile l'effetto che un'antenna (che rappresenta in maniera semplificata la strumentazione di bordo) esercita sulla fusoliera di un velivolo commerciale. Per cui, durante la modellazione FEM, non è necessario modellare nei minimi dettagli tale antenna, in quanto non è richiesto lo studio della sua risposta strutturale ai carichi che deve sopportare; quindi, l'antenna può banalmente essere considerata come una vera e propria massa concentrata. La proprietà che si è utilizzata per modellare tale elemento è definita *CONM2* e viene sfruttata in Patran/Nastran per definire una massa concentrata o puntuale in un modello. Essa è uno strumento molto utile per rappresentare masse concentrate che non sono associate direttamente ad elementi solidi o shell, ma che hanno un'influenza importante sul comportamento dinamico o statico del sistema e richiede semplicemente di specificare il valore della massa dell'elemento da modellare.

- **CONNESSIONI**

Un ulteriore elemento essenziale da dover modellare nel passaggio da CAD a FEM, sono le connessioni, sia quella tra antenna e fusoliera; sia quella tra il pezzo di

fusoliera che si è modellato in Patran e l'intera struttura del velivolo. L'elemento adottato per riprodurre nel modello queste connessioni è chiamato *RBE2*. Si tratta di una tipologia di elementi rigidi usati in Patran/Nastran per modellare il comportamento di connessioni rigide tra nodi. In un modello FEM gli RBE2 vincolano un gruppo di nodi a muoversi come un corpo rigido rispetto ad un nodo centrale, detto indipendente. Questo tipo di elemento tiene conto delle deformazioni tra i nodi coinvolti, assumendo che tutti i nodi collegati si muovano come se fossero parte di un corpo perfettamente rigido. Gli RBE2 vengono utilizzati per:

- Creare connessioni rigide tra più nodi senza aggiungere massa o deformazioni;
- Simulare elementi strutturali rigidi o vincolati in cui è richiesta una connessione senza flessibilità;
- Connettere nodi di un modello agli elementi finti ad altri nodi o parti del modello, in modo che i gradi di libertà del nodo indipendente controllino quelli dei nodi dipendenti.

Per definire un RBE2 si devono specificare:

- Nodo indipendente (detto *master*): questo nodo controlla il comportamento rigido di tutti i nodi collegati.
- Nodi indipendenti (detti *slave*): essi si muovono rigidamente in base al moto del nodo indipendente;
- Gradi di libertà: è possibile selezionare quali gradi di libertà (traslazioni e rotazioni nei tre assi) sono vincolati tra i nodi indipendenti e dipendenti.

Nel presente caso di studio gli RBE2 vengono utilizzati per simulare due connessioni ben distinte:

1. La connessione tra l'antenna e le strutture della fusoliera;
2. La connessione tra il pezzo di fusoliera simulato in Patran/Nastran e il resto della totale struttura del velivolo commerciale in esame.

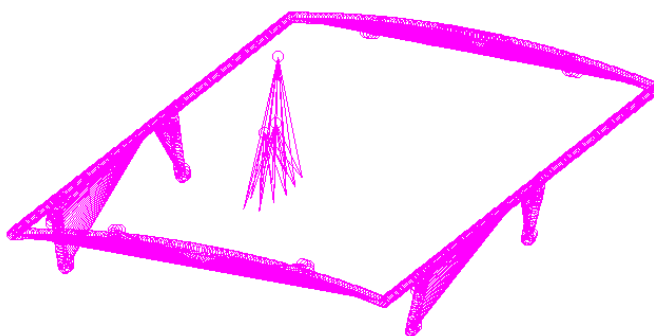
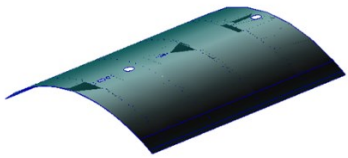
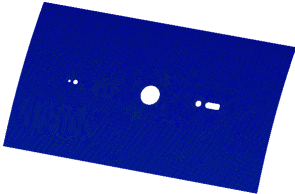
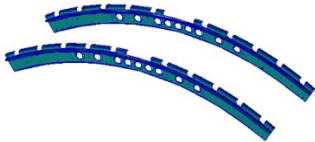
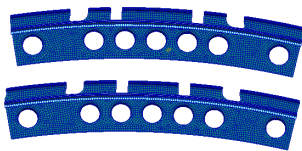


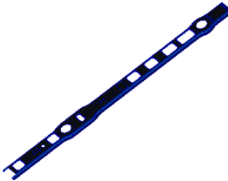



Fig.5.12: Rappresentazione in ambiente Patran del modello FEM relativo ai collegamenti della struttura in esame.

Verrà rappresentata di seguito una tabella riassuntiva con ciascun elemento strutturale e la rispettiva modellazione FEM in ambiente Patran, in cui verrà specificata anche la tipologia di elemento scelto per la realizzazione della mesh:

CAD	FEM	Elementi MESH
		CQUAD4
		CTRIA3 CQUAD4
		CTRIA3 CQUAD4
		CTRIA3 CQUAD4

Tab.2: Tabella riassuntiva del passaggio da CAD a FEM.

L'utilizzo degli elementi finiti *CQUAD4* in Patran/Nastran è fondamentale per la modellazione e l'analisi di superfici bidimensionali. Essi sono progettati per rappresentare superfici piane, come lamiere, piani e strutture bidimensionali. Possono modellare efficacemente la geometria delle superfici di strutture come la fusoliera. Il *CQUAD4* è un elemento quadrilatero a quattro nodi. Grazie alla loro forma quadrilatera, questi elementi possono essere utilizzati per creare una mesh regolare ed uniforme, che è fondamentale per ottenere risultati di analisi accurati. Dal punto di vista strutturale, questa tipologia di elementi consente di analizzare come le forze ed i carichi si distribuiscono su una superficie. Ciò è cruciale per valutare la resistenza e la stabilità delle strutture. Essi permettono anche di calcolare le deformazioni causate dai carichi applicati, aiutando a determinare se la struttura soddisfa i requisiti di progettazione.

Gli elementi *CTRIA3* in Patran/Nastran sono elementi finiti triangolari utilizzati principalmente per la modellazione di superfici bidimensionali. Questi elementi sono particolarmente utili in applicazioni ingegneristiche per la loro capacità di rappresentare geometrie complesse ed irregolari. Gli elementi *CTRIA3* sono composti da tre nodi. Grazie alla loro forma triangolare possono essere utilizzati per modellare superfici irregolari o curve in modo più efficace rispetto agli elementi quadrilateri *CQUAD4* che richiedono forme più regolari. Gli elementi *CTRIA3* possono essere utilizzati in combinazione con elementi quadrilateri per ottimizzare la rappresentazione delle geometrie, come nel presente caso di studio per gli elementi di rinforzo strutturale della fusoliera.

Per concludere questo paragrafo riguardante la descrizione di come è stato realizzato il modello FEM, risulta importante evidenziare che i carichi applicati alla struttura rientrano nella condizione di "CRASH LANDING" descritta di seguito, mentre per quanto concerne i vincoli sono stati vincolati, in tutti e sei i gradi di libertà, i soli nodi indipendenti relativi ai quattro collegamenti tra il contorno del pezzo di fusoliera analizzato e la struttura complessiva del velivolo, in modo da poter considerare rigidi tali collegamenti.

5.3 Check da eseguire sul modello

I controlli pre e post-run sono essenziali quando si eseguono simulazioni con modelli FEM in Patran/Nastran, specialmente per garantire la qualità e l'affidabilità dei risultati. I controlli pre-run, come la verifica della mesh, le condizioni al contorno ed i carichi applicati, sono fondamentali per evitare errori di impostazione che potrebbero compromettere l'intera analisi. Un modello mal definito può portare a soluzioni inaccurate o instabili. I controlli post-run, invece, permettono di valutare i risultati e verificarne la congruenza con le aspettative fisiche ed i criteri di progetto. L'analisi dei risultati deve includere una verifica di eventuali singolarità o comportamenti anomali, come deformazioni eccessive o stress localizzati. Senza un'adeguata fase di verifica, il rischio di decisioni errate basate su simulazioni non affidabili aumenta considerevolmente.

Verranno presentati di seguito alcune differenti tipologie di check che sono stati eseguiti sul modello, sia prima di essere lanciato che dopo:

1. Il **primo check** è relativo alla corretta realizzazione della mesh e della struttura modellata.

Entrando nel menù di “meshing” in ambiente Patran si andrà a verificare che la struttura realizzata, in particolare il pannello che rappresenta lo skin della fusoliera, non presenti componenti distaccati, per cui si deve avere la certezza che tutto sia ben collegato.

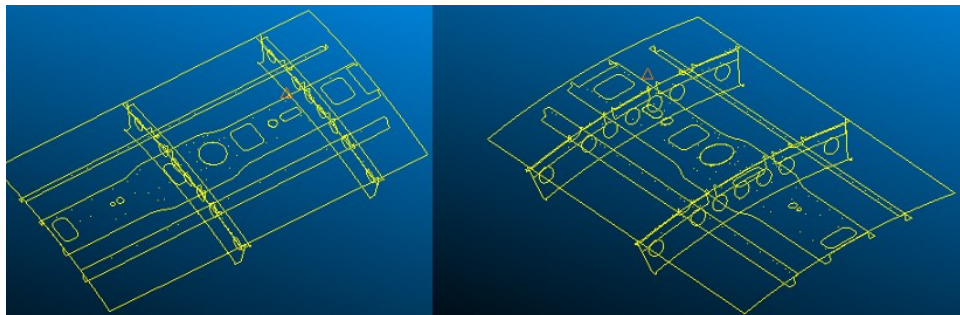


Fig.5.13: Check sulla corretta realizzazione dei collegamenti (RIUSCITO).

2. Il **secondo check** è sempre relativo alla correttezza del modello realizzato e riguarda le normali della struttura, cioè i vettori perpendicolari su ciascuna superficie o ciascun elemento geometrico che compongono la struttura e che devono essere tutti orientati nello stesso verso, poiché descrivono la geometria locale e le interazioni delle superfici con forze, vincoli e condizioni al contorno.

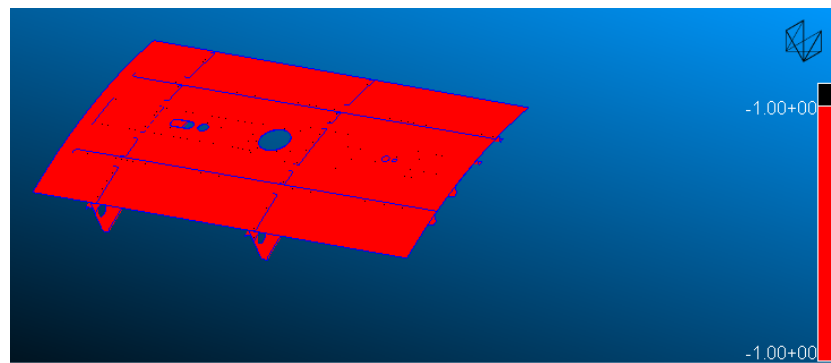


Fig.5.14: Check sulla congruenza del verso delle normali (RIUSCITO).

3. Il **terzo check** riguarda la bontà nella realizzazione del modello. Esso consiste nel lanciare un'analisi modale del modello (SOL 103) senza vincoli e carichi, per osservare che nella condizione “*free-free*” la struttura non vibra. Per essere positivo, il check prevede che almeno le prime sei frequenze caratteristiche siano circa nulle nella condizione free-free.

N. Modo di Vibrare	Frequenza [Hz]
1	0.00294
2	0.00065
3	0.00069
4	0.00075
5	0.00147
6	0.00191

Tab.3: Check sulla corretta realizzazione del modello (RIUSCITO).

Di seguito, per una rappresentazione più completa di questo check, verranno inseriti i primi tre modi di vibrare della struttura:

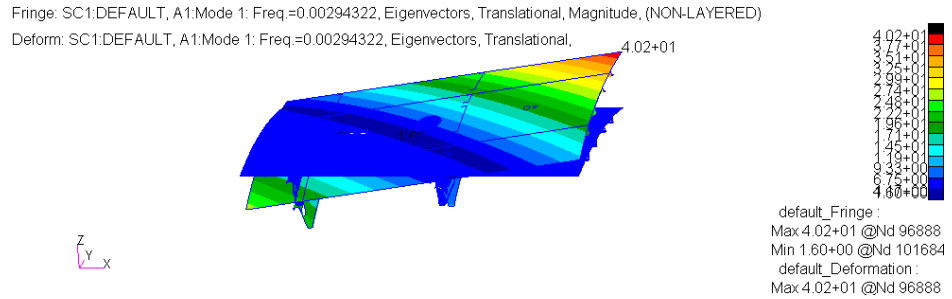


Fig.5.15: Rappresentazione primo modo di vibrare della struttura in condizione free-free, con frequenza [Hz] e rispettivi movimenti traslazionali [mm].

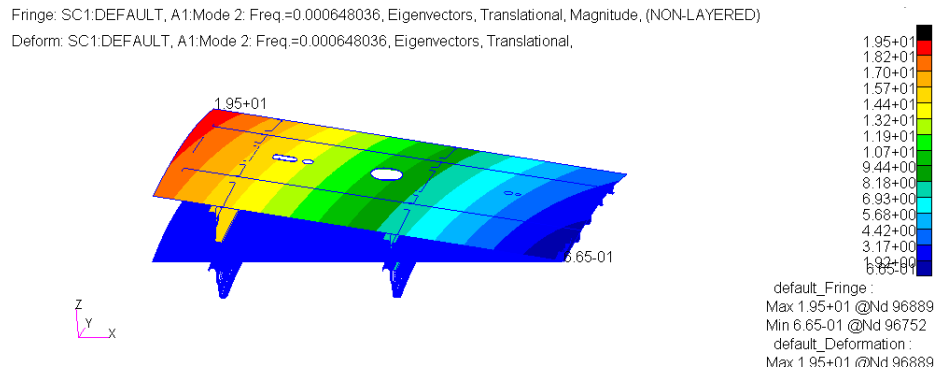


Fig.5.16: Rappresentazione secondo modo di vibrare della struttura in condizione free-free, con frequenza [Hz] e rispettivi movimenti traslazionali [mm].

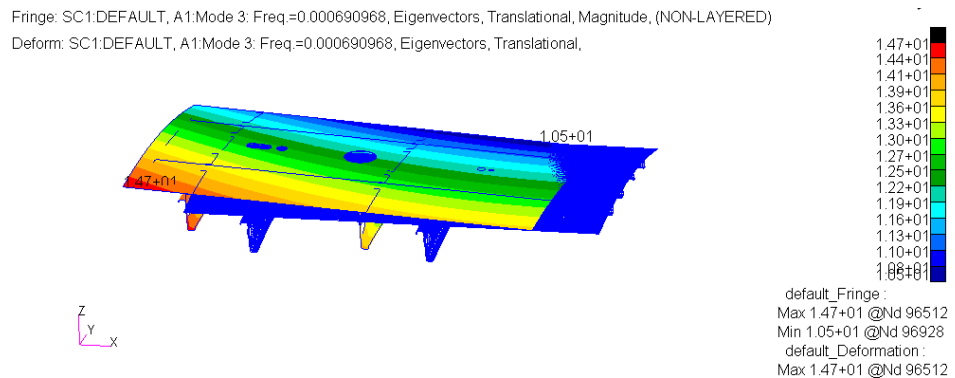


Fig.5.17: Rappresentazione terzo modo di vibrare della struttura in condizione free-free, con frequenza [Hz] e rispettivi movimenti traslazionali [mm].

4. Il **quarto check** riguarda la corretta impostazione dei vincoli e dei carichi sul modello, poiché prevede la verifica che il modello sottoposto a determinati carichi mantenga la condizione di equilibrio. Si dovrà quindi verificare che nel file *f06* generato da Nastran, una volta eseguita l'analisi statica (SOL 101), i carichi applicati (che nel file *f06* saranno sotto la voce "OLOAD RESULTANT") dovranno essere uguali alle forze di reazione associate ai vincoli (Single Point Constraints, SPC), queste forze di reazione rappresentano la quantità di forza che il sistema applica ai nodi vincolati per mantenerli fermi o per impedire loro di muoversi nei gradi di libertà specificati dai vincoli stessi (che nel file *f06* saranno sotto la voce "SPCFORCE RESULTANT").

SUBCASE/ DAREA ID		LOAD TYPE	T1	T2	OLOAD T3	RESULTANT R1 R2 R3		
TOTALS		-5.748616E+02	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	0.000000E+00	-1.034891E+06	5.639075E+02

SUBCASE/ DAREA ID		LOAD TYPE	T1	T2	SPCFORCE T3	RESULTANT R1 R2 R3		
TOTALS		5.748616E+02	-3.360725E-10	1.764874E-09	5.089234E-07	1.034891E+06	-5.639075E+02	

Fig.5.18: Check sulla correttezza dei vincoli e dei carichi applicati (RIUSCITO, a meno di un piccolissimo errore percentuale).

5. Il **quinto check** da presentare, sempre relativo alla bontà del modello, riguarda il valore di EPSILON, presente nel file *f06* generato da Nastran a seguito dell'analisi statica (SOL 101). Questo valore deve essere dell'ordine di 10^{-12} per avere la dimostrazione che il modello è stato eseguito perfettamente. Questo perché il valore di EPSILON rappresenta un parametro numerico che viene utilizzato per monitorare la convergenza dei sistemi risolutivi durante il processo di calcolo; quindi, è associato alla precisione numerica che Nastran utilizza per determinare la risoluzione di un sistema di equazioni lineari, come per il calcolo di deformazioni e tensioni.


```

EPSILON
-1.2521777E-11
-1.2521777E-11
-1.3191301E-11
-2.3552747E-11
-9.0672444E-12

```

Fig.5.19: Check sulla bontà del modello per ciascuna tipologia di carico applicato (RIUSCITO).

6. Il **sesto check** riguarda la presentazione di un indice di qualità del modello realizzato, e si tratta del *Jacobian Ratio*. Questo parametro è una misura della qualità di un elemento finito nella modellazione FEM. Esso viene utilizzato per valutare la distorsione geometrica degli elementi all'interno di una mesh. Una buona qualità della mesh è fondamentale per ottenere risultati accurati nelle simulazioni. Generalmente questo parametro deve presentare valori inferiori a 5, per dimostrare che la qualità del modello realizzato è ottima.

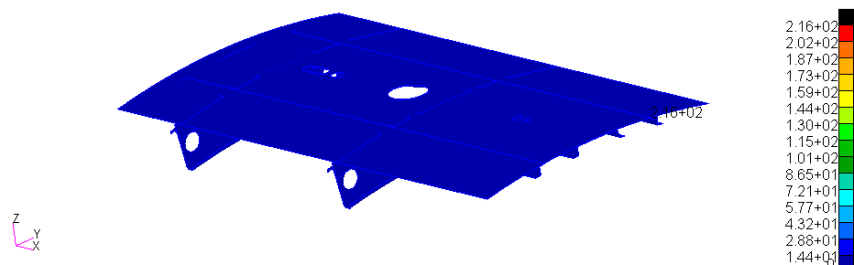


Fig.5.20: Rappresentazione in ambiente Patran del Jacobian Ratio in tutto il modello.

5.4 Analisi da eseguire

Le analisi che verranno svolte nel presente elaborato saranno di tre tipologie differenti statica, dinamica e instabilità.

L'analisi statica è finalizzata a valutare il fatto che l'antenna ha una sua determinata massa ed ha un baricentro spostato verso l'esterno rispetto allo skin della fusoliera, per sua forma, per cui i carichi aerodinamici agenti sulla fusoliera faranno sì che sul baricentro dell'antenna agiranno determinate sollecitazioni, che a loro volta indurranno momenti sul rivestimento. Dato che lo skin, per sua natura, ha difficoltà nel sopportare carichi al di fuori del piano, risulta essenziale considerare questa tipologia di analisi per poter progettare come collegare antenna e skin tra loro e come eventualmente andare a rinforzare tale collegamento.

La seconda tipologia di analisi è finalizzata allo studio di un problema vibrazionale. L'antenna, necessariamente, andrà incontro a vibrazioni e se tali vibrazioni presentassero frequenze pari a quella naturale del velivolo, si andrebbe incontro ad una situazione catastrofica, la risonanza. Per questo motivo si deve cercare di mantenere le frequenze vibrazionali dell'antenna entro determinati range, ben distanti dalle frequenze naturali delle strutture interessate sia dal velivolo che dai motori.

Infine, la terza tipologia di analisi riguarda lo studio del problema dell'instabilità. L'antenna inducendo dei carichi che non sono propri del guscio, potrebbe incidere sulla stabilità del guscio stesso, per cui tramite lo studio del Buckling si cerca di capire come evitare l'insorgere di questo fenomeno.

- **Solution Sequence 101:**

La Solution Sequence 101 in Patran/Nastran, nota come **SOL 101**, viene utilizzata per eseguire analisi statiche lineari. Questa sequenza calcola la risposta strutturale di un sistema soggetto a carichi statici, come forze applicate, pressioni o momenti, senza considerare effetti dinamici come l'accelerazione o le vibrazioni. Il processo prevede la risoluzione delle equazioni di equilibrio lineare, fornendo risultati in

termini di spostamenti, forze di reazione, e tensioni/deformazioni nei componenti strutturali. Durante l'analisi, la SOL 101 consente di simulare condizioni di carico statico in diverse configurazioni e di valutare il comportamento delle strutture sottoposte a questi carichi. Questa caratteristica risulta particolarmente utile nella fase di progettazione e certificazione di strutture complesse, come quelle aeronautiche, automobilistiche e civili, dove è necessario garantire che le sollecitazioni rientrino nei limiti di sicurezza.

- **Solution Sequence 103:**

La Solution Sequence 103 in Patran/Nastran, conosciuta come **SOL 103**, è utilizzata per eseguire analisi modali o alle frequenze naturali. Questa sequenza consente di determinare le frequenze di vibrazione e le forme modali di una struttura sotto carico statico o senza carico. L'analisi modale è un passo cruciale nella progettazione di componenti che possono essere soggetti a vibrazioni, come ali di aeromobili, ponti e strutture automobilistiche, poiché consente di prevedere e prevenire eventuali fenomeni di risonanza che potrebbero compromettere l'integrità strutturale. La SOL 103 calcola i valori propri ed i vettori propri del sistema, fornendo informazioni sulle frequenze naturali della struttura e sui relativi modi di vibrazione. Queste informazioni sono fondamentali per ottimizzare la rigidità e la massa delle strutture, garantendo che le frequenze operative non coincidano con le frequenze naturali, riducendo così il rischio di amplificazione delle vibrazioni.

- **Solution Sequence 105:**

La Solution Sequence 105 in Patran/Nastran, nota come **SOL 105**, è utilizzata per eseguire un'analisi statica non lineare. Questo tipo di analisi è essenziale per simulare il comportamento di strutture che possono subire grandi deformazioni o deformazioni non lineari nel materiale (come plasticità o creep) sotto l'azione di carichi statici. Mentre la SOL 101 si occupa di problemi lineari, la SOL 105 viene impiegata quando le sollecitazioni e le deformazioni superano il limite elastico lineare del materiale o quando si verificano cambiamenti significativi nella geometria durante l'applicazione dei carichi.

Per eseguire queste analisi si considererà una particolare condizione di carico della struttura, definita “*crash landing*”. Nel contesto della progettazione aeronautica, la condizione di crash landing è una situazione critica che deve essere considerata attentamente, poiché riguarda la capacità dell’aeromobile di garantire la sopravvivenza dei passeggeri e dell’equipaggio in casi di un impatto al suolo durante l’atterraggio di emergenza. Le strutture aeronautiche sono progettate per resistere a carichi elevati che si potrebbero verificare in questi scenari, e le normative richiedono che le strutture primarie come la fusoliera e le ali mantengano un livello di integrità tale da ridurre al minimo i danni durante un eventuale impatto. In queste condizioni, i carichi possono essere espressi in multipli dell’accelerazione gravitazionale terrestre (g), che rappresenta la forza esercitata dalla gravità su un oggetto. In fase di progettazione, i carichi di crash sono solitamente definiti da valori di accelerazione espressi in termini di “*fattori di carico g*”, con simulazioni che replicano le condizioni estreme di un atterraggio forzato. Nel presente caso di studio si andranno a valutare diverse tipologie di carichi, volte a simulare l’atterraggio d’emergenza. L’analisi strutturale con questi carichi consente di valutare il comportamento delle parti più critiche dell’aereo e di dimensionarle adeguatamente per garantirne la sicurezza. Le condizioni di carico che verranno prese in esame saranno delle comuni accelerazioni di CRASH LANDING ed i fattori di carico sono indicati e descritti da JAR (Joint Aviation Requirements) e FAR (Federal Aviation Regulations), normative che regolano l’aviazione rispettivamente in Europa, la JAR, e negli Stati Uniti, la FAR:

1. **9g_down** (carico di 9g, diretto verso il basso) → (0; 0; -9g)
2. **9g_forward** (carico di 9g, diretto in avanti) → (-9g; 0; 0)
3. **22g_down** (carico di 22g, diretto verso il basso) → (0; 0; -22g)
4. **22g_up** (carico di 22g, diretto verso l’alto) → (0; 0; +22g)
5. **3g_aft** (carico di 3g diretto verso la coda del velivolo) → (+3g; 0; 0)

Risulta necessario precisare che il sistema di coordinate, a cui si fa riferimento nella descrizione dei versi dei carichi che descrivono la condizione di *crash landing*, si indica come “Sistema di Riferimento Velivolo”, esso si “costruisce” ponendo l’origine degli assi sul pilota, l’asse X punta verso la coda dell’aeromobile, l’asse Y verso la destra del pilota mentre l’asse Z completa la terna.

5.5 Presentazione risultati

Il seguente paragrafo sarà interamente dedicato alla presentazione dei risultati ottenuti dalle analisi svolte per ciascuna tipologia di carico analizzata:

- SOL 101 → Deformata Globale con Stress (von Mises, Max Principal e Min Principal);
- SOL 103 → Valori delle frequenze, rappresentazione dei primi 3 modi di vibrare;
- SOL 105 → Primi dieci autovalori

Per ciascuna tipologia di carico sono stati visualizzati deformazioni e stress, a seguito della SOL 101. Il primo passo è stato visualizzare gli stress utilizzando il *criterio di resistenza di von Mises*. Si è quindi applicato un criterio specifico per valutare lo stato di stress nella struttura e confrontarlo con la resistenza del materiale. Il valore di stress di von Mises è utile per determinare se il materiale si trova in condizioni di snervamento, cioè se si sta avvicinando al limite di resistenza sotto l'effetto di uno stato di stress complesso. L'utilità del criterio di von Mises risiede nel fatto che esso valuta come lo stress combinato in tutte le direzioni influenzi il materiale. Secondo questa teoria, il materiale andrà incontro al cedimento (entrerà nella fase plastica della deformazione o di snervamento) quando lo stress equivalente (*stress di von Mises*) supera il limite di snervamento del materiale stesso. La formula per calcolare lo stress di von Mises è:

$$\sigma_{von\ Mises} = \sqrt{\frac{1}{2}[(\sigma_x - \sigma_y)^2 + (\sigma_y - \sigma_z)^2 + (\sigma_z - \sigma_x)^2 + 6(\tau_{xy}^2 + \tau_{yz}^2 + \tau_{zx}^2)]}$$

dove:

- $\sigma_x, \sigma_y, \sigma_z$ sono le componenti normali degli stress lungo le direzioni x,y,z.
- $\tau_{xy}, \tau_{yz}, \tau_{zx}$ sono le componenti di taglio degli stress nei piani.

Successivamente sono stati visualizzati i massimi ed i minimi stress principali in ogni punto della struttura in esame. Essi rappresentano le tensioni massime e minime che si verificano lungo le direzioni specifiche in cui lo stress di taglio è zero.

- **Max Principal:** Si tratta del massimo valore di stress principale in un dato punto della struttura. Rappresenta lo stress di trazione massimo lungo la direzione principale, in cui non esiste stress di taglio. Se il Max Principal Stress fosse positivo, significa che il materiale in quel punto sta subendo una trazione, se fosse negativo potrebbe rappresentare una compressione, ma generalmente il Max Principal Stress è associato a trazione.
- **Min Principal:** Questo è il minimo valore di stress principale in un dato punto della struttura. Di solito rappresenta lo stress massimo di compressione lungo una delle direzioni principali. Solitamente il Min Principal Stress è negativo, il che indica che la struttura è sottoposta a compressione in quella direzione. Tuttavia, qualora si presentasse un valore positivo, significa comunque che il punto è sottoposto a trazione, ma la trazione è inferiore rispetto ai valori Max Principal.

L'utilità di questo tipo di visualizzazione è duplice:

1. Il Max Principal Stress aiuta ad individuare le aree di possibili rotture per trazione (sovraccarico di tensione), poiché mostra i punti in cui il materiale è più sollecitato a trazione;
2. Il Min Principal Stress aiuta ad identificare le zone di possibili instabilità strutturale o collasso per compressione, come nel caso del buckling.

Per quanto concerne la SOL 105 sono stati rappresentati i primi dieci autovalori. Gli autovalori ottenuti dopo aver eseguito un'analisi di instabilità in Patran/Nastran rappresentano i fattori di carico critico per la stabilità della struttura. Questi autovalori sono cruciali per valutare quando e come una struttura può subire instabilità elastica, come il fenomeno del buckling. Ogni autovalore rappresenta un fattore che moltiplicato per il carico applicato, determina il *carico critico* al quale la struttura inizia a subire instabilità. A ciascuno di essi corrisponde una modalità di buckling, che descrive la forma e la configurazione che la struttura assumerà al verificarsi del fenomeno. Se un carico applicato supera il carico critico per una delle modalità di buckling, la struttura può cedere. Pertanto, conoscere gli autovalori consente agli ingegneri di prevedere il comportamento di una struttura sotto carico e di progettare in modo da evitare condizioni di instabilità. Dal punto di vista pratico gli autovalori verranno ordinati dal più piccolo al più grande, per cui ciò che interessa maggiormente sarà il più piccolo, perché ad esso sarà associato il minimo valore del carico critico per il quale si ha l'insorgere dell'instabilità.

Infine, per la SOL 103, ci si è focalizzati sulla visualizzazione dei primi tre modi di vibrare della struttura, cioè una configurazione specifica della struttura mentre vibra se sottoposta alle prime tre frequenze naturali. Oltre, ovviamente, all'indicazione delle prime dieci frequenze naturali. Questa tipologia di analisi è fondamentale poiché aiuta ad identificare le condizioni di risonanza.

5.5.1 Carico di 9g diretto verso il basso (0; 0; -9g)

-SOL 101:

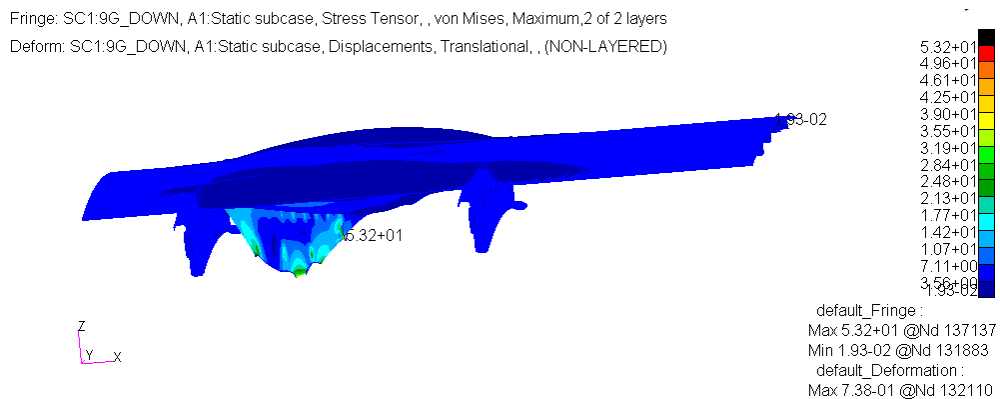


Fig.5.21: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di von Mises [MPa].

Si può osservare come la zona maggiormente deformata e quella caratterizzata dalla presenza dell'antenna. La deformazione è diretta lungo lo stesso verso del carico applicato (opposta all'asse Z) e presenta un valore picco di 0.738mm (deformazione massima). Mentre il massimo stress di von Mises sarà 53.2 MPa mentre il minimo sarà 0.019 MPa. Rispettivamente nelle seguenti zone della struttura:

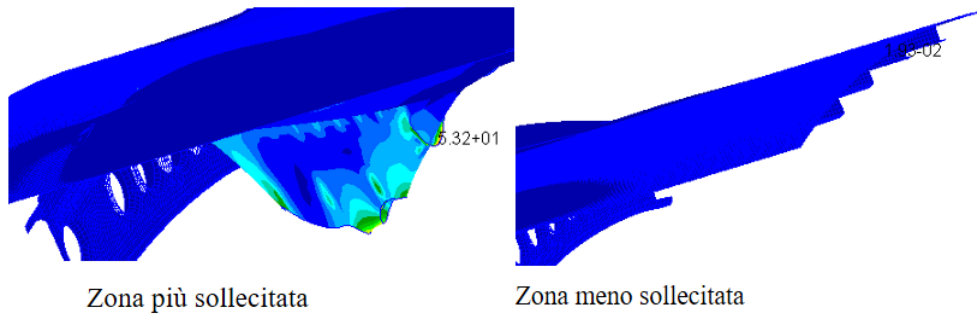


Fig.5.22: Focus delle zone più e meno sollecitate, relative allo stress combinato di von Mises [MPa]

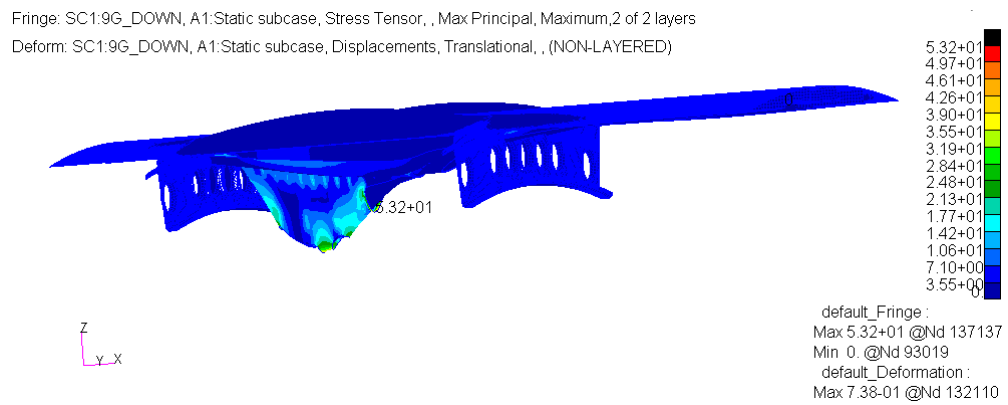


Fig.5.23: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di Max Principal [MPa].

Il valore di massima trazione a cui la struttura è sottoposta sarà 53.2 MPa che corrisponde al massimo stress di von Mises.

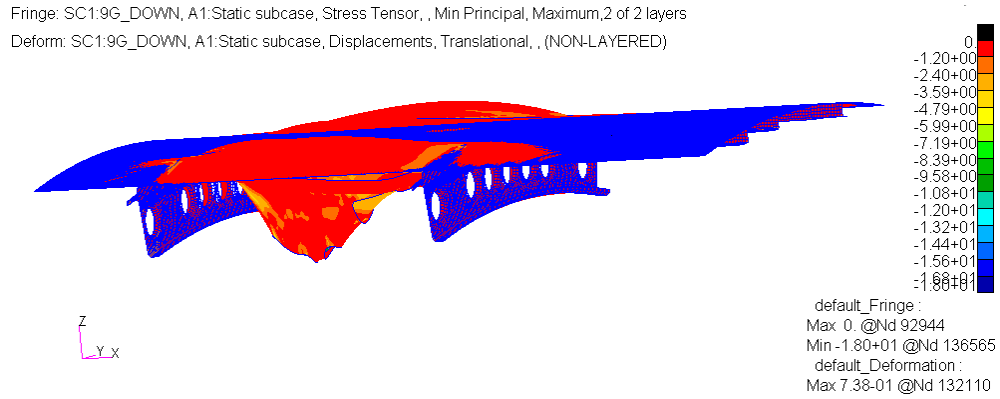


Fig.5.24: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di Min Principal [MPa].

Il massimo stress di compressione a cui la struttura sarà sottoposta in questa condizione di carico varrà 18 MPa

-SOL 105:

N. Autovalore	Valore
1	5.643
2	7.940
3	8.049
4	8.557
5	9.359
6	9.876
7	11.559
8	12.891
9	13.243
10	13.485

Tab.4: Primi dieci autovalore estratti dal calcolatore tramite la SOL 105.

Dal punto di vista pratico è il primo autovalore a determinare quello che sarà il minimo carico critico d'instabilità, cioè quel valore di carico che se applicato alla struttura porterà all'insorgenza del buckling:

$$P_{critico} = 9g_{down} \cdot 5.643$$

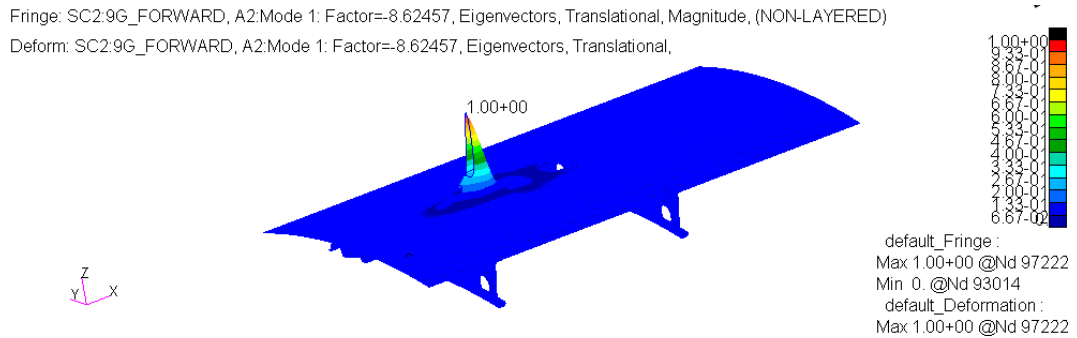


Fig.25: Rappresentazione della prima forma di buckling della struttura.

Risulta necessario sottolineare che il valore dell'autovettore presente nella figura precedente, ed in tutte le prossime figure in cui verranno rappresentate le prime forme di buckling della struttura nelle differenti configurazioni, non ha significato in quanto l'autovettore viene determinato a meno di una costante moltiplicativa incognita. Quindi, l'utilità di questa figura risiede nella conoscenza di come la struttura potrebbe incorrere in buckling e quindi, tramite questa, il progettista può capire come prevenire questo problema. Questa prima forma sarà la stessa per tutte le configurazioni analizzate, mentre ciò che cambierà sarà il valore del carico critico (quindi, gli autovalori).

5.5.2 Carico di 9g diretto in avanti (-9g; 0; 0)

-SOL 101:

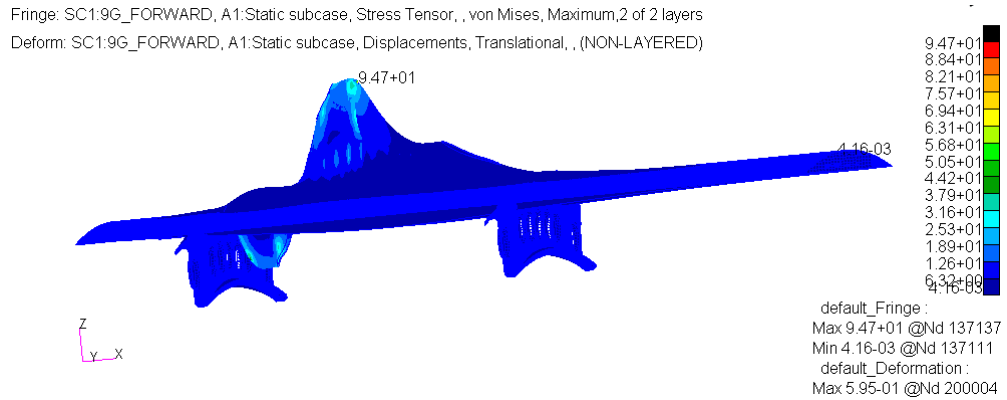


Fig.5.26: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di von Mises [MPa].

Anche in questo caso la deformazione interessa maggiormente la zona della struttura caratterizzata dalla presenza dell'antenna, con un valore di picco che sarà di 0.595 mm. Per quanto concerne i valori di stress combinato di von Mises si avrà un valore massimo di 94.7 MPa, ed un valore minimo di $4.16 \cdot 10^{-3}$ MPa. Rispettivamente nelle seguenti zone della struttura:

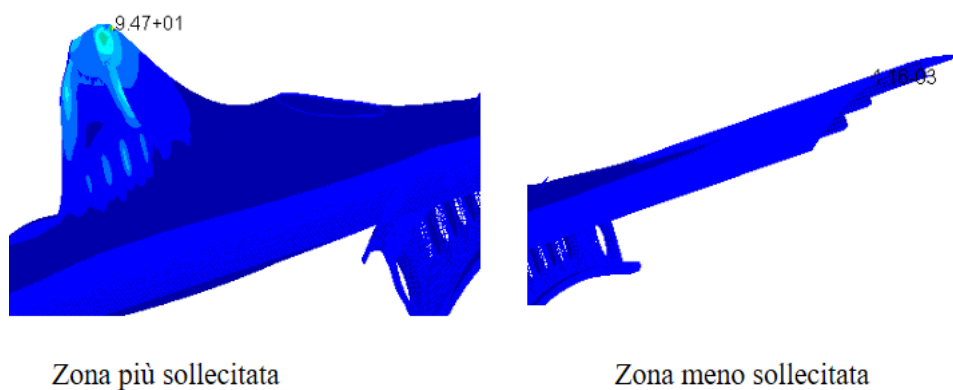


Fig.27: Focus delle zone più e meno sollecitate, relative allo stress combinato di von Mises [MPa].

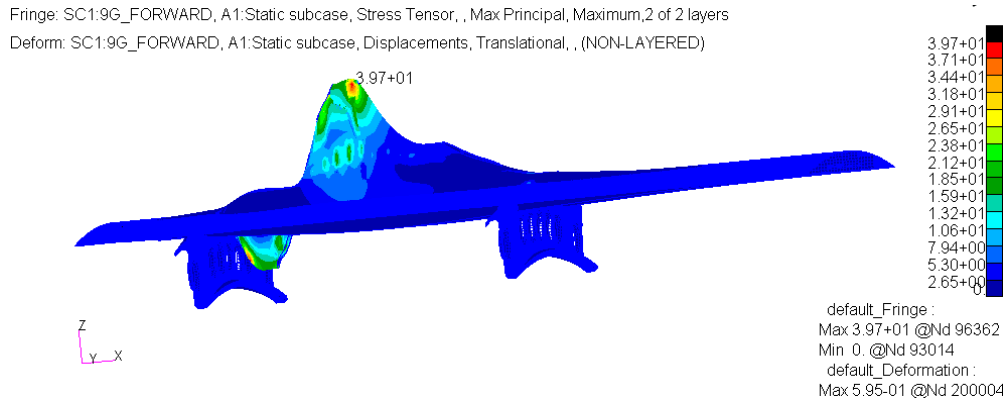


Fig.5.28: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di Max Principal [MPa].

Il massimo valore di trazione a cui la struttura sarà sottoposta per questa tipologia di carico sarà di 39.7 MPa.

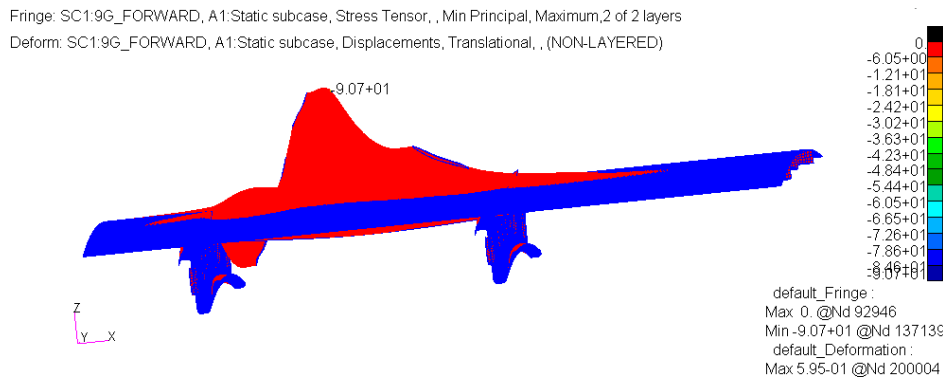


Fig.5.29: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di Min Principal [MPa].

Il massimo stress di compressione che la struttura dovrà sopportare sarà di 90.7 MPa, molto simile al massimo valore di stress combinato di von Mises.

-SOL 105:

N. Autovalore	Valore
1	-8.625
2	8.996
3	-10.718
4	-11.947
5	12.585
6	-13.608
7	-14.385
8	-15.200
9	16.459
10	-17.035

Tab.5: Primi dieci autovalore estratti dal calcolatore tramite la SOL 105.

Con questa tipologia di configurazione il valore di carico minimo che se applicato alla struttura porterà all'insorgenza del buckling sarà:

$$P_{critico} = 9g_{forward} \cdot (-8.625)$$

(il segno meno indica semplicemente che il carico critico per indurre al buckling deve essere direzionato nel verso opposto rispetto al carico nominale, quindi anziché essere diretto nel verso opposto all'asse X, sarà concorde ad X).

5.5.3 Carico di 22g diretto verso il basso (0; 0; -22g)

-SOL 101:

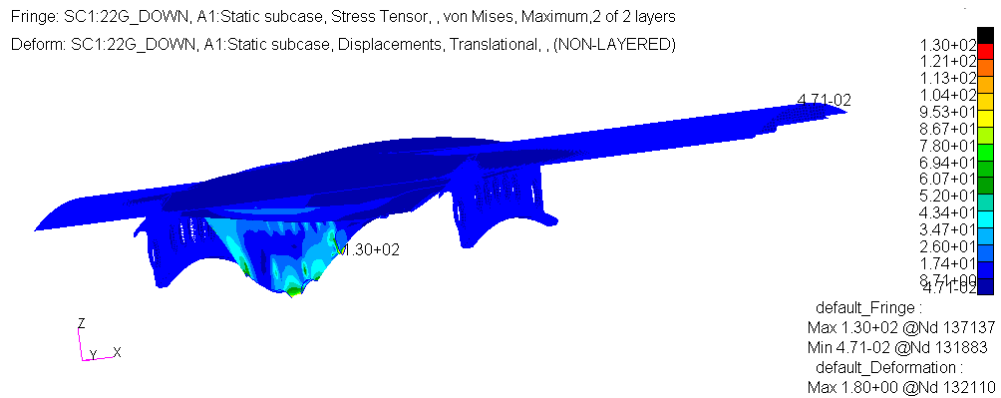


Fig.5.30: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di von Mises [MPa].

Dall'andamento delle deformazioni è evidente che la presenza dell'antenna causa l'aumento delle deformazioni nella zona interessata. Si avrà una deformazione massimo di 1.80 mm nello stesso verso della forza applicata (-Z). Per quanto concerne i valori di stress combinato di von Mises si avrà un valore massimo di 130 MPa ed un valore minimo di 0.0471 MPa. Rispettivamente nelle seguenti zone della struttura:

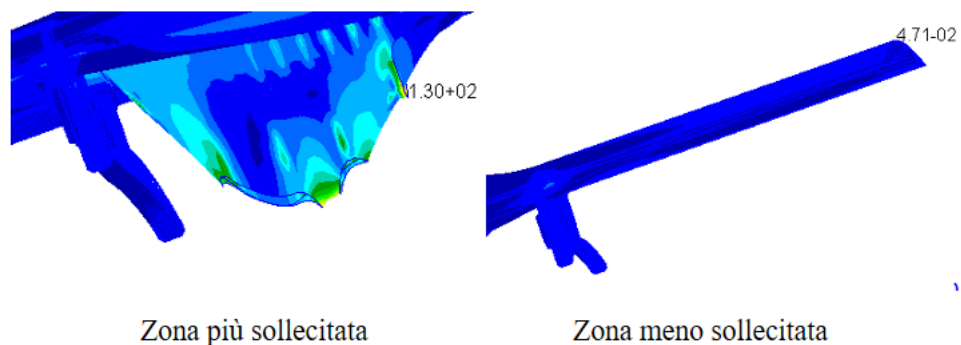


Fig.31: Focus delle zone più e meno sollecitate, relative allo stress combinato di von Mises [MPa].

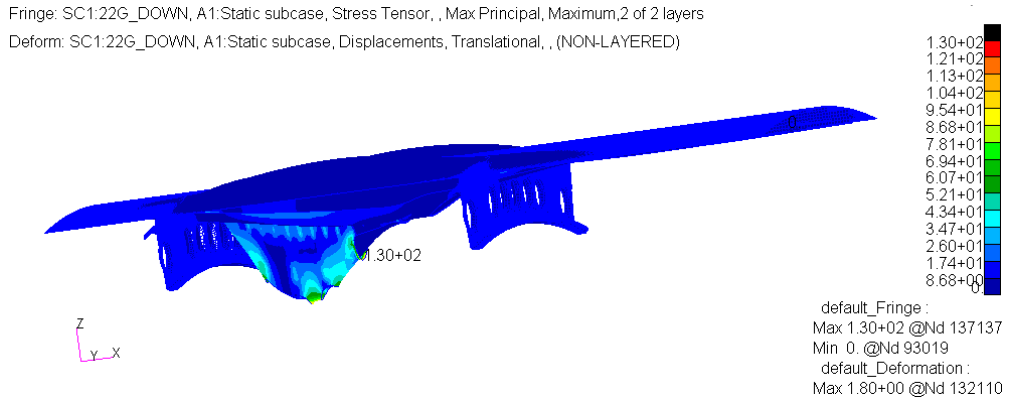


Fig.5.31: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di Max Principal [MPa].

Il valore del massimo stress di trazione a cui la struttura sarà sottoposta è di 130 MPa, che corrisponde al massimo stress combinato di von Mises.

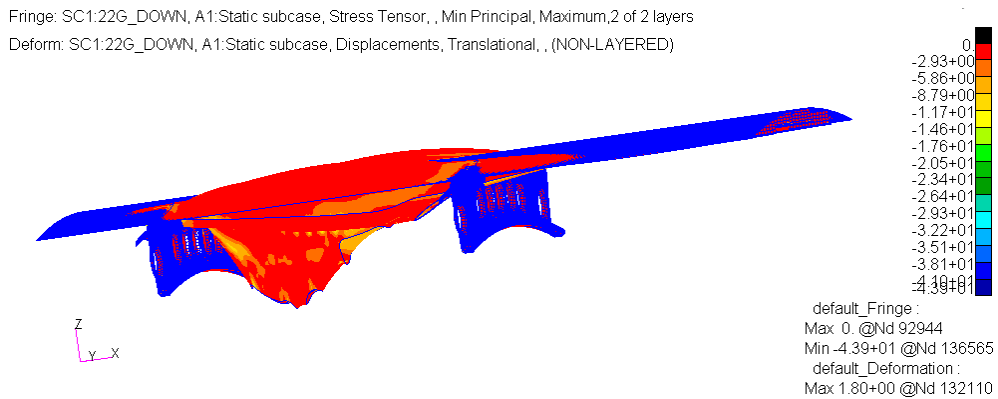


Fig.5.32: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di Min Principal [MPa].

Il valore del massimo stress di compressione a cui la struttura sarà sottoposta è di 0.439 MPa.

-SOL 105:

N. Autovalore	Valore
1	2.308
2	3.248
3	3.293
4	3.501
5	3.829
6	4.040
7	4.729
8	5.273
9	5.418
10	5.517

Tab.6: Primi dieci autovalore estratti dal calcolatore tramite la SOL 105.

Con questa tipologia di configurazione il valore di carico minimo che se applicato alla struttura porterà all'insorgenza del buckling sarà:

$$P_{critico} = 9g_{forward} \cdot 2.308$$

5.5.4 Carico di 22g diretto verso l'alto (0; 0; +22g)

-SOL 101:

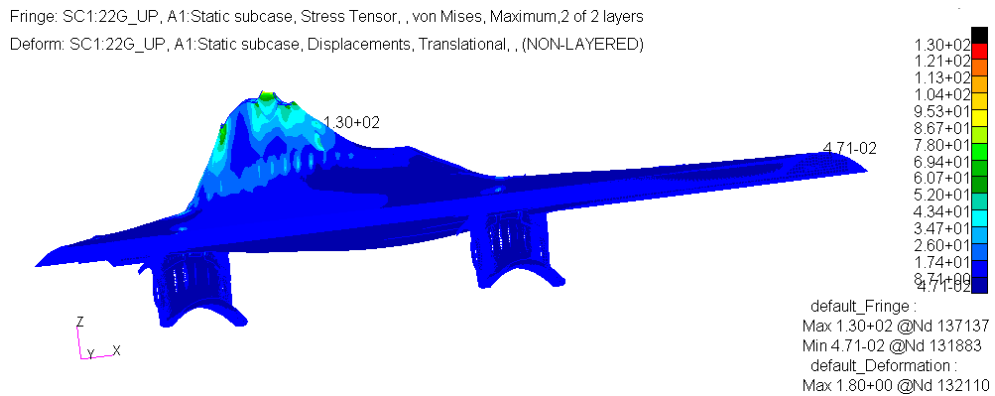


Fig.5.33: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di von Mises [MPa].

Anche in questo caso l'andamento della deformazione della struttura è concorde al verso del carico applicato (+Z). Il valore di deformazione massima sarà di 1.80 mm. Il massimo stress combinato di von Mises sarà 130 MPa, come nel caso precedente; mentre il minimo sarà 0.0471 MPa, come prima. Rispettivamente nelle seguenti zone della struttura:

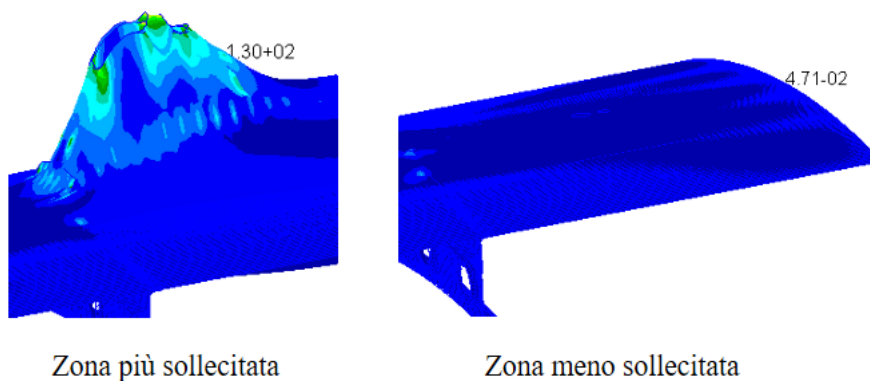


Fig.34: Focus delle zone più e meno sollecitate, relative allo stress combinato di von Mises [MPa].

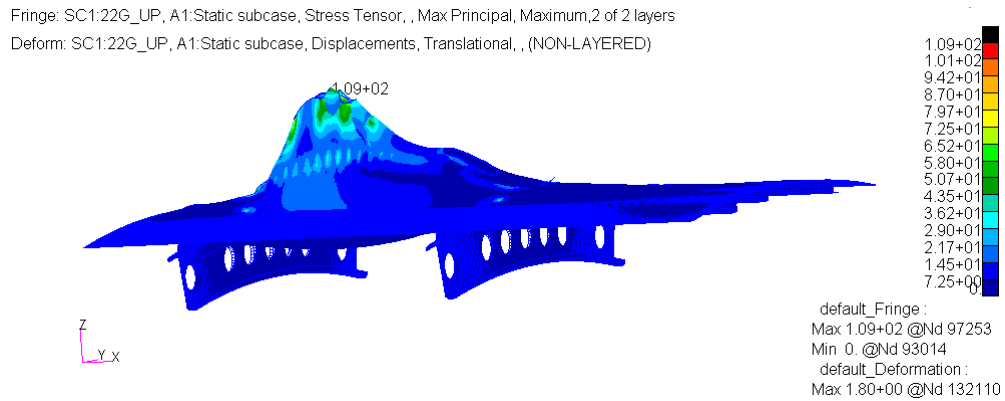


Fig.5.35: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di Max Principal [MPa].

Ciò che cambia rispetto al caso in cui il carico era diretto verso il basso sono proprio i valori di stress massimo di trazione e stress massimo di compressione, infatti, per quel che concerne il Max Principal Stress (trazione massima) si avrà un valore di 109 MPa, differente rispetto al massimo stress combinato di von Mises.

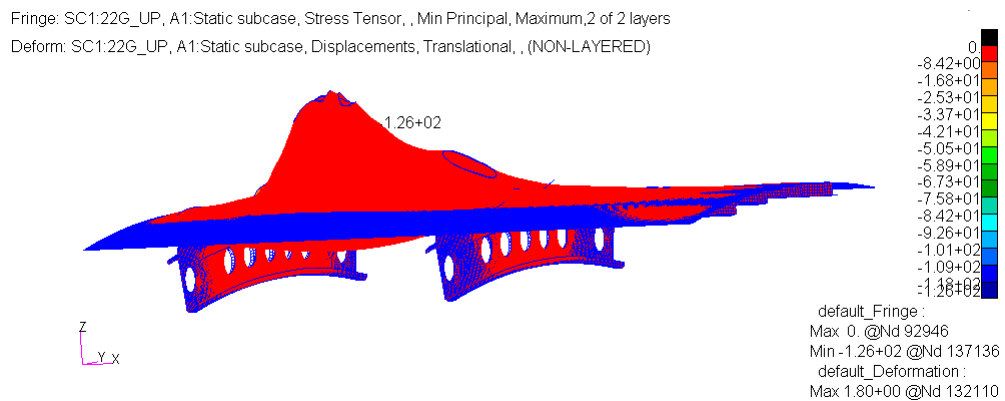


Fig.5.36: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di Min Principal [MPa].

Il massimo stress di compressione a cui la struttura sarà sottoposta rispetto al caso precedente è molto più elevato perché si avrà un valore di circa 126 MPa.

-SOL 105:

N. Autovalore	Valore
1	-2.308
2	-3.248
3	-3.293
4	-3.501
5	-3.829
6	-4.040
7	-4.729
8	-5.273
9	-5.418
10	-5.517

Tab.7: Primi dieci autovalore estratti dal calcolatore tramite la SOL 105.

Con questa tipologia di configurazione il valore di carico minimo che se applicato alla struttura porterà all'insorgenza del buckling sarà:

$$P_{critico} = 9g_{forward} \cdot (-2.308).$$

(il segno meno indica semplicemente che il carico critico per indurre al buckling deve essere direzionato nel verso opposto rispetto al carico nominale, quindi anziché essere diretto nel verso concorde all'asse Z, sarà opposto a Z).

5.5.5 Carico di 3g diretto verso la coda del velivolo (3g; 0; 0)

-SOL 101:

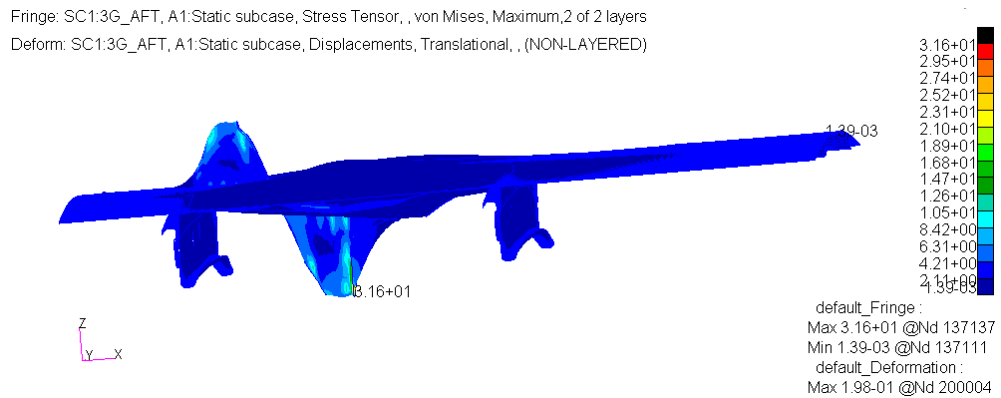


Fig.5.37: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di von Mises [MPa].

In questo caso il valore massimo di deformazione sarà 0.198 mm, mentre il massimo ed il minimo valore di stress combinato di von Mises saranno rispettivamente di 31.6 MPa e $1.39 \cdot 10^{-3}$ MPa. Riferite rispettivamente alle seguenti zone della struttura:

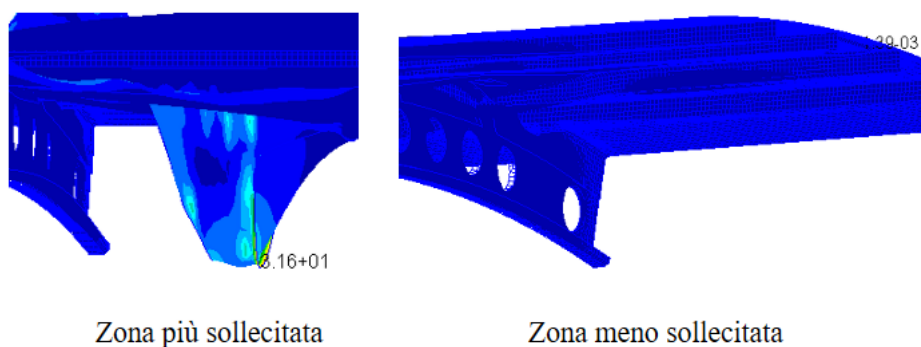


Fig.38: Focus delle zone più e meno sollecitate, relative allo stress combinato di von Mises [MPa].

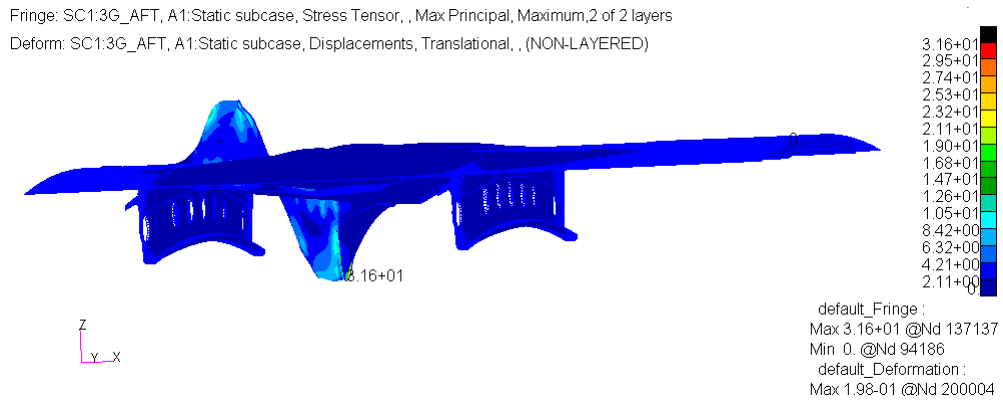


Fig.5.39: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di Max Principal [MPa].

Lo stress massimo di trazione sarà di 31.6 MPa che quindi corrisponde al massimo stress combinato di von Mises.

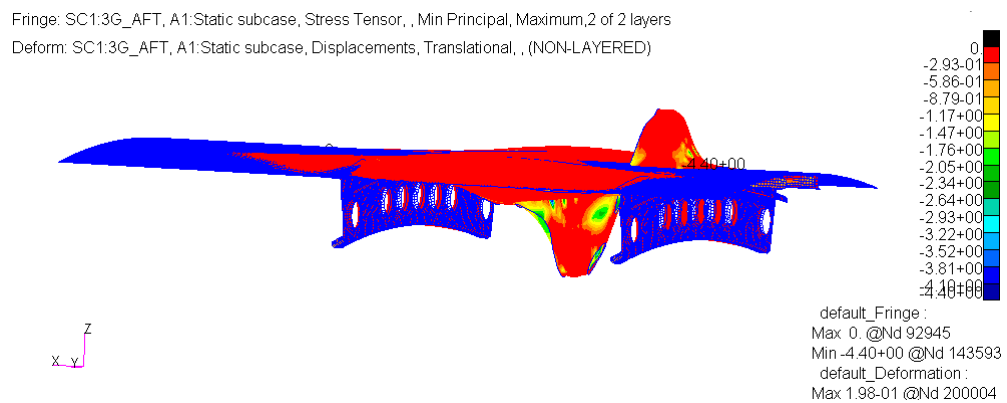


Fig.5.40: Deformata globale (amplificata per ragioni di visualizzazione) con distribuzione degli stress di Min Principal [MPa].

Il massimo stress di compressione sarà di 4.40 MPa.

-SOL 105:

N. Autovalore	Valore
1	25.874
2	-26.989
3	32.153
4	35.839
5	-37.755
6	40.822
7	43.156
8	45.601
9	-49.379
10	51.104

Tab.8: Primi dieci autovalore estratti dal calcolatore tramite la SOL 105.

Con questa tipologia di configurazione il valore di carico minimo che se applicato alla struttura porterà all'insorgenza del buckling sarà:

$$P_{critico} = 3g_{+x} \cdot (25.874).$$

(Il pedice "+x" indica che il carico applicato è direzionato nel verso concorde all'asse delle X.)

Per quanto concerne la **SOL 103** essa è uguale per tutti i carichi in quanto dipende da come viene realizzata e vincolata la struttura e non dai carichi a cui è sottoposta:

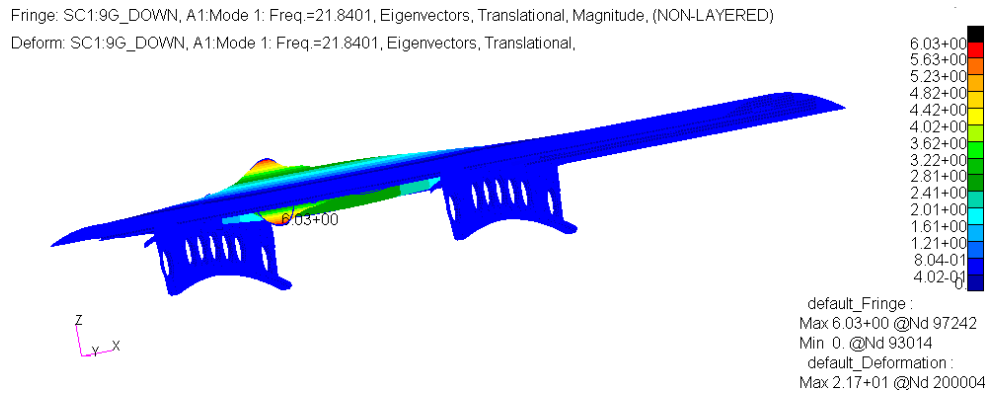


Fig.5.41: Rappresentazione del primo modo di vibrare della struttura, con frequenza [Hz] e rispettivi movimenti traslazionali [mm].

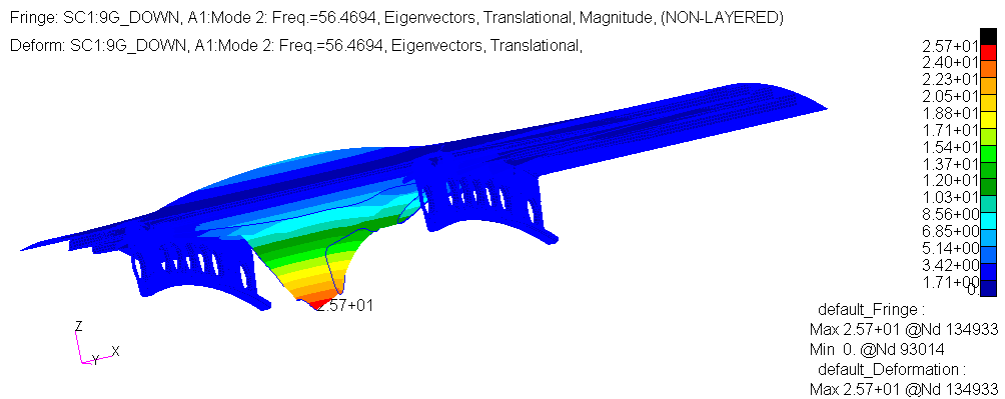


Fig.5.42: Rappresentazione del secondo modo di vibrare della struttura, con frequenza [Hz] e rispettivi movimenti traslazionali [mm].

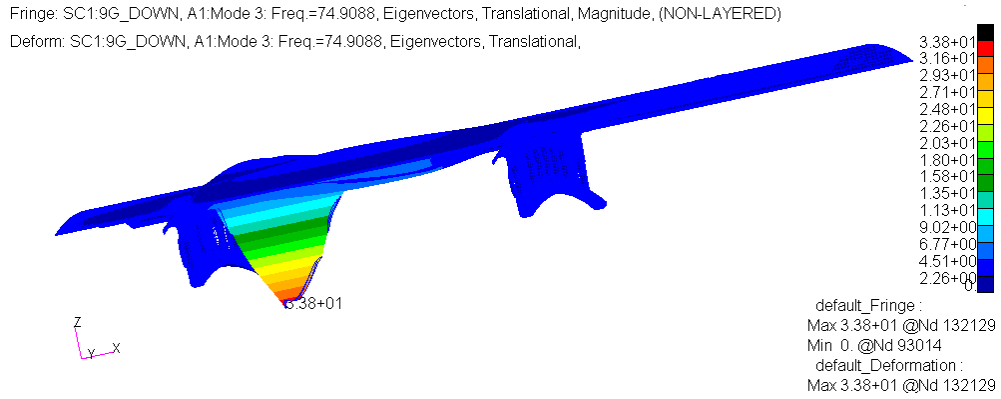


Fig.5.43: Rappresentazione del terzo modo di vibrare della struttura, con frequenza [Hz] e rispettivi movimenti traslazionali [mm].

Di seguito verranno anche riportate le prime dieci Frequenze:

N. Modo di Vibrare	Frequenze [Hz]
1	21.840
2	56.469
3	74.909
4	172.392
5	180.717
6	197.665
7	200.637
8	205.705
9	218.495
10	240.486

Tab.9: Tabella primi dieci modi di vibrare con annesse frequenze caratteristiche.

Verrà, infine, riportata una tabella riassuntiva in cui risulterà molto semplice effettuare un confronto tra le diverse condizioni di carico analizzate per osservare le criticità di ognuna di esse e confrontarle tra loro:

Tipologia di carico	Massimo stress von Mises [MPa]	Minimo stress von Mises [MPa]	Massima Trazione [MPa]	Massima Compressione [MPa]	Massima Deformazione [mm]	Primo Autovalore (buckling)
9g_down	53.2	0.019	53.2	18	0.738	5.643
9g_forward	94.7	$4.16 \cdot 10^{-3}$	39.7	90.7	0.595	-8.625
22g_down	130	0.0471	130	0.430	1.80	2.308
22g_up	130	0.0471	109	126	1.80	-2.308
3g_aft	31.6	$1.39 \cdot 10^{-3}$	31.6	4.40	0.198	25.874

Tab.10: Tabella riassuntiva dei risultati ottenuti.

A seguito di un semplice confronto con i risultati ottenuti dalle differenti analisi si può osservare come i carichi che stressano e deformano maggiormente la struttura sono quelli caratterizzati dal valore più alto, quindi più intensi, come ci si aspettava. In particolare, essi sono caratterizzati dall'aver valori di massimo e minimo stress combinato di von Mises più alti degli altri casi; essi generano una deformazione massima più elevata degli altri casi; generano stress di trazione e compressione più elevati, ed, infine, sono caratterizzati dall'aver il primo autovalore del buckling più basso, per cui sono delle tipologie di carico che basta moltiplicare per un fattore di 2.308 per far verificare la prima forma di buckling nella struttura.

Conclusioni e sviluppi futuri

L'analisi agli elementi finiti (FEM) condotta per valutare gli effetti dell'installazione di un'antenna sulla fusoliera di un velivolo commerciale ha evidenziato l'importanza della corretta integrazione di componenti aggiuntivi nella struttura primaria dell'aeromobile. I risultati ottenuti hanno mostrato come l'installazione dell'antenna generi concentrazioni di sforzi locali che, se non adeguatamente considerate in fase di progettazione, possono compromettere l'integrità strutturale della fusoliera. L'analisi ha dimostrato che il rinforzo della zona di montaggio mediante l'utilizzo di pannelli irrigiditi e l'applicazione di vincoli appropriati riducono in modo significativo tali sollecitazioni, mantenendo la sicurezza e l'affidabilità della struttura durante le fasi di volo.

Eventuali sviluppi futuri in merito a questo studio potrebbero includere l'esplorazione di materiali compositi avanzati per i rinforzi strutturali, in modo da ridurre la massa ed ottimizzare la resistenza della fusoliera. Inoltre, si potrebbe estendere lo studio eseguito all'intera struttura del velivolo, oppure focalizzarlo alla sola antenna in modo da soffermarsi sui carichi che essa deve sopportare.

Bibliografia

- Anderson J. D., *Aircraft performance and design*, McGraw-Hill Education, 1999.
- Canessa Cristiano, *Progetto e verifica strutturale della fusoliera di un velivolo ultraleggero*, Tesi di Laurea Magistrale, Università degli Studi di Padova, 2020
- Collinson R.P.G, *Introduction to Avionics Systems*, Third Edition, Springer, 2011.
- Corsini Roberto, *L'evoluzione del potere aereo negli scenari del terzo millennio*, Tesi Dottorato di Ricerca, Università degli Studi di Trieste, 2007.
- Curtis D. Howard, *Fundamentals of Aircraft Structural Analysis*, MGH, 2013.
- Hiken Alan, *The Evolution of the Composite Fuselage: A Manufacturing Perspective*, IntechOpen, 2019.
- Keith Loftin Laurence, *Quest for Performance "The Evolution of Modern Aircraft*, CreateSpace (Independent Publishing Platform), 2014.
- Megson T.H.G, *Aircraft Structures for Engineering Students*, Sixth Edition, Butterworth-Heinemann, 2017.
- Moir Ian & Seabridge Allan, *Aircraft Systems "Mechanical, electrical, and avionics subsystems integration*, Third Edition, Wiley, 2008.

- Rizzo Raffaele, *Progettazione statica del cassone alare di un velivolo Business Jet con rivestimento in composito*, Tesi di Laurea Magistrale, Politecnico di Torino, 2018.
- Russo Dave, *Construction of Tubular Steel Fuselages*, Aircraft Technical Book Company, 2005.
- Spitzer R. Cary, *Digital Avionics Handbook*, Third Edition, CRC Press, 2017.
- Zaccariotto Mirco & Galvanetto Ugo, *Finite Element Method Theory*, Corso di Aerospace Structures 2, Università degli Studi di Padova, 2021.
- Zienkiewicz, O. C., Taylor, R. L. and Zhu, J. Z., *The Finite Element Method: Its Basis and Fundamentals*, Seventh Edition, Butterworth-Heinemann, 2013.

Sitografia

- <https://aerotoobox.com/fuselage-structure/>
- <https://www.professionalaviation.it/2020/12/07/storiadellastrumentazione-degli-aeromobili/>
- <https://www.engineering3d.it/mesh-elementi-finiti.html>
- <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/anatomy-of-aircraft-and-spacecraft/>
- <https://eaglepubs.erau.edu/introductiontoaerospaceflightvehicles/chapter/aerospace-structures/>
- <https://www.geopop.it/aerei-a-reazione-cosa-sono-come-funzionano-e-la-loro-storia/>
- <https://hexagon.com/it/products/patran?accordId=DEBDAF077A4C4949998425A0A463831D>

Ringraziamenti

Giungere alla conclusione di questo percorso rappresenta per me un traguardo importante, forse il più importante della mia vita, fino ad ora. La curiosità, la paura, l'ansia, il coraggio e la determinazione sono stati una costante di questo lungo viaggio, ma ciò che mi ha sempre dato la forza di continuare è l'immensa gratitudine che provo nei confronti di chi ha arricchito la mia persona e continua tutt'ora a farlo. Vorrei dare il via a questi ringraziamenti partendo dal mio Relatore, il professore Mirco Zaccariotto, che ha acceso in me l'interesse nei confronti delle strutture aeronautiche e mi ha dato la possibilità di realizzare questo elaborato senza ostacolarmi mai, anzi, aiutandomi quando necessario. Un enorme ringraziamento è destinato anche a chi mi ha seguito passo dopo passo durante tutto lo stage e la realizzazione di questo lavoro di tesi, l'Ing. Michele Musone, farò tesoro di tutti i suoi consigli mirati non solo alla tesi, ma anche e soprattutto alla vita professionale che il futuro mi offrirà; l'Ing. Giuseppe Caramia, che è stato sempre disponibile ed ha sempre dimostrato un grande interesse nei miei confronti; e l'Ing. Giovanni Visco, che mi ha fornito il materiale necessario alla mia preparazione. Un enorme ringraziamento è destinato a chi mi ha accompagnato durante questo percorso che per la prima volta mi ha visto allontanarmi da casa, per cui è stato per me fondamentale conoscere AMICI prima che colleghi come Damiano, Adrian e Carmine con i quali ho condiviso moltissimi momenti belli e altrettanti momenti brutti, che nonostante tutto hanno rinforzato il nostro legame. Non posso non ringraziare chi al mio fianco c'è sempre stato sin dalla laurea triennale, Lorenzo, sapere di aver qualcuno su cui puoi sempre contare è una delle ricchezze più grandi che questo percorso potesse regalarmi. Ringrazio tutta la mia famiglia, papà, mamma, Greta, Kekka, Paolo ed il piccolo Leo, perché senza di loro non sarei qui in questo momento, e soprattutto senza la motivazione che nasce in me ogni volta che penso a loro non sarei sicuramente riuscito a combinare nulla di buono in questi anni di vita. Ringrazio i miei nonni, Stella, Silverio, Rosa e Enzo (che mi guarda da lassù e sento sempre al mio fianco), perché sono e saranno per me fonte di ispirazione per tutto il resto della mia vita. Ringrazio la mia amata Jolanda, una compagna di vita che porto con me sempre; ogni momento che non passo con lei perché devo costruire il mio futuro mi fa capire quando i secondi valgono più di

ogni altra cosa al mondo. Ringrazio mio fratello Paoli, perché c'è stato sempre nei momenti belli e nei momenti brutti del mio percorso, e voglio che sappia che in questo mio traguardo lui ha contribuito. Per concludere vorrei dedicare due parole alla persona che è al mio fianco da ormai nove anni, la mia Pé. Aver visto la forza con cui una personcina così minuta sia riuscita a rialzarsi, rimboccarsi le maniche e continuare lungo il suo cammino con la forza di un leone, è stata forse la fonte di ispirazione più grande che la vita potesse regalarmi. L'amore che provo per te non sono mai riuscito a provarlo per nessuno e il senso di ammirazione nei tuoi confronti è in costante crescita, perché ogni giorno che passa mi accorgo di quanto bella sia la tua anima. Grazie per il sostegno costante che non mi hai mai fatto mancare, grazie per la costante forza che sei riuscita a darmi, a volte anche sottraendotela, grazie per questi nove anni che mi hanno visto concludere due percorsi tortuosissimi, ma che grazie a te lo sono sembrati molto di meno. Inoltre, vorrei ringraziarti per avermi donato una seconda famiglia, Elisa, Lino e Pietrina, grazie a loro ho capito come il senso di famiglia lo si costruisce con i sentimenti, con la fatica e col sudore, sarò sempre grato a loro per tutti gli insegnamenti che, anche senza volerlo, mi hanno trasmesso e continueranno a trasmettermi. Infine, vorrei ringraziare Amedeo, lo ringrazio nonostante, purtroppo, non sia riuscito a conoscerlo personalmente, lo ringrazio perché mi ha regalato la gioia della mia vita. Per concludere, desidero ringraziare chiunque abbia contribuito, anche in modo indiretto, al raggiungimento di questo traguardo. Con la consapevolezza che questo è solo l'inizio di un nuovo capitolo, porto con me tutto il supporto ricevuto e gli insegnamenti appresi con profonda gratitudine e fiducia nel futuro.