

POLITECNICO DI MILANO

Facoltà di Ingegneria Industriale

Corso di Laurea in
Ingegneria Aeronautica



Dimensionamento di un Horizontal Tail in CFC con analisi Progressive Failure

In collaborazione con AleniaAermacchi

Relatore: Prof. Gian Luca Ghiringhelli
Tutor aziendale: Camillo Pedetti

Tesi di:
Fabio CERIOTTI
Matr. 787474

Anno Accademico 2013-2014

*"Ho delle teorie ben precise su come
costruire una macchina volante.
Vorrei avere a disposizione tutto ciò
che si conosce già e, se sarà possibile,
vorrei aggiungere il mio piccolo contributo
al lavoro di chi, in futuro, otterrà
il successo finale."*

*1899
Wilbur Wright*

*Ai miei genitori
e
ai miei nonni...*

Sommario

Lo scopo di questo lavoro di tesi consiste nello studio e sviluppo dello stabilizzatore del velivolo M346 in materiale composito. Inizialmente verrà progettato e dimensionato con tecnologie e tipologie di analisi già consolidate. Dopo di che lo stesso componente verrà sviluppato sulla base dell'innovativa Progressive Failure Analysis con lo scopo di verificare pro, contro e potenzialità di questa nuova metodologia.

Abstract

The purpose of this report is to design and develop an M346's horizontal tail in carbon fibre composite material. In a first step this component will be designed with consolidated technologies and analysis. In a second time the same device will be developed with the innovative Progressive Failure Analysis with the purpose to find the advantages, disadvantages and potentialities of this new methodology.

NOTA PER I LETTORI In virtù del segreto aziendale non è possibile pubblicare alcun valore di grandezze attraverso le quali sia possibile risalire alla rigidità dell'attuale stabilizzatore. Per questo motivo tutti i valori di spostamento saranno riferiti come percentuale del massimo spostamento riscontrato in tutti i modelli. Tale valore è la freccia massima a carico ultimo dell'HT attuale. Tutti i valori saranno quindi ricavati come

$$s_{\%} = \frac{s}{s_{ref}} \cdot 100$$

La stessa cosa vale per i pesi che saranno tutti riferiti come percentuale del peso di riferimento (HT attuale)

$$P_{\%} = \frac{P}{P_{ref}} \cdot 100$$

Indice

| | |
|--|-----------|
| Elenco delle figure | 10 |
| Elenco delle tabelle | 14 |
| 1 Introduzione | 16 |
| 1.1 Scopo della tesi | 16 |
| 1.2 Stato dell'arte della progettazione aeronautica | 17 |
| 1.3 Metodologie di progetto utilizzate in azienda | 17 |
| 1.4 M346 | 19 |
| 1.5 Sigle ed abbreviazioni | 21 |
| 1.6 Definizioni | 21 |
| 2 Progressive Failure Analysis | 22 |
| 2.1 Introduzione | 22 |
| 2.2 Risoluzione numerica equazioni non lineari | 23 |
| 2.3 Parametri materiali | 27 |
| 2.4 Criteri di cedimento materiale | 29 |
| 2.5 Caricamento analisi non lineare | 30 |
| 3 PFA su caso semplice | 32 |
| 3.1 Lettura risultati PFA | 32 |
| 3.2 Dipendenza dei risultati dalla mesh | 36 |
| 3.3 Dipendenza dei risultati dal passo di integrazione | 40 |
| 3.4 Confronto materiali | 41 |
| 3.5 Dettaglio comportamento elementi | 44 |
| 4 Confronto con letteratura | 48 |
| 5 Progetto nuovo stabilizzatore | 52 |
| 6 Materiali utilizzati | 54 |
| 6.1 Compositi | 54 |
| 6.2 Materiali metallici | 58 |
| 6.3 Riempitivo a nido d'ape | 60 |
| 7 Applicazione dei carichi, dei vincoli e lettura spostamenti | 62 |
| 7.1 Condizione di carico | 63 |
| 7.2 Vincoli | 67 |
| 7.3 Letture spostamenti | 69 |
| 8 HT attuale | 72 |
| 8.1 Proprietá del modello FEM | 73 |
| 9 Tipologie di configurazione del nuovo HT | 76 |
| 10 Modello tradizionale | 78 |
| 10.1 Descrizione generale del componente | 78 |
| 10.2 Collegamento dei componenti | 80 |
| 10.3 Dimensionamento preliminare | 80 |
| 10.4 Validazione del modello | 84 |
| 10.5 Dimensionamento - Passo iniziale | 88 |
| 10.6 Dimensionamento - Statica OK | 94 |
| 10.7 Analisi a buckling | 102 |
| 10.8 Dimensionamento - Buckling | 103 |
| 10.9 Laminazione finale | 106 |
| 10.10 Verifiche definitive | 108 |

| | |
|--|------------|
| 11 Modello corugato | 114 |
| 11.1 Spessori componenti | 115 |
| 11.2 Verifiche statiche | 118 |
| 12 Scelta configurazione migliore di HT | 124 |
| 12.1 Aspetti strutturali | 124 |
| 12.2 Un occhio alla produzione | 125 |
| 13 Progettazione avanzata | 128 |
| 13.1 Confronto SOL101 - SOL106 | 129 |
| 13.2 Modifiche HT con SOL 106 | 130 |
| 14 Progressive Failure su HT | 134 |
| 14.1 HT risultato dalle precedenti analisi | 134 |
| 15 HT realizzato in unidirezionale | 140 |
| 15.1 Verifiche sul componente | 142 |
| 15.2 Considerazioni finali | 145 |
| 15.3 Progressive Failure Analysis | 147 |
| 16 Modello definitivo secondo la PFA | 150 |
| 16.1 Verifiche | 156 |
| 17 Confronto modelli | 160 |
| 18 Conclusioni | 164 |
| 19 Bibliografia | 166 |
| 20 Ringraziamenti | 168 |

Elenco delle figure

| | | |
|----|--|----|
| 1 | Peculiarit  M346 | 19 |
| 2 | M346 | 20 |
| 3 | Schema FPF | 22 |
| 4 | Schema PFA | 23 |
| 5 | Schema metodo Newton-Raphson | 25 |
| 6 | Confronto risultati Newton-Raphson ed Arc-Length | 26 |
| 7 | Confronto metodi Arc-Length | 27 |
| 8 | Confronto cedimento graduale ed immediato | 27 |
| 9 | Confronto danno su elementi graduale ed immediato | 28 |
| 10 | Confronto diversi Residual Stiffness Factor | 29 |
| 11 | Differenza caricamento in forza e in spostamento | 30 |
| 12 | FI per la ricerca della FPF | 33 |
| 13 | Total Damage | 33 |
| 14 | Dettaglio elemento | 34 |
| 15 | Rottura componente | 35 |
| 16 | Mesh differenti | 36 |
| 17 | Confronto risultati a diverse mesh | 37 |
| 18 | Costi computazionali | 38 |
| 19 | Confronto risultati | 39 |
| 20 | Confronto passi di integrazione | 40 |
| 21 | Numero di elementi rotti | 40 |
| 22 | Costi computazionali | 41 |
| 23 | Forza-Spostamento unidirezionale | 42 |
| 24 | Tensore deformazioni | 42 |
| 25 | Elementi di interesse | 44 |
| 26 | Andamento curva equilibrio | 44 |
| 27 | Deformazione massima - Max Principal 2D | 45 |
| 28 | Total Damage lamine | 45 |
| 29 | Deformazioni elementi | 46 |
| 30 | Sforzi - Lamina 90  | 46 |
| 31 | Sforzi - Lamina 0  | 47 |
| 32 | Provino - Report | 48 |
| 33 | Confronto metodi su cross-ply - Report | 49 |
| 34 | Scelta Residual Stiffness Factor | 50 |
| 35 | Confronto metodi su cross-ply | 50 |
| 36 | Confronto metodi su quasi-isotropo - Report | 51 |
| 37 | Schema a blocchi del dimensionamento | 52 |
| 38 | Modellazione 3D leve attuali | 53 |
| 39 | Modellazione FEM leve | 53 |
| 40 | Ammissibili a compressione | 55 |
| 41 | Matrice di rigidezza laminato equilibrato simmetrico | 55 |
| 42 | Matrice di rigidezza laminato equilibrato non simmetrico | 55 |
| 43 | Comportamento equilibrato simmetrico | 56 |
| 44 | Comportamento equilibrato non simmetrico | 56 |
| 45 | Ammissibili PH13-8Mo H1000 | 58 |
| 46 | Ammissibili AL7050-T7451 | 58 |
| 47 | Ammissibili Ti-6Al-4V | 59 |
| 48 | Normativa JAR 23.305 | 59 |
| 49 | Fattori abbattimento - spessore | 60 |
| 50 | Fattori abbattimento - temperatura | 60 |
| 51 | Propriet  riempitivo | 60 |
| 52 | Direzioni principali nido d'ape | 61 |
| 53 | Esempio di selle di carico su un ala | 62 |
| 54 | Selle di carico | 64 |
| 55 | Validazione selle - Taglio | 65 |
| 56 | Validazione selle - Momento flettente | 65 |

| | | |
|-----|---|-----|
| 57 | Validazione selle - Momento torcente | 66 |
| 58 | Schematizzazione vincoli | 67 |
| 59 | Comportamento fuori piano cuscinetto | 67 |
| 60 | Differenza cuscinetto sfera e rulli (o bronzina) | 67 |
| 61 | Vincolo - Riproduzione bronzina | 68 |
| 62 | Vincolo - Riproduzione primo cuscinetto a sfera | 68 |
| 63 | Vincolo - Riproduzione secondo cuscinetto a sfera | 69 |
| 64 | Posizionamento punti di lettura spostamenti | 70 |
| 65 | Particolare del collegamento dei nodi | 70 |
| 66 | Viste HT attuale | 72 |
| 67 | Variazione spessore nelle pelli | 72 |
| 68 | Variazione densità nido d'ape | 73 |
| 69 | Deformata | 73 |
| 70 | Lecture spostamenti | 74 |
| 71 | HT F15 | 76 |
| 72 | HT F22 | 76 |
| 73 | HT F16 | 76 |
| 74 | HT Eurofighter | 76 |
| 75 | Vista completa dell'HT in modalità tradizionale | 78 |
| 76 | Vista interna dell'HT in modalità tradizionale | 79 |
| 77 | Sottostruttura dell'HT in modalità tradizionale | 79 |
| 78 | Spessori superficie aerodinamica | 81 |
| 79 | Spessori longherone | 82 |
| 80 | Spessori centine | 82 |
| 81 | Spessori perno di rotazione HT in modalità tradizionale | 83 |
| 82 | Tabella modi proprio estratta da .f06 | 84 |
| 83 | Flessionale | 84 |
| 84 | Torsionale | 84 |
| 85 | Terzo modo | 85 |
| 86 | Quarto modo | 85 |
| 87 | EPSILON estratto da .f06 | 85 |
| 88 | OLOAD estratti da .f06 | 86 |
| 89 | Forze di contatto | 87 |
| 90 | Sezioni del perno di rotazione | 87 |
| 91 | Forze di contatto FEM | 88 |
| 92 | Deformata componente - Freccia massima 68.3% | 88 |
| 93 | FI superfici aerodinamiche complete | 89 |
| 94 | FI superfici aerodinamiche senza elementi di collegamento | 90 |
| 95 | Tensore delle deformazioni piano dell'elemento con il massimo FI | 91 |
| 96 | FI longherone senza elementi di collegamento | 91 |
| 97 | Tensore delle deformazioni piano dell'elemento con il massimo FI - longherone | 92 |
| 98 | FI centine | 92 |
| 99 | Sforzo di Von Mises su trunnion | 93 |
| 100 | Sforzo di Von Mises su leve di azionamento | 93 |
| 101 | Sforzo di Von Mises sul bordo d'attacco | 94 |
| 102 | Spessori definitivi analisi statica | 95 |
| 103 | Spessori definitivi analisi statica | 95 |
| 104 | FI intradosso | 96 |
| 105 | FI longherone | 96 |
| 106 | Spessori definitivi trunnion | 97 |
| 107 | Sforzi Von Mises sul trunnion | 97 |
| 108 | Suddivisione aree nido d'ape | 98 |
| 109 | Componente sforzo in Z su nido d'ape | 99 |
| 110 | Componente sforzo in L su nido d'ape | 99 |
| 111 | Componente sforzo in W su nido d'ape | 99 |
| 112 | Sforzo direzione W - Particolare Zona 3 | 100 |
| 113 | Zona 3 senza selle di carico | 100 |
| 114 | Deformata modello definitivo per analisi statica | 101 |

| | | |
|-----|---|-----|
| 115 | Verifica a buckling | 102 |
| 116 | K_c pannelli piani | 103 |
| 117 | Modifiche apportate per buckling | 104 |
| 118 | Analisi buckling OK | 105 |
| 119 | Schematizzazione laminazione solette longherone | 106 |
| 120 | Schematizzazione anima anteriore | 106 |
| 121 | Schematizzazione anima posteriore | 106 |
| 122 | Schematizzazione superfici aerodinamiche | 107 |
| 123 | Schematizzazione centine vicine radice | 107 |
| 124 | Schematizzazione centine vicine estremità | 107 |
| 125 | FI - Intradosso definitivo | 108 |
| 126 | FI - Longherone | 108 |
| 127 | FI - Centine | 109 |
| 128 | FI - Correnti | 109 |
| 129 | Sforzo Von Mises - Trunnion | 110 |
| 130 | Sforzo Von Mises - Leve azionamento | 110 |
| 131 | Sforzo Von Mises - Bordo d'attacco | 111 |
| 132 | Sforzo Z - Nido d'ape | 111 |
| 133 | Sforzo L - Nido d'ape | 112 |
| 134 | Sforzo W - Nido d'ape | 112 |
| 135 | Letture spostamenti | 113 |
| 136 | Configurazione corugato interno | 114 |
| 137 | Corugato interno | 114 |
| 138 | Nuova configurazione trunnion | 115 |
| 139 | Spessori finali superfici aerodinamiche | 115 |
| 140 | Schematizzazione intradosso | 116 |
| 141 | Spessori finali corugato | 116 |
| 142 | Schematizzazione corugato | 117 |
| 143 | Schematizzazione centine | 117 |
| 144 | Spessori trunnion | 117 |
| 145 | FI intradosso | 118 |
| 146 | FI estradosso | 118 |
| 147 | FI corugato | 119 |
| 148 | FI centine | 119 |
| 149 | Von Mises - Trunnion | 120 |
| 150 | Von Mises - Leve | 120 |
| 151 | Von Mises - Bordo attacco | 121 |
| 152 | Buckling - Prima instabilità | 121 |
| 153 | Lettura spostamenti | 122 |
| 154 | Confronto modelli - Bordo attacco | 124 |
| 155 | Confronto modelli - Bordo uscita | 124 |
| 156 | Caricamento HT originale | 128 |
| 157 | Caricamento nuovo HT | 128 |
| 158 | Salti di spessore raccordati | 129 |
| 159 | Deformata - SOL 101 | 129 |
| 160 | Deformata - SOL 106 | 129 |
| 161 | FI intradosso - SOL 101 | 130 |
| 162 | FI intradosso - SOL 106 | 130 |
| 163 | FI longherone - SOL 101 | 130 |
| 164 | FI longherone - SOL 106 | 130 |
| 165 | Modifica correnti | 131 |
| 166 | Deformata HT modificato | 131 |
| 167 | FI intradosso | 132 |
| 168 | FI longherone - Ventre | 132 |
| 169 | Confronto analisi non lineare e PFA | 135 |
| 170 | FI ottenuti mediante PFA - Ultimate Loads | 135 |
| 171 | Passo precedente alla FPF | 136 |
| 172 | Primo elemento in FPF - Tensore deformazioni | 136 |

| | | |
|-----|---|-----|
| 173 | Nascita cricca | 137 |
| 174 | Propagazione cricca | 138 |
| 175 | Instabilità corrente e solette inferiore | 138 |
| 176 | Propagazione cricca - Pre rottura | 139 |
| 177 | Lettura spostamenti | 139 |
| 178 | Laminazione partenza HT - Superfici aerodinamiche | 140 |
| 179 | Laminazione partenza HT - Altri componenti | 141 |
| 180 | Nuovi spessori HT | 141 |
| 181 | Failure Index superficie aerodinamica inferiore | 142 |
| 182 | Tensore delle deformazioni | 142 |
| 183 | σ_{VM} Trunnion | 143 |
| 184 | σ_{VM} Bordo d'attacco | 143 |
| 185 | Nido d'ape - Componente sforzo in Z | 143 |
| 186 | Nido d'ape - Componente sforzo in L | 144 |
| 187 | Nido d'ape - Componente sforzo in W | 144 |
| 188 | Deformata associata al primo autovalore | 145 |
| 189 | Deformata | 146 |
| 190 | Letture spostamenti | 146 |
| 191 | Confronto analisi non lineare e PFA | 147 |
| 192 | Failure Index - Passo precedente alla FPF | 147 |
| 193 | Nascita della cricca | 148 |
| 194 | Propagazione cricca | 148 |
| 195 | Spessori definitivi | 150 |
| 196 | Laminazione superfici aerodinamiche | 150 |
| 197 | Failure Index - Passo precedente alla FPF | 151 |
| 198 | Tensore di deformazione | 151 |
| 199 | Nascita cricca | 152 |
| 200 | Propagazione cricca | 152 |
| 201 | Rotazioni elementi prima dello schianto | 153 |
| 202 | Spostamento elementi prima dello schianto | 153 |
| 203 | Spostamento elementi dopo lo schianto | 154 |
| 204 | Pannello 3 irrigidimenti | 154 |
| 205 | Pannello 2 irrigidimenti | 154 |
| 206 | Total damage dopo cedimento catastrofico | 155 |
| 207 | Deformazione a carico ultimo | 156 |
| 208 | Sforzo di Von Mises - Bordo d'attacco | 156 |
| 209 | Sforzo di Von Mises - Trunnion | 157 |
| 210 | Nido d'ape - Componente di sforzo in Z | 157 |
| 211 | Nido d'ape - Componente di sforzo in L | 158 |
| 212 | Nido d'ape - Componente di sforzo in W | 158 |
| 213 | Verifica a buckling - Primo autovalore | 159 |
| 214 | Lettura spostamenti | 159 |
| 215 | Confronto spostamento bordo attacco | 160 |
| 216 | Confronto spostamento bordo uscita | 161 |
| 217 | Esempio calcolo torsione | 161 |
| 218 | Confronto rotazioni | 162 |
| 219 | L'autore e l'oggetto della tesi | 170 |

Elenco delle tabelle

| | | |
|----|---|-----|
| 1 | Dati tecnici M346 | 19 |
| 2 | Abbreviazioni utilizzate | 21 |
| 3 | Proprietá meccaniche materiali | 32 |
| 4 | Ammissibile deformazione | 32 |
| 5 | Punti notevoli confronto mesh | 37 |
| 6 | Punti notevoli confronto mesh | 41 |
| 7 | Punti notevoli provino unidirezionale | 42 |
| 8 | Deformazioni provino in tessuto | 43 |
| 9 | Deformazioni provino in unidirezionale | 43 |
| 10 | Caratteristiche geometriche provino - Report | 48 |
| 11 | Moduli ed ammissibili provino - Report | 48 |
| 12 | Ammissibili compositi abbattuti in condizioni WET/100°C | 54 |
| 13 | Condizione di carico dimensionante | 63 |
| 14 | Coordinate punti applicazione forze | 63 |
| 15 | Forze concentrate applicate | 64 |
| 16 | Punti di lettura degli spostamenti | 69 |
| 17 | Laminazione iniziale HT in modalitá tradizionale | 83 |
| 18 | Confronto forze di contatto | 87 |
| 19 | Riempitivo utilizzati | 98 |
| 20 | Moduli ed ammissibili riempitivi utilizzati - T_{amb} | 98 |
| 21 | Ammissibili abbattuti per temperatura e spessore | 98 |
| 22 | Sforzi agenti su nido d'ape | 100 |
| 23 | M.S. su nido d'ape | 100 |
| 24 | Valori globali del FEM - Modello tradizionale | 101 |
| 25 | Confronti metodi anti-buckling | 104 |
| 26 | Sforzi agenti nido d'ape | 112 |
| 27 | M.S. Nido d'ape | 112 |
| 28 | Lecture spostamenti | 113 |
| 29 | Lecture spostamenti | 122 |
| 30 | Part Numbers - Modello longherone | 126 |
| 31 | Part Numbers - Modello corugato | 127 |
| 32 | Margini di sicurezza componenti metallici | 157 |
| 33 | Margini di sicurezza - Nido d'ape | 158 |
| 34 | Confronto frecce massime | 160 |

1 Introduzione

1.1 Scopo della tesi

Lo scopo del seguente lavoro di tesi, come già anticipato, è quello di progettare l'Horizontal Tail del velivolo M346 in materiale composito con l'innovativo metodo di analisi Progressive Failure rispettando le specifiche, per quanto possibile, di aumentare la rigidità flessionale del componente di almeno 30% rispetto all'attuale e al contempo diminuirne il peso.

Il lavoro vedrà una prima fase di ricerca e familiarizzazione della nuova analisi in questione. Dopo di che si passerà al componente; si svolgerà una ricerca bibliografica per poter capire quali metodologie costruttive vengono utilizzate dai concorrenti su aerei di simile portata e per poter scegliere una o più configurazioni interne del nuovo HT. Verrà poi realizzato il modello ad elementi finiti al quale sarà applicata inizialmente un'analisi statica al fine di dimensionarlo secondo il metodo della First Ply Failure (metodo attualmente validato per il progetto dei componenti in materiale composito in azienda) dopo di che si passerà al dimensionamento con il metodo della Progressive Failure Analysis. I due modelli ottenuti verranno confrontati con quello attualmente in uso sul velivolo.

Il punto di partenza

Nonostante sia già disponibile da una ventina d'anni, il metodo della PFA è tutt'ora poco conosciuto e poco utilizzato; la bibliografia, inoltre, è del tutto assente per due semplici motivi: il primo (appena citato) è che si tratta di un metodo di analisi poco utilizzato ed il secondo è la probabile riluttanza che, le poche aziende che si cimentano nella ricerca in questo campo (tra cui la NASA¹), hanno per la pubblicazione dei risultati e di report tecnici costati parecchio tempo e lavoro.

Detto questo nel presente lavoro di tesi, si partirà letteralmente da zero sia per quanto riguarda l'analisi innovativa che per la progettazione e realizzazione del modello FEM del componente. Tali motivi, unitamente al tempo limitato del tirocinio, faranno sì che il risultato finale di questo lavoro non sia esaustivo di tutti gli aspetti e potenzialità del metodo oggetto di analisi ma che sia (si spera) un buon punto di partenza che qualcun altro (magari studente come me) potrà portare avanti in maniera più approfondita avendo una base più o meno solida su cui poggiarsi.

Innanzitutto c'è da dire che la Progressive Failure Analysis è un'analisi iterativa (come si spiegherà nel cap. 2.2) e può essere svolta con un solutore implicito (SOL 400) ed uno esplicito (SOL 700); ogni metodo ha i suoi vantaggi e/o svantaggi. Per motivi legati sostanzialmente alla mancanza di tempo è stato affrontato solamente il calcolo con il metodo implicito avendo lo stesso richiesto più risorse del previsto azzerando quelle riservate all'esplicito.

Dovendo inoltre creare da zero il modello del componente e dovendo applicare un'analisi dai risultati "incerti" si è deciso di introdurre meno variabili possibili per concentrarsi meglio sui risultati, per cui non sono stati minimamente considerati gli incollaggi tra i vari sottocomponenti (es. anime dei longheroni con solette, centine con superfici aerodinamiche, ecc.); sarebbe interessante in un futuro lavoro inserire gli incollaggi ed applicare la PFA per stabilire se il danneggiamento può nascere e propagare in una giunzione di questo tipo, cosa che nei modelli attuali non è possibile riscontrare.

Non sono stati inseriti i dettagli dei componenti, come ad esempio raccordi dovuti alla variazione di curvatura dei componenti sugli stampi i quali avrebbero alleviato gli sforzi.

Detto questo, consapevole delle limitazioni apportate, mi auguro che il lavoro possa essere comunque apprezzato anche dal lettore critico che, giustamente, potrebbe esprimere obiezioni a riguardo.

¹A sottolineare le potenzialità del metodo in questione

1.2 Stato dell'arte della progettazione aeronautica

Lo stato dell'arte della progettazione aeronautica vede un massiccio utilizzo dei materiali compositi in sostituzione ai metalli per i piú favorevoli rapporti resistenza/peso e rigidità/peso. Tuttavia le potenzialità di questi materiali non vengono ancora sfruttate appieno; ciò é dovuto alle grandi incertezze sulle proprietà dei materiali stessi. A differenza dei metalli, nei quali si riesce ad identificare in maniera dettagliata la presenza di difetti interni, nei compositi questo non é così semplice nonostante esistano validi metodi non distruttivi di controllo; molti difetti (come delaminazioni) possono non essere rilevati. Le proprietà dei compositi dipendono molto anche dalle proprietà dell'ambiente in cui questi vengono creati (temperatura, pressione, umidità, ecc.) ed infine, e non meno importante, dall'abilità dell'operatore che stende le pelli (per quei pezzi in cui l'automazione non é conveniente o possibile). Tutti questi motivi pregiudicano l'utilizzo dei compositi al pieno delle loro potenzialità, infatti si preferisce stare dalla parte della ragione e abbattere drasticamente gli ammissibili affinché la presenza di un difetto non rilevato sia comunque coperto in modo che non comprometta il comportamento e la resistenza del materiale nel range di utilizzo. Un'altra limitazione che si ha é dovuta alla modalità del cedimento dei compositi; mentre i metalli passano dalla fase elastica ad una plastica passando per l'incrudimento e "perdonando" eventuali errori di dimensionamento (sempre che questi non siano del tutto errati), i materiali compositi cedono improvvisamente senza preavviso. Per questo motivo molte aziende aeronautiche, tra cui AleniaAermacchi, optano per un dimensionamento a First Ply Failure oltre i carichi ultimi. Questo significa che, indipendentemente da quante lamine sia realizzato un componente, non appena una di queste giunge a cedimento la parte é da ritenersi danneggiata e va sostituita. Questo é molto limitativo infatti una delle proprietà a favore dei compositi é che oltre il carico di First Ply Failure il materiale continua a sostenere carichi piú elevati fino ad arrivare al limite di resistenza. Ciò che si cercherà di dimostrare con la Progressive Failure Analysis é proprio come un componente danneggiato possa ritenersi ancora funzionale e possa addirittura sostenere carichi piú elevati di quelli che hanno provocato la First Ply Failure.

Un altro fattore a favore dei materiali compositi é che questi, rispetto ai metalli, sopportano molto meglio la fatica per cui l'adozione di un componente in composito a parità di specifiche (peso, rigidità, ecc.), seppur di piú complicata realizzazione, é giustificata in quanto la fatica é uno dei cedimenti piú penalizzanti per i componenti in materiale metallico.

1.3 Metodologie di progetto utilizzate in azienda

Attualmente la prassi aziendale prevede un massiccio utilizzo degli elementi finiti per prevedere gli sforzi all'interno dei componenti. A seconda del materiale e del tipo di componente vengono utilizzati diverse tipologie di analisi e diversi programmi.

I programmi ad elementi finiti che verranno utilizzati sono Patran 2012.2 come pre e post-processor e Nastran 2012.1 come processor.

Particolare attenzione viene posta alle giunzioni le quali sono, in molti casi, le zone piú critiche dei componenti. La loro progettazione avviene con elevati margini di sicurezza (per evitare che risultino zone critiche) con programmi esterni che non riguardano gli elementi finiti; il motivo principale per cui non vengono studiati per mezzo dei FEM é che la modellazione di una giunzione chiodata (per esempio) risulterebbe computazionalmente molto pesante in quanto sarebbero necessari moltissimi elementi di dimensioni molto ridotte per poter identificare tutte le intensificazioni degli sforzi attorno ai chiodi; per rendersi conto dell'impossibilità di modellare tali elementi basti pensare che su un'ala sono presenti diverse migliaia di giunzioni chiodate. Sono tuttavia presenti dei tool in Patran (Fasteners Builder) che consentono la creazione di giunzioni chiodate semplificate molto leggere computazionalmente; il problema é che per poter utilizzare questo tool con "fiducia" occorre svolgere una campagna sperimentale di taratura dell'applicazione e di verifica che l'azienda ha deciso di non sostenere tenendo come standard programmi sviluppati in proprio ormai verificati. Non essendo comunque oggetto del lavoro in questione la giunzione sará esclusa dai conti. Potrebbe sembrare un errore grossolano ma in realtà é come se si stesse considerando la giunzione una zona non critica dimensionata con metodi consolidati.

Per quanto riguarda i restanti componenti in materiale composito, metallici e non vengono svolte analisi statiche lineari e non. In esse tutti i carichi (aerodinamici, inerziali, raffica, ecc.) vengono riportati come un unico carico statico equivalente sotto forma di forze nodali applicate nei nodi caricati degli oggetti in esame oppure attraverso l'applicazione di pressioni sulle superfici degli elementi. I metodi di verifica dei vari materiali saranno poi spiegati dettagliatamente nell'apposito paragrafo ad essi dedicato (par. 6).

Durante le creazioni dei modelli FEM vengono utilizzati gli elementi:

- CTRIA e CQUAD per rappresentare tutti quei componenti che sono assimilabili a piastre (in cui una dimensione é nettamente inferiore alle altre due) come superfici aerodinamiche
- CHEXA per rappresentare elementi tridimensionali come il riempitivo a nido d'ape
- CBAR per quegli elementi che hanno un comportamento simile ad una trave (due dimensioni nettamente inferiori alla terza) per esempio per correnti nel caso in cui non si voglia un dettaglio elevato.

Nel lavoro in questione per questi ultimi componenti saranno utilizzati anzi che i CBAR i CQUAD o CTRIA per aver un maggior dettaglio soprattutto in un'eventuale propagazione di una cricca.

1.4 M346

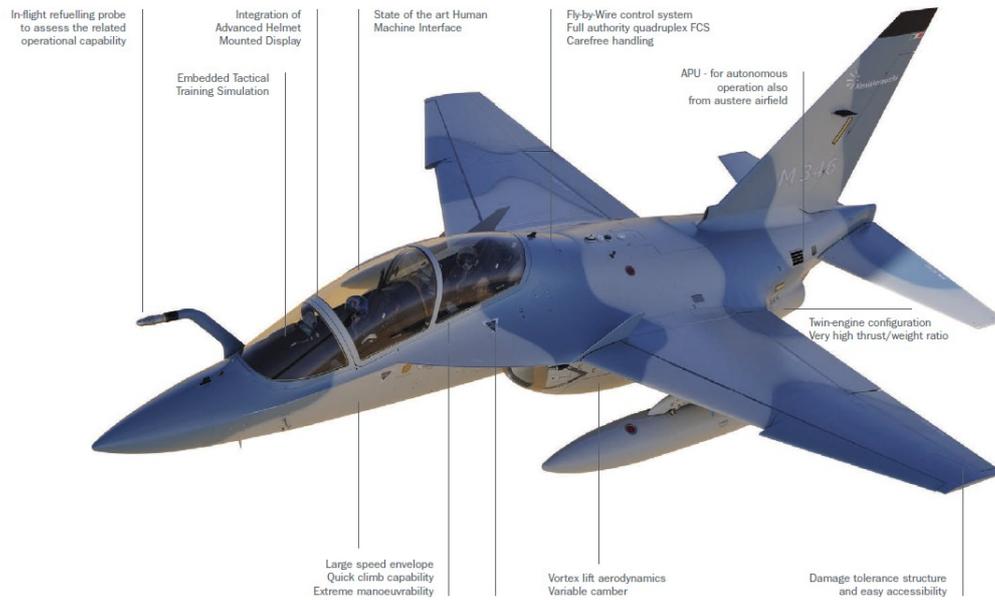


Figura 1: Peculiarità M346

Il velivolo di cui si progetterà lo stabilizzatore è l'innovativo M346. Tale velivolo è nato come addestratore militare transonico avanzato. Le caratteristiche spicchanti di questo velivolo sono l'alto rapporto spinta/peso, la grande maneggevolezza e le notevoli caratteristiche aerodinamiche, può infatti volare ad angoli di incidenza fino a 30° grazie ai cosiddetti LERXs (Leading Edge Root eXtensions). Altra importante caratteristica è il sistema di comando flight-by-wire gestito completamente da un Flight Control System del quale si possono modificare i parametri in modo da ottenere diverse risposte del velivolo a seconda dell'abilità e del livello di addestramento del pilota allievo. Tale sistema di controllo è quadruplo ridondante in grado di auto-riconfigurarsi in caso di avaria.

I dati tecnici di questo velivolo sono

| | | | |
|-----------------------|------------------------------|--|--------------------|
| Dimensioni | | Prestazioni | |
| Apertura alare | 9.72 m | Velocità massima | 1092 Km/h |
| Lunghezza | 11.49 m | Velocità di stallo | 175 Km/h |
| Altezza | 4.91 m | Rateo di salita | 111 m/s |
| Superficie alare | 23.52 m ² | Quota massima | 13700 m |
| Pesi | | Fattori carico lim. | +8/-3g |
| Decollo "clean" | 7400 Kg | Distanza decollo | 450 m |
| Decollo max | 10200 Kg | Distanza atterraggio | 655 m |
| Carichi ext max | 3000 Kg | Autonomia chilometrica (con serbatoi ext) | 1470 Km 2720 Km |
| Motorizzazione | | Autonomia oraria (con serbatoi ext) | 2h45m 4h |
| Turbofan | 2 x Honeywell F124-GA-200 | | |
| Spinta max | 2 x 2850 Kg | | |

Tabella 1: Dati tecnici M346

Strutturalmente l'aereo è progettato secondo il concetto di Damage Tolerance. La struttura principale è composta da leghe d'alluminio, titanio ed acciaio. Componenti quali superfici della fusoliera, portelli d'accesso, pannelli, prese e condotti dell'aria sono invece realizzati in materiale composito (carbonio e kevlar).

Il velivolo é dotato di un sistema HUMS (Health & Usage Monitoring System) il quale memorizza tutte le condizioni di volo affrontate ed elabora la quantità di vita a fatica spesa e residua la quale supera le 10'000h.



Figura 2: M346

1.5 Sigle ed abbreviazioni

Per non appesantire la lettura durante la stesura di questo documento verranno utilizzate delle sigle e delle abbreviazioni riassunte di seguito:

| Sigla | Acronimo | Significato |
|-------|------------------------------|--|
| CFC | Carbon Fibre Composite | Materiale composito in fibra di carbonio |
| FEM | Finite Element Method | Metodologia di analisi ad elementi finiti |
| FI | Failure Index | Indice di cedimento |
| FPF | First Ply Failure | Metodo di dimensionamento First Ply Failure |
| HT | Horizontal Tail | Piano di coda orizzontale |
| KDF | Knock Down Factor | Fattore di abbattimento |
| LC | Load case | Condizione di carico |
| LL | Limit Load | Carico limite |
| MS | Margin of Safety | Margine di sicurezza |
| PFA | Progressive Failure Analysis | Metodo di analisi del Progressive Failure |
| TD | Total Damage | Indice di danneggiamento totale di un elemento |
| UL | Ultimate Load | Carichi ultimi |

Tabella 2: Abbreviazioni utilizzate

1.6 Definizioni

Qui di seguito vengono raccolte le definizioni dei vari termini non comuni utilizzati nel corso della trattazione:

- **BEARING**: traduzione di rifollamento indica una tipologia di danneggiamento di una giunzione chiodata in cui, sotto l'effetto del carico, il foro si ovalizza facendo nascere del gioco tra chiodo e foro stesso
- **CROSS-PLY**: tipologia di laminato composito con la particolarità di essere formato solamente da lamine unidirezionali poste solamente ad angolazioni di 0° e 90°
- **STABILATORE**: tipologia di superficie aerodinamica in cui non è presente una parte fissa (stabilizzatore) ed una mobile (equilibratore) ma un'unica grande superficie mobile che tipicamente ruota attorno ad un perno
- **TRUNNION**: nome con cui verrà indicato l'assieme del perno di rotazione e del sistema di fissaggio dell'HT al resto del velivolo

2 Progressive Failure Analysis

2.1 Introduzione

Il mondo dell'aeronautica, fin dagli albori, è sempre in continua evoluzione in tutti i suoi campi; in quello strutturale vengono utilizzati materiali innovativi e vengono ricercate strutture sempre più efficienti, leggere e robuste che comunque soddisfino sempre il requisito più importante, la sicurezza. Al giorno d'oggi quest'ultimo fattore fa sì che i componenti in materiale composito non vengano sfruttati al massimo in tutte le loro capacità. Non conoscendo infatti tutti i comportamenti di questo materiale innovativo e non potendo garantire una uniformità nelle caratteristiche del materiale si tende a tutelarsi abbattendo gli ammissibili, non permettendo ai vari componenti di instabilizzarsi, ecc.

Uno degli aspetti più penalizzanti che si tende a tenere in considerazione è il seguente: un qualsiasi componente, indipendentemente dal numero di lamine con cui è composto, è considerato rotto non appena una sola di queste lamine si danneggia; è questa la teoria del First Ply Failure. Benché le normative in vigore non lo impongano molte ditte aeronautiche adottano questa filosofia di progettazione, ossia nel componente non deve comparire nessun cedimento fino a carico ultimo. Come è facile immaginare, questa metodologia è molto limitativa infatti prendendo per esempio un pannello alare di radice composito magari da 20 o 30 lamine questo deve essere sostituito se una sola lamina viene danneggiata anche se le restanti possono sopportare tranquillamente tutti i carichi a cui è sottoposto il componente; ciò comporta un aumento di peso delle parti perché se non si ammette rottura l'intero componente deve essere più robusto, di conseguenza avere più materiale e quindi più peso. Nel diagramma sottostante è schematizzato il metodo appena discusso

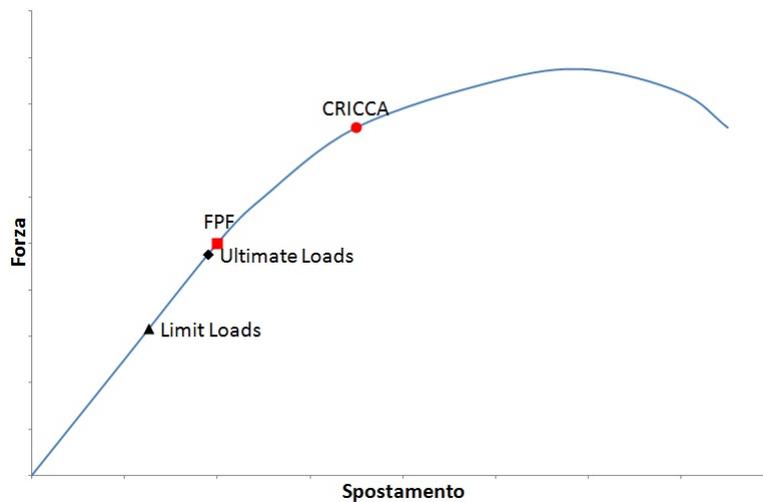


Figura 3: Schema FPF

Con l'innovativo metodo della Progressive Failure Analysis (cedimento progressivo) si cerca di andare a prevedere il comportamento di un componente danneggiato, sia in termini di resistenza residua che di percorso della cricca. Ammettendo che questa analisi dia risultati corretti sarebbe possibile trovare la zona del componente più sollecitata dove è più probabile che nasca la cricca, prevederne il percorso e per esempio posizionare dei crack stopper per fare in modo che la cricca oltre quei punti non propaghi.

Conoscendo inoltre l'andamento del danneggiamento e la resistenza residua del componente sarebbe possibile permettere l'inizio del danneggiamento ad un livello di carico compreso tra l'Ultimate e il Limit Load e non più superiore a quello dei carichi ultimi. Questo potrebbe essere possibile in due modi; alzare i carichi di esercizio, cosa alquanto inutile perché quel componente non arriverebbe comunque a quel livello di carico, oppure abbassare il valore di First Ply Failure e di nascita della prima cricca utilizzando meno materiale, così facendo verrebbe ridotto anche il peso del componente. Quanto detto è mostrato nel seguente diagramma in cui si ammette la nascita di un danneggiamento subito dopo la soglia dei Limit

Loads, cioè i massimi carichi che il velivolo non dovrebbe mai superare; così facendo se il velivolo non incontrerà particolari condizioni tali per cui si superino questi limiti non incorrerà mai in un danneggiamento. Nel caso in cui superi, per un qualsiasi motivo, questi carichi nascerebbe un danneggiamento ma il componente non arriverebbe comunque a rottura in quanto la prima cricca (ossia la rottura in un punto di tutte le lamine) nascerebbe oltre gli Ultimate Loads (carichi a cui il velivolo sicuramente non sarà mai sottoposto).

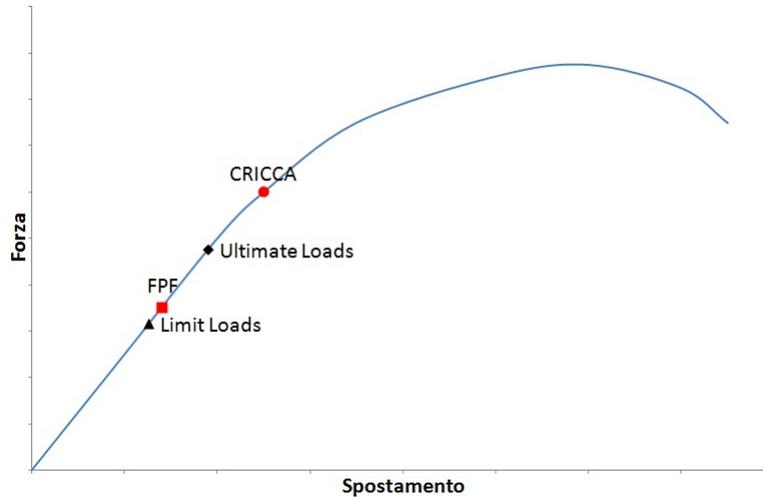


Figura 4: Schema PFA

E' immediato comprendere quali enormi potenzialità abbia questo metodo di analisi.

2.2 Risoluzione numerica equazioni non lineari

In questo paragrafo verranno mostrate le basi del calcolo numerico non lineare, più in particolare il metodo di Newton-Raphson (implementato nel risolutore Nastran) applicato al calcolo strutturale. Lo scopo di questo metodo, ma anche di tutti gli altri, è quello di ricercare gli zeri di una funzione che nel campo strutturale si traduce nel trovare la condizione di equilibrio di una struttura dato un incremento di carico o di spostamento².

Per fare questo viene definita la seguente funzione

$$\underline{f} - \underline{P}(\underline{u}) = \underline{g}(\underline{u}) \quad (1)$$

dove \underline{f} è il vettore delle forzanti non dipendente dagli spostamenti nodali \underline{u} , $\underline{P}(\underline{u})$ è il vettore delle forze che nascono nella struttura in seguito agli spostamenti e $\underline{g}(\underline{u})$ è il vettore dei residui che è pari a $\underline{0}$ quando ci si trova in una condizione di equilibrio. Per quando detto poc'anzi la ricerca dell'equilibrio si traduce nella ricerca dello zero della funzione $\underline{g}(\underline{u})$.

Come già detto è possibile lavorare con incrementi di carico o di spostamento. Per non appesantire la trattazione verrà presentato solamente l'incremento in forza (che verrà poi usato sul modello analizzato) ma poco cambierebbe utilizzando l'incremento in spostamento. Il metodo parte da una condizione di equilibrio dove $\underline{f} = \underline{f}_n$, $\underline{u} = \underline{u}_n$ e $\underline{g}(\underline{u}_n) = 0$; la prossima condizione di equilibrio sarà data da

$$\underline{f}_{n+1} = \underline{f}_n + \Delta \underline{f}_{n+1} \quad (2)$$

$$\underline{u}_{n+1} = \underline{u}_n + \Delta \underline{u}_{n+1} \quad (3)$$

dove $\Delta \underline{f}_{n+1}$ è l'incremento in forza imposto e $\Delta \underline{u}_{n+1}$ è l'incremento di spostamento incognito che assicura l'equilibrio, cioè $\underline{g}(\underline{u}_{n+1}) = 0$. Il pedice n indica il passo, ossia ogni incremento di carico; all'interno di ogni passo il metodo compie diverse iterazioni, che verranno indicate come apice i , fino a che verrà raggiunta una convergenza dei risultati oppure fino a che il programma si interromperà per aver raggiunto il numero massimo di iterazioni; nel primo

²Verranno meglio spiegati nel successivo paragrafo

caso é stata trovata una condizione di equilibrio e si procede a ricercare la successiva, nel secondo caso non é stata trovata alcuna condizione di equilibrio per cui si rende necessario modificare i parametri dell'analisi in modo che questa converga.

Il metodo di Newton-Raphson vede la funzione, in questo caso $\underline{g}(\underline{u})$, come uno sviluppo in serie troncato al prim'ordine:

$$\underline{g}(\underline{u}_{n+1}^{i+1}) \simeq \underline{g}(\underline{u}_{n+1}^i) + \left(\frac{\partial \underline{g}}{\partial \underline{u}} \right)_{n+1}^i \delta \underline{u}_{n+1}^i \quad (4)$$

Prendendo ora l'equazione 1 e derivando entrambi i membri per $\partial \underline{u}$ si ottiene

$$\frac{\partial f}{\partial \underline{u}} - \frac{\partial \underline{P}(\underline{u})}{\partial \underline{u}} = \frac{\partial \underline{g}(\underline{u})}{\partial \underline{u}} \rightarrow -\frac{\partial \underline{P}(\underline{u})}{\partial \underline{u}} = \frac{\partial \underline{g}(\underline{u})}{\partial \underline{u}} \quad (5)$$

Per definizione il primo termine, a meno del segno, é la matrice di rigidezza del sistema, per cui si ha

$$\underline{\underline{K}} = \frac{\partial \underline{P}(\underline{u})}{\partial \underline{u}} = -\frac{\partial \underline{g}(\underline{u})}{\partial \underline{u}} \quad (6)$$

Come si vede nell'equazione 4 é possibile ad ogni iterazione calcolare una diversa rigidezza, infatti

$$\underline{\underline{K}}_{n+1}^i = -\left(\frac{\partial \underline{g}}{\partial \underline{u}} \right)_{n+1}^i \quad (7)$$

Questa é una scelta che può essere fatta per l'analisi, ovvero se aggiornare la matrice ad ogni iterazione, se tenere la stessa matrice per tutte le iterazioni ma variandola di passo in passo oppure se tenere la matrice di rigidezza iniziale per tutta l'analisi. La relativa scelta farà variare soprattutto il tempo computazionale, il numero di iterazioni e la convergenza.

Qualsiasi matrice di rigidezza si sia deciso di utilizzare il programma prosegue calcolando l'incognita $\Delta \underline{u}_{n+1}^i$ ponendo a 0 l'equazione 4 (che é quello che vorremmo), per cui

$$\delta \underline{u}_{n+1}^i = -\left[\left(\frac{\partial \underline{g}}{\partial \underline{u}} \right)_{n+1}^i \right]^{-1} \underline{g}_{n+1}^i \rightarrow \delta \underline{u}_{n+1}^i = \underline{\underline{K}}_{n+1}^{-1} \underline{g}_{n+1}^i \quad (8)$$

Schematizzandone il metodo avremo:

- In ogni passo n
 - all'inizio si pongono: $\underline{u} = \underline{u}_n$, $\underline{f} = \underline{f}_n$ e $\underline{g}(\underline{u}) = 0$
 - si imposta l'incremento di carico: $\underline{f}_{n+1} = \underline{f}_n + \Delta \underline{f}_{n+1}$
 - * In ogni iterazione i
 - Se l'iterazione é la prima del passo: $\underline{u}_{n+1} = \underline{u}_n$
 - Se l'iterazione é l' i -esima viene calcolato lo spostamento totale come: $\underline{u}_{n+1}^i = \underline{u}_{n+1}^{i-1} + d\underline{u}_{n+1}^{i-1}$ oppure come $\underline{u}_{n+1}^i = \underline{u}_n + \Delta \underline{u}_{n+1}^{i-1}$
dove $\Delta \underline{u}_{n+1}^{i-1} = \sum_{k=1}^{i-1} d\underline{u}_{n+1}^k$
 - Viene calcolato il residuo: $\underline{g}_{n+1}^i = \underline{f}_{n+1}^i - \underline{P}(\underline{u}_{n+1}^i)$
 - Se il residuo é nullo o entro una certa tolleranza si va al passo successivo, altrimenti si prosegue come sotto indicato
 - Può essere calcolata la matrice di rigidezza $\underline{\underline{K}}_{n+1}^i = -\left(\frac{\partial \underline{g}_{n+1}^i}{\partial \underline{u}_{n+1}^i} \right)$
 - Viene calcolato il nuovo incremento di spostamento: $d\underline{u}_{n+1}^i = \left(\underline{\underline{K}}_{n+1}^i \right)^{-1} \underline{g}_{n+1}^i$
 - Si passa all'iterazione $i + 1$

Il metodo terminerà quando la soluzione convergerà e quindi il residuo sarà nullo o al di sotto di una certa tolleranza impostata dall'utente oppure, in caso di non convergenza, quando verrà raggiunto un certo numero di iterazioni massime impostato anch'esso dall'utente. Il funzionamento del metodo appena spiegato può essere schematizzato con la seguente immagine dove le linee tratteggiate marchiate f_1 ed f_2 rappresentano i due passi mentre all'interno di ogni passo il numero di picchi rappresenta il numero di iterazioni.

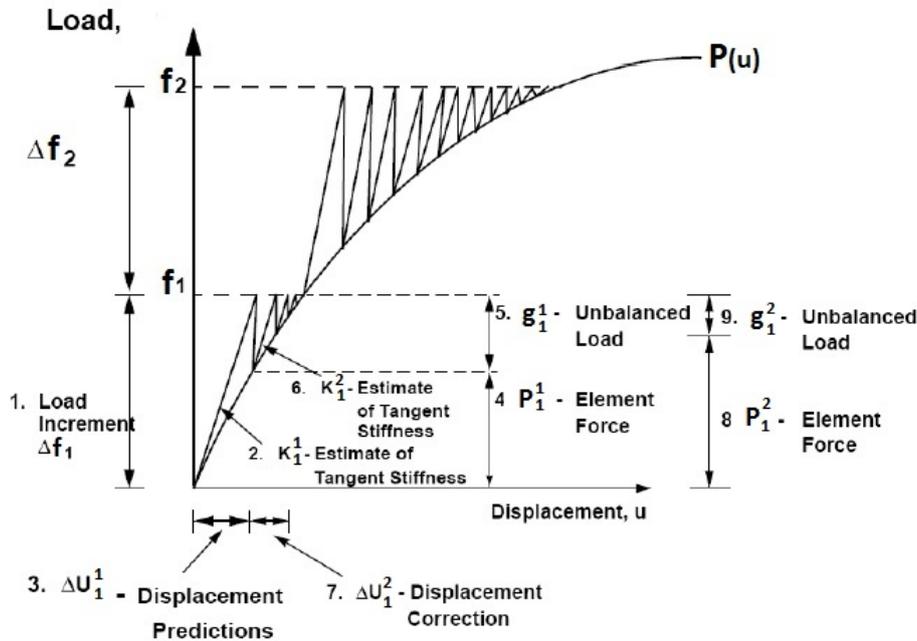


Figura 5: Schema metodo Newton-Rapshon

Un fattore importante nelle analisi non lineari, soprattutto per quanto riguarda il tempo di calcolo, è l'incremento; questo parametro può infatti essere fisso oppure adattivo. Nel primo caso, indipendentemente dalla forma della curva $\underline{P}(u)$ il programma tiene sempre lo stesso Δf ; nel secondo invece varia in base ai risultati così da avere un passo largo in presenza di un tratto lineare e fitto in presenza di un tratto con numerose non linearità. Ovviamente entrambi i metodi hanno dei PRO e dei CONTRO che verranno riassunti qui sotto:

- Incremento fisso
 - PRO
 - * Si lascia poca libertà al programma. Questo è un fattore importante in alcune analisi perché il programma nel caso adattivo potrebbe aumentare di molto il passo e magari perdersi qualche non linearità tra un passo ed il successivo. Con quello fisso invece, purché si utilizzi un passo abbastanza stretto, è possibile trovare tutte le non linearità.
 - CONTRO
 - * Il programma, nel caso di passo troppo grande, non può infittirlo nella zona non lineare perciò potrebbe perdersi alcune non linearità.
 - * Per ottenere un passo fitto nella zona non lineare occorre spazzare anche tutta la zona lineare (che viene prima) con quel passo aumentando di molto il tempo di calcolo che fornirebbe comunque risultati inutili.

- Incremento adattivo
 - PRO
 - * Se ben impostato il programma parte da un passo piccolo, lo aumenta nel tratto lineare e lo ridiminuisce in quello non lineare portando benefici sia in termini di tempo computazionale che di accuratezza dei risultati. La buona riuscita di questo metodo dipende molto dalle tolleranze utilizzate e dai metodi di convergenza.
 - CONTRO
 - * Non é detto che il programma si accorga di tutte le non linearitá, perciò potrebbe continuare ad aumentare il passo anche se si é in zona non lineare; questo problema si ha soprattutto nella transizione da lineare a non lineare (quando il componente si rompe) infatti il programma arriva alla fine del tratto lineare con un grande passo e si trova a doverlo diminuire drasticamente a causa delle non linearitá che caratterizzano la rottura.

Esiste comunque la possibilitá di effettuare delle sotto-analisi con parametri differenti, per esempio se l'equilibrio ha una prima parte lineare é possibile effettuare un'analisi con passo fisso sino a che non iniziano le non linearitá, da cui si riparte con un'analisi adattiva.

Un problema del metodo di Newton-Raphson é che per convergere sulla soluzione di equilibrio, ma in generale per trovare lo zero della funzione esaminata, ha bisogno di un valore tentativo (nell'iterazione 1) molto vicino alla soluzione desiderata. Il programma imposta come guess iniziale la precedente soluzione di equilibrio che in zone molto non lineari potrebbe non essere sufficiente. Per questo motivo se non viene raggiunta la convergenza oltre un certo numero di passi vengono eseguite una serie di bisezioni che dimezzano di volta in volta l'intervallo da controllare cosí da avvicinare la guess iniziale alla soluzione ricercata.

Un altro problema del metodo in questione, come intuibile facilmente osservando la fig. 5, sta nel fatto che non é possibile cambiare il segno dell'incremento. Per farne fronte esistono dei metodi cosiddetti ARC-LENGTH dei quali si mostrerá solamente una rappresentazione grafica senza entrare nel dettaglio in quanto questo metodo é stato scartato perché é stata riscontrata un'inaffidabilitá dei risultati come si puó notare dal seguente diagramma in cui sono messi a confronto il metodo Newton-Raphson con passo adattivo e il metodo Arc-Length.

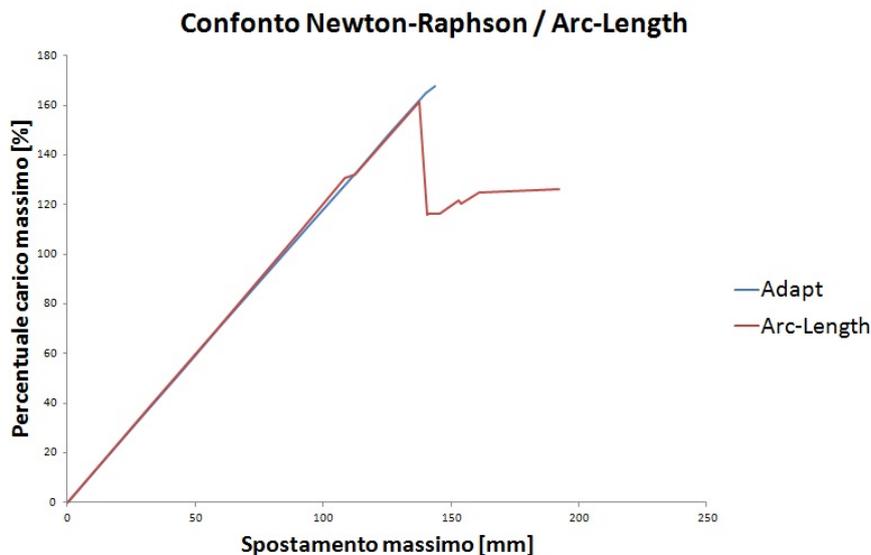


Figura 6: Confronto risultati Newton-Raphson ed Arc-Length

Si nota come ad un livello di carico di circa 135% di quello massimo il metodo Arc-Length mostra uno scalino nonostante nei risultati del modello non sia presente alcun cedimento

o alcuna non-linearità geometrica; inoltre mostra un livello di carico massimo raggiunto variabile rispetto ai parametri di integrazione, cosa che non accade con il metodo Newton-Raphson che risulta essere molto più stabile.

In ogni caso i metodi Arc-Length implementati non ricercano la soluzione di equilibrio successiva lungo la tangente (come Newton-Raphson) ma lungo una circonferenza (metodo Crisfield) oppure lungo la normale alla tangente iterando poi sulla stessa (metodo Riks) ed infine una variante dell'ultimo metodo dove la normale viene cambiata ad ogni iterazione (metodo Modified Riks). Tra questi 3 metodi quello che ha fornito i migliori risultati, sottostando sempre a quanto detto in precedenza è il metodo Modified Riks che è stato utilizzato per la precedente immagine.

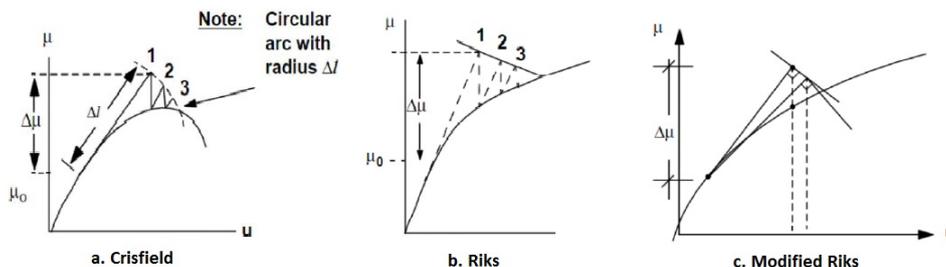


Figura 7: Confronto metodi Arc-Length

2.3 Parametri materiali

Verranno qui descritti due parametri molto importanti per la riuscita dell'analisi e, in presenza di prove sperimentali, per la correlazione dei risultati FEM con quelli reali. Questi due parametri sono il tipo di rottura del materiale e il RESIDUAL STIFFNESS FACTOR.

Attraverso il primo è possibile far assumere al materiale, in base alla sua natura, una rottura netta (IMMEDIATE) oppure graduale (GRADUAL). Per esempio è risaputo che i materiali compositi in fibra di carbonio hanno cedimenti improvvisi, per cui è più corretto associare a questi materiali una rottura di tipo immediata.

Intervenendo, questa correzione, a rottura del materiale ormai avvenuta è immediato capire che ciò che si modifica variando il parametro in questione è la parte di curva successiva alla First Ply Failure. E' possibile evidenziare le differenza tra i due metodi nell'immagine seguente, riferita ad un provino

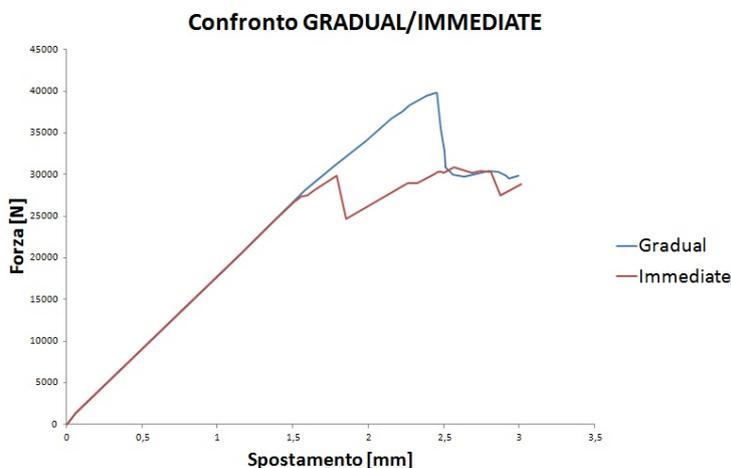


Figura 8: Confronto cedimento graduale ed immediato

La differenza tra le due curve é notevole e ciò é dovuto al fatto che gli elementi nel caso graduale, una volta rotti, perdono gradualmente la loro rigidezza. Ciò fa si che questa caratteristica passi dal 100% a, per esempio, l'80% nel passo dopo mentre nel caso immediato passa direttamente al valore di rigidezza residuo. Si intuisce subito come una struttura con una rigidezza residua di quasi 2 ordini di grandezza in piú sorregga un carico molto maggiore ed é per questo che la curva IMMEDIATE é molto piú bassa di quella GRADUAL. Questo concetto é meglio rappresentato nella seguente immagine

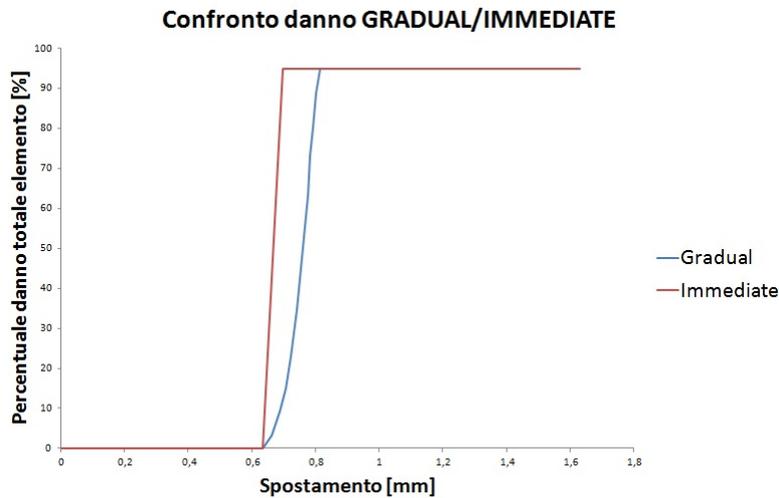


Figura 9: Confronto danno su elementi graduale ed immediato

Viene rappresentato il danno totale all'interno di un elemento del provino. Quando la curva raggiunge il valore 95% (a breve verrà spiegato il perché questo valore non é 100%) l'elemento é considerato completamente rotto. Osservando l'immagine si vede come la curva del GRADUAL stia piú a destra di quella dell'IMMEDIATE e quindi giunga a rottura in un tempo maggiore rispetto a quest'ultimo, ciò si traduce in una maggior resistenza per tutti i passi che vanno da uno spostamento di 0.6 mm a 0.8 mm circa. In questo range di deformazioni l'elemento GRADUAL ha ancora la possibilità di caricarsi, cosa che quello IMMEDIATE non può piú fare facendo crollare di conseguenza la sua curva di carico.

Il secondo parametro di interesse, come già detto, é il Residual Stiffness Factor ossia la frazione percentuale di rigidezza iniziale che si desidera lasciare all'elemento una volta che incorre in rottura. Anche questo fattore incide sulla parte alta della curva, e serve sostanzialmente per due motivi: per innalzare o abbassare il picco al fine di poter effettuare una correlazione dei risultati sperimentali-FEM e per evitare di rendere singolare la matrice di rigidezza del sistema. Per comprendere questa seconda affermazione si supponga che un'intera zona di elementi si rompa e provochi, se la rigidezza residua degli elementi é nulla, il distacco di un pezzo dalla struttura (per esempio un provino che quando giunge a rottura si divide in due pezzi). Se questo dovesse succedere la matrice di rigidezza dell'intera struttura potrebbe diventare singolare e quindi il passo di Newton-Raphson in cui viene invertita non potrebbe essere svolto. Per evitare questo problema numerico si associa ad ogni materiale una rigidezza residua che per quanto piccola possa essere non sarà mai nulla, rendendo la matrice sempre invertibile.

Per ogni elemento il Residual Stiffness Factor é definito come

$$R.S.F. = \frac{K_{fin}}{K_0} \quad (9)$$

Dove con K_0 si é indicata la rigidezza iniziale dell'elemento intatto, mentre con K_{fin} quella dell'elemento rotto.

Nell'immagine nella seguente pagina vengono mostrati i risultati di 3 analisi effettuate con diverse rigidzze residue sullo stesso identico provino. Si nota come l'andamento post-rottura

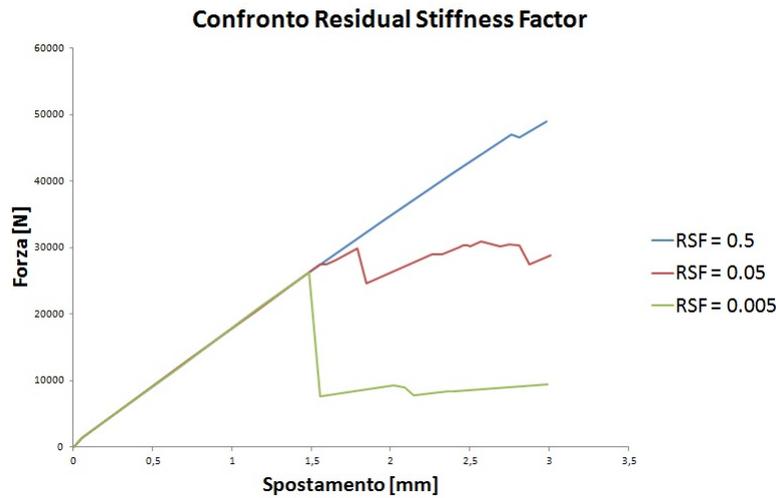


Figura 10: Confronto diversi Residual Stiffness Factor

dipenda molto da questo fattore. Per riprodurre correttamente la realtà il valore corretto di questo parametro dovrebbe essere quello più piccolo possibile; solitamente però si è interessati alla parte iniziale della curva, ossia alla zona elastica, alla First Ply Failure e alla nascita della prima cricca. Quello che succede dopo può essere di interesse se si vuole studiare la propagazione della rottura; perciò se ci si concentra sulla prima parte di curva si può inserire un valore di comodo di questo parametro che faccia tornare i corretti valori di nascita della prima cricca non curandosi di cosa succede nella parte successiva che, come si vedrà in seguito, per alcune analisi potrebbe non essere neanche trovata dal programma. Per fare questo è però necessario procedere in parallelo con una pesante campagna di prove sperimentali che forniscano i valori su cui impostare il modello, ed è questo il più grande difetto (al giorno d'oggi) della Progressive Failure Analysis.

In definitiva per i componenti in questione verrà utilizzato un cedimento di tipo IMMEDIATO, mentre il valore di Residual Stiffness Factor verrà scelto di volta in volta affinché fornisca dei risultati accettabili.

2.4 Criteri di cedimento materiale

La PFA, come l'analisi statica, si basa su criteri di cedimento del materiale per identificare quali elementi giungono a rottura; identificati tali elementi subentra uno dei due metodi di degradazione sopra descritto che viene utilizzato, come già detto, per ridurre le caratteristiche del materiale e procedere con la soluzione.

Molti di questi criteri sono gli stessi che si possono utilizzare in soluzioni lineari statiche e sono

- Massimo sforzo
- Massima deformazione
- Hill
- Hoffman
- Tsai-Wu
- Hashin
- Puck
- Hashin-Tape
- Hashin-Fabric

Alcuni di essi, di cui non si espliciteranno le formule per non appesantire la trattazione, verranno confrontati nel prossimo capitolo su un provino semplice. Nell'elenco figurano tutti criteri macromeccanici, tranne Puck il quale fa distinzione tra cedimento di fibra e di matrice; mentre gli altri indagano il danno sull'intera lamina non facendo distinzioni.

Si vedrà in dettaglio il metodo utilizzato nel par. 6

2.5 Caricamento analisi non lineare

Un aspetto molto importante dell'analisi non lineare è la metodologia di caricamento. Come per ogni analisi strutturale il componente può essere caricato in forza o in spostamento e questo incide direttamente sui risultati dell'analisi.

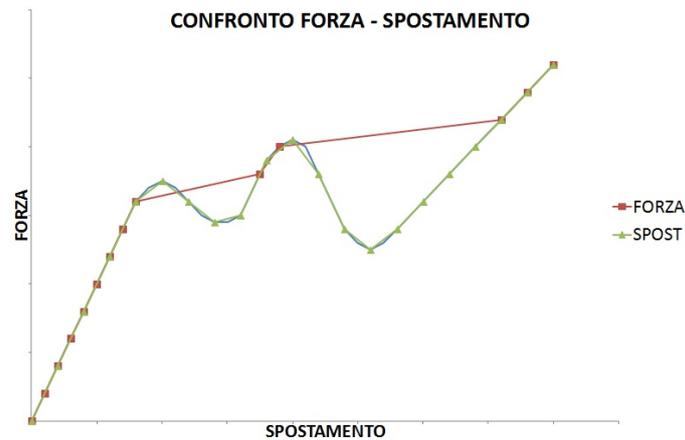


Figura 11: Differenza caricamento in forza e in spostamento

Osservando l'immagine è immediato capire come due tipi diversi di caricamento portino a soluzioni differenti. La curva azzurra (il cui andamento è del tutto casuale) indica la curva di equilibrio del componente che si danneggia progressivamente. Supponendo che la soluzione converga ad ogni passo e che quindi vengano rintracciati tutti i punti di equilibrio si vede come la curva del caricamento in forza sia differente da quella in spostamento; questo è dovuto al fatto che l'incremento, di qualunque tipo esso sia, deve sempre essere positivo ed è per questo che il controllo in forza non riesce a seguire la curva. La maggior parte dei componenti reali infatti quando è sottoposta ad un carico e inizia a danneggiarsi perde parte della sua resistenza, perciò aumentando lo spostamento non è detto che aumenti anche la forza che è in grado di sostenere.

Detto questo, il caricamento in spostamento sembrerebbe essere il migliore però non sempre è così. In alcuni problemi semplici, come vedremo in seguito se la zona critica del componente è lontana dall'applicazione dello spostamento imposto e questo non crea concentrazioni di sforzo critiche non si avranno problemi; in casi complessi, invece, come può essere quello dell'HT non esistono zone del componente lontane da punti critici, perché ogni elemento può essere quello critico e imporre uno spostamento porterebbe a risultati falsati perché a quel punto gli elementi non si muoverebbero in funzione dei carichi e dei cedimenti ma lo farebbero indipendentemente da quello che succede intorno a loro dando dei risultati completamente errati. Supponendo inoltre di avere individuato la zona critica e di voler imporre degli spostamenti su un gruppo di nodi lontano da questo punto sarebbe comunque errato farlo perché si andrebbero a sovraccaricare gli elementi scarichi adiacenti a quelli carichi; se si trattasse di un'analisi lineare statica non ci sarebbero problemi perché basterebbe caricare abbastanza lontani dal punto in considerazione e i risultati non dovrebbero essere falsati. Diverso sarebbe in un'analisi non lineare di Progressive Failure perché, essendo i punti adiacenti sovraccaricati, potrebbero superare il FI unitario e giungere a rottura. Dopo di che gli sforzi verrebbero ridistribuiti sul componente rotto in maniera anomala per cui la zona critica potrebbe cambiare completamente.

E' stato inoltre riscontrato come elementi di interpolazione RBE3 non siano adatti a questo

tipo di analisi non facendola mai convergere; anche gli elementi RBE2 non sono adatti a patto che vengano bloccati tutti i gradi di libertà a loro associati, in questo caso andrebbero però a rendere infinitamente rigida la parte di struttura a cui verrebbero vincolati e a sovraccaricare la zona subito adiacente.

Per componenti complessi verranno dunque applicati carichi nodali o pressioni sugli elementi (che verranno comunque tradotte in automatico in forze nodali) così da non sovraccaricare la struttura. Si perderà una parte di curva, come succede nella precedente immagine, però in questo modo si riuscirà ad avere una parte iniziale di curva più corretta possibile, senza concentrazioni di sforzi dovuti ad un errato caricamento.

3 PFA su caso semplice

Al fine di poter valutare le potenzialità del metodo e trovare le dipendenze dei risultati dai diversi parametri sono state eseguite alcune prove su due provini semplici (uno in tessuto e uno in unidirezionale) aventi un foro al centro, incastro da un lato e spostamento imposto dall'altro. Le caratteristiche geometriche, uguali per entrambi i provini, sono:

| Proprietá | Valore [mm] |
|-----------------|-------------|
| Altezza | 100 |
| Larghezza | 10 |
| Diametro foro | 2 |
| Spessore totale | 2.8 |

La laminazione prevede l'utilizzo di 10 lamine, con spessore pari a 0.28 mm per il tessuto e 0.125 mm per l'unidirezionale, seguendo la laminazione $[0, 45, 90, -45, 0]_s$. Le proprietà meccaniche e gli ammissibili di questi materiali sono riportati nelle seguenti tabelle

| Proprietá | Tessuto | Unidir. | U.M. |
|-----------|---------|---------|-------|
| E_{11} | 61000 | 155000 | MPa |
| E_{22} | 61000 | 8400 | MPa |
| ν | 0.05 | 0.3 | /// |
| G_{12} | 2900 | 3200 | MPa |
| G_{13} | 2900 | 3200 | MPa |
| G_{23} | 2900 | 3200 | MPa |

Tabella 3: Proprietá meccaniche materiali

| Proprietá | Tessuto | Unidir. | U.M. |
|------------|---------|---------|---------------|
| W_{11}^+ | 0.0055 | 0.0055 | $\mu\epsilon$ |
| W_{22}^+ | 0.0055 | 0.0030 | $\mu\epsilon$ |
| W_{33}^+ | 0.003 | 0.0030 | $\mu\epsilon$ |
| W_{11}^- | 0.0026 | 0.0026 | $\mu\epsilon$ |
| W_{22}^- | 0.0026 | 0.0167 | $\mu\epsilon$ |
| W_{33}^- | 0.0167 | 0.0167 | $\mu\epsilon$ |
| W_{12} | 0.01 | 0.01 | $\mu\epsilon$ |
| W_{13} | 0.01 | 0.01 | $\mu\epsilon$ |
| W_{23} | 0.01 | 0.01 | $\mu\epsilon$ |

Tabella 4: Ammissibile deformazione

Verrá ora presentato un breve paragrafo in cui si spiegherá come leggere i risultati dell'analisi in questione per quanto riguarda la First Ply Failure, la nascita di una cricca e la rottura del componente; dopo di che si verificherá la dipendenza dei risultati dalla fittezza della Mesh con un riguardo anche ai diversi costi che l'analisi comporta (tempo, spazio su disco, ecc.) ed infine verranno confrontati i risultati in base alle variazioni sui passi di integrazione.

3.1 Lettura risultati PFA

La lettura dei risultati della Progressive Failure Analysis é una fase molto importante ed é necessaria per ricavare tutte le informazioni necessarie sul componente analizzato. Nell'analisi statica, come si vedrá in seguito, per trovare il carico di First Ply Failure basta semplicemente ricercare il punto della struttura con il Failure Index piú alto, applicare la definizione di FI (a pagina successiva) e trovare il carico applicato critico. In questo caso ció vale ancora ma solo per la prima parte di analisi e solo in seguito all'ipotesi per la quale si considera puramente lineare il comportamento della struttura all'interno di un passo di integrazione fino a che in quest'ultima non sia ancora nata un FPF. Questa ipotesi serve per poter utilizzare ancora la definizione di FI escludendo le piccole correzioni non lineari che il programma potrebbe utilizzare anche nella prima parte di curva, teoricamente lineare.

Iniziando la ricerca dalla First Ply Failure, si ottengono immagini simili alla seguente

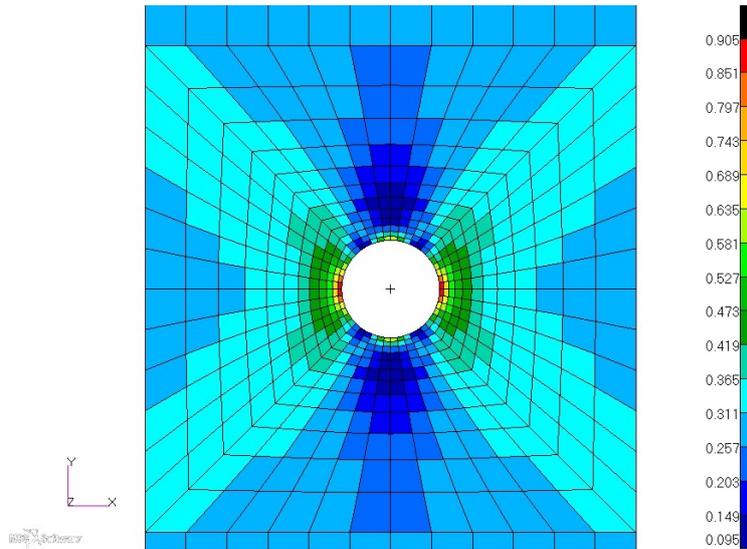


Figura 12: FI per la ricerca della FPF

La visualizzazione dei risultati deve essere esente da qualsiasi tipo di interpolazione in modo da non sovra/sottostimare il risultato attraverso le funzioni di forma degli elementi; in questo modo vengono mostrati i valori massimi di FI presenti nei punti dell'elemento cioè quelli che il programma utilizza per effettuare i calcoli.

Come già detto, individuato l'elemento con il Failure Index più elevato e supponendo di aver utilizzato un passo di integrazione adeguato per poter considerare lineare il comportamento della struttura all'interno di ogni passo è possibile cercare il carico di First Ply Failure utilizzando semplicemente la definizione di FI

$$FI = \frac{F_{app}}{F_{FPF}} \rightarrow F_{FPF} = \frac{F_{app}}{FI} \quad s_{FPF} = \frac{s_{app}}{FI} \quad (10)$$

Sia il FI che il TD sono quantità LAYERED, possono dunque essere visualizzate lamina per lamina in modo da poter capire quale di queste arrivi per prima a rottura. Per quanto riguarda il TD un esempio di visualizzazione è la seguente:

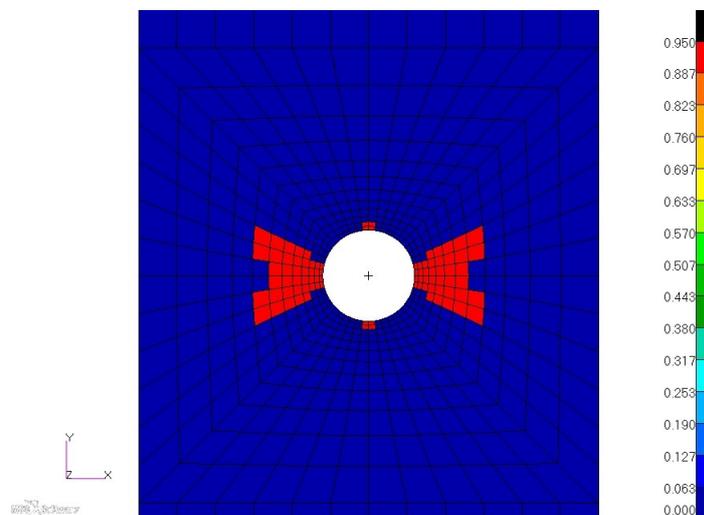


Figura 13: Total Damage

Essendo una quantità layered sono possibili diverse combinazioni di visualizzazione: lamina per lamina, massimo/minimo valore di tutte le lamine, massimo/minimo valore di un gruppo di lamine, ecc.

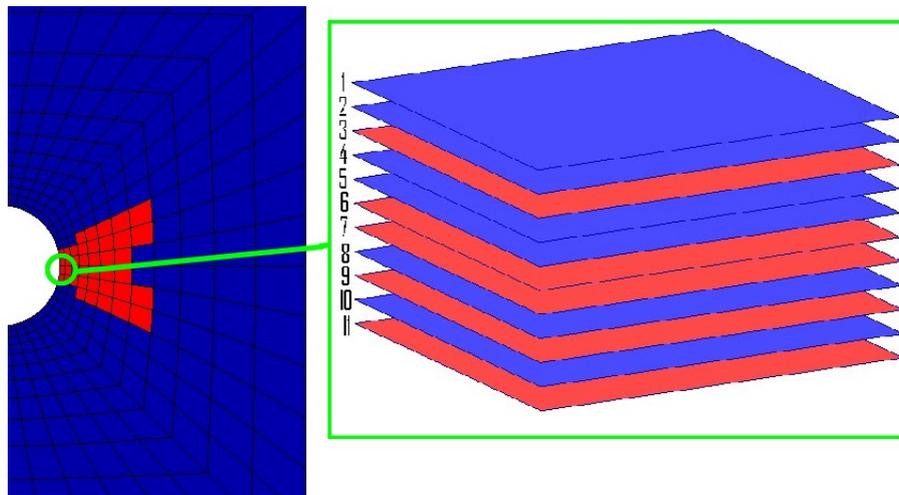


Figura 14: Dettaglio elemento

Nell'immagine è stato visualizzato un dettaglio (non realistico) di un elemento in cui vengono rappresentate le singole lamine (rosso indica lamina rotta mentre blu lamina integra). Ricercando il valore di TD su una singola lamina, per esempio la numero 7, il programma restituisce il valore 0.99 (dove si è supposto che la rigidità residua sia 1%, par.2.3); chiedendo invece di mostrare il medesimo indice in tutte le lamine è necessario specificare se si vuole il valore massimo o minimo in quell'elemento. Sempre con riferimento all'immagine il programma indicherà 0.99 nel caso del massimo, 0 nel caso del minimo. A questo punto occorre definire il significato numerico di cricca che risulta essere la prima condizione in cui tutte le lamine di un elemento giungono a rottura. In altre parole il primo passo in cui il minimo di tutte le lamine che compongono un elemento non è nullo è quello in cui nasce la cricca in corrispondenza di quell'elemento.

Ne deriva che per identificare la nascita della cricca è necessario visualizzare tutte lamine contemporaneamente con l'opzione minimo; sino a che tutti i punti del modello sono a zero si è sicuri che nessuna rottura è nata, appena un elemento si scosta dal valore nullo, in quel punto e a quel livello di carico è nata una cricca. A questo punto non valgono più le equazioni per la FPF appena scritte, per cui si tengono i valori forniti dal FEM senza dividerli per alcun fattore.

Le ultime informazioni significative sono i valori di carico e di spostamento a rottura del componente per i quali non esistono dei valori di riferimento, ma dipendono molto dalla conformazione del componente. Per parti poco complesse, come può essere il provino in questione, trovare tali valori risulta semplice; per componenti complicati, come ad esempio l'HT, può risultare più difficoltoso. In teoria per ottenere tali dati sarebbe possibile osservare l'apice della curva forza-spostamento ma non sempre questa curva è disponibile e, anche se lo fosse, l'apice è il risultato fornito da molta rigidità residua e dagli ultimi elementi integri; questo inevitabilmente sovrastima il valore ultimo di carico sostenibile dal componente, tale metodo è comunque una buona approssimazione del dato ricercato.

Un metodo per vedere la rottura, soprattutto quando si carica il componente in forza, consiste nel ricercare i salti di spostamento. Con riferimento all'immagine 11 si nota subito come ad un salto di spostamento corrisponda un cedimento in quanto la forza a cavallo di una rottura può comunque solo aumentare perciò l'unico modo per seguire la curva di equilibrio è quello di compiere uno spostamento non più confrontabile con i precedenti.

Anche questo metodo però non sempre funziona. Per esempio, caricando in forza il provino dopo la rottura non si hanno altri percorsi di carico utili e l'unico modo che ha il componente di sostenere le sollecitazioni è attraverso la rigidità residua; essendo questa una piccola percentuale di quella iniziale, la curva dopo la rottura inizierà a risalire molto lentamente portando la prossima soluzione di equilibrio, con un incremento in forza, molto lontana dal

punto precedente rendendo molto difficile se non impossibile la convergenza. Esiste anche un altro metodo possibile che è visivo nel quale si osserva la propagazione della cricca fino a che questa attraversa tutta la sezione del componente

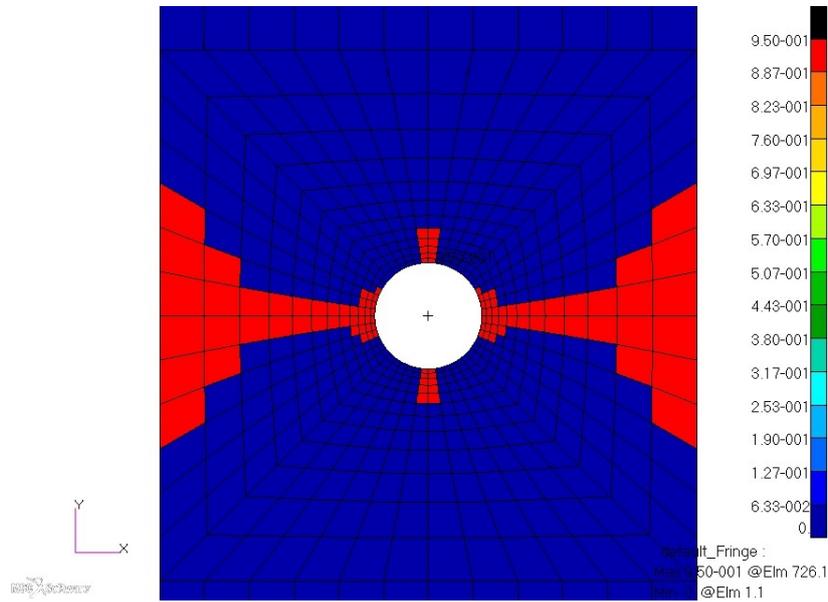


Figura 15: Rottura componente

Come si nota in figura la cricca attraversa tutto il componente che è da ritenersi rotto. Carico e spostamento di rottura sono quelli forniti dal programma al passo precedente a quello mostrato, a componente ancora parzialmente integro; questo perché al passo corrente nella zona rossa agisce solo la rigidità residua e il crollo del carico sostenuto è già avvenuto.

3.2 Dipendenza dei risultati dalla mesh

Verrá ora esplicitata la dipendenza dei risultati dalla fittezza della mesh, per questo sono stati utilizzati 4 provini composti da tessuto³. L'unico dato variabile é stata la dimensione della mesh; si é partiti da una mesh molto rada (palesamente non idonea per il problema in questione) fino a giungere ad una molto fitta, soprattutto nella zona che va a formare il foro, vale a dire quella in cui avvengono i fenomeni importanti che si vogliono caratterizzare.

Nell'immagine sottostante sono rappresentate le diverse mesh della zona d'interesse del provino

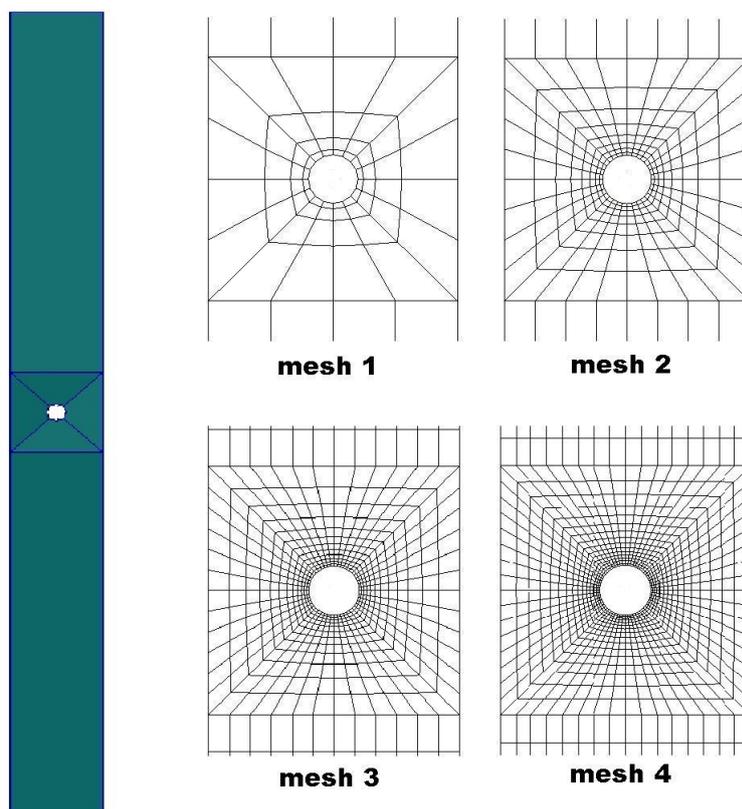


Figura 16: Mesh differenti

Quello che ci si aspetta é che dopo un certo punto i risultati convergano⁴, a questo punto si eseguirá un'analisi su tempi di calcolo e memoria occupata su disco in modo da avere dei parametri di riferimento che permettano la scelta di una mesh, piuttosto che un'altra.

Quello che si aspetta é che i risultati convergano fin da subito almeno nella prima zona lineare, per poi divergere tra loro in quella non lineare. Questo perché, come ormai noto, la PFA va a ridurre le proprietà del materiale di un elemento non appena un punto qualsiasi dello stesso giunge a $FI > 1$; osservando la precedente immagine é possibile notare come il primo anello circolare attorno al foro abbia nei 4 casi un diverso diametro. Questo sta a significare che non appena il FI del nodo sul bordo del foro (punto piú sollecitato) supera l'unitá il programma degrada le caratteristiche dell'elemento a cui appartiene quel nodo ed é possibile constatare ad occhio nudo come la zona d'interesse di quell'elemento sia diversa da caso a caso; in questo modo la mesh piú rada perderá resistenza piú rapidamente rispetto a quella piú fitta in quanto i suoi elementi, piú estesi, portano a una riduzione maggiore dell'area resistente in caso di rottura.

L'immagine a pagina seguente conferma quanto appena detto. Si nota infatti come la curva

³In questo caso non é importante vedere il comportamento con i diversi materiali, ma semplicemente confrontare le mesh, l'unidirezionale verrà considerato successivamente

⁴Come avviene anche per le analisi statiche

riguardante la mesh piú rada (mesh 1) abbia un picco piú basso rispetto alle altre. E' importante inoltre notare come le altre 3 curve siano praticamente identiche nella zona lineare e questo é un bene in quanto in fase preliminare di studio sará sufficiente realizzare una mesh con pochi elementi (come la mesh 2) per ottenere dei risultati soddisfacenti.

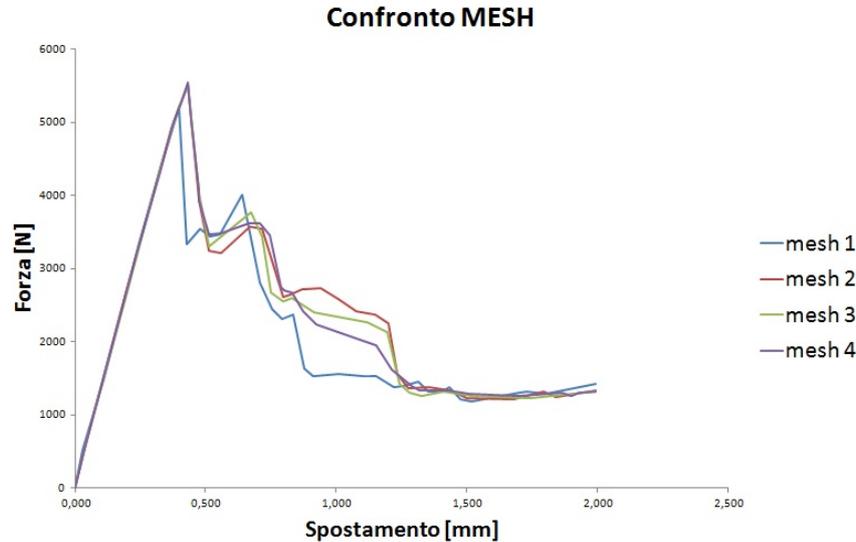


Figura 17: Confronto risultati a diverse mesh

Nell'immagine viene anche confermato il fatto che nella zona non lineare i risultati sono differenti per tutte le mesh mentre tornano a convergere nella parte finale. Questo avviene perché in quella zona il componente é completamente rotto e, in base a quanto detto fin'ora, é presente solo rigidezza residua. Essendo i parametri delle varie analisi identici tra loro, lo é anche questo fattore, per cui tutte le curve ricominciano a salire con la stessa pendenza.

La visualizzazione grafica delle curve non é però sufficiente a valutare l'avvenuta convergenza. Occorre a tale scopo identificare i punti notevoli, ossia FPF, inizio cricca e rottura sfruttando quanto detto nel paragrafo precedente. I risultati ottenuti sono i seguenti

| | F_{FPF} [N] | s_{FPF} [mm] | F_{cric} [N] | s_{cric} [mm] | F_{rot} [N] | s_{rot} [mm] |
|--------|---------------|----------------|----------------|-----------------|---------------|----------------|
| mesh 1 | 2770 | 0.212 | 3655 | 0.280 | 5123 | 0.400 |
| mesh 2 | 2405 | 0.184 | 3132 | 0.240 | 5476 | 0.440 |
| mesh 3 | 2308 | 0.177 | 3132 | 0.240 | 5442 | 0.440 |
| mesh 4 | 2263 | 0.173 | 3131 | 0.240 | 5491 | 0.440 |

Tabella 5: Punti notevoli confronto mesh

Dalla tabella si ha la conferma di quanto appena detto. Le colonne degli spostamenti di cricca e rottura figurano in quel modo perché essendo la prova comandata in spostamento si hanno incrementi di 0.02 mm per cui nonostante i numeri siano uguali tra loro non é detto che nella realtà sia cosí, per esempio la mesh 2 potrebbe avere la cricca a 0.238 mm , mentre la mesh 3 a 0.243 ; in seguito a questi confronti verranno eseguite anche prove sul passo di integrazione per identificare meglio questi punti. Quanto detto vale anche per le forze; per quanto riguarda quella di inizio cricca si nota un valore fisso per le ultime 3 mesh, ciò dipende dal fatto che il componente arriva al passo precedente (0.220 mm) in cui lo spostamento ha fatto nascere alcuni cedimenti nelle lamine che non portano comunque a differenze importanti nella rigidezza. Avendo le mesh d'interesse una rigidezza molto simile, al passo successivo tutti si rompono allo stesso livello di carico indotto dallo stesso spostamento; é questo il motivo della ricorrenza di quel valore di forza, vale comunque quanto detto precedentemente per lo spostamento.

E' stata inoltre effettuata una breve analisi di costi computazionali mettendo a confronto il numero di elementi di ogni mesh con il tempo di calcolo e con lo spazio occupato sul disco

del file .op2 ossia quello necessario per importare i risultati in Patran. Il grafico risultante é il seguente

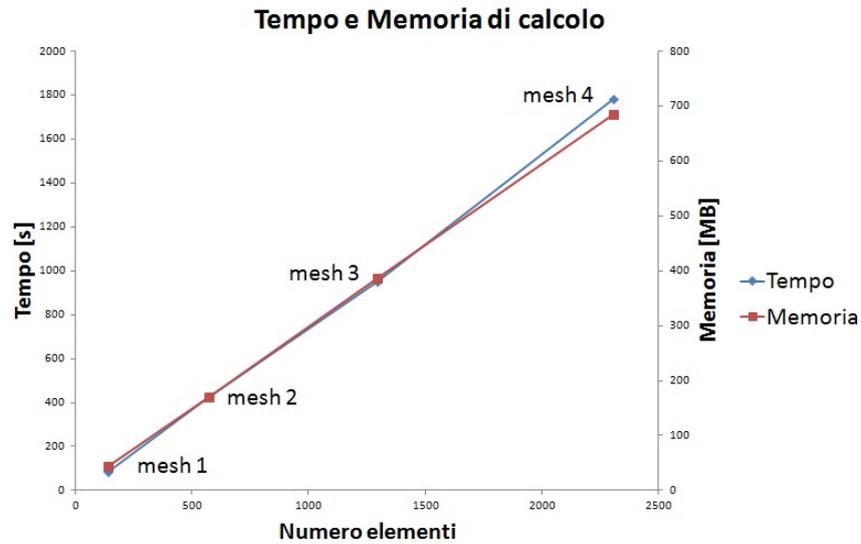


Figura 18: Costi computazionali

E' possibile notare come l'andamento sia lineare per entrambe le quantità⁵ perciò ad un aumento percentuale di elementi corrisponde un aumento percentuale fisso del tempo e della memoria. In particolare le percentuali di aumento di elementi e di memoria sono le stesse in quanto per ogni elemento il programma scrive una serie di dati, perciò raddoppiando gli elementi raddoppiano il numero di dati; per il tempo la percentuale é leggermente differente. In definitiva avendo a disposizione 3 mesh i cui risultati sono giunti ad una sorta di convergenza e tenendo d'occhio la fig.18 si é deciso di portare avanti la mesh 3 avendo dei costi computazionali accettabili che non influiscono in maniera marcata sui risultati ottenuti. Prima di effettuare questa scelta sono state realizzate delle analisi lineari con le stesse mesh le quali hanno dato gli stessi risultati delle PFA per quanto riguarda la FPF (questo indica come nella PFA, in particolare nella zona lineare, le correzioni non-lineari siano poche o addirittura assenti).

L'immagine a pagina seguente mostra i risultati per le 4 mesh. La prima colonna indica i FI nel passo precedente a quello in cui nasce la First Ply Failure, si nota subito come la mesh piú rada non sia assolutamente adatta per quest'analisi, anche la seconda presenta un'area di inizio cricca troppo estesa (nella realtà la cricca parte in un punto). A partire invece dalla mesh 3 in poi i risultati migliorano in quanto la distribuzione di FI assume un andamento piú continuo senza salti. In realtà la migliore sarebbe la mesh 4 ma alla luce dei risultati ottenuti anche la mesh 3 fornisce valori del tutto accettabili.

⁵In particolare la linearità del tempo potrebbe stare ad indicare che nel metodo di Newton-Raphson le matrici non vengono invertite, ma vengono fattorizzate altrimenti i costi computazionali non crescerebbero linearmente

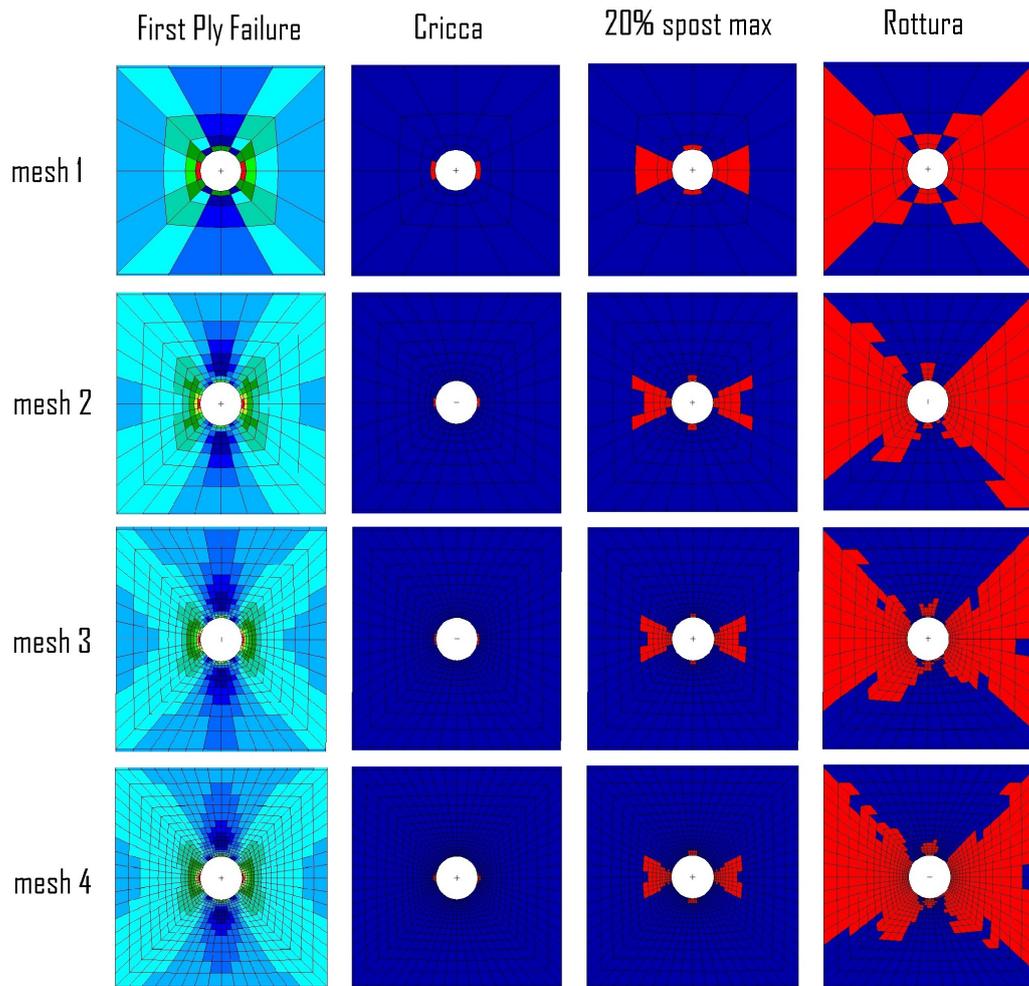


Figura 19: Confronto risultati

3.3 Dipendenza dei risultati dal passo di integrazione

Come già spiegato nel par. 2.2 un parametro fondamentale per la buona riuscita dell'analisi è il passo di integrazione. Con riferimento al provino in tessuto viene mostrata la variazione dei risultati in funzione del passo. Sono state eseguite 5 analisi che vanno da 20 a 100 passi adattivi in alto⁶. Lo spostamento massimo è stato ridotto a 0.6 mm , all'interno dei quali avvengono comunque tutte le fasi di interesse.

I risultati delle analisi sono i seguenti

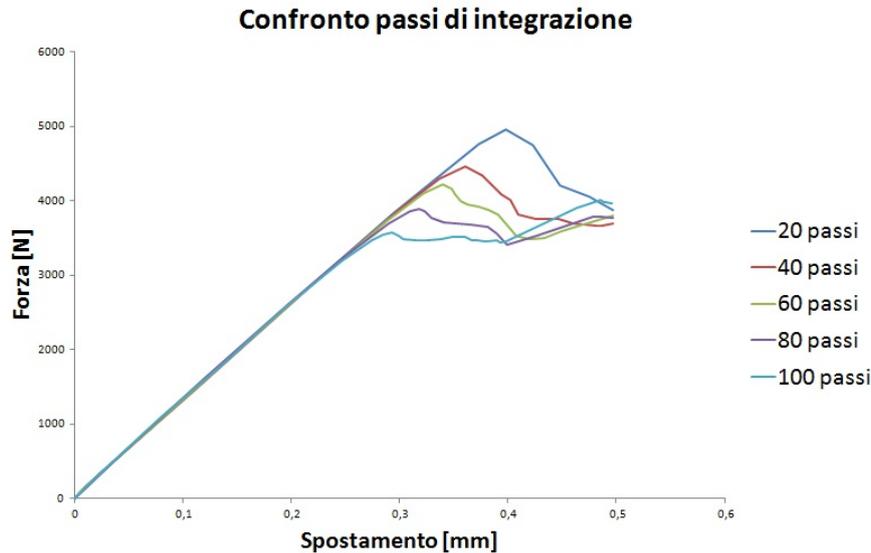


Figura 20: Confronto passi di integrazione

Come si nota, infittendo i passi, la soluzione tende ad abbassarsi; per spiegare questo fenomeno è possibile osservare il seguente diagramma

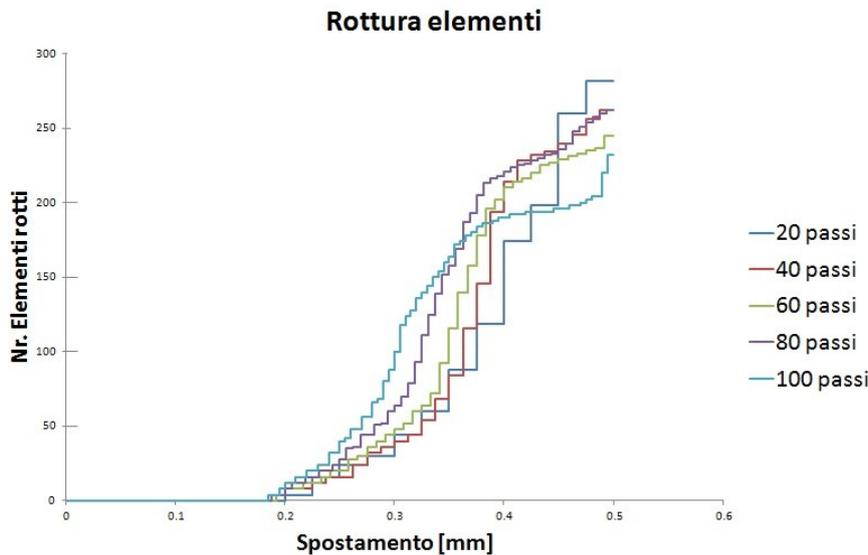


Figura 21: Numero di elementi rotti

⁶Con questo termine si indica un'analisi in cui il passo iniziale e quello massimo sono impostati uguali, in questo modo il programma parte e tiene quel passo e lo può variare, se lo ritiene necessario, fino al passo minimo che ovviamente è impostato minore degli altri due; solitamente questo avviene nei dintorni del picco della curva, da cui adattivo in alto.

Adattivo in alto è solo un termine di comodo, non esiste tra le opzioni di analisi

L'immagine mostra il numero di elementi rotti in funzione dello spostamento nei 5 casi e serve per mostrare come un'analisi fitta perda piú elementi (e quindi rigidezza) piú rapidamente di una rada. Questo perché all'inizio di un passo vengono danneggiati un certo numero di elementi; un passo rado tiene il restante numero di elementi buoni per uno spostamento maggiore opponendo piú resistenza al carico applicato, un passo fitto invece rompe piú elementi nei passi intermedi per cui si ritrova a paritá di spostamento con meno elementi che oppongono resistenza. Questo si ripercuote sulla curva carico-spostamento che tende continuamente ad abbassarsi all'infittirsi del passo. L'ideale sarebbe avere dei passi tali per cui si rompa un solo elemento per volta in modo da avere la curva piú fitta e corretta possibile; ovviamente questo non é possibile se non in casi con pochissimi elementi, altrimenti i costi computazionali aumenterebbe a dismisura.

Sono stati, come per il caso precedente, raccolti i punti di interesse

| | $F_{FPF} [N]$ | $s_{FPF} [mm]$ | $F_{cric} [N]$ | $s_{cric} [mm]$ | $F_{rot} [N]$ | $s_{rot} [mm]$ |
|-----------|---------------|----------------|----------------|-----------------|---------------|----------------|
| 20 passi | 2308 | 0.177 | 2936 | 0.225 | 4956 | 0.400 |
| 40 passi | 2308 | 0.177 | 2610 | 0.200 | 4469 | 0.363 |
| 60 passi | 2308 | 0.177 | 2610 | 0.200 | 4207 | 0.342 |
| 80 passi | 2308 | 0.177 | 2528 | 0.194 | 3894 | 0.319 |
| 100 passi | 2308 | 0.177 | 2479 | 0.190 | 3562 | 0.290 |

Tabella 6: Punti notevoli confronto mesh

Per quanto riguarda invece i costi computazionali si ottengono i seguenti risultati

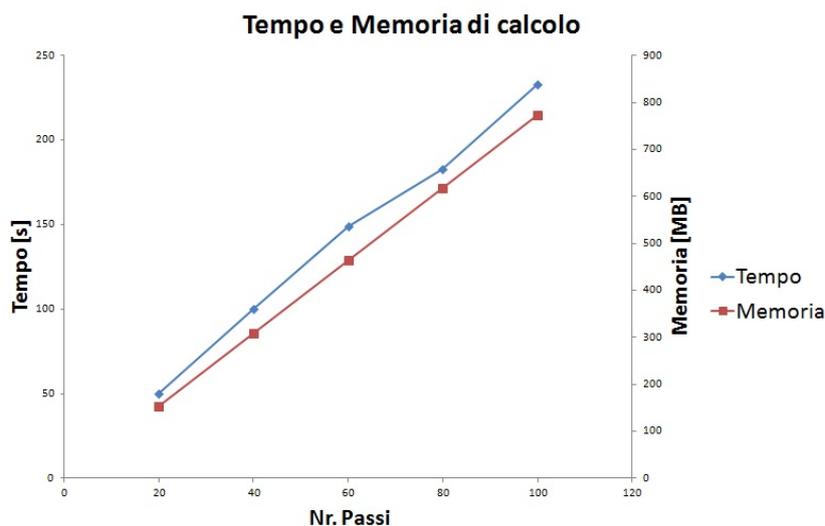


Figura 22: Costi computazionali

Alla luce di quanto appena riscontrato é necessario effettuare un'analisi il piú fitta possibile in funzione di spazio su disco e tempo disponibili. E' sempre possibile inoltre suddividere l'analisi in due o piú sotto-analisi, di cui una molto rada fino ad un valore di carico leggermente inferiore alla FPF seguita da una fitta per identificare correttamente il valore di carico che genera una cricca.

3.4 Confronto materiali

In questo paragrafo verrà presentato un confronto tra i due provini realizzati in unidirezionale ed in tessuto al fine di verificare se vi sia qualche differenza nei risultati conseguente alla variazione di materiale. Per quanto riguarda il tessuto si tiene come buona l'analisi piú fitta svolta sulla quale si possono fare alcune considerazioni. Innanzitutto salta subito all'occhio come il carico al quale si instaura la prima cricca sia molto prossimo al carico di FPF, infatti l'aumento percentuale di carico é solamente del 7.4%; la rottura invece si trova ad un carico del 54% maggiore rispetto alla FPF. Questo sta ad indicare che se si dovesse ammettere

la comparsa di una cricca durante l'utilizzo, il componente potrebbe sorreggere molto piú carico di quello che sarebbe in grado di sostenere una sua controparte dimensionata a FPF; oppure a paritá di carico massimo il componente progettato secondo la PFA sarebbe molto piú leggero richiedendo meno pelli.

L'analisi sul provino in unidirezionale é stata svolta con gli stessi parametri di quella appena citata ottenendo i seguenti risultati

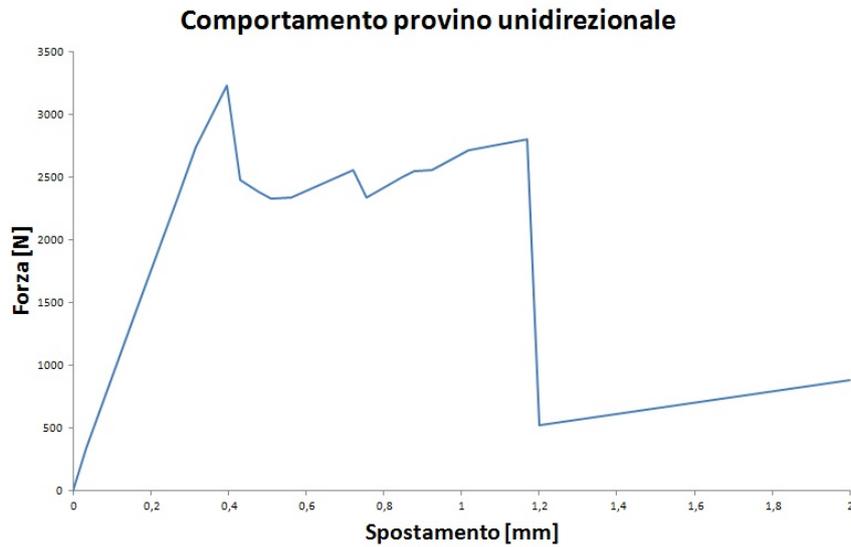


Figura 23: Forza-Spostamento unidirezionale

Quello che conta non é il confronto dei valori ottenuti, ovviamente non paragonabili tra loro, ma i vari guadagni percentuali di carico di cricca e rottura rispetto alla FPF. Tali dati sono raggruppati in tabella

| F_{FPF} [N] | s_{FPF} [mm] | F_{cric} [N] | s_{cric} [mm] | F_{rot} [N] | s_{rot} [mm] |
|---------------|----------------|----------------|-----------------|---------------|----------------|
| 736 | 0.0857 | 1341 | 0.156 | 3252 | 0.396 |

Tabella 7: Punti notevoli provino unidirezionale

Come si può notare il carico di nascita cricca é aumentato dell'82% rispetto a quello di FPF, mentre quello di rottura addirittura del 341%. In base a questi risultati l'unidirezionale sembrerebbe molto piú indicato per un dimensionamento con Progressive Failure. Per comprendere il motivo occorre andare ad analizzare il comportamento di ogni lamina che compone il provino, in particolare il tensore delle deformazioni (in quanto viene utilizzato il metodo di deformazione massima).

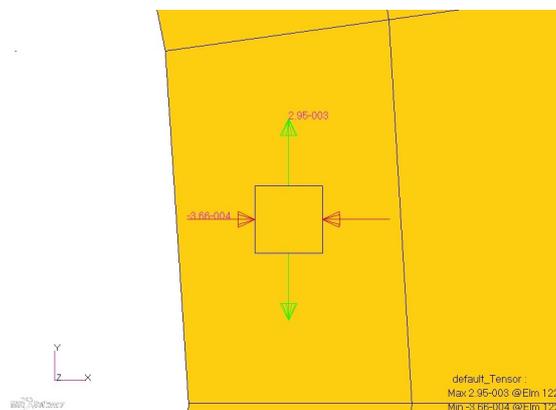


Figura 24: Tensore deformazioni

Nell'immagine é rappresentato il tensore di deformazione del primo elemento che giunge a rottura in entrambi i casi. Analizzando i tensori delle lamine nelle varie direzioni al passo precedente alla FPF si ottengono le seguenti tabelle espresse in coordinate locali delle singole lamine

| | $\varepsilon_{11} (W_{11}^{+/-})$ | $\varepsilon_{22} (W_{22}^{+/-})$ | $\gamma_{12} (W_{12})$ |
|-------------------|-----------------------------------|-----------------------------------|------------------------|
| lamina 0° | 0.00544 (0.0055) | -0.00117 (0.0026) | 0.00101 (0.01) |
| lamina 45° | 0.00264 (0.0055) | -0.00188 (0.0026) | 0.00163 (0.01) |
| lamina 90° | -0.00117 (0.0026) | 0.00544 (0.0055) | 0.00914 (0.01) |

Tabella 8: Deformazioni provino in tessuto

| | $\varepsilon_{11} (W_{11}^{+/-})$ | $\varepsilon_{22} (W_{22}^{+/-})$ | $\gamma_{12} (W_{12})$ |
|-------------------|-----------------------------------|-----------------------------------|------------------------|
| lamina 0° | 0.00276 (0.0055) | -0.00034 (0.0167) | -0.00074 (0.01) |
| lamina 45° | 0.00159 (0.0055) | 0.00082 (0.0030) | -0.00261 (0.01) |
| lamina 90° | -0.00034 (0.0026) | 0.00276 (0.0030) | -0.00083 (0.01) |

Tabella 9: Deformazioni provino in unidirezionale

Dalle tabelle si riesce ad intuire il perché del comportamento differente dei due materiali dopo la FPF. Osservando la tab. 4, si può notare che nel tessuto sono presenti gli stessi ammissibili in direzione x e y , mentre per l'unidirezionale non é così; una volta giunto al carico di FPF nel tessuto si danneggiano contemporaneamente sia le lamine a 0° che a 90° , in questo caso 6 lamine su 10, mentre nell'unidirezionale si danneggiano solo le lamine con le fibre perpendicolari al carico in cui lavora la matrice (non adatta a sostenere i carichi) ossia 2 lamine su 10; mentre le altre lamine sono ancora lontane dalla deformazione critica. Oltre al numero di lamine favorevoli all'unidirezionale, dopo la FPF, anche il tipo di lamine rimanenti é favorevole; rimangono integre infatti oltre a quelle a $\pm 45^\circ$ anche quelle a 0° in cui lavorano le fibre (il cui compito é proprio quello di sostenere i carichi), per cui si trova doppiamente avvantaggiato rispetto al tessuto in cui rimangono integre solo le lamine a $\pm 45^\circ$ che riescono a sostenere un esiguo carico assiale del provino.

E' questo il motivo per cui la distanza relativa tra cricca e FPF nel tessuto é molto inferiore rispetto a quella nell'unidirezionale; nonostante ciò in un provino unidirezionale solitamente la FPF giunge prima a causa delle lamine a 90° rispetto al carico.

In base ai risultati appena riscontrati, con riferimento alla sola Progressive Failure, senza tener conto di altri tipi di dimensionamento, il composito unidirezionale é sicuramente quello che meglio si presta a questo tipo di analisi lasciando piú margine di miglioramento.

3.5 Dettaglio comportamento elementi

Verrá ora mostarto in dettaglio il comportamento di alcuni elementi di interesse tramite la realizzazione di un provino con sole lamine a 0° e 90° ⁷ per rendere piú semplice l'interpretazione dei risultati (nulla cambierebbe se ci dovessero essere anche lamine a $\pm 45^\circ$).

Il caso in questione prende in considerazione i primi 3 elementi adiacenti al foro (solamente per rendere leggibili i grafici, con troppi elementi sarebbero stati di difficile lettura) mostrati nella figura seguente. Con la sigla "Elm 1" sará indicato l'elemento che forma il bordo del foro, con "Elm 2" quello di mezzo e con "Elm 3" il piú lontano dal foro.

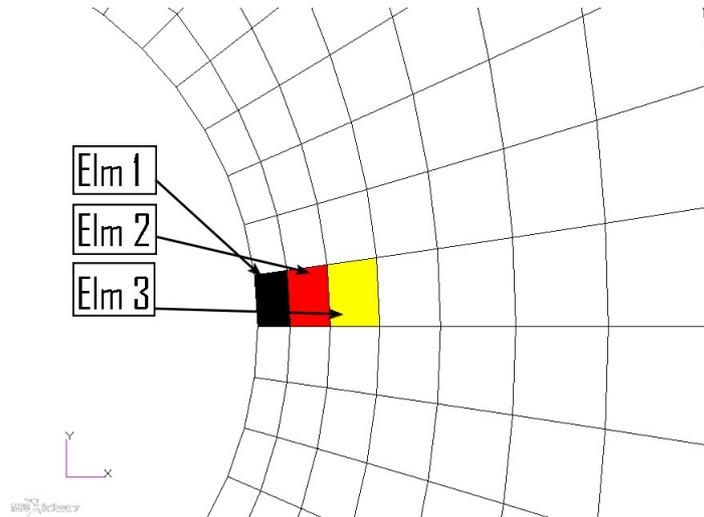


Figura 25: Elementi di interesse

Nella figura sottostante sono evidenziati i punti d'interesse della curva rappresentata non in base allo spostamento, ma in base ad un parametro (definito tempo) che indica la percentuale di carico massimo (o spostamento imposto) che é applicato ad ogni passo. Questo é stato fatto in quanto il parametro scelto é indipendente dall'elemento che si sta considerando (cosa che lo spostamento non é) e puó essere utilizzato per fare paragoni delle varie grandezze

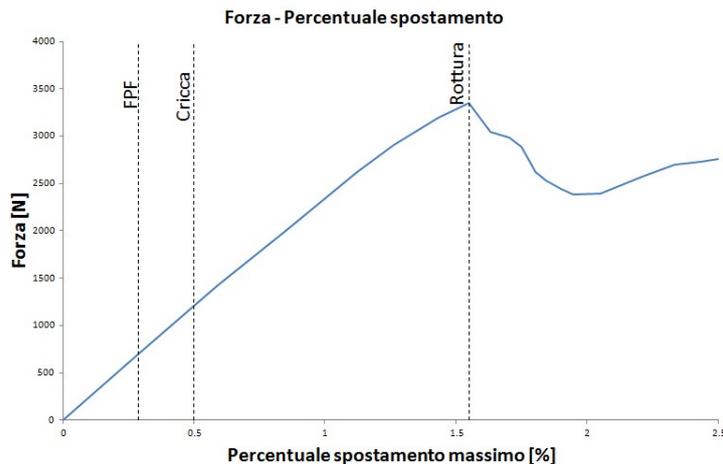


Figura 26: Andamento curva equilibrio

Essendo gli elementi di interesse soggetti ai fenomeni di FPF e rottura nella prima parte della prova, il tempo da questo punto in poi sará limitato ad 1 per poter meglio comprendere i comportamenti su curve piú pulite. Occorre inoltre precisare che i tre elementi scelti, in

⁷Provini di questo genere sono detti cross-ply

particolare l'elemento 1, non sono i primi a rompersi. Un provino cross-ply infatti ha la particolarità di rompersi (inizio cricca) a partire da un punto che si trova più o meno a 45° rispetto l'applicazione del carico. Osservando l'immagine seguente si possono notare le massime deformazioni degli elementi adiacenti al foro:

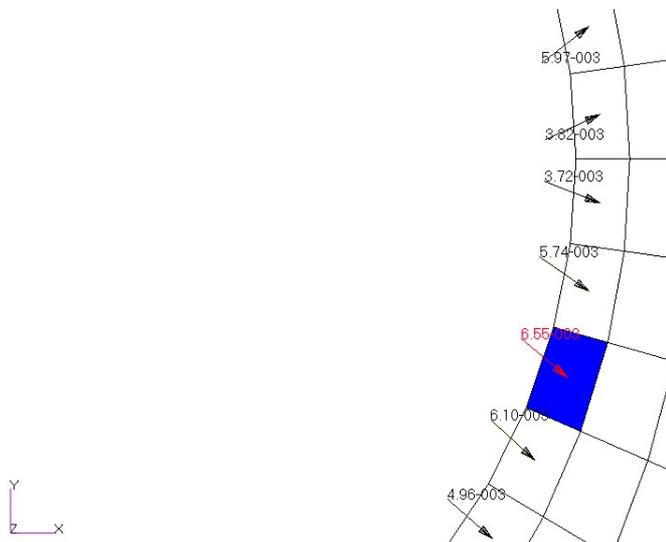


Figura 27: Deformazione massima - Max Principal 2D

Oltre al valore massimo agente sull'elemento colorato di blu, si noti anche la direzione di tale deformazione⁸ che è all'incirca a 45° ; questo è gravoso sull'elemento in quanto in quella direzione non ci sono fibre che possano sorreggere la deformazione (e quindi il carico). È questo il motivo per cui la cricca parte da quel punto. Mentre la FPF solitamente parte sempre da quello che è stato etichettato come "Elm 1". Sono stati scelti i 3 elementi sopra indicati perché, anche se vi non nasce la cricca, lì si propaga fino a giungere a rottura; sarebbe più corretto mostrare l'intera fila di elementi, ma per motivi di praticità di lettura dei risultati vengono mostrati solo i primi 3.

I Total Damage mostrano in che ordine si rompono gli elementi

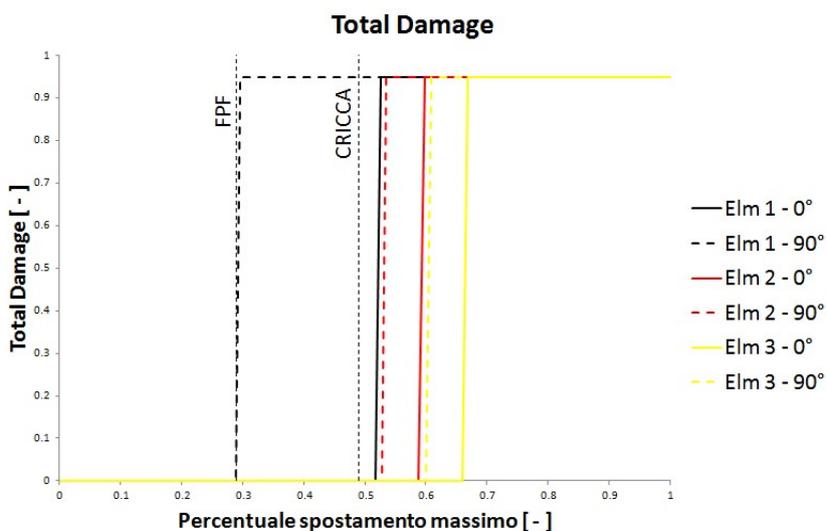


Figura 28: Total Damage lamine

⁸Si guardano le deformazioni perché il metodo di cedimento che si sta considerando è deformazione massima

Si nota subito come in effetti il primo elemento che giunge a rottura é quello adiacente al foro. In particolare cede prima la lamina a 90° rispetto al carico, in cui lavora a trazione la matrice, dopo di che quella a 0° in cui lavorano le fibre; questo si ripete per tutti gli elementi fino ad arrivare al piú esterno. Si nota anche quanto detto poc'anzi, ossia che la rottura di nessuno di questi elementi coincide con la nascita della cricca.

Dopo di che é possibile osservare le deformazioni degli elementi; in questo caso, essendo il provino caricato a trazione, non esiste la differenza tra lamine parallele e normali al carico perché la deformazione dipende solo dallo spostamento dei nodi che formano un elemento. Essendo un elemento formato da diverse lamine e non essendo suddivisibile durante l'analisi, si avrà che ogni lamina ha la stessa deformazione.

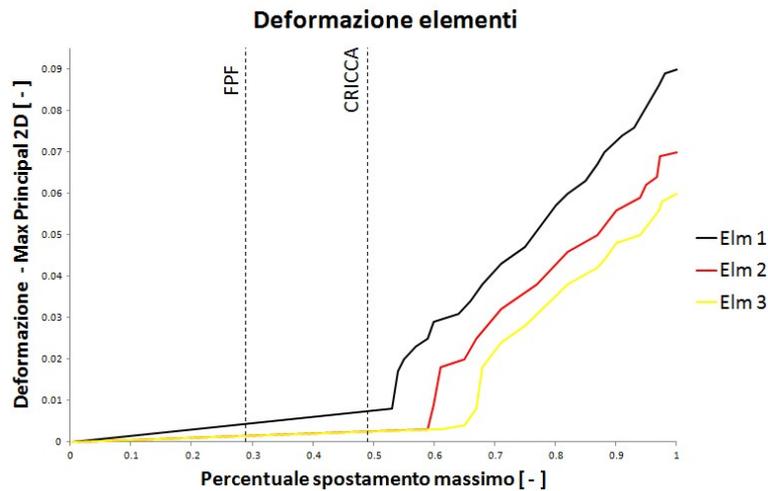


Figura 29: Deformazioni elementi

La deformazione, come ci si aspetta, é lineare nel primo tratto. Non cambia pendenza, nel primo elemento neanche dopo l'avvento della FPF. Questo perché si rompe una lamina a 90° che fornisce poca rigidità all'elemento; la quasi totalità della rigidità é data dalle lamine a 0° che hanno modulo elastico 2 ordini di grandezza maggiore. In questo modo la deformazione sembra variare linearmente, in realtà cambia pendenza in maniera impercettibile. Si nota invece il brusco aumento in seguito alla rottura dell'elemento che avendo solo rigidità residua non riesce piú a sostenere il carico se non deformandosi eccessivamente.

Direttamente legati alle deformazioni ci sono gli sforzi, che variano da lamina a lamina

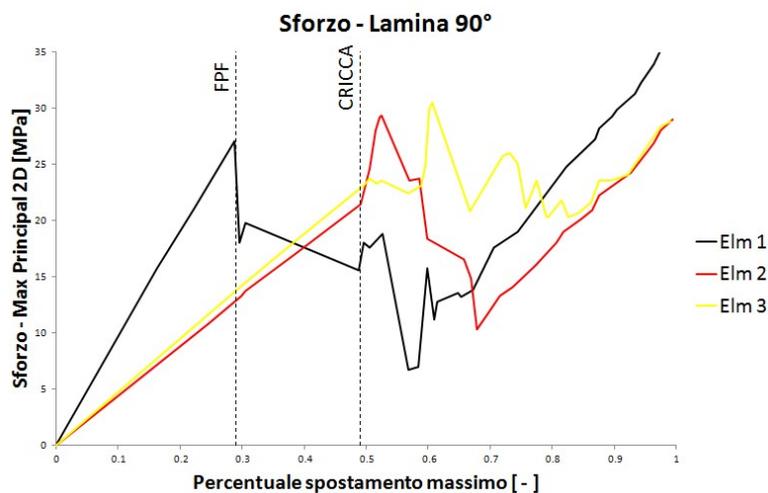


Figura 30: Sforzi - Lamina 90°

Si vede come il carico sostenuto dall'elemento 1 crolli, per lo stesso motivo citato poco sopra, dopo aver raggiunto la FPF. Una veloce verifica della correttezza del valore di sforzo raggiunto dagli elementi prima della rottura può essere svolto, conoscendo ammissibile a deformazione e modulo elastico nella direzione in questione, come di seguito indicato:

$$\sigma_i = E_{ii}\varepsilon_i \rightarrow \sigma_2 = E_{22}\varepsilon_2 = 8400 \cdot 0.003 = 25.2 \text{ MPa} \quad (11)$$

Si nota come i valori siano molto prossimi a quello teorico appena calcolato. La stessa cosa vale per le lamine a 0°

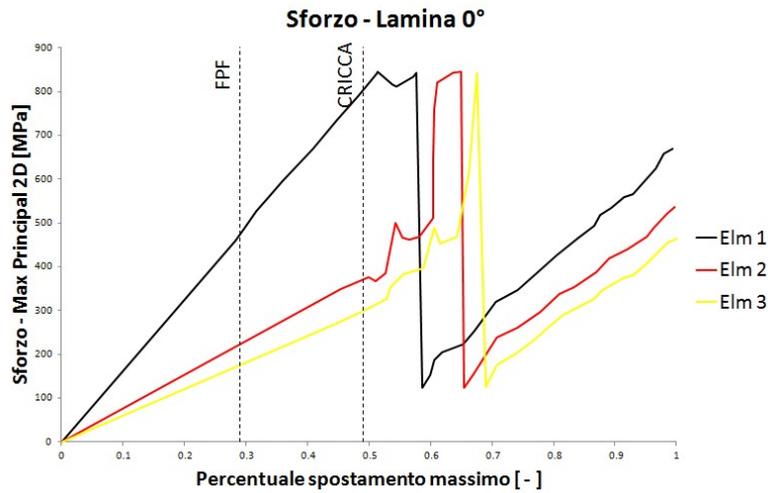


Figura 31: Sforzi - Lamina 0°

Qui i risultati sono analoghi, infatti eseguendo lo stesso calcolo si ottiene

$$\sigma_1 = 155000 \cdot 0.0055 = 852.5 \text{ MPa} \quad (12)$$

Valore rispettato anche in questo caso.

4 Confronto con letteratura

A conoscenza ora dei principali parametri che regolano un'analisi di Progressive Failure é possibile effettuare dei confronti con degli esempi di letteratura nonostante si trovi ancora poco a riguardo.

Nell'articolo menzionato in bibliografia é stato utilizzato un provino, composto da sole lamine unidirezionali, con forma simile a quelli utilizzati nel precedente capitolo e avente le seguenti caratteristiche

| | <i>inches</i> | <i>mm</i> |
|-----------------|---------------|-----------|
| Larghezza | 1.00 | 25.40 |
| Altezza | 9.00 | 228.60 |
| Diametro foro | 0.25 | 6.35 |
| Spessore lamine | 0.00645 | 0.164 |

Tabella 10: Caratteristiche geometriche provino - Report

Si é preferito convertire le unità di misura per avere una migliore confidenza con i risultati, nulla sarebbe cambiato se si fossero tenuti i valori in unità anglosassoni. I dati riguardanti il materiale invece sono:

| | <i>ksi</i> | <i>MPa</i> | | <i>ksi</i> | <i>MPa</i> | | $\mu\varepsilon$ |
|------------|------------|------------|----------|------------|------------|----------|------------------|
| E_{11} | 23200 | 159958 | X^T | 412.00 | 2841 | x^T | 17758 |
| E_{22} | 1300 | 8963 | Y^T | 8.72 | 60 | y^T | 6707 |
| E_{33} | 1300 | 8963 | Z^T | 8.72 | 60 | z^T | 6707 |
| G_{12} | 900 | 6205 | X^C | 225.00 | 1551 | x^C | 9698 |
| G_{13} | 900 | 6205 | Y^C | 24.30 | 168 | y^C | 18692 |
| G_{23} | 500 | 3447 | Z^C | 24.30 | 168 | z^C | 18692 |
| ν_{12} | 0.28 | 0.28 | S_{12} | 13.76 | 95 | s_{12} | 15288 |
| ν_{13} | 0.28 | 0.28 | S_{13} | 13.76 | 53 | s_{13} | 15280 |
| ν_{23} | 0.28 | 0.28 | S_{23} | 7.64 | 95 | s_{23} | 15288 |

Tabella 11: Moduli ed ammissibili provino - Report

In tabella con le lettere maiuscole sono stati indicati gli ammissibili di sforzo, mentre con le minuscole quelli di deformazione.

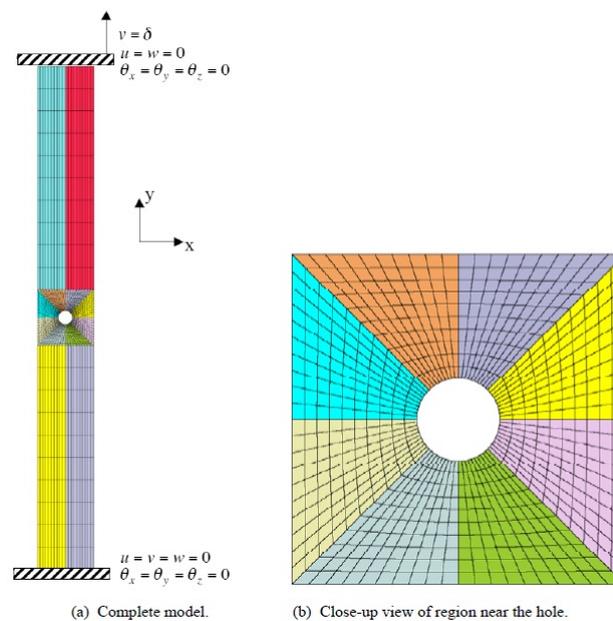


Figura 32: Provino - Report

La mesh in figura prevede l'utilizzo di 1200 elementi CQUAD. Avendo riscontrato che la zona attorno al foro ha degli elementi troppo allungati che falsano i risultati; ne é stato utilizzato un numero simile (che é all'incirca quello della mesh scelta come buona nel capitolo precedente) facendo però in modo che si rimpiccioliscano man mano che ci si avvicina al foro. In questo modo dovrebbero mantenere all'incirca costante il rapporto tra i loro lati (come é stato fatto nel precedente capitolo).

Il numero di elementi nella mesh realizzata é di 1176. Il provino, come si nota dall'immagine, é incastrato nel lato inferiore ed ha uno spostamento imposto nell'altro lato con tutti gli altri gradi di libert  vincolati. Le laminazioni utilizzate sono 2, una cross-ply⁹ $[(0/90)_4]_s$ ed una quasi-isotropa¹⁰ $[(0/45/90/-45)_2]_s$.

L'obbiettivo é quello di trovare dei parametri dell'analisi in modo che venga fornito, il piú correttamente possibile, il carico di rottura che nei test sperimentali eseguiti é pari a $9605\text{ lbf} = 42725\text{ N}$ per il caso cross-ply, mentre é di $7810\text{ lbf} = 34918\text{ N}$ per il quasi-isotropo; lo spostamento non é fornito come dato ma dalle immagini si ottiene circa $0.09\text{ in} = 2.286\text{ mm}$ per il primo caso e $0.085\text{ in} = 2.159\text{ mm}$ per il secondo.

Nel report é stato utilizzato GRADUAL come metodo di degradazione del materiale e sono stati inoltre confrontati diversi criteri di cedimento in particolare deformazione e sforzo massimi, Hashin e Tsai-Wu. Nel caso in analisi invece verranno confrontati deformazione e sforzo massimi, Hill e Hoffman non essendo citati tutti gli ammissibili utili per Tsai-Wu e per Hashin.

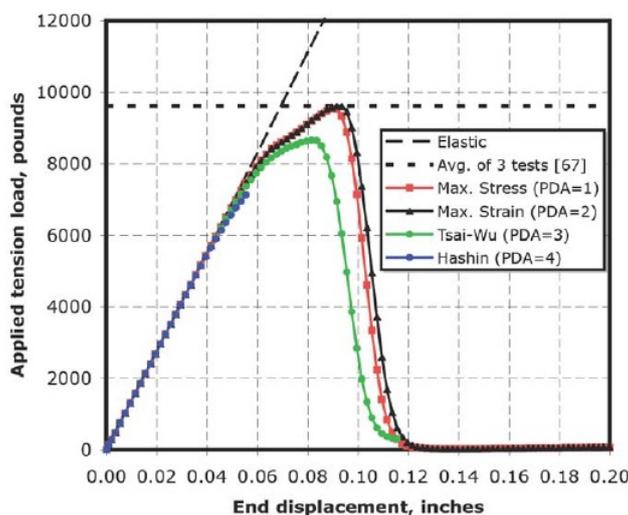


Figura 33: Confronto metodi su cross-ply - Report

L'immagine, tratta dal report, evidenzia le varie differenze tra i metodi utilizzati. Mostra in particolar modo come sforzo e deformazione, nonostante siano i piú semplici, riproducano bene il carico di rottura.

Alla luce di quanto detto nel par.2.3, non verr  utilizzato il metodo di degradazione GRADUAL, ma IMMEDIATE. Partendo da quanto appreso nel capitolo precedente si é cercata la soluzione corretta andando a modificare il parametro Residual Stiffness Factor in modo da alzare o abbassare il picco della curve forza-spostamento. Per i restanti parametri le analisi sono state eseguite tutte sulla stessa mesh con il metodo ADAPTIVE con 50 passi utilizzando il metodo di cedimento di deformazione massima. Inizialmente si é scelto un valore del 5%, il quale da gi  un'ottimo risultato, fino ad ottenere un definitivo 4.5%. Questo sta a ribadire che il grande limite della PFA é la necessit  di procedere parallelamente a delle prove sperimentali senza le quali risulta impossibile settare i parametri delle analisi FEM.

⁹Che, come gi  detto, prevede l'utilizzo di lamine solo a 0 e 90°

¹⁰Le lamine sono disposte in piú direzioni in modo che la matrice dei moduli elastici sia molto simile a quella di un materiale isotropo

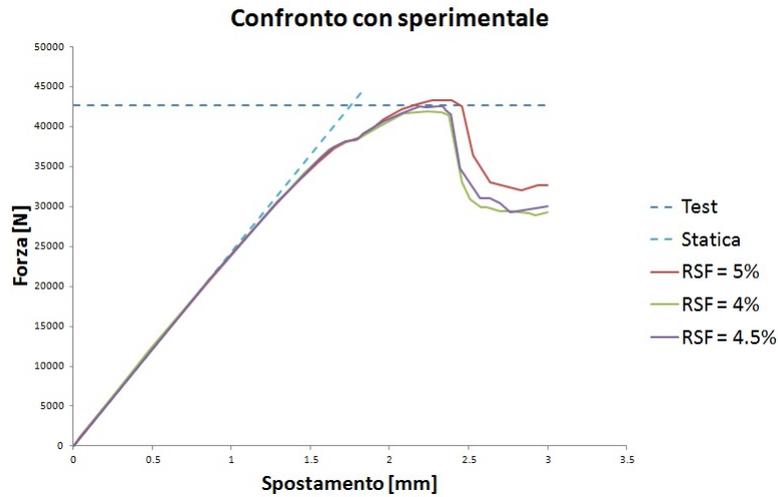


Figura 34: Scelta Residual Stiffness Factor

Trovati i giusti parametri è stata eseguita una serie di prove al fine di confrontare i metodi di cedimento del materiale.

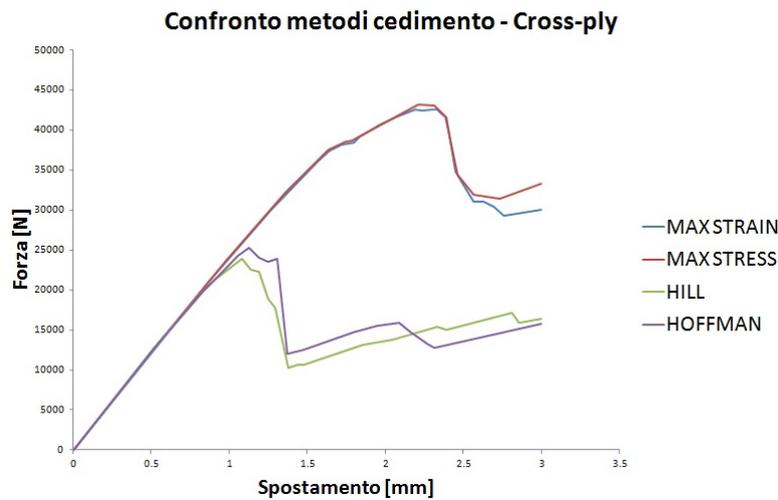


Figura 35: Confronto metodi su cross-ply

Si nota quanto già riscontrato nel report, ossia che deformazione e sforzo massimo riproducono meglio il valore di carico e di spostamento di rottura; in questo caso Hoffman e Hill addirittura quasi dimezzano il massimo carico nel provino.

| | $F_{FPF} [N]$ | $s_{FPF} [mm]$ | $F_{cric} [N]$ | $s_{cric} [mm]$ | $F_{rot} [N]$ | $s_{rot} [mm]$ |
|------------|---------------|----------------|----------------|-----------------|---------------|----------------|
| Defor. max | 8384 | 0.349 | 12956 | 0.540 | 42470 | 2.340 |
| Sforzo max | 8354 | 0.348 | 12956 | 0.540 | 42944 | 2.340 |
| Hill | 8563 | 0.362 | 11515 | 0.480 | 22306 | 1.200 |
| Hoffman | 8472 | 0.353 | 11515 | 0.480 | 23887 | 1.320 |

Nella tabella si nota che la differenza non è solo sui picchi ma anche sugli altri punti notevoli della curva. La FPF presenta un piccolo errore percentuale, mentre per quanto riguarda la nascita della cricca l'errore è abbastanza elevato. Come si nota i valori di carico e spostamento della cricca sono uguali a due a due, questo perché come già spiegato caricando a

step é molto improbabile prendere l'esatto valore a cui avviene un certo fenomeno; in questo caso si é preso il passo subito successivo alla nascita della cricca che si trova, essendo uguali i parametri dell'analisi, nello stesso identico punto sulla curva per deformazione e sforzo massimo e per Hoffman e Hill.

Quanto é stato fatto per il provino cross-ply é stato replicato per il provino quasi-isotropo.

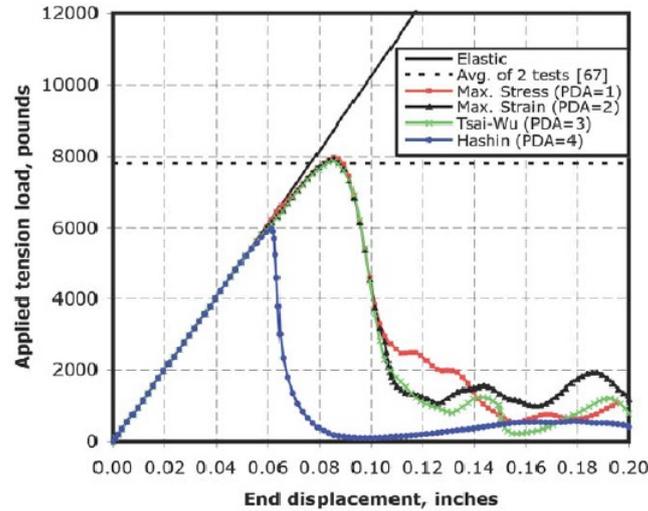
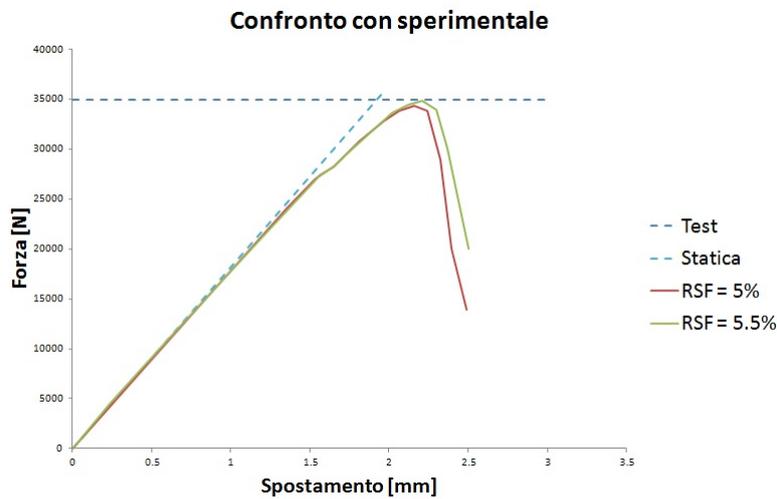


Figura 36: Confronto metodi su quasi-isotropo - Report

Anche in questo caso é stato raggiunto correttamente il valore di rottura, utilizzando però una rigidezza residua leggermente maggiore rispetto al caso precedente.



5 Progetto nuovo stabilizzatore

A questo punto, dopo aver famigliarizzato con il metodo della Progressive Failure Analysis, è possibile iniziare a sviluppare il vero obiettivo del presente lavoro di tesi, ossia il dimensionamento di un HT in materiale composito sfruttando anche il metodo della Progressive Failure. Nei prossimi capitoli verranno mostrati i materiali con cui il nuovo componente sarà realizzato, dopo di che si spiegheranno i metodi di caricamento e di vincolo. Verrà poi eseguita una semplice analisi statica sul FEM del componente attuale (in utilizzo sui velivoli) per avere valori di confronto.

A questo punto si effettuerà una ricerca bibliografica per identificare quali metodologie costruttive sono utilizzate dai principali velivoli attualmente in uso di simile tipologia e si sceglieranno diverse configurazioni interne. Creando i modelli e analizzandoli si sceglierà quale configurazione portare avanti facendo anche delle considerazioni costruttive. La prima analisi di una delle due configurazioni sarà completa e dettagliata in modo da spiegare tutti i passi e le operazioni da effettuare sul modello affinché questo sia da ritenersi corretto dal punto di vista del modello vero e proprio, dal punto di vista dei caricamenti, dei vincoli, ecc. Ovviamente tutte queste prove saranno ripetute su tutti i modelli successivi ma non più mostrate per non appesantire la trattazione; verranno solo mostrati i risultati e saranno commentati soprattutto i punti di interesse delle analisi.

Come si è già visto nei precedenti capitoli, per la PFA, è preferibile l'utilizzo di unidirezionale; tuttavia in azienda è consolidato l'utilizzo del tessuto (per vari motivi che verranno poi spiegati) e per questo inizialmente i componenti saranno realizzati con tale materiale con eventuali strati di unidirezionale di rinforzo. Gli stessi saranno poi realizzati, a parità di geometria, completamente in unidirezionale per verificare se quanto osservato sui provini si riscontra anche su componenti complessi.

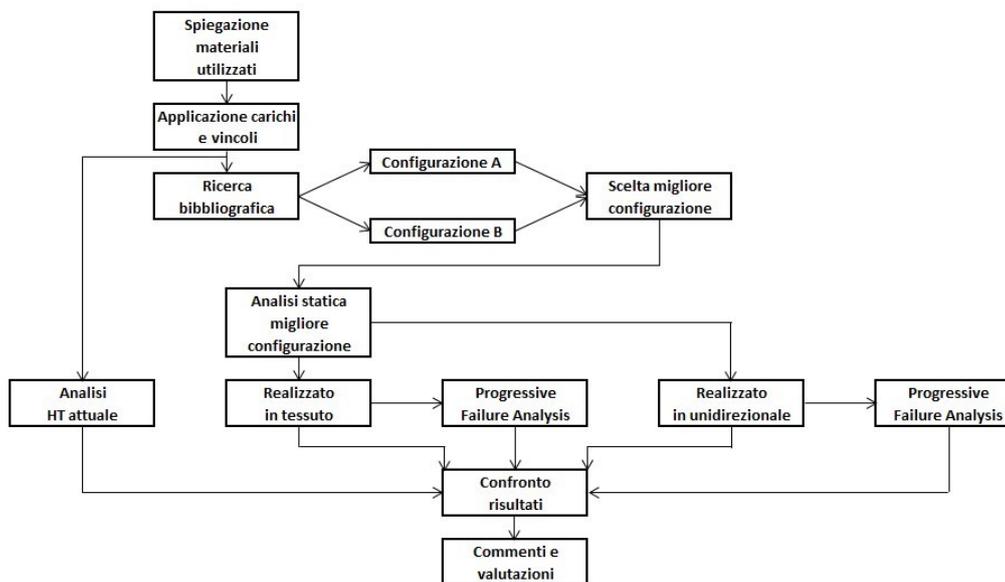


Figura 37: Schema a blocchi del dimensionamento

Nell'immagine è mostrato lo schema a blocchi del lavoro nella successiva parte di trattazione.

Durante la creazione del modello alcuni componenti saranno mantenuti pari agli attuali, in particolare:

- Bordo d'attacco che è stato progettato per resistere a impatti. Inoltre la condizione di carico analizzata non è quella dimensionante per questo componente
- Perno di rotazione che, dovendosi innestare sui cuscinetti all'interno della fusoliera, ha dimensioni ben precise da rispettare ed ha un'architettura ormai ben consolidata

- Leve di azionamento per gli stessi motivi appena citati per il perno

Su queste ultime si concentra l'attenzione. Nell'immagine seguente si nota la giusta configurazione delle leve attuali

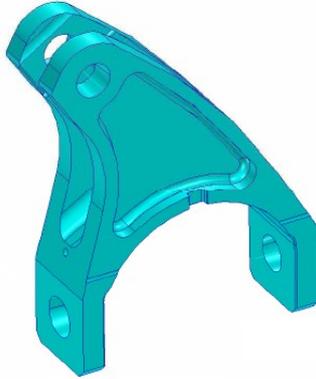


Figura 38: Modellazione 3D leve attuali

come si nota queste hanno dei fori inferiori in cui viene inserito un perno passante che le rende solidali al perno di rotazione. Una modellazione di questo tipo avrebbe richiesto molto tempo; siccome questi componenti non sono oggetto della tesi sono stati modellati nel seguente modo

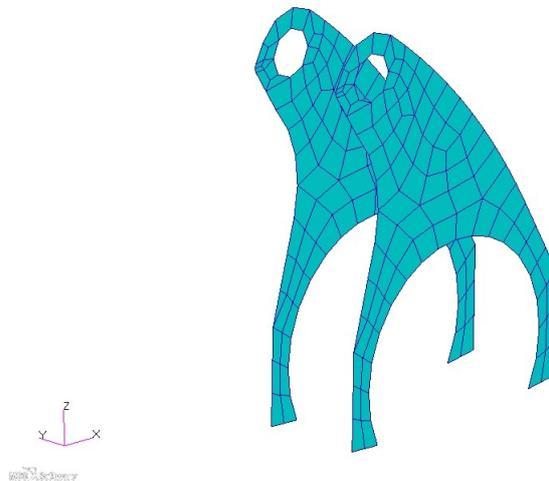


Figura 39: Modellazione FEM leve

Queste sono state vincolate al modello semplicemente "mergiando" i nodi. Lo scopo delle leve, in questo lavoro, è solo di poter applicare la reazione vincolare che impedisce la rotazione; non dovendo apportare modifiche a questi componenti la schematizzazione appena eseguita è più che accettabile.

Verranno tuttavia effettuate tutte le verifiche del caso anche su questi componenti per accertarsi che gli sforzi siano plausibili indicando comunque una corretta modellazione.

6 Materiali utilizzati

La progettazione del componente in questione prevede, oltre ai compositi, l'utilizzo di diversi materiali che verranno qui descritti. Poiché l'HT ha una temperatura di esercizio pari a $90^{\circ}C$ tutti gli ammissibili dei materiali verranno abbattuti a valori riferiti alle proprietà del materiale a questa temperatura. L'unico materiale che avrà i parametri riferiti a una temperatura differente è il composito in fibra di carbonio perché in letteratura sono stati trovati valori riferiti a $100^{\circ}C$ anzi che $90^{\circ}C$.

6.1 Compositi

Durante il progetto del nuovo componente verranno utilizzati due tipi di materiale composito, entrambi composti da fibre di carbonio e matrice di resina epossidica. I dati sono stati ricavati da una ricerca bibliografica in Azienda.

I due materiali sono un unidirezionale (UNIDIRECTIONAL) e un tessuto (FABRIC); il tutto sarà, come già detto, riferito a una temperatura di $100^{\circ}C$ ed essendo inoltre il comportamento di questi tipi di materiali molto dipendenti anche dalle condizioni ambientali si è deciso, per rimanere conservativi, di utilizzare degli ammissibili ulteriormente abbattuti e più in particolare riferiti a materiali operanti in condizioni bagnate/umide (WET).

Le proprietà meccaniche sono le seguenti:

| Tipologia | FABRIC | UNIDIRECTIONAL |
|--|--------|----------------|
| Modulo elastico longitudinale [MPa] | 61000 | 155000 |
| Modulo elastico trasversale [MPa] | 61000 | 8400 |
| Coefficiente di Poisson [MPa] | 0.05 | 0.3 |
| Modulo di taglio nel piano [MPa] | 2900 | 3200 |
| Sforzo limite di trazione longitudinale [MPa] | 760 | 2200 |
| Sforzo limite di compressione longitudinale [MPa] | 330 | 1100 |
| Sforzo limite di trazione trasversale [MPa] | 760 | 25 |
| Sforzo limite di compressione trasversale [MPa] | 330 | 140 |
| Sforzo limite di taglio nel piano [MPa] | 65 | 76 |
| Sforzo limite di taglio interlaminare [MPa] | 56 | 56 |
| Deformazione massima a trazione longitudinale [$\mu\varepsilon$] | 5500 | 5500 |
| Deformazione massima a compressione longitudinale [$\mu\varepsilon$] | //// | //// |
| Deformazione massima a trazione trasversale [$\mu\varepsilon$] | 5500 | 3000 |
| Deformazione massima a compressione trasversale [$\mu\varepsilon$] | 2900 | 16700 |
| Deformazione a taglio nel piano [$\mu\varepsilon$] | 10000 | 10000 |

Tabella 12: Ammissibili compositi abbattuti in condizioni WET/ $100^{\circ}C$

Nella tabella è possibile notare l'assenza del valore di ammissibile di deformazione a compressione; questo perché, a differenza della trazione, esso dipende molto dallo spessore, dal tipo di laminato e dall'energia provocata da un possibile impatto con un corpo estraneo. Se le pelli che si considerano sono parte di un sandwich (pelli + riempitivo a nido d'ape) l'ammissibile di deformazione a compressione sarà sempre $2600\mu\varepsilon$, se invece la pelle è a se stante l'ammissibile segue l'andamento di una delle curve, nell'immagine a pagina seguente, parametrizzate sull'energia di impatto. In questo caso si è scelta la curva 12-20J che è l'energia che corrisponde alla caduta di un utensile su una superficie che può avvenire durante il montaggio.

E' possibile inoltre notare come il composito unidirezionale lavori molto bene per carichi applicati lungo la direzione delle fibre, mentre abbia caratteristiche molto basse in direzione trasversale, addirittura due ordini di grandezza in meno. Questo è dovuto al fatto che in tale direzione lavora solamente la matrice che ha proprietà meccaniche basse in quanto il suo compito è solo quello di trasferire i carichi alle fibre e non di sopportarli. Viceversa il tessuto ha proprietà identiche in entrambe le direzioni, questo perché sia longitudinalmente che trasversalmente ha delle fibre che possono sostenere i carichi.

Proprio per questa proprietà si rende necessario che il materiale debba avere un comportamento cosiddetto "fibre-dominated", ossia che ci siano sufficienti fibre a limitare la deforma-

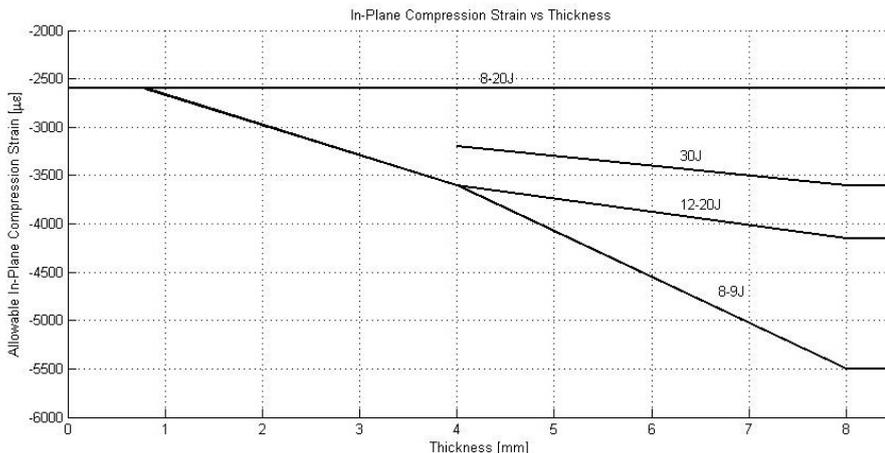


Figura 40: Ammissibili a compressione

zione nelle direzioni degli sforzi primari: 0° , $\pm 45^\circ$ e 90° ; inoltre la lamina sarà sempre del tipo simmetrico-bilanciato ossia con lo stesso numero di lamine in ogni direzione poste alla stessa distanza dal piano medio. Questo fa sì che non si verifichino effetti secondari legati ad interazioni membranali/flessionali in quanto questa sequenza di laminazione annulla, o rende trascurabile le due sottomatrici di accoppiamento.

A dimostrazione di questa proprietà è stata realizzata una semplice prova su due provini identici incastrati in un lato e caricati con forza unitaria sull'altro; l'unica differenza è stata la sequenza di impilazione delle pelli infatti il primo è del tipo simmetrico-equilibrato con pelli che seguono l'ordine $[0^\circ 45^\circ - 45^\circ 90^\circ]_s$, mentre il secondo ha subito un'impilazione casuale anche se equilibrata $[90^\circ 90^\circ 45^\circ 45^\circ 0^\circ - 45^\circ 0^\circ - 45^\circ]$. Essendo tessuti e non unidirezionali si avrebbe che 90° e 0° coincidono, così come 45° e -45° ; per non perdere di generalità vengono comunque lasciati scritti così. Le matrici di rigidezza dei laminati sono state costruite in automatico con Patran e sono le seguenti:

| Membrane, Bending, and Coupling Matrices | | | | | | |
|--|--|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| | | Membrane | | | Bending | |
| | | 1.08E+005 | 3.61E+004 | 1.28E-003 | -3.9E-003 | -2.1E-003 |
| Membrane | | 3.61E+004 | 1.08E+005 | -1.2E-003 | -2.1E-003 | -3.9E-003 |
| | | 1.28E-003 | -1.2E-003 | 3.58E+004 | 0.00E+000 | 0.00E+000 |
| | | -3.9E-003 | -2.1E-003 | 0.00E+000 | 4.73E+004 | 1.28E+004 |
| Bending | | -2.1E-003 | -3.9E-003 | 0.00E+000 | 1.28E+004 | 4.73E+004 |
| | | 0.00E+000 | 0.00E+000 | -2.8E-003 | 1.24E-003 | -1.2E-003 |

Figura 41: Matrice di rigidezza laminato equilibrato simmetrico

| Membrane, Bending, and Coupling Matrices | | | | | | |
|--|--|-----------|-----------|-----------|-----------|-----------|
| | | Membrane | | | Bending | |
| | | 1.08E+005 | 3.61E+004 | 1.28E-003 | -6.1E+003 | 6.15E+003 |
| Membrane | | 3.61E+004 | 1.08E+005 | -1.2E-003 | 6.15E+003 | -6.1E+003 |
| | | 1.28E-003 | -1.2E-003 | 3.58E+004 | -1.0E-003 | 1.08E-003 |
| | | -6.1E+003 | 6.15E+003 | -1.0E-003 | 4.73E+004 | 1.28E+004 |
| Bending | | 6.15E+003 | -6.1E+003 | 1.08E-003 | 1.28E+004 | 4.73E+004 |
| | | -1.0E-003 | 1.08E-003 | 6.15E+003 | 9.37E-004 | -9.3E-004 |

Figura 42: Matrice di rigidezza laminato equilibrato non simmetrico

Nella prima matrice si ottengono le sottomatrici (1,2) e (2,1) trascurabili rispetto al resto, nella seconda questo non avviene; ciò porta ad avere accoppiamento tra il comportamento

- La distanza tra due salti (nella direzione dello sforzo) non deve essere inferiore di 20 volte lo spessore del salto
- Lo spessore minimo di un laminato deve essere 0.80 mm

Criterio di massima deformazione

Per il dimensionamento dei componenti in materiale composito il criterio di resistenza utilizzato sia per la PFA che per la FPF è quello del maximum strain (deformazione massima) implementato direttamente in Nastran il cui concetto è molto semplice: in ogni punto della struttura si va a misurare un FI, calcolato con le deformazioni puntuali del materiale, e se questo supera 1 in quel punto avviene un cedimento.

Per questo metodo sono necessari i seguenti ammissibili:

- X_t, X_c ammissibili di deformazione nella direzione longitudinale rispettivamente a trazione e compressione
- Y_t, Y_c ammissibili di deformazione nella direzione trasversale rispettivamente a trazione e compressione
- S ammissibile di deformazione a taglio nel piano
- S_b ammissibile di sforzo di taglio interlaminare

Con questi dati è possibile calcolare i FI come segue

$$\frac{\varepsilon_1}{X_t} \text{ (o } \frac{\varepsilon_1}{X_c} \text{ se } \varepsilon_1 \text{ compressione)} \quad (13)$$

$$\frac{\varepsilon_2}{Y_t} \text{ (o } \frac{\varepsilon_2}{Y_c} \text{ se } \varepsilon_2 \text{ compressione)} \quad (14)$$

$$\left| \frac{\gamma_{12}}{S} \right| \quad (15)$$

$$\left| \frac{\tau_{1z}}{S_b} \right| \text{ o } \left| \frac{\tau_{2z}}{S_b} \right| \quad (16)$$

Da cui si ottiene

$$FI = MAX \left(\frac{\varepsilon_1}{X}, \frac{\varepsilon_2}{Y}, \left| \frac{\gamma_{12}}{S} \right|, \left| \frac{\tau_{1z}}{S_b} \right| \text{ o } \left| \frac{\tau_{2z}}{S_b} \right| \right) \quad (17)$$

Il minimo MS è calcolato come segue

$$MS = \frac{1}{FI_{max}} - 1 \quad (18)$$

Ovviamente per ottenere risultati attendibili occorre avere un'adeguata densità di mesh.

6.2 Materiali metallici

Nella costruzione del nuovo HT vengono utilizzati, oltre ai materiali compositi anche dei materiali metallici, in particolare per il bordo d'attacco verrà utilizzata una lega leggera d'alluminio, per il trunnion verrà impiegato un tipo di acciaio e per le leve di azionamento dell'intero HT verrà utilizzata una lega di titanio. Di seguito vengono elencate le diverse proprietà dei suddetti materiali

PH13-8Mo H1000

Questo acciaio è un acciaio inossidabile con caratteristiche di resistenza alla corrosione molto buone, possiede ammissibili di sforzo molto alti e ottima resistenza all'ossidazione anche a temperature superiori a $800^{\circ}F(426^{\circ}C)$. H1000 indica il trattamento termico che il componente subisce per ottenere un incremento degli ammissibili di sforzo. Per questo materiale si hanno i seguenti dati

| Material Name | Raw Thickness | Specification | |
|---------------------------------|---------------|------------------------|----------|
| AISI 302B | < 8.000 inch | PH13-8Mo H1000 AMS 562 | |
| Basic data | Temperature | | |
| | R.T. | TRF | T = 90°C |
| | [MPa] | [-] | [MPa] |
| Modulo Elastico Trazione | 195122 | 0.985 | 192195 |
| Modulo Elastico Compressione | 202706 | 0.999 | 202503 |
| Modulo a taglio | 75842 | 0.985 | 74704 |
| Sforzo ultimo trazione | 1386 | 0.953 | 1321 |
| Sforzo snervamento trazione | 1310 | 0.953 | 1248 |
| Sforzo snervamento compressione | 1379 | 0.957 | 1320 |
| Sforzo ultimo a taglio | 807 | n/a | 807 |
| Sforzo snervamento a taglio | 776 | n/a | 776 |

Figura 45: Ammissibili PH13-8Mo H1000

Nella tabella sopra riportata la colonna contraddistinta dalla dicitura R.T. (acronimo di Room Temperature) indica il valore degli ammissibili a temperatura ambiente di $20^{\circ}C$, la colonna TRF (Temperature Reduction Factor) indica la percentuale di abbattimento, mentre l'ultima indica gli ammissibili che verranno utilizzati in quanto riferiti alla temperatura di $90^{\circ}C$.

La dicitura "Raw Thickness" indica la grandezza minima del grezzo ottenuto per colata o per laminazione. Questa proprietà è fondamentale perché più i componenti hanno dimensioni elevate più le proprietà meccaniche variano dalla superficie verso il centro del grezzo. Un grezzo con piccolo spessore ha ammissibili più alti in quanto durante la formazione tutti i punti giungono alla temperatura finale all'incirca nello stesso istante, diversamente da un componente con grandi dimensioni in cui il cuore giunge alla temperatura finale in tempi superiori rispetto ai bordi del grezzo provocando delle tensioni interne che abbattano gli ammissibili.

AL7050-T7451

| Material Name | Raw Thickness | Specification | |
|---------------------------------|----------------|---------------|----------|
| AL 7050 T7451 | 2.0 - 3.0 inch | AMS 4050 | |
| Basic data | Temperature | | |
| | R.T. | TRF | T = 90°C |
| | [MPa] | [-] | [MPa] |
| Modulo Elastico Trazione | 71016 | 0.952 | 67607 |
| Modulo Elastico Compressione | 73084 | 0.952 | 69576 |
| Modulo a taglio | 26890 | 0.952 | 25599 |
| Sforzo ultimo trazione | 503 | 0.849 | 427 |
| Sforzo snervamento trazione | 434 | 0.932 | 404 |
| Sforzo snervamento compressione | 421 | 0.941 | 396 |
| Sforzo ultimo a taglio | 296 | 0.982 | 291 |
| Sforzo snervamento a taglio | 248 | 0.982 | 244 |

Figura 46: Ammissibili AL7050-T7451

La 7050 é una lega leggera di alluminio composta da Al-Zn-Mg-Cu-Zr sviluppata per avere un'ottima combinazione di alti ammissibili di sforzo, un'alta resistenza alla corrosione e una buona tenacità.

La sigla T7451 si riferisce a un tipo di tempra che fornisce la piú elevata resistenza alla corrosione per questa lega.

Ti-6Al-4V

Questa lega di titanio é ottima per le lavorazioni meccaniche di asportazione di truciolo, ha una temperatura di utilizzo compresa tra $-320^{\circ}F$ e $750^{\circ}F$ (da $-195^{\circ}C$ a $398^{\circ}C$). Gli ammissibili di questa lega sono i seguenti

| Material Name | Raw Thickness | Specification | |
|---------------------------------|----------------|-------------------------------|----------|
| Ti - 6Al - 4V Annealed | 2.0 - 4.0 inch | Plate MIL - T - 9046 Comp. AB | |
| Basic data | Temperature | | |
| | R.T. | TRF | T = 90°C |
| | [MPa] | [-] | [MPa] |
| Modulo Elastico Trazione | 110316 | 0.955 | 105352 |
| Modulo Elastico Compressione | 113074 | 0.955 | 107986 |
| Modulo a taglio | 42747 | 0.955 | 40823 |
| Sforzo ultimo trazione | 896 | 0.903 | 809 |
| Sforzo snervamento trazione | 814 | 0.884 | 720 |
| Sforzo snervamento compressione | 883 | 0.871 | 769 |
| Sforzo ultimo a taglio | 545 | n/a | 807 |
| Sforzo snervamento a taglio | 492 | 0.902 | 444 |

Figura 47: Ammissibili Ti-6Al-4V

Criterio di resistenza per materiali metallici

Per quanto riguarda i materiali metallici il criterio di resistenza é molto semplice, viene infatti confrontato lo sforzo di Von Mises massimo nel componente con l'ammissibile a snervamento se si stanno considerando i carichi limite (eqn. 19) oppure di rottura se si stanno considerando i carichi ultimi (eqn. 20). E' possibile ottenere i margini di sicurezza utilizzando le seguenti formule

$$M.S._{min} = \frac{\sigma_Y}{\sigma_{VM}^{max}} - 1 \quad (19)$$

$$M.S._{min} = \frac{\sigma_U}{\sigma_{VM}^{max}} - 1 \quad (20)$$

Questa differenza é dovuta alle normative vigenti che citano:

JAR 23.305 Strength and deformation

(a) The structure must be able to support limit loads without detrimental, permanent deformation. At any load up to limit loads, the deformation may not interfere with safe operation.

(b) The structure must be able to support ultimate loads without failure for at least three seconds, except local failures or structural instabilities between limit and ultimate load are acceptable only if the structure can sustain the required ultimate load for at least three seconds. However, when proof of strength is shown by dynamic tests simulating actual load conditions, the three second limit does not apply.

Figura 48: Normativa JAR 23.305

In pratica nella nota *a* il componente deve rimanere in campo elastico e quindi non deve sopraggiungere lo snervamento del materiale fino ai carichi limite, mentre nella nota *b*

il componente non deve cedere e sono consentite deformazioni permanenti a patto che il componente danneggiato possa sostenere i carichi ultimi per almeno 3 secondi.

6.3 Riempitivo a nido d'ape

Durante la progettazione verrà utilizzato anche del riempitivo a nido d'ape in fibra aramidica denominata HRH-10. Questa tipologia di materiale apporta un notevole incremento di rigidità nelle strutture sandwich con un minimo aggravio di peso, la sua funzione principale è di tenere le pelli in materiale composito alla giusta distanza tra loro e di stabilizzarle. Le caratteristiche del nido d'ape dipendono molto dalla temperatura di utilizzo e dallo spessore massimo che hanno all'interno del componente. Esistono infatti diversi coefficienti di abbattimento che riducono gli ammissibili in funzione delle caratteristiche appena citate e il loro andamento è mostrato nei seguenti diagrammi

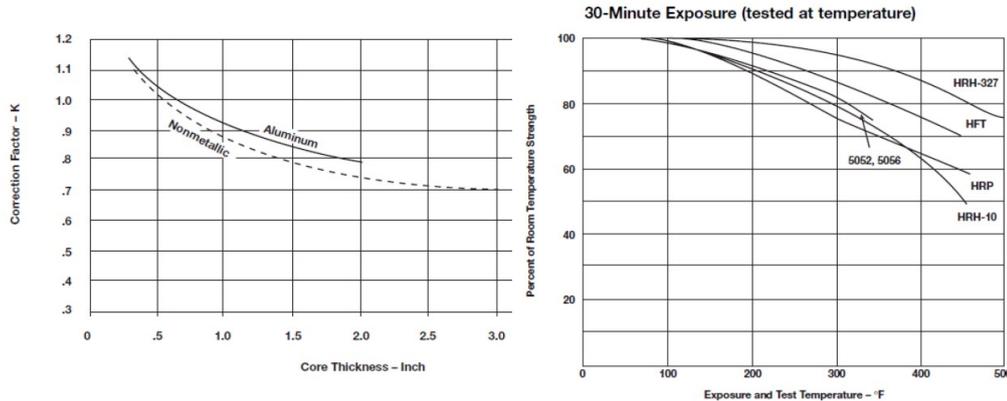


Figura 49: Fattori abbattimento - spessore

Figura 50: Fattori abbattimento - temperatura

Le tipologie di nido d'ape utilizzabili sono le seguenti

HRH-10 Aramid Fiber Reinforced Honeycomb

| Hexcel Honeycomb Designation Material — Cell — Density | Compressive | | | | | Plate Shear | | | | | |
|---|--------------|-------------|--------------|-------------|--------------|-------------|--------------|-------------|--------------|-------------|------|
| | Bare | | Stabilized | | | L Direction | | | W Direction | | |
| | Strength psi | Modulus ksi | |
| Hexagonal | typ | min | typ | min | typ | typ | min | typ | typ | min | typ |
| HRH-10—1/16—3.4 | 195 | 160 | 205 | 170 | 20 | 155 | 125 | 6.0 | 85 | 65 | 2.9 |
| HRH-10—1/8—1.8 | 105 | 85 | 115 | 95 | 8 | 90 | 75 | 3.8 | 50 | 40 | 1.5 |
| HRH-10—1/8—3.0 | 290 | 235 | 325 | 270 | 20 | 175 | 155 | 6.5 | 100 | 85 | 3.5 |
| HRH-10—1/8—4.0 | 520 | 400 | 575 | 470 | 28 | 255 | 225 | 8.6 | 140 | 115 | 4.7 |
| HRH-10—1/8—5.0 | 700 | 560 | 770 | 620 | 37 | 325 | 275 | 10.2 | 175 | 150 | 5.4 |
| HRH-10—1/8—6.0 | 1050 | 850 | 1125 | 925 | 60 | 385 | 330 | 13.0 | 200 | 170 | 6.5 |
| HRH-10—1/8—8.0 | 1675 | 1370 | 1830 | 1450 | 78 | 480 | 400 | 16.0 | 260 | 210 | 9.5 |
| HRH-10—1/8—9.0 | 2000 | 1525 | 2100 | 1600 | 90 | 515 | 425 | 17.5 | 300 | 250 | 11.0 |
| HRH-10—3/16—1.5 | 85 | 70 | 95 | 80 | 6 | 65 | 50 | 3.0 | 35 | 28 | 1.6 |
| HRH-10—3/16—1.8 | 120 | 95 | 130 | 105 | 8 | 90 | 75 | 3.8 | 50 | 40 | 1.9 |
| HRH-10—3/16—2.0 | 135 | 110 | 150 | 130 | 11 | 95 | 80 | 4.3 | 55 | 45 | 2.1 |
| HRH-10—3/16—3.0 | 275 | 235 | 325 | 270 | 20 | 175 | 140 | 6.5 | 100 | 85 | 3.4 |
| HRH-10—3/16—4.0 | 500 | 430 | 540 | 470 | 28 | 245 | 215 | 7.8 | 140 | 110 | 4.7 |
| HRH-10—3/16—6.0 | 935 | 780 | 1020 | 865 | 60 | 420 | 370 | 13.0 | 225 | 200 | 6.5 |
| HRH-10—1/4—1.5 | 80 | 65 | 90 | 75 | 6 | 70 | 55 | 3.0 | 35 | 25 | 1.3 |
| HRH-10—1/4—2.0 | 120 | 100 | 130 | 105 | 11 | 95 | 80 | 4.2 | 45 | 36 | 2.0 |
| HRH-10—1/4—3.1 | 285 | 240 | 310 | 265 | 21 | 185 | 160 | 6.5 | 90 | 75 | 3.0 |
| HRH-10—1/4—4.0 | 440 | 360 | 480 | 390 | 28 | 250 | 205 | 8.0 | 125 | 100 | 3.5 |
| HRH-10—3/8—1.5 | 95 | 75 | 105 | 80 | 6 | 70 | 55 | 3.0 | 35 | 25 | 1.5 |
| HRH-10—3/8—2.0 | 140 | 115 | 155 | 125 | 11 | 90 | 72 | 3.7 | 55 | 36 | 2.4 |
| HRH-10—3/8—3.0 | 255 | 210 | 270 | 225 | 17 | 200 | 160 | 6.5 | 100 | 80 | 3.0 |

Figura 51: Proprietà riempitivo

Preferibilmente si utilizzano quelle con forma delle celle esagonale semplicemente perché è la più diffusa ma nulla vieta di utilizzare anche quelle con altre tipologie di celle. Per tutti gli ammissibili in tabella verranno utilizzati i valori typ (typical) e non min (minimal), per la compressione inoltre si utilizzeranno i valori Stabilized.

Criteri di resistenza per nido d'ape

Come evidenziato nella precedente tabella si hanno 3 diversi ammissibili legati a 3 differenti direzioni tipiche del nido d'ape. Si ha la direzione Z (nell'immagine seguente T) che lavora lungo l'asse della cella, la direzione L che indica la direzione lungo la quale sono giuntati i vari fogli che compongono le celle e la direzione W perpendicolare a tale giunzione. I valori di ammissibile di quest'ultima direzione sono inferiori rispetto alla direzione L perché uno sforzo in questa direzione va a sollecitare l'incollaggio tra le varie pelli che compongono il nido d'ape che ha degli ammissibili inferiori rispetto alle pelli stesse che lavorano nel caso di sforzo in direzione L .

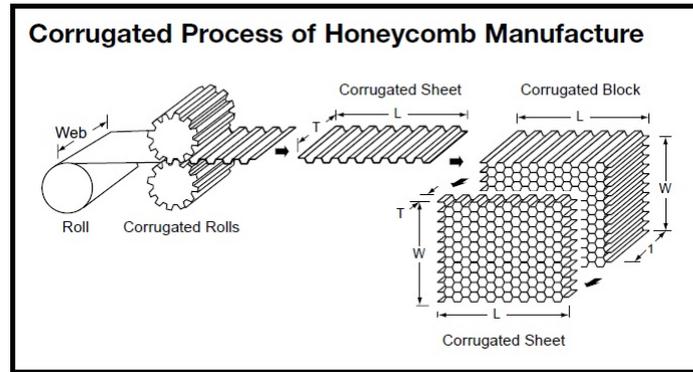


Figura 52: Direzioni principali nido d'ape

Detto questo i criteri di resistenza sono semplici, identici a quelli dei materiali metallici in cui l'unica differenza sta negli sforzi presi in considerazione. Nel nido d'ape infatti si va a confrontare lo sforzo di compressione con l'ammissibile in direzione Z e i due sforzi di taglio con i corrispettivi ammissibili.

I margini di sicurezza che si ottengono sono, indicando con A l'ammissibile

$$M.S._Z = \frac{A_Z}{\sigma_Z} - 1 \quad (21)$$

$$M.S._L = \frac{A_L}{\tau_{zx}} - 1 \quad (22)$$

$$M.S._W = \frac{A_W}{\tau_{yz}} - 1 \quad (23)$$

Nel modello compariranno inevitabilmente anche sforzi di trazioni lungo l'asse Z , in tal caso non è presente un ammissibile, per questo nella fase preliminare verrà preso uguale a quello a compressione. In una fase più avanzata potrebbe essere necessario, per lo sforzo di trazione, analizzare l'incollaggio che collega il nido d'ape alla pelle in quanto potrebbe essere il punto più critico; tuttavia non sarà oggetto di questo lavoro di tesi.

7 Applicazione dei carichi, dei vincoli e lettura spostamenti

In questo capitolo si spiegheranno i metodi di applicazione dei carichi alle varie configurazioni di HT, di come questo verrà vincolato e di come si ricaveranno gli spostamenti di determinati punti al fine di poter effettuare dei confronti.

Nell'analisi ad elementi finiti l'applicazione dei carichi è un punto delicato in quanto è possibile applicare solamente forze concentrate nodali (anche se è possibile applicare pressioni e campi di forze che il programma tramuta comunque in forze nodali); così facendo una forza distribuita come quella aerodinamica viene tramutata, come già detto, in forze nodali in modo che la risultante totale sia identica in entrambi i casi. Con questo metodo inevitabilmente si ha che le forze dipendono dalla mesh, più in particolare dalla posizione dei nodi per cui le forze nodali adatte al modello di HT tradizionale non sono più adatte al modello in composito a meno che le mesh siano identiche, cosa impossibile in quanto le modalità di progettazione e quindi di applicazione dei nodi sono completamente differenti.

Per svincolarsi da ciò si utilizzerà un metodo di applicazione dei carichi molto noto nel campo della sperimentazione, ossia quello delle selle di carico, in questo caso virtuali, affinché da un carico aerodinamico distribuito si passi ad un carico concentrato in pochi nodi e successivamente trasferito alla struttura attraverso elementi di interpolazione RBE3; in tal modo anche cambiando la disposizione dei nodi non ci si pone il problema di dover ricalcolare tutte le migliaia di forze nodali, ma basterà semplicemente sostituire i nodi a cui è applicato l'elemento di interpolazione.

L'obiettivo delle selle di carico è quello di applicare un set di forze concentrate che forniscano le stesse azioni interne che fornirebbe il carico distribuito applicato; ovviamente è praticamente impossibile avere un'uguaglianza assoluta di tutte le azioni interne per cui occorrerà scegliere quale riprodurre meglio e accontentarsi del resto. Per componenti di questo tipo l'azione più critica è il momento flettente per cui si punterà a distribuire le forze per eguagliare il più possibile questa sollecitazione, variando i bracci è possibile ottenere, senza variare le forze, un adeguato momento torcente mentre per quanto riguarda il taglio ci si deve accontentare.



Figura 53: Esempio di selle di carico su un ala

Per l'HT in questione studi preliminari hanno riscontrato una condizione di volo dimensionante della quale sono stati forniti tutti i carichi disponibili, sia quelli nodali che quelli da applicare mediante selle di carico¹¹. Alla luce di quanto detto poc'anzi andrebbero tenuti solo quelli riguardanti le selle di carico, verrà tuttavia presentata, nel successivo paragrafo, un'analisi dimostrativa della coincidenza delle azioni interne nella condizione reale con carico distribuito e in quella di prova con carico discreto applicato dalle selle di carico.

¹¹Questi ultimi sono stati estratti dalle prove statiche rappresentative della condizione in esame e realizzate per la certificazione del componente

7.1 Condizione di carico

La condizione di carico dimensionante data é quella che all'interno dell'involucro di volo fornisce il maggior momento flettente in radice; questa condizione é stata fornita come dimensionante perché il momento flettente é la sollecitazione piú critica per componenti come quello in oggetto. Nella tabella sono mostrate le reazioni vincolari trasferite alla fusoliera:

| Caricamento | $T [N]$ | $M_f [Nmm]$ | $M_t [Nmm]$ |
|----------------|---------|-------------|-------------|
| Carichi limite | -39878 | -35952528 | 2039120 |
| Carichi ultimi | -59817 | -53928792 | 3058680 |

Tabella 13: Condizione di carico dimensionante

Nella tabella i carichi ultimi sono stati ottenuti semplicemente moltiplicando quelli limite per il fattore di sicurezza di 1.5.

Questa condizione di carico sfrutta una disposizione di forze sul modello¹² i cui punti di applicazione sono riferiti al seguente sistema di riferimento

- Origine

$$\begin{bmatrix} 10329.0 & -304.1 & 335.6 \end{bmatrix}$$

- Matrice di rotazione rispetto al sistema 0

$$\begin{bmatrix} -0.991 & -0.131 & 0.009 \\ 0.131 & -0.989 & -0.069 \\ 0 & -0.0697 & 0.997 \end{bmatrix}$$

Tale sistema di riferimento altro non é che il sistema con asse Y corrispondente all'asse del perno di rotazione e asse Z verticale. Le selle utilizzate sono 5 ognuna con 2 punti di applicazione le cui coordinate, riferite al sistema appena definito, sono raccolte nella seguente tabella

| ID | Sella | $X [mm]$ | $Y [mm]$ | $Z [mm]$ |
|-----|-------|----------|----------|----------|
| F11 | 1 | -180 | 2035 | 0 |
| F12 | 1 | -526 | 2035 | 0 |
| F21 | 2 | -79 | 1518 | 0 |
| F22 | 2 | -549 | 1518 | 0 |
| F31 | 3 | 22 | 1061 | 0 |
| F32 | 3 | -571 | 1061 | 0 |
| F41 | 4 | 157 | 650 | 0 |
| F42 | 4 | -601 | 650 | 0 |
| F51 | 5 | 219 | 320 | 0 |
| F52 | 5 | -615 | 320 | 0 |

Tabella 14: Coordinate punti applicazione forze

Questi nodi saranno poi collegati alle superfici aerodinamiche della struttura, come già detto, mediante elementi di interpolazione RBE3 in cui verranno vincolati i gradi di libertà 1,2 e 3. In questo modo le forze applicate ai nodi risulteranno ripartite ai punti sulle superfici senza trasferire momenti.

A differenza dell'RBE2 che trasferisce il movimento di un nodo indipendente in egual entità ai nodi dipendenti a cui é collegato, l'RBE3 vede il movimento del solo nodo dipendente come media pesata del movimento dei nodi indipendenti a cui é collegato; questo fa si che non si vada a introdurre rigidità aggiunta alla struttura come invece succede inserendo un RBE2.

¹²Questo é comodo in fase di sperimentazioni in quanto basta variare l'intensità della forza dei martinetti senza variare la loro posizione risparmiando tempo e soldi

Ai nodi in tabella sono applicate le forze concentrate dei martinetti che simulano le forze distribuite continue dei carichi le cui entità, riferite sempre al sistema di riferimento appena definito lungo l'asse Z ed espresse in Newton, sono raccolte nella tabella seguente. Ovviamente basterà eseguire solamente un'analisi anziché due, poiché grazie alla linearità della soluzione (per quanto riguarda le soluzioni statiche) basterà moltiplicare o dividere gli sforzi per il fattore di sicurezza per ottenere i carichi ultimi o limite rispettivamente partendo dai carichi limite o ultimi rispettivamente. Per quanto riguarda la PFA invece è necessario giungere almeno fino a carico ultimo per vedere il comportamento a carico massimo ed essendo il carico applicato a step si va a coprire tutto il range comprendendo anche i carichi limite.

| ID | Carichi limite | Carichi ultimi |
|-----|----------------|----------------|
| F11 | -3412 | -5118 |
| F12 | 431 | 646 |
| F21 | -6484 | -9726 |
| F22 | 253 | 379 |
| F31 | -9583 | -14374 |
| F32 | -919 | -1378 |
| F41 | -5946 | -8919 |
| F42 | -1376 | -2064 |
| F51 | -7793 | -11689 |
| F52 | -4331 | -6496 |

Tabella 15: Forze concentrate applicate

Applicando quanto detto al modello il risultato è il seguente

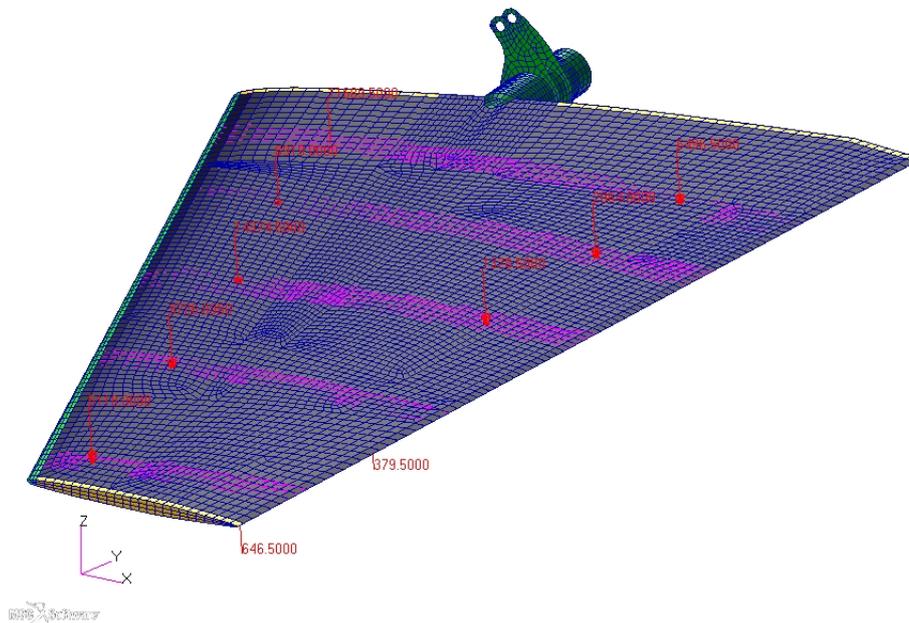


Figura 54: Selle di carico

Confronto carico aerodinamico e selle di carico

In questo paragrafo vengono brevemente confrontati i risultati dei due metodi di applicazione dei carichi descritti nell'introduzione del cap.7. Come già detto le selle di carico devono applicare forze al fine di riprodurre azioni interne. Per quanto riguarda quelle che nascono da forze concentrate (indicate nei grafici come "Selle") sono stati utilizzati metodi di calcolo

semplici derivanti dalla scienza delle costruzioni; mentre per quelle derivanti dal carico distribuito (indicate nei diagrammi come "Distribuito") si è utilizzato il metodo dei FreeBody implementato in Nastran¹³.

Per queste prove è stato utilizzato il modello di HT attuale, quindi esente da qualsiasi errore di modellazione ed è stata analizzata la condizioni a carico ultimo.

I risultati di tali analisi sono mostrati nei seguenti diagrammi

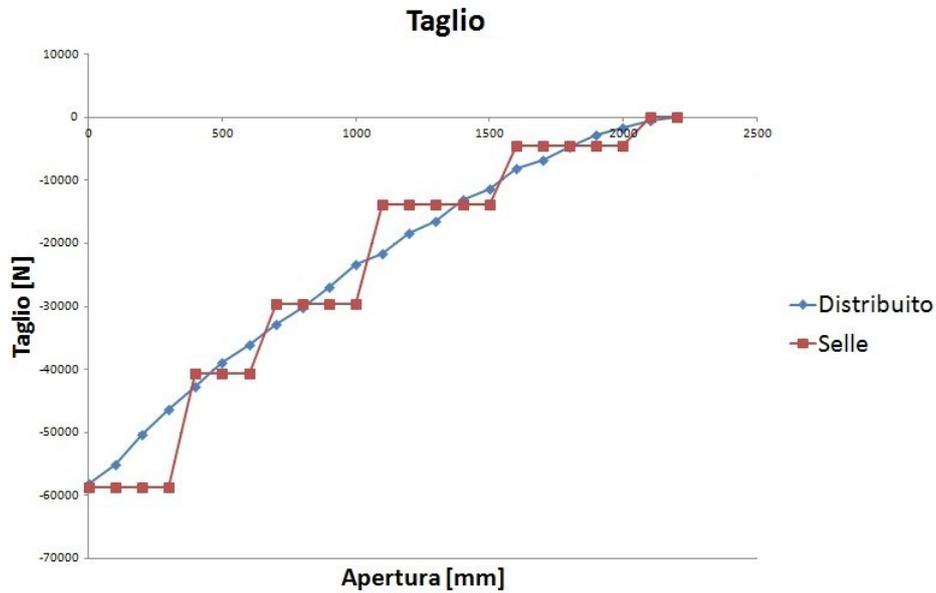


Figura 55: Validazione selle - Taglio

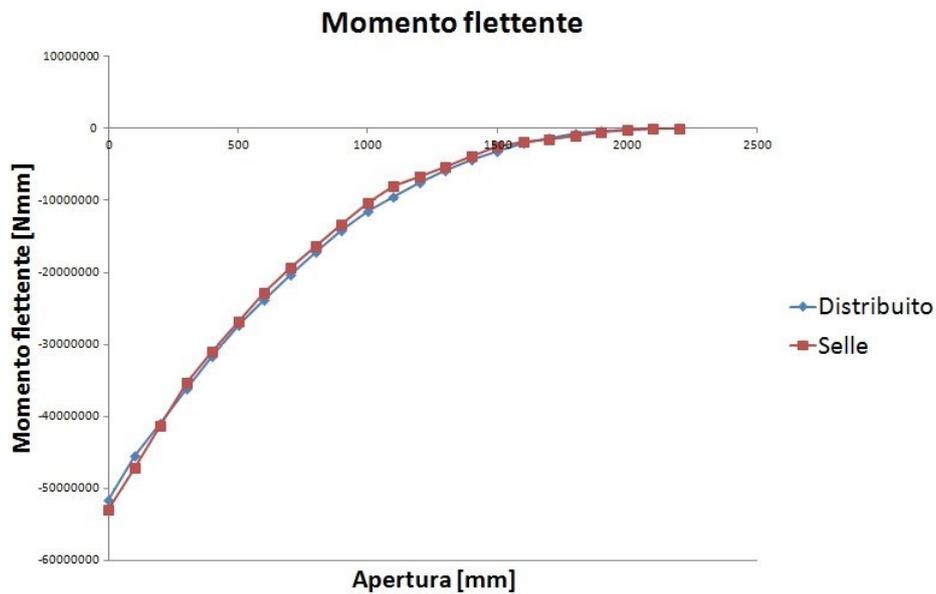


Figura 56: Validazione selle - Momento flettente

¹³Con questo comando è possibile selezionare una parte di struttura e vedere quali forze, spostamenti, reazioni, ecc scambia con la restante parte

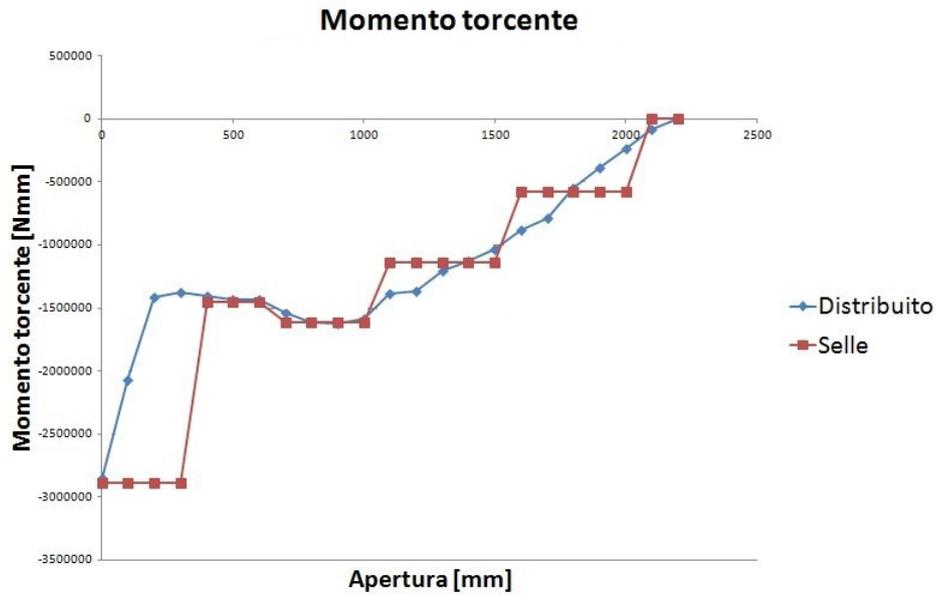


Figura 57: Validazione selle - Momento torcente

Come si può notare viene confermato quanto detto in precedenza, ossia che l'azione più gravosa è il momento flettente e meglio viene riprodotta; per le altre due sollecitazioni si cerca di riprodurle al meglio ma ci si deve comunque accontentare.

7.2 Vincoli

L'HT in questione viene considerato come una trave a sbalzo, quest'assunzione è del tutto realistica in quanto è vincolato in un solo lato mentre tutto il resto del componente è letteralmente "sospeso". Il momento flettente e il taglio sostenuti dal perno di rotazione vengono equilibrati dalle forze che, nella seguente immagine, vengono denominate come GRIP REACTION e WALL CENTER REACTION; la torsione invece viene equilibrata da un attuttore attraverso le leve.

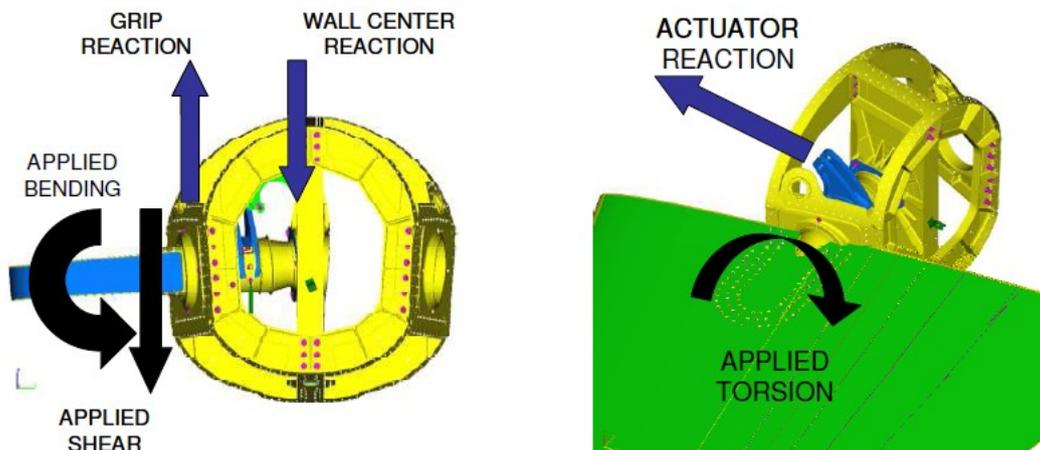


Figura 58: Schematizzazione vincoli

La reazione viene scaricata dal perno alla struttura nei punti GRIP e WALL CENTER attraverso due cuscinetti a sfera. Tali organi possono, in alcune condizioni di carico, trovarsi a lavorare leggermente fuori dal loro piano medio come mostra la seguente immagine

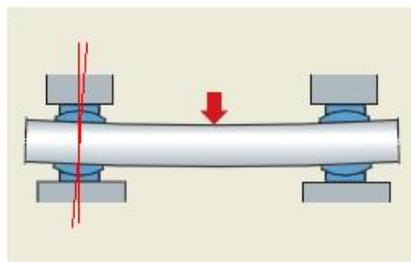


Figura 59: Comportamento fuori piano cuscinetto

Questo serve anche per non sovraccaricare il perno e il cuscinetto stesso; lasciando questo grado di libertà all'anello interno non nascono iperstatiche (lato sinistro) come avviene invece nel caso di un cuscinetto a rulli o una bronzina (lato destro) in cui questo grado di libertà è interdetto.

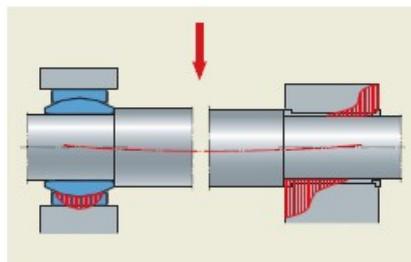


Figura 60: Differenza cuscinetto sfera e rulli (o bronzina)

Nel modello ad elementi finiti questo si traduce nell'applicare, in corrispondenza dei cuscinetti, due vincoli di tipo sferico in cui il piano dell'anello interno viene lasciato libero di ruotare mentre l'unico movimento interdetto è quello radiale. Per quanto riguarda invece il collegamento attuatore-leve si utilizza un semplice vincolo di tipo cilindrico in cui si vincola il movimento tangenziale, in questo modo si riproduce l'utilizzo di una bronzina che è tipico nei collegamenti attuatori-perni.

Per la sua realizzazione occorre dunque costruire 3 sistemi di riferimento descritti di seguito (tutti riferiti al sistema 0)

- Sistema di riferimento 1
tipologia: cilindrico

$$\begin{aligned}
 & - \text{Origine } |10325.8 \quad -277.5 \quad 337.4| \\
 & - \text{Matrice di rotazione } \begin{vmatrix} 0.009 & -0.069 & 0.997 \\ 0.991 & 0.131 & 0 \\ -0.131 & 0.989 & 0.069 \end{vmatrix}
 \end{aligned}$$

- Sistema di riferimento 2
tipologia: sferico

$$\begin{aligned}
 & - \text{Origine } |10325.8 \quad -277.5 \quad 337.4| \\
 & - \text{Matrice di rotazione } \begin{vmatrix} 0.009 & -0.069 & 0.997 \\ 0.991 & 0.131 & 0 \\ -0.131 & 0.989 & 0.069 \end{vmatrix}
 \end{aligned}$$

- Sistema di riferimento 3
tipologia: sferico

$$\begin{aligned}
 & - \text{Origine } |10292.8 \quad -27.4 \quad 354.9| \\
 & - \text{Matrice di rotazione } \begin{vmatrix} 0.009 & -0.069 & 0.997 \\ 0.991 & 0.131 & 0 \\ -0.131 & 0.989 & 0.069 \end{vmatrix}
 \end{aligned}$$

Grazie a questi sistemi di riferimento è possibile applicare i vincoli come viene mostrato nelle immagini seguenti

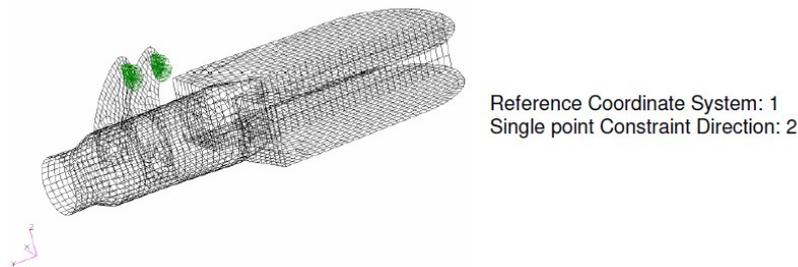


Figura 61: Vincolo - Riproduzione bronzina

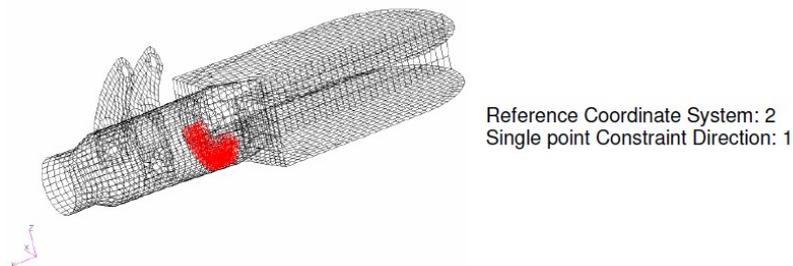


Figura 62: Vincolo - Riproduzione primo cuscinetto a sfera

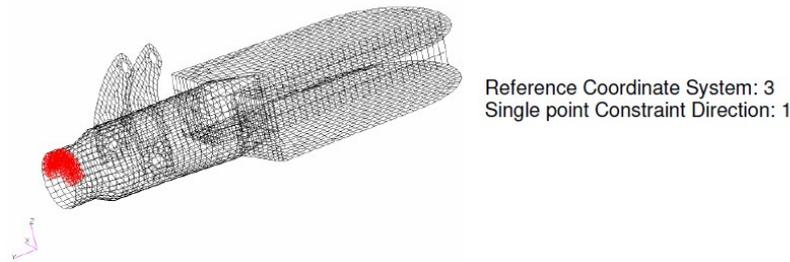


Figura 63: Vincolo - Riproduzione secondo cuscinetto a sfera

7.3 Letture spostamenti

Al fine di confrontare gli spostamenti di alcuni punti dei diversi modelli é necessario avere dei riferimenti che non dipendano dunque dalla mesh; a parit  di quest'ultima, infatti, é possibile avere dei valori di confronto semplicemente andando ad osservare gli spostamenti di un gruppo di nodi in posizioni particolari del componente. Cambiando la mesh per  cambia la posizione dei nodi e quindi ci  che é stato appena detto non vale pi ¹⁴. Per ovviare a questo problema sono stati inseriti nel modello dei nodi fittizi che manterranno la stessa posizione in ogni configurazione analizzata per poter permettere un corretto confronto dei risultati. Tali nodi sono stati disposti nelle stesse posizioni in cui nella realt  sono applicati gli LVDT nelle prove sperimentali.

Questi nodi sono stati inseriti nelle posizioni stabilite e collegati ai nodi di estremit  del pi  vicino elemento tramite un RBE2, in cui si vincolano tutti gli spostamenti e tutte le rotazioni, per andare poi a rilevare le traslazioni di questo nodo aggiunto che ora é nella stessa posizione per tutti i modelli aventi differente mesh. Questo porta a far si che l'elemento a cui é collegato l'RBE2 sia pi  rigido di come fosse in precedenza, ma la differenza sui risultati globali é del tutto trascurabile.

Per poter applicare questi nodi é stato utilizzato lo stesso sistema di riferimento che era servito per l'applicazione delle forze.

Le coordinate sono le seguenti

| Nodo | $X [mm]$ | $Y [mm]$ | $Z [mm]$ |
|------|----------|----------|----------|
| 1 | 566 | 116 | 0 |
| 2 | -889 | 116 | 0 |
| 3 | 476 | 338 | 0 |
| 4 | -853 | 338 | 0 |
| 5 | 354 | 758 | 0 |
| 6 | -804 | 758 | 0 |
| 7 | 210 | 1192 | 0 |
| 8 | -746 | 1192 | 0 |
| 9 | 49 | 1679 | 0 |
| 10 | -681 | 1679 | 0 |
| 11 | -96 | 2120 | 0 |
| 12 | -623 | 2120 | 0 |

Tabella 16: Punti di lettura degli spostamenti

A questo punto gli spostamenti, calcolati automaticamente nel FEM, sono ottenuti semplicemente come differenza tra la posizione dei 12 punti elencati nella configurazione deformata e quella indeformata. Ovviamente nel modello ad elementi finiti lo spostamento viene fornito nelle sue 3 componenti in X, Y e Z ; per riportare il tutto ad un unico valore di spostamento sarebbe necessario calcolare quello risultante con la seguente formula

$$u = \sqrt{u_x^2 + u_y^2 + u_z^2} \quad (24)$$

¹⁴In realt , avendo una mesh molto fitta, é possibile prendere il nodo nel modello nuovo pi  vicino alla posizione del nodo nel modello vecchio commettendo un errore di approssimazione del tutto accettabile

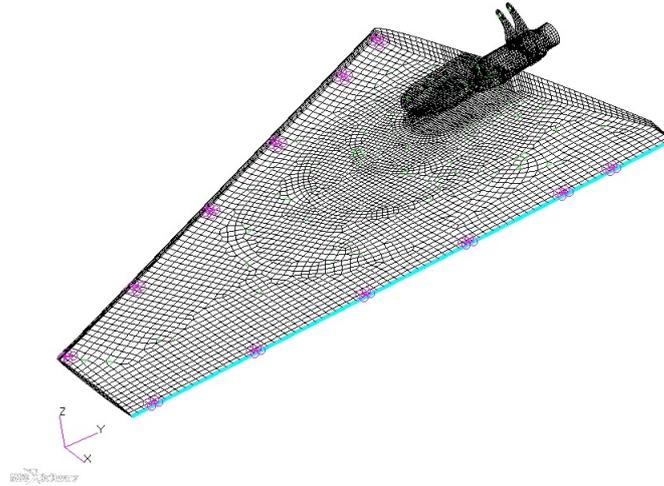


Figura 64: Posizionamento punti di lettura spostamenti

Dove u é lo spostamento totale ed u_i é lo spostamento nella i -esima direzione. Tuttavia gli spostamenti in direzione X e Y sono di due ordini di grandezza inferiori rispetto a quello in Z , per cui senza introdurre un errore di entità rilevabile si utilizzerà solo lo spostamento in direzione Z .

Nell'immagine seguente é raffigurato il collegamento del nodo fittizio alla struttura ed é facile capire, osservando l'immagine, come tale modifica renda piú rigido l'elemento (addirittura indeformabile). Un RBE2 (il "ragno" rosso rappresentato in figura) per definizione é un elemento indeformabile. Vincolando tutti i gradi di libertà si impone ai punti a cui é collegato lo stesso spostamento del nodo centrale. Così facendo si ottiene uno spostamento rigido dell'intero elemento poiché gli spostamenti relativi tra i nodi di estremità sono interdetti. L'assenza di questi spostamenti relativi fa sì che l'elemento diventi indeformabile. Questo come già detto modifica la matrice di rigidità dell'intera struttura ma, come si vedrà in seguito, essendo la loro applicazione limitata a zone poco sollecitate non si riscontrano differenze apprezzabili sui risultati globali.

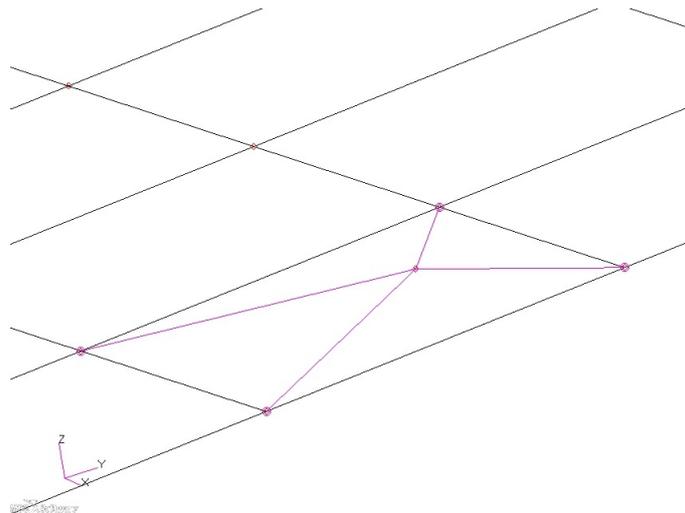


Figura 65: Particolare del collegamento dei nodi

8 HT attuale

L'HT attuale é realizzato interamente con componenti metallici in leghe leggere d'alluminio, in leghe di titanio e acciaio.

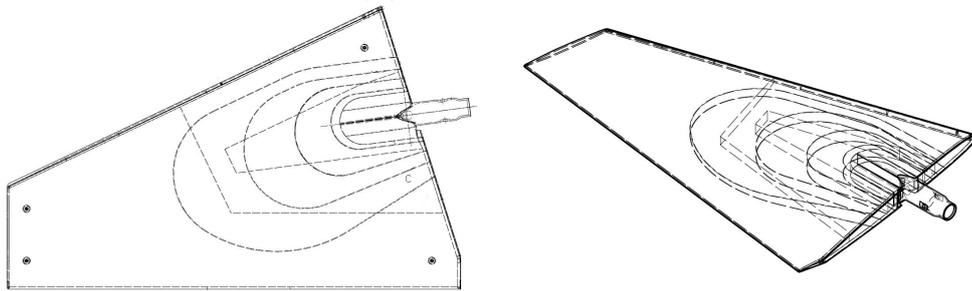


Figura 66: Viste HT attuale

Non sono presenti longheroni o centine ad eccezione di quella di radice e di estremitá. I componenti sono tra loro incollati; l'unico collegamento che sfrutta sia un incollaggio che delle giunzioni chiodate é l'attacco tra HT e trunnion per il semplice fatto che gli incollaggi sono difficilmente automatizzabili e quindi, essendo eseguiti a mano, non garantiscono l'assenza assoluta di difetti¹⁵. Per questo si é aggiunta una giunzione chiodata che già da sola é in grado di sostenere tutti i carichi previsti che gravano sul componente in questione.

Le due superfici, superiore ed inferiore, sono realizzate con spessore variabile ottenuto mediante fresatura chimica; il bordo d'attacco é realizzato partendo da un blocco pieno e lavorato meccanicamente cosí come il tassello che tiene unite le due parti posteriori delle pelli a formare il bordo d'uscita. La zona interna é riempita con del nido d'ape metallico di diversa densitá partendo da uno piú fitto vicino all'incastro per arrivare ad uno meno denso all'estremitá. Nelle seguenti immagini é possibile vedere l'andamento dello spessore della lamina e della densitá nel nido d'ape rispettivamente¹⁶.

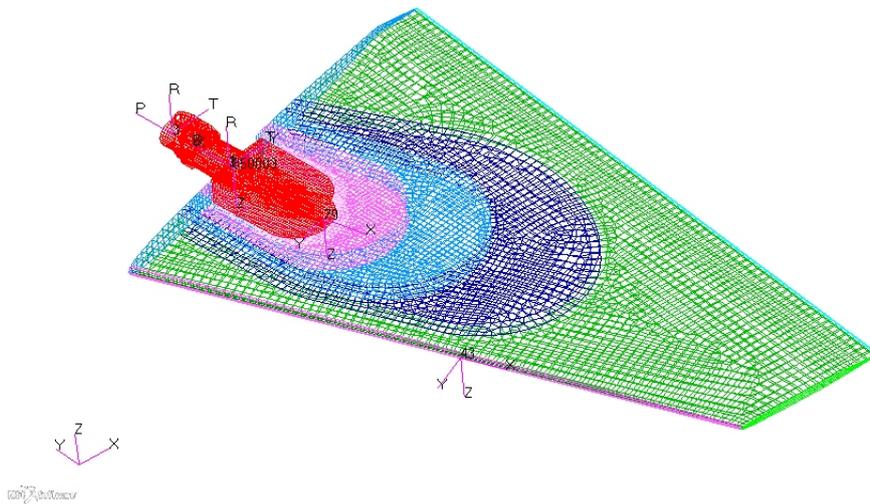


Figura 67: Variazione spessore nelle pelli

¹⁵Come puó essere per esempio la differenza di densitá di colla in due zone adiacenti con conseguente distribuzione di sforzi diversa da quella prevista

¹⁶Non é possibile rivelare quote e proprietá significative del componente per cui verranno solo mostrate immagini dimostrative

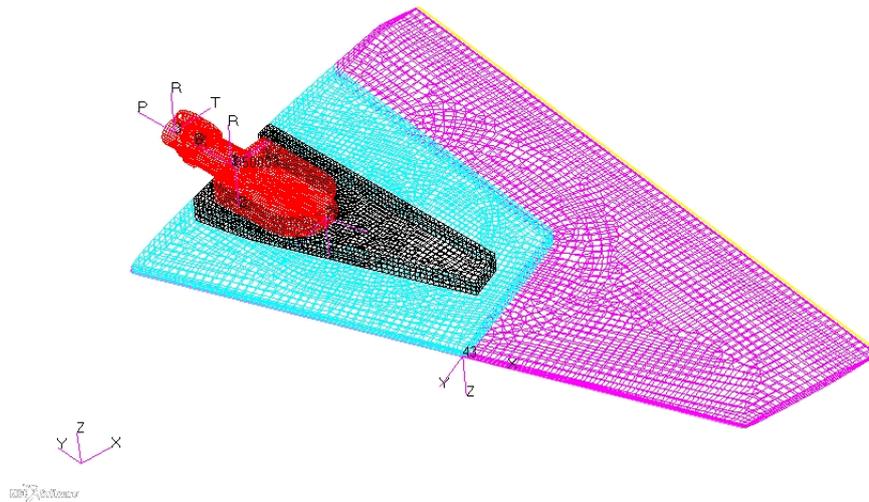


Figura 68: Variazione densità nido d'ape

8.1 Proprietà del modello FEM

Le prove che sono raccolte in questo capitolo hanno il solo scopo di ricavare i dati necessari che serviranno poi per il confronto con i modelli in CFC che verranno in seguito creati. Il primo dato che è possibile estrarre è il peso FEM¹⁷ dell'HT che è pari al 100% (si ricorda che non è ammesso pubblicare valori di peso).

Prove statiche a carichi ultimi

Le prime prove sono quelle statiche a carichi ultimi per poter ottenere gli spostamenti e quindi le deformate.

I risultati di tali analisi sono stati i seguenti:

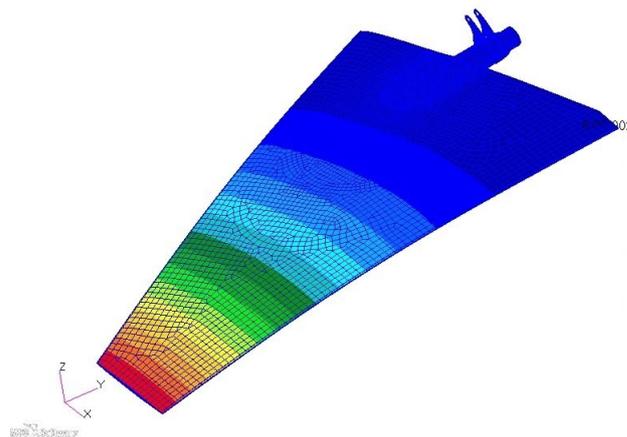


Figura 69: Deformata

¹⁷Il peso FEM è diverso dal peso reale del componente in quanto nel modello non vengono considerati tutti gli elementi presenti (ad esempio viti o rivetti), i raccordi tra le superfici, ecc. Solitamente il peso FEM è inferiore a quello reale.

Le letture degli spostamenti hanno fornito i seguenti valori

| Nodo | u_z |
|------|--------|
| 1 | 1.2% |
| 2 | -1.4% |
| 3 | -1.6% |
| 4 | -4.2% |
| 5 | -12.3% |
| 6 | -27.1% |
| 7 | -28.0% |
| 8 | -28.5% |
| 9 | -60.5% |
| 10 | -57.6% |
| 11 | -96.9% |
| 12 | -91.6% |

Come già detto all'inizio tutti gli spostamenti sono citati come percentuale del massimo spostamento riscontrato che risulta essere la massima freccia del modello in questione (HT attuale) in estremo a carico ultimo.

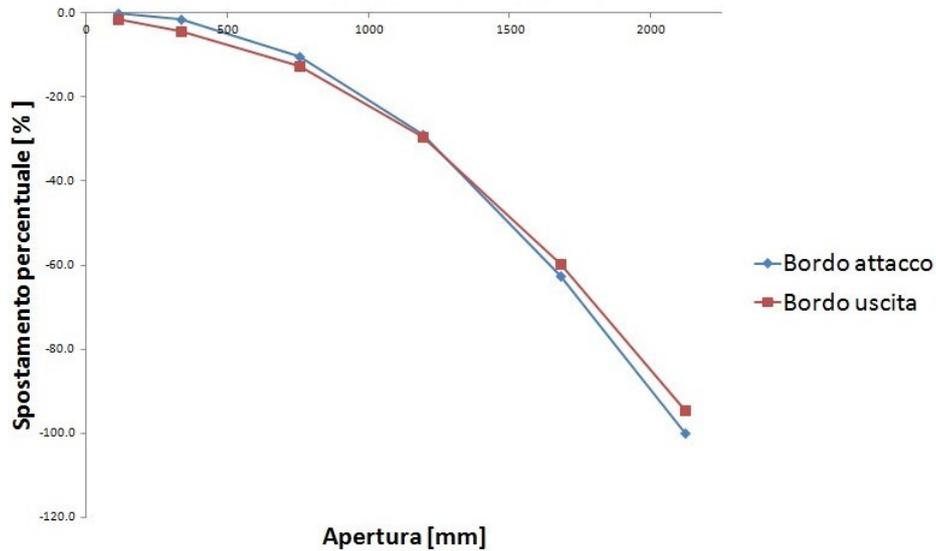


Figura 70: Letture spostamenti

Questi valori saranno utilizzati come confronto per rilevare eventuali miglioramenti o peggioramenti introdotti con i nuovi componenti e le nuove analisi.

9 Tipologie di configurazione del nuovo HT

Nella scelta della configurazione del nuovo HT occorre sottostare ad alcuni vincoli:

- Geometria esterna inalterata (forma delle pelli, del bordo d'attacco e del bordo d'uscita) per mantenere inalterata l'aerodinamica del componente
- Possibilità di realizzazione del componente con tecnologie consolidate in azienda
- In ultimo, anche se si é prestata poca attenzione, l'economicità del componente

Con questi presupposti é stata eseguita una ricerca in cui sono state confrontate differenti configurazioni di HT di diversi velivoli che abbiano lo stesso meccanismo dell'M-346, ossia la superficie in un unico blocco completamente mobile; per quanto riguarda l'Eurofighter non é un vero e proprio HT ma é un Canard in quanto si trova in posizione anteriore, però il comportamento é identico. Le configurazioni piú ricorrenti che sono state riscontrate sono le seguenti:

- Modalità tradizionale con un longherone, poche centine e spazi vuoti riempiti con dell'Honeycomb

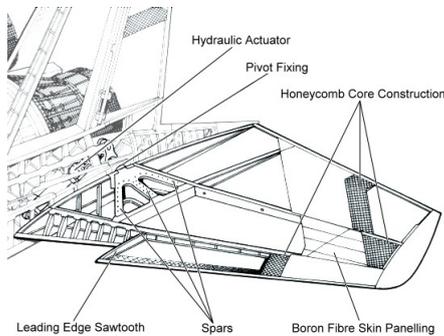


Figura 71: HT F15

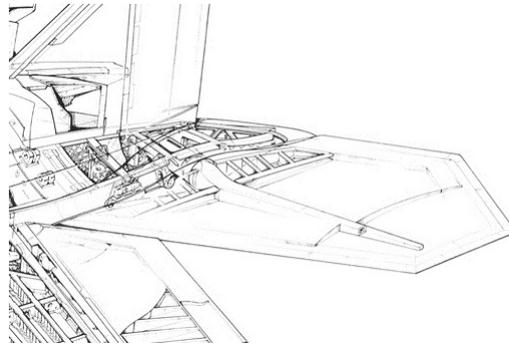


Figura 72: HT F22

- Modalità senza longherone e centine in sostituzione dei quali é presente un corugato con forma sinusoidale senza Honeycomb

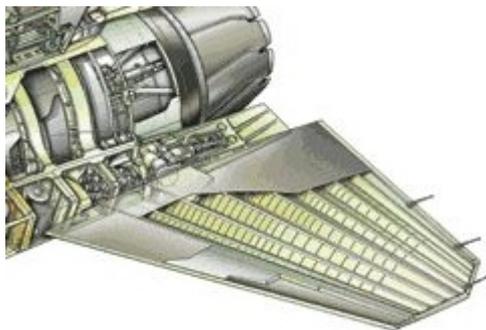


Figura 73: HT F16

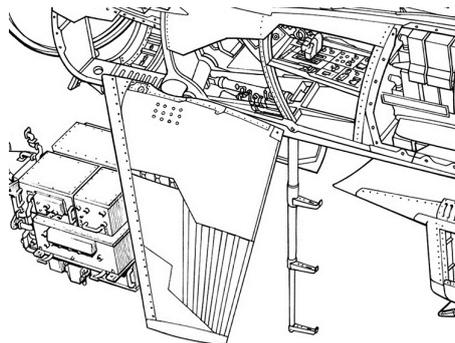


Figura 74: HT Eurofighter

Queste due configurazioni verranno analizzate per poter fare considerazioni sui pro e contro delle diverse modalità per poter poi scegliere quale portare avanti nel progetto e nel dimensionamento.

E' comunque già possibile estrarre dalle due tipologie alcuni pro e alcuni contro. Il modello

tradizionale ha il vantaggio di avere componenti facilmente realizzabili con forme semplici, ha poche superfici incollate e chiodate e presenta una semplice interfaccia HT-trunnion, di contro ha piú componenti rispetto all'altra configurazione e sfrutta alcuni materiali in piú. Il modello con il corugato ha il vantaggio di avere un unico componente interno e di sfruttare un numero inferiore di materiali in quanto non é presente alcun riempitivo a nido d'ape; di contro presenta molte giunzioni incollate e chiodate (ogni cresta del corugato corrisponde a una linea di incollaggio o chiodatura), inoltre il componente interno é difficile da realizzare data la sua forma complessa. Il problema piú importante di quest'ultimo modello é il trasferimento di carico dal corugato al perno di rotazione perché, a differenza del modello tradizionale, non ha nessun componente interno che trasferisce direttamente il carico dalla struttura al perno come fa il longherone; tale funzione sará da attribuire con molta probabilitá alle superfici aerodinamiche.

Riassumendo i vari pro e contro si ottiene:

- Modello tradizionale
 - PRO
 - * Componenti con forma semplice facilmente realizzabili
 - * Poche superfici incollate e/o chiodate
 - * Facilitá nel trasferire il carico dall'HT al perno di rotazione attraverso il longherone
 - CONTRO
 - * Maggior numero di componenti
 - * Maggior numero di materiali necessari
- Modello corugato
 - PRO
 - * Un solo componente interno
 - * Necessitá di un numero inferiore di materiali
 - CONTRO
 - * Difficoltá di realizzazione del corugato
 - * Presenza di molti incollaggi e/o chiodature
 - * Difficoltá nel trasferire il carico dall'HT al perno di rotazione

10 Modello tradizionale

10.1 Descrizione generale del componente

La prima analisi é stata svolta sul modello con configurazione tradizionale ossia con longherone e centine. Per la precisione é stato utilizzato un longherone con sezione rettangolare che partendo dal trunnion con sezione costante viene poi rastremato ed interrotto. Questo per i seguenti due motivi: il primo é che la zona terminale dell'HT nella condizione di carico dimensionante é molto scarica perciò la presenza del longherone risulta superflua, il secondo é che essendo la centina di estremitá, nella zona a maggior spessore, spessa circa 28 mm sarebbe impensabile, per limitazioni tecnologiche di creazione del componente, arrivare fino a quel punto con un longherone in quanto risulterebbe praticamente impossibile realizzare un manufatto di cosí piccole dimensioni con caratteristiche meccaniche e proprietá accettabili. Le centine, oltre a quella di radice ed estremitá, sono due e sono poste in direzione del vento; la prima situata subito dopo la fine della parte a sezione costante del longherone mentre la seconda divide all'incirca in due parti uguali il resto dell'apertura. Le superfici aerodinamiche superiore ed inferiore devono, come giá detto, rispettare l'aerodinamica perciò si potrà agire solo sullo spessore delle pelli che comporranno il laminato. Tutti questi elementi verranno realizzati in CFC.

Lo spazio vuoto interno all'HT sará riempito con del nido d'ape in materiale arammidico a densitá variabile a seconda delle necessitá; questo componente serve per trasferire sforzi e a stabilizzare i pannelli esterni in materiale composito.

I restanti componenti saranno, invece, in materiale metallico ed in particolare si avrá il bordo d'attacco che rimarrá come quello attuale in virtú del fatto che ha brillantemente superato la prova di impatto volatile e sará realizzato in lega leggera d'alluminio AL7050-T7451 macchinato da un pezzo pieno. Il trunnion, siccome é cambiata la tipologia di collegamento all'HT, avrá una forma differente dall'attuale ed in particolare sará una sorta di scatolato, di cui bisognerà valutare attentamente la fattibilitá¹⁸, per quanto riguarda l'interfaccia con l'HT mentre il perno vero e proprio in appoggio sui cuscinetti di fusoliera rimarrá identico cosí come le squadrette che trasferiscono il carico dell'attuatore al perno; queste ultime sono realizzate con la lega a base di titanio Ti-6Al-4V mentre il perno e lo scatolato in acciaio PH13-8Mo H1000.

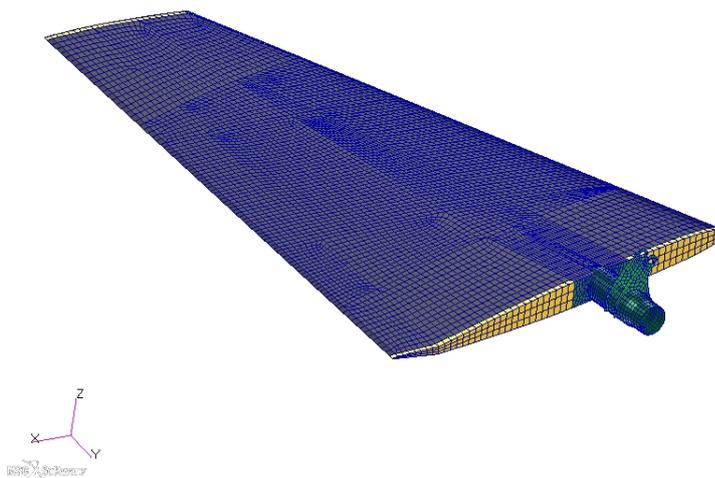


Figura 75: Vista completa dell'HT in modalitá tradizionale

¹⁸Essendo molto profondo é possibile che in fase di fresatura l'utensile non arrivi a lavorare la zona piú interna; si potrebbe valutare l'utilizzo di utensili speciali, anche se molto costosi, oppure altre tipologie di lavorazione che non sono comunemente oggetto di questa tesi

Nell'immagine é possibile notare, in colore verde, tutti i componenti metallici macchinati, in nero la superficie superiore e in giallo le centine di estremitá. Tutti i componenti, ad eccezione del nido d'ape, sono stati modellati con elementi SHELL in quanto la loro conformazione é associabile a delle piastre. Per quanto riguarda il riempitivo invece sono stati utilizzati elementi SOLID in quanto é l'unica tipologia di elementi che riesce a descrivere il comportamento di quel componente.

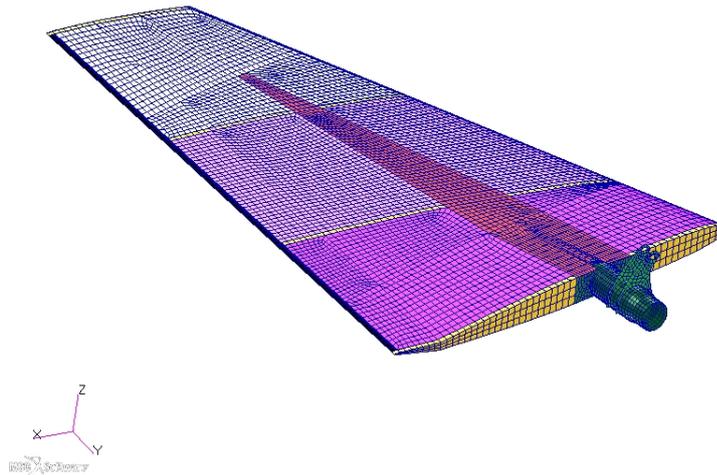


Figura 76: Vista interna dell'HT in modalitá tradizionale

In questo caso il nido d'ape é stato rappresentato con una sfumatura di colori rosa, il piú scuro indica una maggior densitá del riempitivo, mentre quello piú chiaro indica minor densitá.

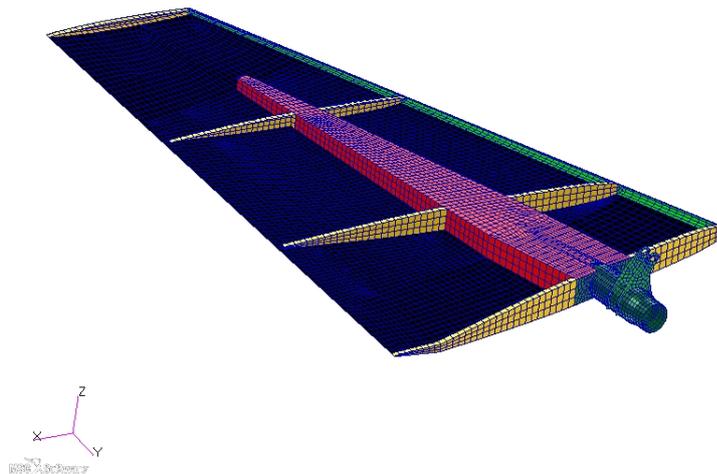


Figura 77: Sottostruttura dell'HT in modalitá tradizionale

Nell'ultima immagine si vedono le due centine interne e il longherone completo.

10.2 Collegamento dei componenti

Un aspetto fondamentale della schematizzazione del componente é come collegare tra loro le varie parti che lo compongono. Si é deciso come primo tentativo di considerare tutti i componenti semplicemente incollati tra loro, andando eventualmente ad inserire una chiodatura di sicurezza in seconda battuta. Per rappresentare questa tipologia di giunzione esistono diversi metodi; il primo é quello di simulare appunto l'incollaggio con dei CBUSH, cioè elementi molla/smorzatore a cui si può associare un comportamento non lineare o dipendente dalla frequenza di utilizzo, però questa fase di progettazione é preliminare e lo scopo é di scegliere quale delle due configurazioni utilizzare; non é comunque, come già detto, argomento di tesi. Questo modello di incollaggio potrebbe essere usato nella modellazione di dettaglio del componente definitivo a geometria congelata. Il secondo metodo é quello in cui vengono create le due superfici separatamente e si collegano tra loro mediante un'unione definitiva attraverso il comando MERGE; nonostante non sia questa la funzione del comando in questione¹⁹ ben si presta per questa simulazione in una fase preliminare di progettazione. Il terzo metodo si basa sulla seguente semplificazione: in primissima approssimazione due lamine incollate saldamente tra loro possono essere viste come un'unica lamina con spessore e composizione pari alla somma delle singole; quindi nella sequenza di laminazione basterá introdurre nelle varie zone di interfaccia (es. longherone-centina) le lamine appartenenti a entrambi i componenti.

Si é deciso di optare per quest'ultimo metodo sfruttando la particolarità del comando di Nastran PCOMPG grazie al quale in ogni materiale composito che si crea si va ad attribuire ad ogni lamina un identificativo univoco così che anche nelle zone di interfaccia é possibile osservare ogni singola lamina potendo fare considerazioni separate sui vari componenti.

Questo vale solo nel caso in cui si incollino tra loro due componenti realizzati in materiale composito mentre nelle interfacce composito-metalli occorre utilizzare uno degli altri metodi di collegamento. Per il collegamento del bordo d'attacco alle superfici aerodinamiche e del perno di rotazione al longherone é stato utilizzato il comando MERGE.

10.3 Dimensionamento preliminare

Al fine di ottenere un modello che sia una buona base di partenza per l'analisi sono state fatte alcune considerazioni preliminari. La prima riguarda le superfici aerodinamiche. E' opportuno dire che il componente deve essere simmetrico e deve lavorare in maniera simmetrica, ne consegue che la configurazione superiore deve essere identica a quella inferiore. Come piú volte ripetuto il momento flettente risulta essere la sollecitazione piú gravosa per il componente. Nel modello originario in lega leggera questo fa si che le superfici esterne, non essendo presente alcun longherone, assorbano tutto il momento e di conseguenza si caricano con azione assiale come risultato della loro distanza dall'asse medio. E' possibile quindi cercare di replicare sul modello in esame una rigidità simile che garantirá dunque una buona base di partenza per le analisi di dimensionamento ed ottimizzazione.

La rigidità assiale di un qualsiasi componente é definita come segue:

$$K_a = E \cdot A \quad (25)$$

Dove E é il modulo elastico del materiale e A é l'area del componente in esame che in questo caso é pari allo spessore t per la lunghezza del tratto di superficie considerato che in prima battuta può essere approssimato alla corda del componente c . Detto questo può essere eseguita un'ulteriore semplificazione in quanto é già stato detto che la forma del componente finale deve essere pari a quella originale; di conseguenza deve rimanere invariata anche la corda perciò é possibile ottenere:

$$K_a^o \simeq K_a^n \rightarrow E^a \cdot A^o \simeq E^c \cdot A^n \rightarrow E^a \cdot t^o \cdot c \simeq E^c \cdot t^n \cdot c \quad (26)$$

Dove l'apice a indica la lega leggera d'alluminio, c il materiale composito, o il componente originario e n quello nuovo. Essendo la corda uguale punto per punto tra i due modelli ci si può svincolare da questa dimensione così da poter andare a fare un confronto puntuale delle

¹⁹Il comando MERGE serve per far cadere in un unico nodo due o piú nodi che si trovano ad una distanza dal nodo stesso minore o uguale di una certa tolleranza(impostata dall'utente)

varie rigidzze assiali. Ne consegue

$$E^a \cdot t^o \simeq E^c \cdot t^n \rightarrow t^n \simeq \frac{E^a}{E^c} t^o \quad (27)$$

A questo punto l'unico dato mancante é il modulo elastico in direzione assiale del laminato composito. Tale valore é dipendente dal tipo di laminazione, piú in particolare dalla percentuale di lamine in direzione diversa da quella in esame. Ipotizzando il caso piú conservativo possibile, ossia quello con il modulo elastico longitudinale peggiore, si é deciso di considerare un laminato composto da solo tessuti e con percentuale di lamine poste a $\pm 45^\circ$ ²⁰ pari a 50%. Cosí facendo, e prestando attenzione a non eccedere questa percentuale con fibre a $\pm 45^\circ$, si otterranno diversi spessori sovrastimati per le differenti zone in esame²¹; inoltre arrotondando per eccesso il numero di lamine necessarie si otterranno soltanto miglioramenti.

Ricordando le specifiche di aumentare la rigidezza di circa il 30% e sfruttando l'equazione 27 per le diverse zone del componente originario si ottiene (le percentuali sono riferite alla rigidezza massima del modello attuale):

| Et^a [%] | +30% Et^a [%] | t^c [mm] | $nr.$ |
|------------|-----------------|------------|-------------|
| 100% | 130% | 5.32 | $\simeq 19$ |
| 80% | 104% | 4.26 | $\simeq 16$ |
| 60% | 78% | 3.19 | $\simeq 12$ |
| 40% | 52% | 2.13 | $\simeq 8$ |
| 24% | 31% | 1.27 | $\simeq 5$ |

Questa considerazione viene ritenuta valida nella zona centrale rispetto alla corda dell'HT dove sono effettivamente presenti gli spessori sopra citati²² con la seguente accortezza. Confrontando la larghezza del longherone e delle zone di pari spessore dell'HT originario si nota che queste ultime sono leggermente piú larghe perció, rimanendo dalla parte della ragione, si é deciso di aumentare leggermente i numeri appena calcolati. Per cui la situazione di partenza é la seguente in cui si é deciso in prima battuta di tenere il longherone a spessore costante in modo da lasciare la variazione solo sulle superfici aerodinamiche; gli spessori di partenza sono rappresentati nelle due immagini seguenti

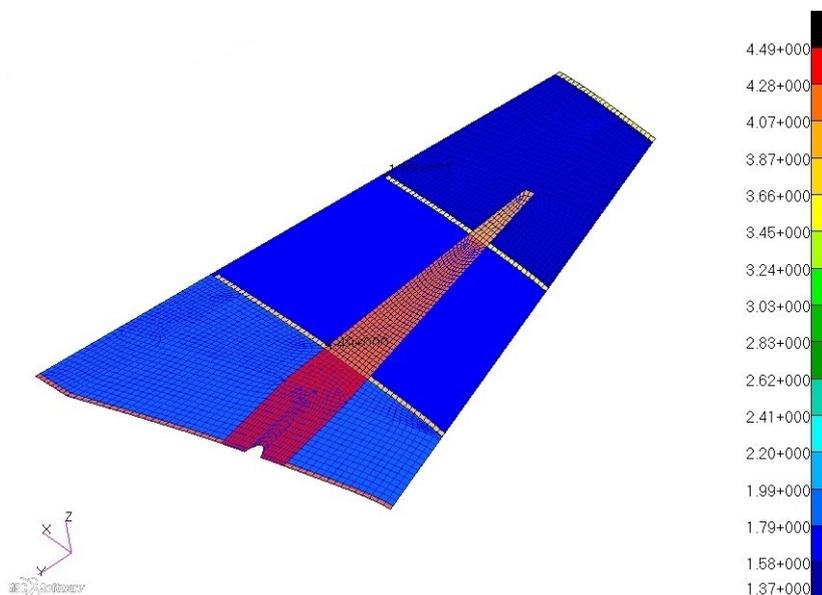


Figura 78: Spessori superficie aerodinamica

Purtroppo la PCOMP non permette di selezionare indipendentemente gli spessori delle

²⁰Si ricorda che si utilizzano solo laminati con direzione $0,90,\pm 45^\circ$ per standard aziendale

²¹Con riferimento sempre alla sola azione assiale

²²L'HT attuale ha uno scalettamento delle superfici aerodinamiche che segue l'andamento degli sforzi, perció é rastremato non solo in apertura, ma anche in corda

lamine che compongono le parti (diversamente dai risultati), per cui la zona centrale é la sovrapposizione dello spessore della superficie aerodinamica e del longherone, mentre le linee gialle sono la sovrapposizione della superficie e dei labbri delle centine.

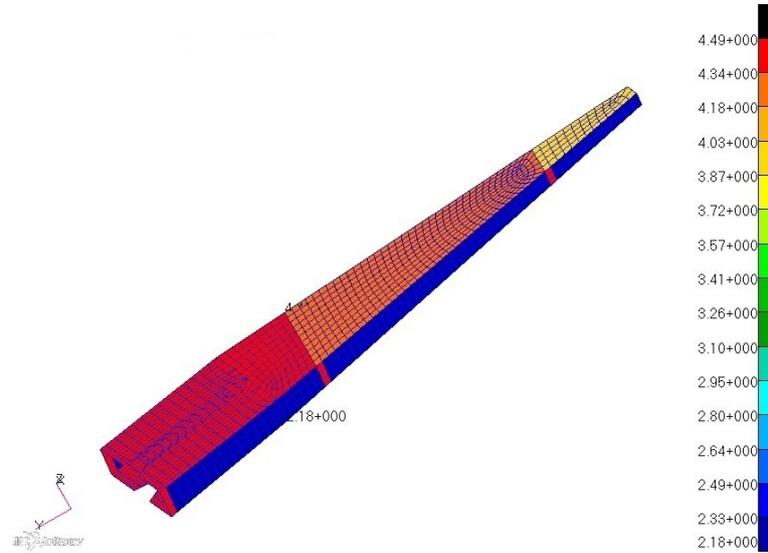


Figura 79: Spessori longherone

Per quanto riguarda le centine, non potendo fare paragoni con il precedente modello che ne era sprovvisto, ci si é basati sull'esperienza e su componenti di aerei simili²³ ragion per cui si é deciso di partire con un modello con centine spesse circa 2 mm.

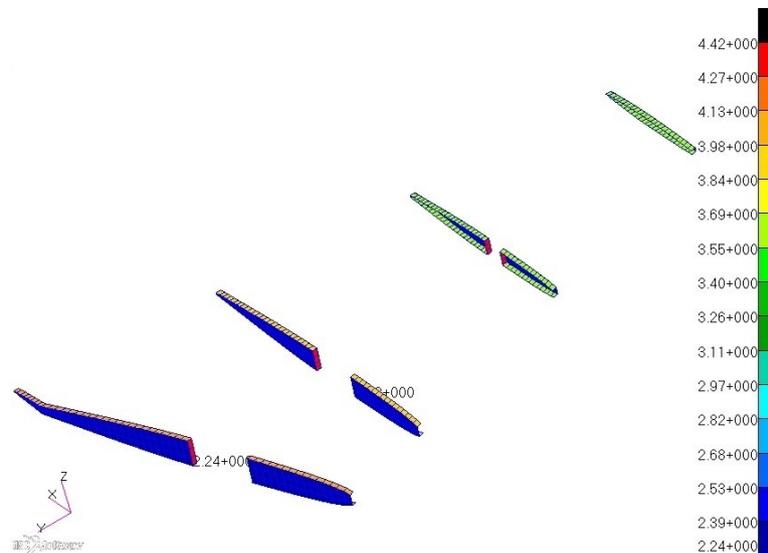


Figura 80: Spessori centine

Gli spessori appena mostrati sono stati ottenuti laminando un certo numero di pelli in modo da ottenere, come già detto, delle lamine bilanciate-simmetriche con un sufficiente numero di lamine orientate secondo la direzione dello sforzo principale che ci si aspetta che agisca in quella zona. Seguendo tale filosofia le solette del longherone si troveranno con piú lamine orientate in direzione longitudinale dovendo sopportare l'azione assiale derivante dal momento flettente, mentre le anime avranno piú lamine a $\pm 45^\circ$ dovendo assorbire il taglio, ecc.

Indicando per i componenti piani come direzione 0° quella che segue l'apertura, mentre per

²³Ci si é basati piú sull'esperienza del personale AAM che dei componenti simili di altri aerei in quanto il dato ricercato non é di facile acquisizione e oltretutto non se ne conosce l'attendibilitá

quelli verticali quella che segue l'asse z si sono ottenute le seguenti laminazioni preliminari:

| Componente | seq. Laminazione | Tip. Materiale | nr. | $t [mm]$ |
|--------------------|-----------------------|----------------|-----|----------|
| Estradosso 1 | $[000045]_s$ | $[FUUUU]_s$ | 10 | 1.87 |
| Estradosso 2 | $[00045]_s$ | $[FUUF]_s$ | 8 | 1.62 |
| Estradosso 3 | $[0045]_s$ | $[FUF]_s$ | 6 | 1.37 |
| Intradosso 1 | $[000045]_s$ | $[FUUUU]_s$ | 10 | 1.87 |
| Intradosso 2 | $[00045]_s$ | $[FUUF]_s$ | 8 | 1.62 |
| Intradosso 3 | $[0045]_s$ | $[FUF]_s$ | 6 | 1.37 |
| Solette longherone | $[0450045 - 45900]_s$ | $[FFUUUUUU]_s$ | 16 | 2.62 |
| Anime longherone | $[045454545]_s$ | $[FFUU]_s$ | 10 | 2.18 |
| Centine | $[45454545]_s$ | $[FFF]_s$ | 8 | 2.24 |

Tabella 17: Laminazione iniziale HT in modalit  tradizionale

Nella tabella il pedice s sta ad indicare che il composito   simmetrico (in particolare partendo da sinistra si giunge fino all'ultimo numero per poi ripercorrere in senso opposto, in questo modo le diciture $[abc]_s$ e $[abccba]$ sono equivalenti). Le lettere U ed F stanno ad indicare che il materiale utilizzato   un unidirezionale o un tessuto. Inoltre estradosso ed intradosso seguiti dai numeri 1,2 e 3 indicano 3 diverse zone delle superfici aerodinamiche in particolare con 1 si indica la zona che va dalla centina di radice alla prima centina interna, con 2 da quest'ultima alla seconda centina interna ed infine con 3 la restante parte fino all'estremit .

Per quanto riguarda il macchinato si   tenuta la parte interna alla fusoliera identica a quella del precedente modello, mentre per la parte su cui si innesta l'HT, anche se la forma   variata, si sono riportati gli stessi spessori dell'originale risultandone quanto segue

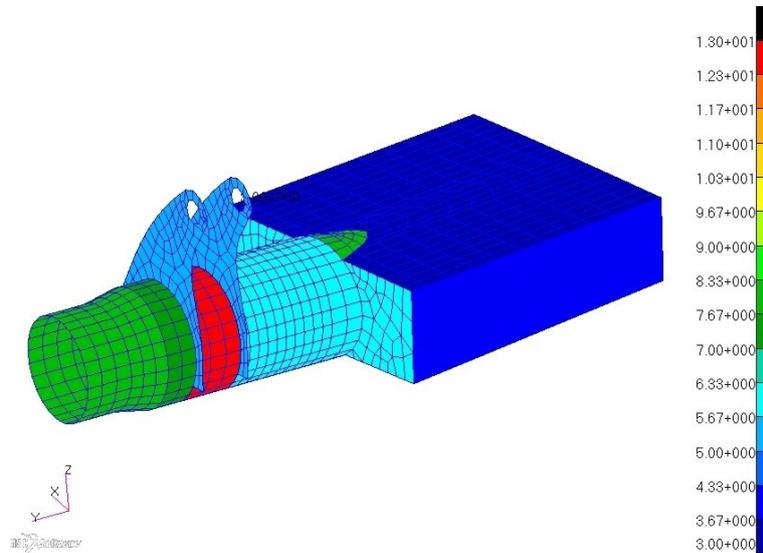


Figura 81: Spessori perno di rotazione HT in modalit  tradizionale

Il bordo d'attacco   rimasto invariato dal primo modello ed   stato modellato tutto con spessore 2 mm .

10.4 Validazione del modello

Realizzato il componente, prima di poter effettuare qualsiasi tipo di analisi, é necessario effettuare alcuni controlli per valutare la bontá del modello al fine di evitare il dimensionamento di un componente mal modellato che porta inevitabilmente a risultati falsati.

Controllo sugli autovalori e modi propri di vibrare

Un primo controllo che si esegue é il controllo sulle frequenze e sui modi propri di vibrare. Il presupposto fisico su cui si basa questo controllo é che ogni corpo rigido nello spazio ha 6 gradi di libertá, 3 traslazionali e 3 rotazionali; questo si traduce in un problema di autovet-tori ed autovalori in 6 frequenze nulle corrispondenti a 6 deformate che in realtá sono moti rigidi. Si puó sfruttare tutto ciò per verificare se all'interno del modello creato é presente qualche gruppo di elementi mal collegati al resto della struttura. Ogni grado di libertá libero all'interno del componente corrisponde ad una frequenza nulla; detto questo si giunge alla conclusione che un componente ben modellato senza cinematismi deve avere al massimo 6 frequenze nulle, se ne avesse di piú significa che é presente uno o piú elementi con qualche grado di libertá non vincolato.

Questo controllo, cosí come é stato descritto, va ovviamente effettuato sulla struttura non vincolata.

I risultati ottenuti sono i seguenti:

| MODE NO. | EXTRACTION ORDER | EIGENVALUE | REAL EIGENVALUES | | GENERALIZED MASS | GENERALIZED STIFFNESS |
|----------|------------------|---------------|------------------|--------------|------------------|-----------------------|
| | | | RADIANS | CYCLES | | |
| 1 | 1 | -1.394555E-06 | 1.180913E-03 | 1.879481E-04 | 1.000000E+00 | -1.394555E-06 |
| 2 | 2 | -5.462527E-07 | 7.390891E-04 | 1.176297E-04 | 1.000000E+00 | -5.462527E-07 |
| 3 | 3 | -2.879687E-07 | 5.366271E-04 | 8.540686E-05 | 1.000000E+00 | -2.879687E-07 |
| 4 | 4 | 4.428275E-07 | 6.654528E-04 | 1.059101E-04 | 1.000000E+00 | 4.428275E-07 |
| 5 | 5 | 1.375790E-06 | 1.172941E-03 | 1.866793E-04 | 1.000000E+00 | 1.375790E-06 |
| 6 | 6 | 1.711707E-06 | 1.308322E-03 | 2.082260E-04 | 1.000000E+00 | 1.711707E-06 |
| 7 | 7 | 2.235574E+05 | 4.728186E+02 | 7.525142E+01 | 1.000000E+00 | 2.235574E+05 |
| 8 | 8 | 4.959045E+05 | 7.042049E+02 | 1.120777E+02 | 1.000000E+00 | 4.959045E+05 |
| 9 | 9 | 1.017619E+06 | 1.008771E+03 | 1.605509E+02 | 1.000000E+00 | 1.017619E+06 |
| 10 | 10 | 1.285423E+06 | 1.133765E+03 | 1.804443E+02 | 1.000000E+00 | 1.285423E+06 |

Figura 82: Tabella modi proprio estratta da .f06

Osservando la colonna CYCLES che indica le frequenze si nota come le prime 6 siano effettivamente approssimabili a 0 mentre dalla settima in poi si hanno valori superiori a zero. Oltre a questo controllo é possibile anche osservare le deformate dei modi deformabili per controllare che non ci siano comportamenti strani ed imprevisti. Solitamente, per componenti di questo genere i primi due modi non rigidi che si incontrano sono il flessionale ed il torsionale.

Andando a controllare le deformate si ottiene la conferma di quanto appena detto

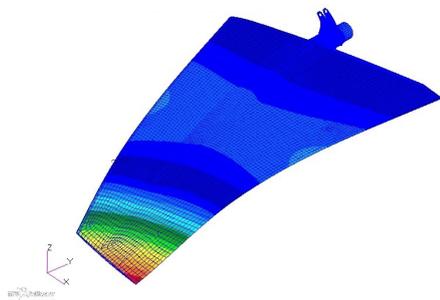


Figura 83: Flessionale

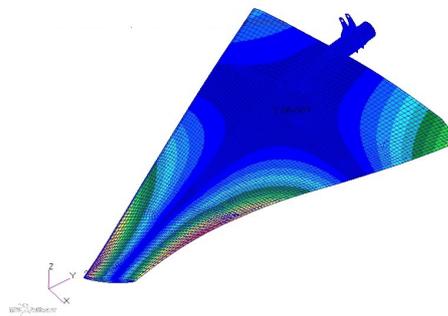


Figura 84: Torsionale

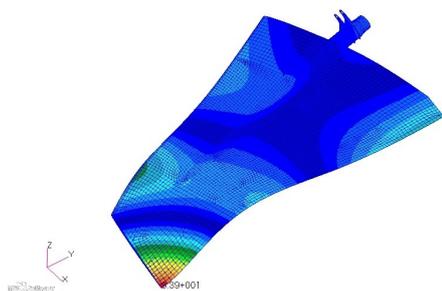


Figura 85: Terzo modo

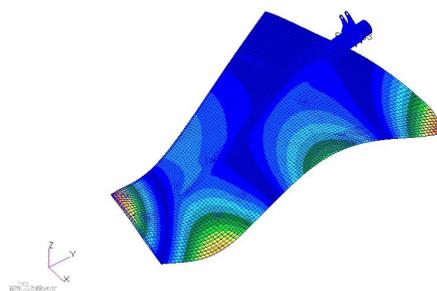


Figura 86: Quarto modo

Controllo sulla EPSILON

In ogni analisi statica con Nastran viene automaticamente inserito un numero chiamato EPSILON nel file dei risultati .f06 per ogni condizione di carico. Questo numero indica se un problema é mal condizionato; é un controllo molto importante in quanto un mal-condizionamento non necessariamente conduce ad un FATAL ERROR, per cui si potrebbe proseguire la modellazione senza rendersi conto del mal-condizionamento che porterebbe inevitabilmente a risultati falsati.

Il procedimento con cui Nastran calcola tale valore é il seguente: Nastran risolve le analisi statiche del tipo $Ku = P$ decomponendo la matrice di rigidezza K e utilizzando sostituzioni in avanti e all'indietro per calcolare il vettore incognito di spostamenti u anziché invertire la matrice che aumenterebbe notevolmente l'onere computazionale. Fatto questo viene calcolato un residuo

$$\delta P = Ku - P \tag{28}$$

dove P é il vettore delle forzanti noto. Questo δP da già un'idea dell'errore, migliormente evidenziato se si calcola il rapporto tra il lavoro prodotto dal residuo e dalla forzante; così si ottiene un unico valore scalare e non un vettore di dimensioni pari a quelle del modello che possono anche essere decine di migliaia.

$$EPSILON = \frac{u^T \delta P}{u^T P} \tag{29}$$

Ovviamente per un problema ideale il δP sarebbe nullo e di conseguenza anche la EPSILON; purtroppo la presenza di approssimazioni numeriche, di modello, ecc. porta questo numero ad essere, seppur molto piccolo, diverso da 0. MSC suggerisce come valore limite di mal-condizionamento $EPSILON > 10^{-9}$.

Per la condizione di carico analizzata é stato ottenuto il seguente risultato

| LOAD SEQ. NO. | EPSILON |
|---------------|----------------|
| 1 | -1.7680867E-11 |

Figura 87: EPSILON estratto da .f06

Come si può notare non sono presenti problemi di mal condizionamento.

Controllo sugli OLOAD

Il controllo sugli OLOAD é un controllo volto a verificare che il carico applicato sia quello atteso e che non ci siano stati eventuali errori di battitura. Nastran per ogni condizione di

carico stampa sul file .f06 una tabella chiamata appunto OLOAD contenente le risultanti dei carichi applicati riferite al sistema di riferimento principale. Nel componente in questione le forzanti sono state fornite in un sistema di riferimento ruotato rispetto al principale seguendo la matrice di rotazione

$$R_{0 \rightarrow 1} = \begin{bmatrix} -0.9913 & -0.1312 & -0.0091 \\ 0.1315 & -0.9889 & -0.0691 \\ 0 & -0.0697 & 0.9976 \end{bmatrix}$$

Essendo una qualunque grandezza vettoriale trasferibile da un sistema di partenza 0 ad un sistema d'arrivo 1 mediante la formula

$$R_{0 \rightarrow 1} f_0 = f_1 \quad (30)$$

dalla quale é possibile retrocedere semplicemente invertendo la matrice

$$f_0 = (R_{0 \rightarrow 1})^{-1} f_1 \quad (31)$$

Possono essere usate entrambe in quanto sono noti sia gli OLOAD (f_0) che le risultanti dei carichi nel sistema inclinato (f_1). Gli OLOAD estratti dal file .f06 sono i seguenti

| SUBCASE/ DAREA ID | LOAD TYPE | OLOAD | | | RESULTANT | | |
|----------------------|--------------|---------------|--------------|---------------|---------------|---------------|---------------|
| | | T1 | T2 | T3 | R1 | R2 | R3 |
| 1 | FX | -1.136296E+00 | ---- | ---- | ---- | -3.110579E+02 | -1.351330E+03 |
| | FY | ---- | 4.094492E+03 | ---- | -1.120856E+06 | ---- | 4.297709E+07 |
| | FZ | ---- | ---- | -5.859712E+04 | 6.968612E+07 | 6.150541E+08 | ---- |
| | MX | ---- | ---- | ---- | 0.000000E+00 | ---- | ---- |
| | MY | ---- | ---- | ---- | ---- | 0.000000E+00 | ---- |
| | MZ | ---- | ---- | ---- | ---- | ---- | 0.000000E+00 |
| | TOTALS | -1.136296E+00 | 4.094492E+03 | -5.859712E+04 | 6.856526E+07 | 6.150538E+08 | 4.297574E+07 |

Figura 88: OLOAD estratti da .f06

Assumono importanza le prime colonne dove vi sono le risultanti delle forze applicate, osservandole si ottiene

$$f_0 = \begin{bmatrix} -1.1 \\ 4094.4 \\ -58597.1 \end{bmatrix}$$

Conoscendo il vettore delle forzanti nel sistema di riferimento inclinato 1

$$f_1 = \begin{bmatrix} 0 \\ 0 \\ -58740 \end{bmatrix}$$

ed utilizzando l'equazione 30 si ottiene quanto segue:

$$f_{1calc} = \begin{bmatrix} -3 \\ 0 \\ -58742 \end{bmatrix}$$

Si può notare come questi ultimi valori siano praticamente identici ai precedenti, questo sta a significare che i carichi sono stati inseriti correttamente.

Controllo sulle reazioni vincolari

Con questo controllo si va a verificare che le reazioni vincolari siano quelle attese; se così risultasse il vincolo sarebbe stato modellato correttamente, non lo sarebbe in caso contrario. Per effettuare questo controllo é stato utilizzato il comando FreeBody implementato in Patran con il quale é possibile osservare le forze che attraversano un elemento, le forze con cui é caricato, le forze che scambia con i vincoli, ecc. Il punto di interesse in questo caso é la forza scambiata con i vincoli.

I valori attesi, ottenuti dal report riguardante il modello originario di HT sono i seguenti, dove la forza di contatto é la risultante delle forze verticali ed orizzontali che passano dal perno di rotazione alla struttura attraverso i cuscinetti.

| Section Name | Y [mm] | R _e [mm] | R _i [mm] | Shear [N] | Contact Force [N] |
|--------------|--------|---------------------|---------------------|-----------|-------------------|
| E-E | 19.6 | 52.5 | 44.5 | 215280 | 215280 |
| A-A(*) | 269.4 | 60 | 54 | 215280 | 274860 |
| A-A'(*) | 269.4 | 60 | 54 | -59580 | |

Figura 89: Forze di contatto

Le sezioni A-A ed E-E sono quelle indicate nella seguente immagine

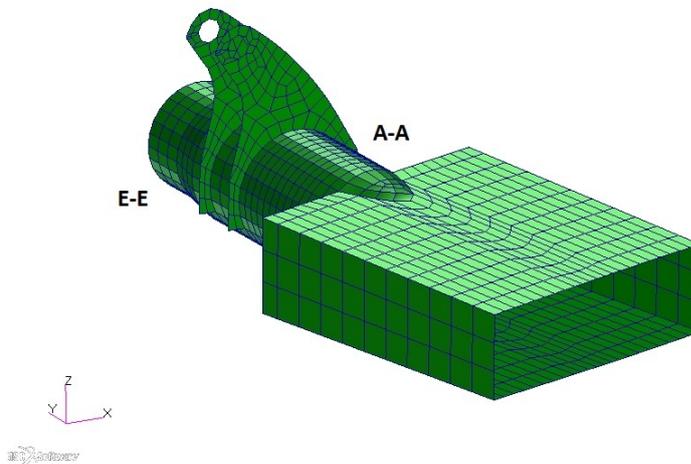


Figura 90: Sezioni del perno di rotazione

Tramite l'analisi con i FreeBody si sono ottenuti i seguenti risultati:

| Sez. | $ F_z [N]$ | $ F_x [N]$ | $F_{tot} [N]$ | $F_{rep} [N]$ | err% |
|------|-------------|-------------|---------------|---------------|------|
| A-A | 276564 | 8060 | 276681 | 274860 | 0.6% |
| E-E | 211686 | 8784 | 211868 | 215280 | 1.5% |

Tabella 18: Confronto forze di contatto

In tabella il pedice *rep* indica i valori presi dal report aziendale di riferimento, la forza totale scambiata é stata calcolata con una semplice somma vettoriale

$$F_{tot} = \sqrt{F_x^2 + F_z^2} \quad (32)$$

Osservando gli errori percentuali molto esigui si può affermare che anche le reazioni vincolari sono corrette per cui i vincoli sono stati inseriti correttamente nel modello. Nell'immagine a pagina seguente sono rappresentati i risultati video del comando FreeBody

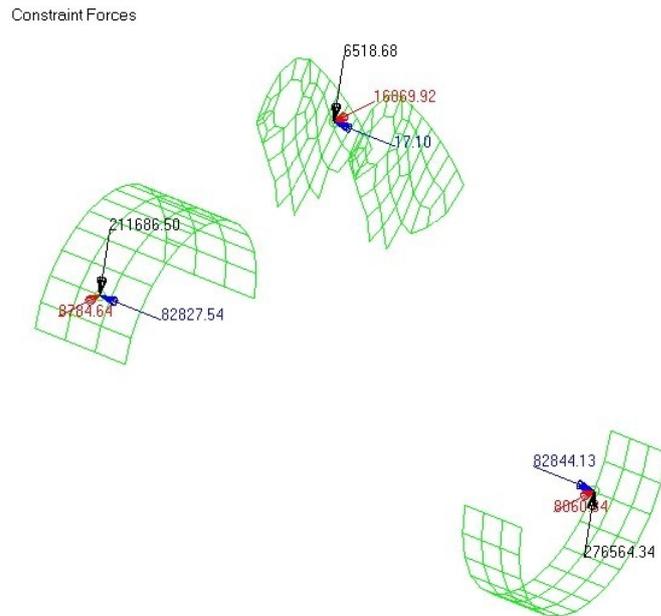


Figura 91: Forze di contatto FEM

10.5 Dimensionamento - Passo iniziale

Ultimati tutti i controlli per la validazione del modello è possibile iniziare con le analisi. Verrà prima di tutto eseguito un dimensionamento statico dei vari componenti. Si verificherà poi il tutto con un'analisi ad instabilità (buckling).

Il primo controllo dei risultati effettuabile è quello della deformata, per assicurarsi che non ci sia nulla di inatteso.

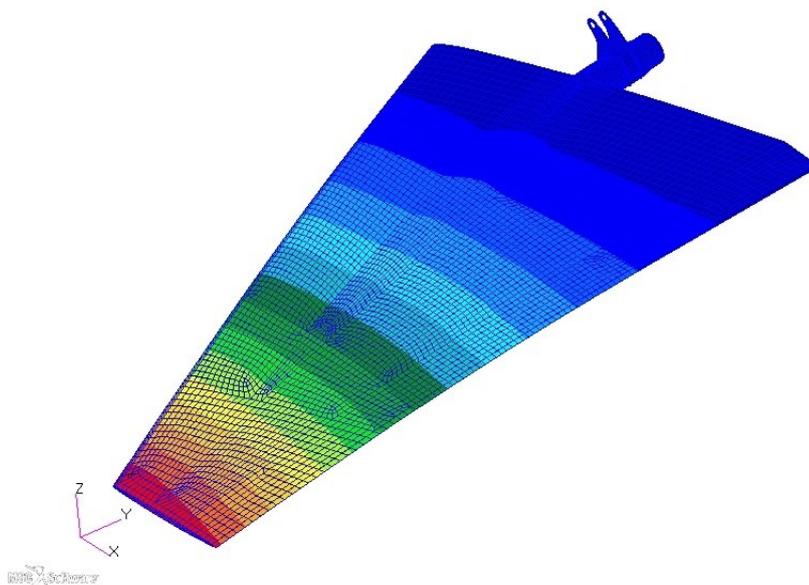


Figura 92: Deformata componente - Freccia massima 68.3%

E' immediato notare che la freccia in questo caso é inferiore di quella del modello tradizionale, addirittura del 31.7%; anche se il modello non é quello definitivo, questo é già un indice di aumentata rigidità rispetto alla controparte originaria.

Considerando in primissima approssimazione l'ala come una trave incastrata caricata in estremitá in cui la freccia massima é calcolabile con la seguente equazione:

$$f = \frac{Pl^3}{3EJ} \quad (33)$$

dove P é il carico applicato, l é la lunghezza ed EJ é la rigidità flessionale equivalente; indicando con 0 e 1 il caso dell'HT attuale e quello dell'HT che si sta dimensionando rispettivamente si può effettuare il seguente confronto:

$$\frac{f_0}{f_1} = \frac{\frac{Pl^3}{3(EJ)_0}}{\frac{Pl^3}{3(EJ)_1}} \quad (34)$$

Essendo inoltre le dimensioni e i carichi identici si semplifica

$$\frac{f_0}{f_1} = \frac{(EJ)_1}{(EJ)_0} \quad (35)$$

Si é dunque dimostrato che per ottenere un confronto tra le rigidità, in prima approssimazione, é possibile effettuare un confronto sulle frecce massime; piú in particolare la variazione percentuale ottenuta sulla freccia é la stessa che si ottiene sulla rigidità, che in questo caso risulta essere aumentata del 31.7%. Il risultato sulla rigidità, come ci si poteva aspettare dall'aggiunta di un longherone, é molto positivo; di contro l'aumento di peso é notevole. Il peso FEM del nuovo modello infatti é pari al 116.2% che corrisponde ad un aumento del 16.2%.

Componenti in CFC

I controlli che vanno effettuati sui componenti in CFC sono semplici e già descritti nel par.6.1; il componente é dimensionato correttamente se tutti i FI degli elementi che lo compongono sono di poco inferiori a 1. Andando semplicemente a stampare tali valori sui componenti si ottiene quanto segue

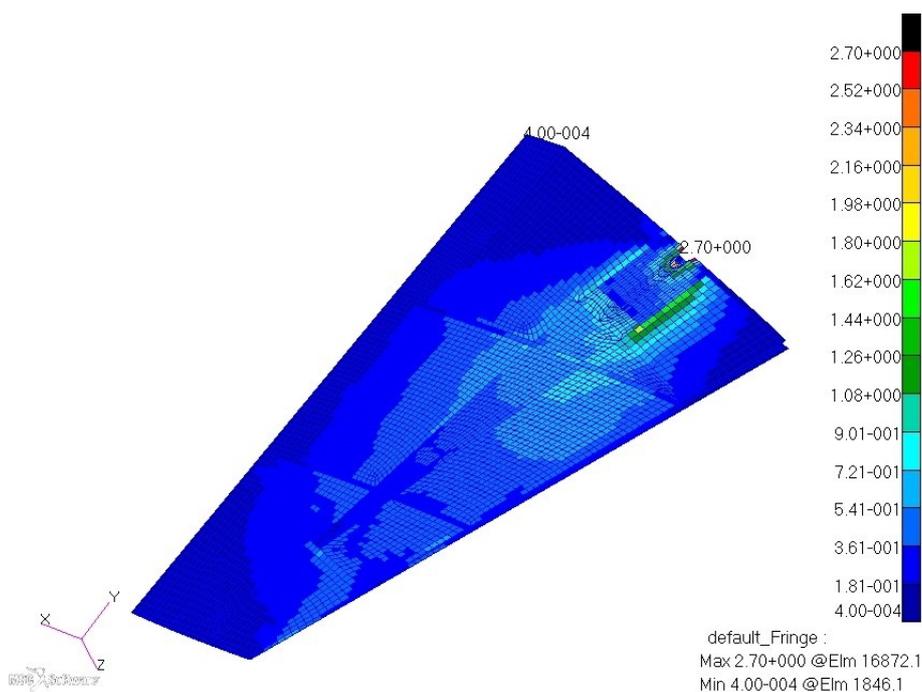


Figura 93: FI superfici aerodinamiche complete

Dal fondo scala dell'immagine si nota subito che é presente un valore di FI pari a 2.7, cosa del tutto inaccettabile. Osservando attentamente però si nota che i componenti sono quasi interamente colorati di blu ed azzurro il che indica un range di FI al di sotto di 1.08, mentre gli elementi colorati in verde superano l'unità. Questo é dovuto al fatto che le scalature di Patran²⁴ vengono fatte in base al valore massimo e minimo dell'entità che si sta controllando; detto questo nell'immagine si nota che gran parte dei componenti é al di sotto del valore di rottura, mentre alcuni elementi nelle vicinanze dell'attacco al perno di rotazione sono oltre il valore di rottura. E' necessario però valutare i risultati ottenuti con una visione realistica, nel FEM infatti il punto piú sollecitato é all'estremitá della superficie, che nella realtà sarebbe il piú scarico in quanto sul bordo di una lamina non é possibile mettere chiodature e l'incollaggio non avrebbe effetto per cui non ci sarebbero scambi di sforzi. Quello evidenziato é un problema di modellazione della giunzione perno-superficie mediante il MERGE, che é andato a sovraccaricare una zona di estremitá per il semplice motivo che per la congruenza i nodi delle superfici e del perno sono obbligati a muoversi nel medesimo modo nonostante i due componenti siano realizzati in materiali differenti e abbiamo dunque dei comportamenti differenti.

E' possibile ovviare a questo problema escludendo dalla stampa a video gli elementi che non rispettano la realtà per poi andare ad analizzarli separatamente con altri programmi specifici per le giunzioni. Eseguendo questo controllo si ottiene la seguente immagine

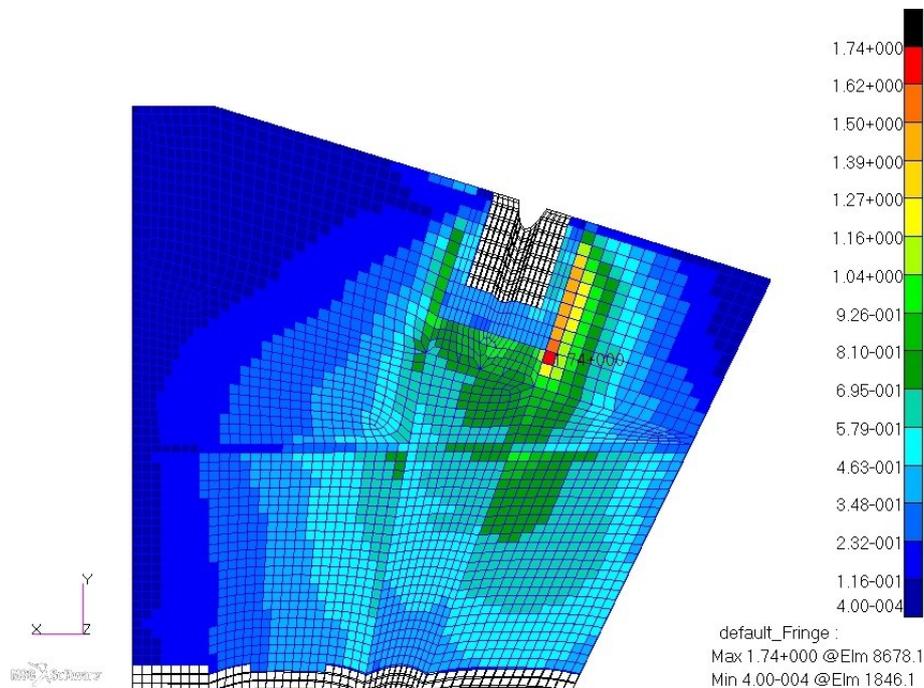


Figura 94: FI superfici aerodinamiche senza elementi di collegamento

Si nota come il fondo scala si sia ampiamente ridotto; nonostante questo molti elementi sono ancora oltre l'unità perciò si dovrà procedere a rinforzare la zona in questione. Innanzitutto occorre stabilire quale sia la pelle del laminato che arriva a rottura e questo é possibile analizzando singolarmente le pelli di cui é composto il laminato dell'elemento con il FI superiore a 1; trovata la pelle si va a controllare il tensore delle deformazioni piano agente su quella pelle in quell'elemento per scoprire la direzione delle deformazioni (e quindi dello sforzo) che porta a rottura

²⁴Se non diversamente specificato dall'utente



Figura 95: Tensore delle deformazioni piano dell'elemento con il massimo FI

Nell'immagine si nota che la deformazione che porta a rottura é di compressione ed é pari a $4520\mu\varepsilon$ in direzione 45° per cui occorrerá inserire piú lamine in quella direzione cosí che lo stesso sforzo venga ripartito su piú lamine portando a una minore deformazione e non si arrivi a rottura.

E' possibile notare come, utilizzando la definizione di FI

$$FI = \frac{\varepsilon_{app}}{X_c} = \frac{4520}{2600} = 1.738 \quad (36)$$

per cui si riottiene quanto indicato dalla mappa dei FI a pagina precedente.

Lo stesso identico discorso viene applicato al longherone, al quale sono stati tolti gli elementi di interfaccia con il perno. I risultati sono i seguenti

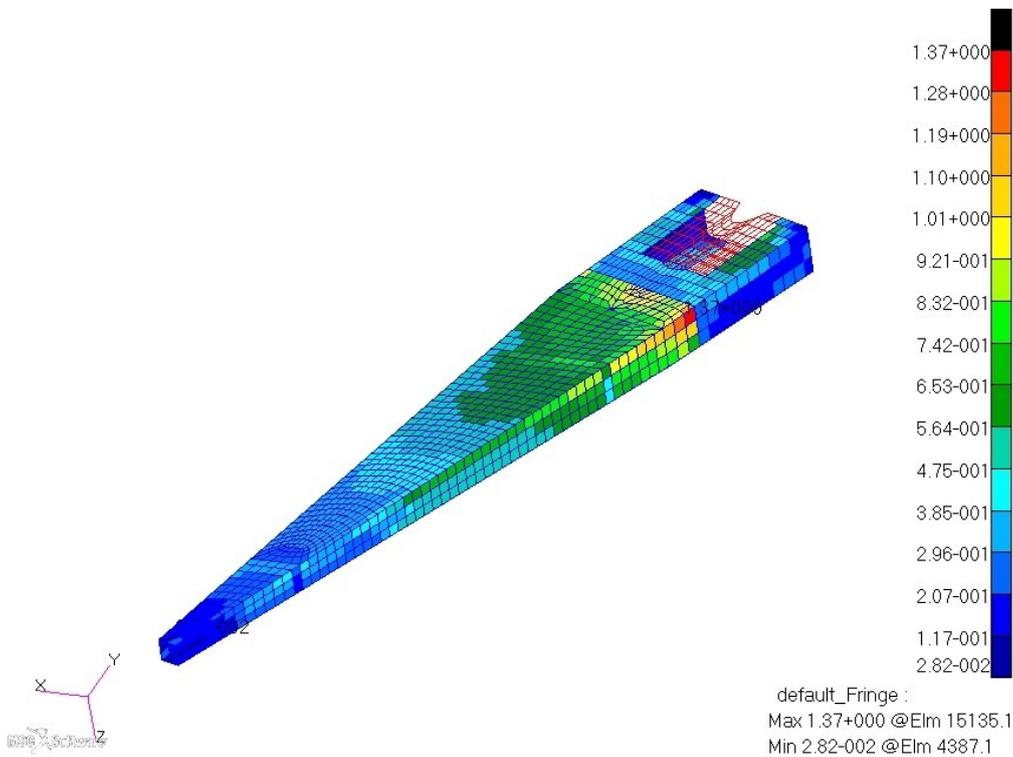


Figura 96: FI longherone senza elementi di collegamento

Anche in questo caso alcuni elementi superano l'unità. E' possibile notare, sia per il longherone che per le superfici aerodinamiche, come gli sforzi massimi si abbiano in corrispondenza della fine della zona di collegamento con il perno di rotazione; questo é dovuto a una variazione repentina di rigidezza legata alla presenza o meno del perno di rotazione in conseguenza della quale si creano concentrazioni di sforzi. Anche per il longherone é stato visualizzato il tensore delle deformazioni piano

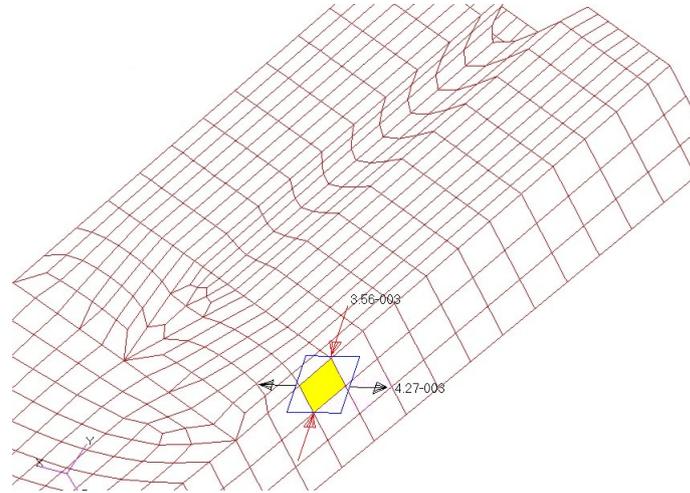


Figura 97: Tensore delle deformazioni piano dell'elemento con il massimo FI - longherone

Anche in questo caso la deformazione critica é in compressione ed agisce su una lamina posta a 45° . Anche in questo caso vale $3560/2600 = 1.369$. Per quanto riguarda le centine invece non ci sono problemi di alcun tipo in quanto tutti i FI sono al di sotto dell'unitá

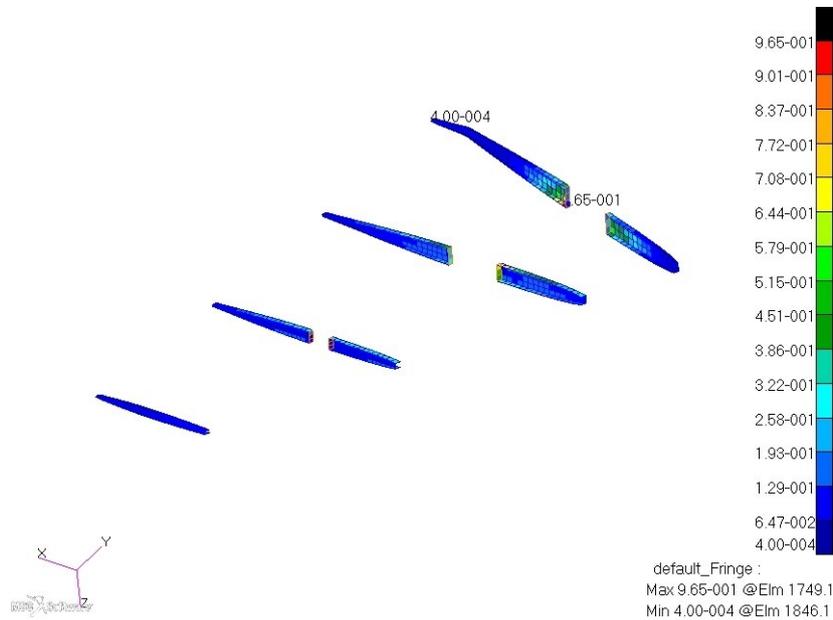


Figura 98: FI centine

Componenti metallici

Per quanto riguarda i materiali metallici le verifiche da effettuare sono molto semplici, basterá infatti confrontare lo sforzo di Von Mises con l'ammissibile del materiale ed estrarre i MS che devono essere positivi affinché il componente sopporti il carico. Il perno di rotazione,

realizzato in acciaio, ha presentato i seguenti valori di sforzo di Von Mises

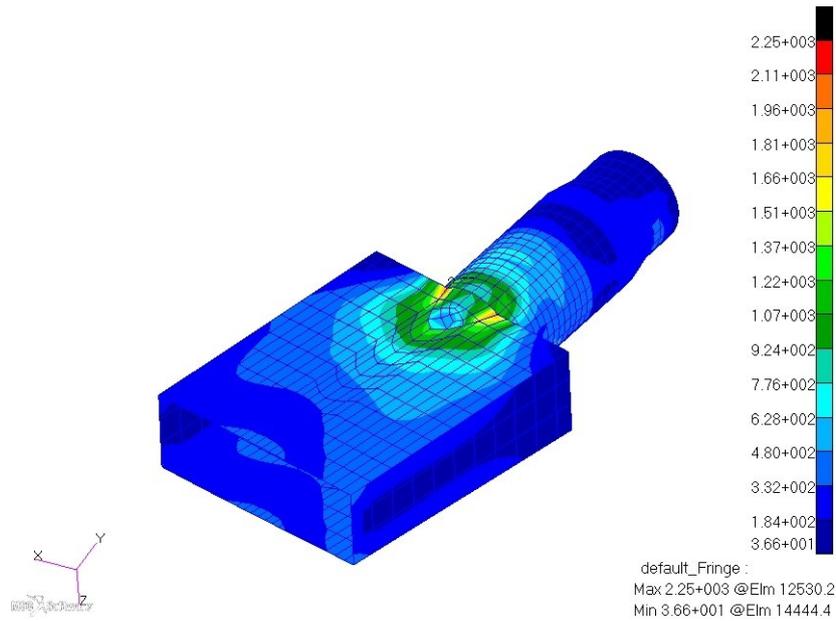


Figura 99: Sforzo di Von Mises su trunnion

Come si può notare si ottiene uno sforzo massimo di 2250 MPa del tutto inaccettabile rispetto ai 1321 MPa di sforzo ultimo a rottura per cui non verrà calcolato il margine di sicurezza sicuramente di molto inferiore a 0.

Per quanto riguarda le leve di azionamento dell'intero HT, realizzate in titanio, i valori sono visibili in figura

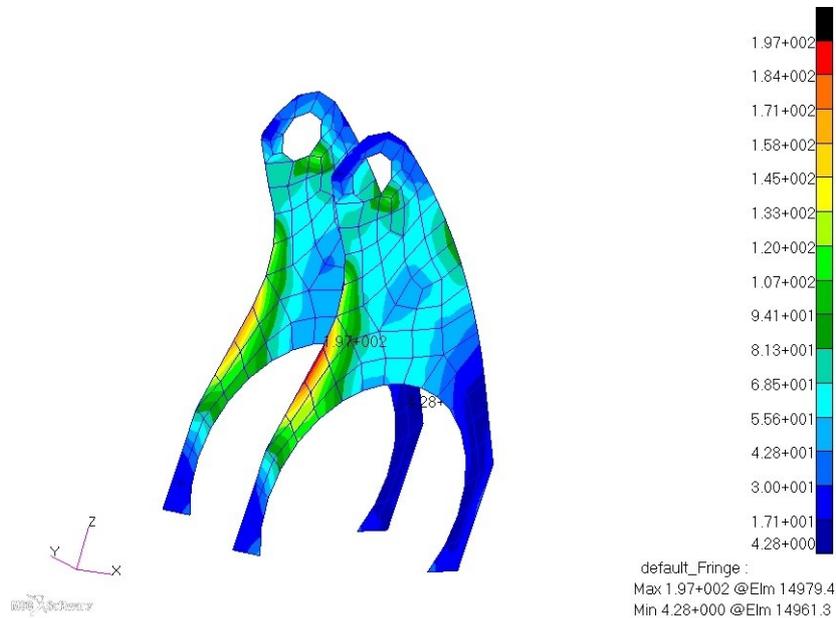


Figura 100: Sforzo di Von Mises su leve di azionamento

Avendo un massimo di 197 MPa si ottiene un margine di sicurezza pari a

$$M.S. = \frac{\sigma_{UL}}{\sigma_{VM}} - 1 = \frac{809}{197} - 1 = 3.1 \quad (37)$$

Rimane da verificare il bordo d'attacco, realizzato in lega leggera d'alluminio, il quale presenta un valore massimo di sforzo di Von Mises pari a 73.2 MPa che fornisce un margine di sicurezza pari a $MS = 4.8$.

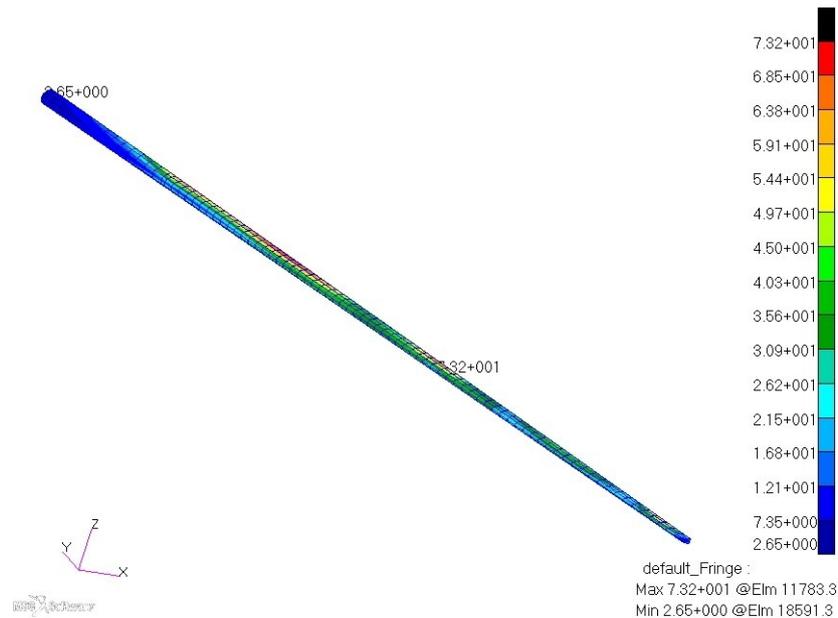


Figura 101: Sforzo di Von Mises sul bordo d'attacco

Materiale riempitivo

In questa prima analisi non sono state effettuate verifiche sul materiale riempitivo in quanto le numerose modifiche che verranno apportate, per far rientrare i MS in range accettabili, inevitabilmente modificheranno la distribuzione di sforzi rendendo inutili in questa fase le verifiche appena citate. Una volta trovata, per questa fase, la configurazione definitiva dei vari componenti fondamentali per l'HT si effettuerà la verifica per il riempitivo con eventuale ottimizzazione.

10.6 Dimensionamento - Statica OK

Al fine di non appesantire la trattazione non verranno riportati tutti i passi effettuati sino al raggiungimento del risultato finale ma solo i più significativi. Dal primo passo di prova e sino a quello che verrà qui descritto si sono susseguiti numerosi altri tentativi. Ad esempio sono stati portati i MS delle superfici a valori inferiori all'unità, si è passati al longherone, al perno di rotazione e così via. Il passo qui descritto ne raccoglie i risultati.

Non verranno inoltre rispiegati tutti i calcoli e le procedure ma verranno semplicemente mostrati i risultati delle analisi.

Componenti in CFC

Dopo numerosi tentativi, per i componenti critici, si è giunti alla configurazione di spessori mostrata nella seguente pagina.

Come si può notare, la differenza rispetto al primo passo (fig. 78) è sostanziale per quanto riguarda le superfici aerodinamiche nella zona di attacco al trunnion. Le modifiche apportate sono state l'aggiunta di un tessuto a 45° su tutta la zona compresa tra la centina di radice e la prima centina interna (zona blu chiaro) ottenendo uno spessore di 2.15 mm ed è stata aggiunta una pezza composta da 6 tessuti a 45° fino ad avere uno spessore di 3.83 mm (zona verde scuro in prossimità dell'attacco allo scatolato del trunnion); le zone rossa e gialla sono i nuovi spessori dati dalla somma di spessore di longherone e superficie aerodinamica.

Per quanto riguarda il longherone l'unica differenza riguarda l'anima anteriore alla quale sono stati aggiunti 2 tessuti a 45° ottenendo uno spessore di 2.74 mm .

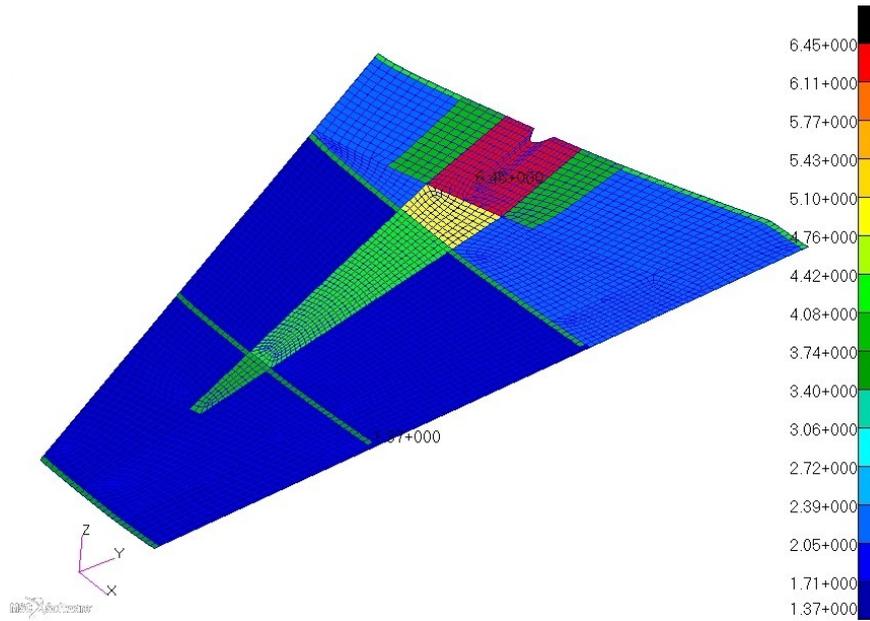


Figura 102: Spessori definitivi analisi statica

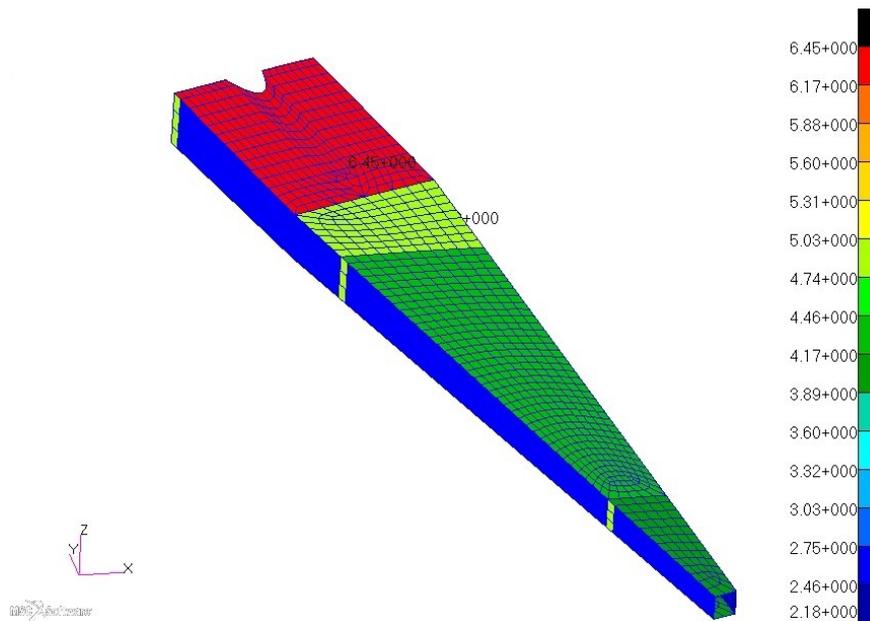


Figura 103: Spessori definitivi analisi statica

Nell'aggiungere le varie pelli si é sempre tenuto in conto di dover avere un laminato bilanciato-simmetrico per evitare effetti del second'ordine, mentre non sono state rispettate, nel modello FEM, le regole di variazione di spessore che verranno però sistemate piú avanti quando il componente assumerá una configurazione definitiva.

I nuovi FI ora sono tutti al di sotto dell'unitá, l'immagine a pagina seguente si riferisce al solo intradosso in quanto per queste condizioni di carico é il piú sollecitato.

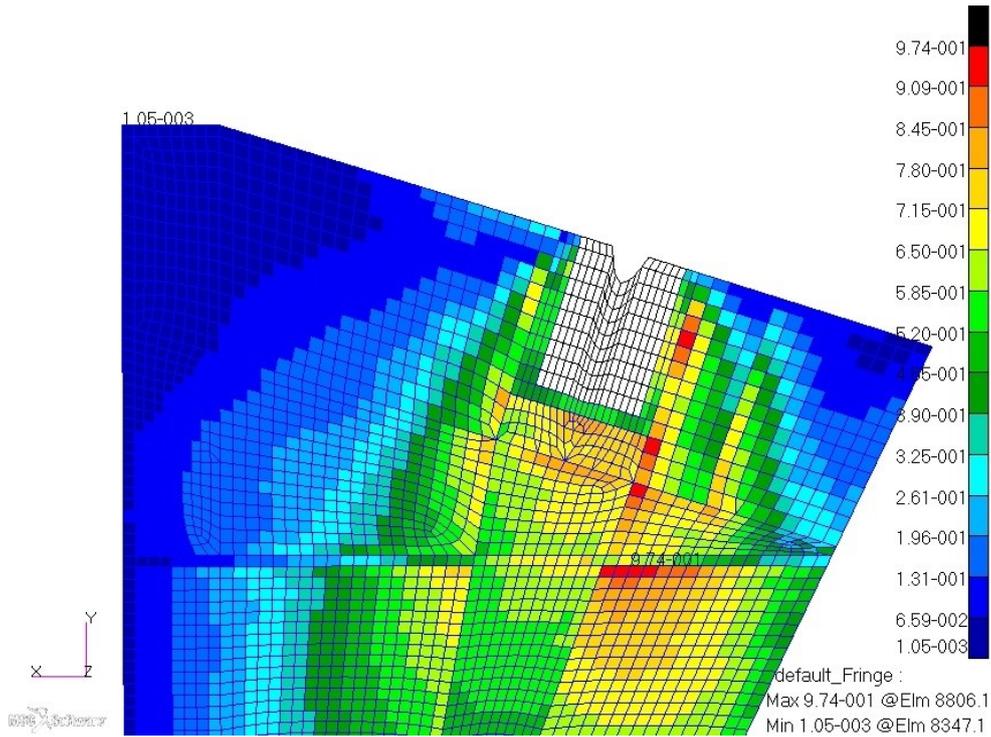


Figura 104: FI intradosso

Lo stesso vale per il longherone in cui tutti i FI sono verificati

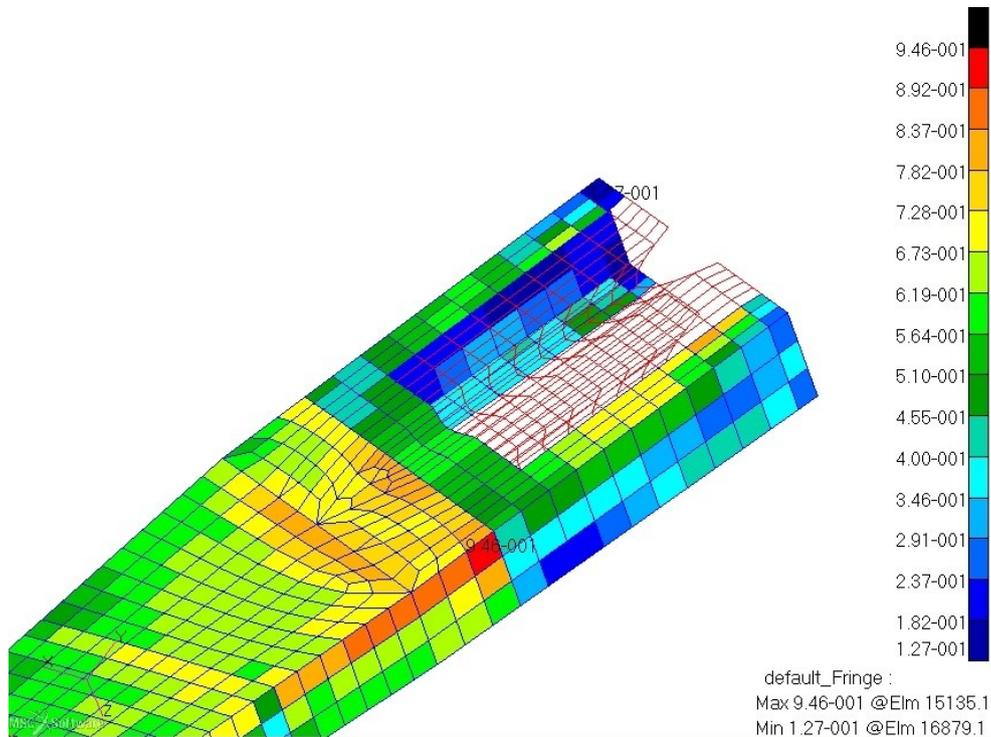


Figura 105: FI longherone

Le centine per il momento sono rimaste invariate, verranno ottimizzate successivamente nel caso in questo risulti il modello migliore su cui continuare le analisi.

Componenti metallici

Per quanto riguarda il trunnion si é giunti alla seguente soluzione definitiva

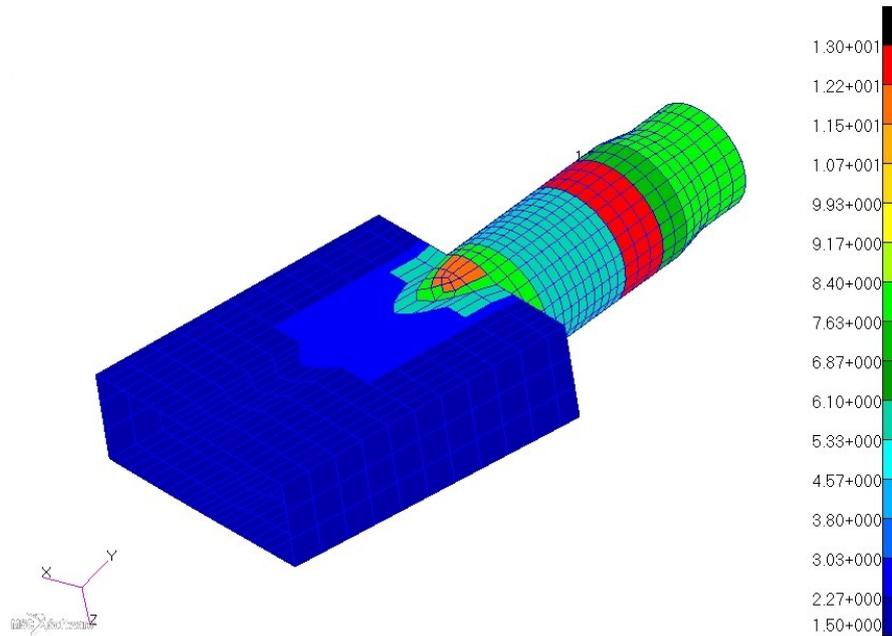


Figura 106: Spessori definitivi trunnion

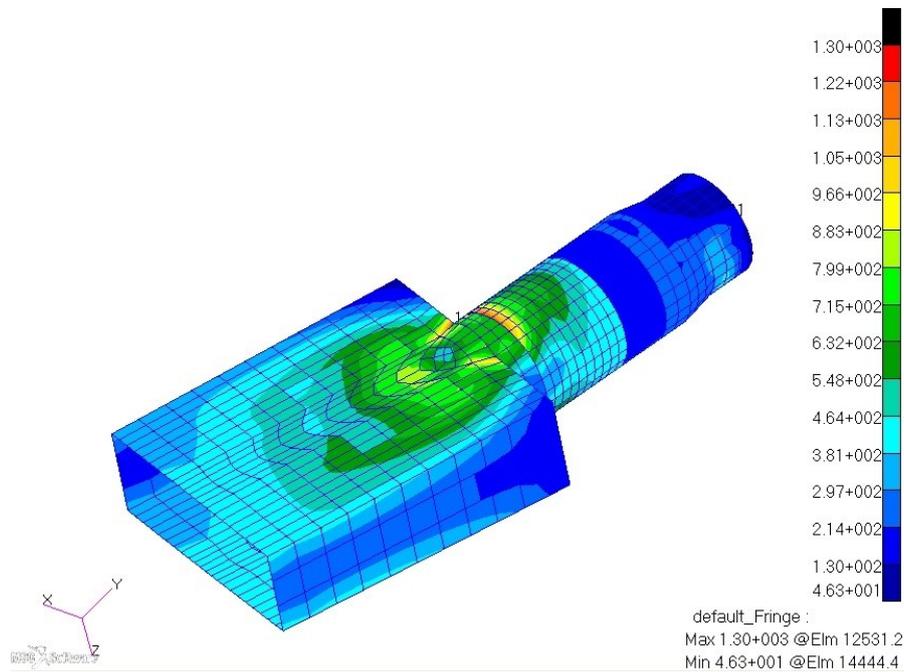


Figura 107: Sforzi Von Mises sul trunnion

In questo caso i margini di sicurezza sono accettabili e il massimo vale $M.S. = 0.02$. Il valore appena calcolato é molto basso, però si trova in una zona dove gli sforzi indicati non sono del tutto veritieri e rappresentativi della realtà. Il punto infatti si trova nel salto di spessore tra il raccordo a cono e il piano inferiore del trunnion; nella realtà in quel punto non ci sarà un salto netto di spessore ma sarà graduale, inoltre sarà presente un raccordo e non uno spigolo vivo come nel modello; tutti questi fattori fanno alleviare lo sforzo che sarà dunque minore rispetto al corrispettivo reale.

Materiale riempitivo

Per quanto riguarda il nido d'ape si é giunti alla seguente condizione definitiva:

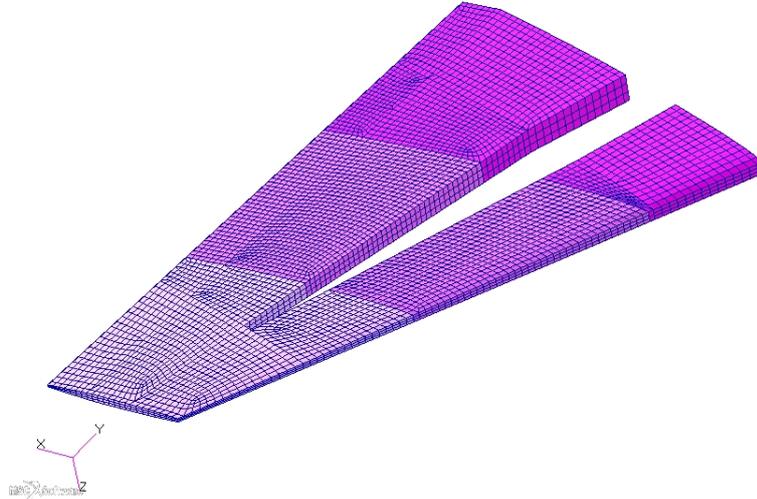


Figura 108: Suddivisione aree nido d'ape

| | Colore | Sigla |
|--------|-------------|----------------|
| Zona 1 | Rosa scuro | HRH-10-1/8-4.0 |
| Zona 2 | Rosa | HRH-10-1/8-3.0 |
| Zona 3 | Rosa chiaro | HRH-10-1/8-1.8 |

Tabella 19: Riempitivo utilizzati

Riferendosi ora alla tabella in fig. 51 e apportando le giuste conversioni per avere la densità ρ in Kg/mm^3 , moduli E ed ammissibili σ/τ in MPa si ottiene

| | ρ | E_Z | E_L | E_W | σ_Z | τ_L | τ_W |
|--------|----------|--------|-------|-------|------------|----------|----------|
| Zona 1 | $6.4e-8$ | 193.05 | 59.29 | 32.41 | 3.96 | 1.76 | 0.97 |
| Zona 2 | $4.8e-8$ | 137.89 | 44.82 | 24.13 | 2.24 | 1.21 | 0.69 |
| Zona 3 | $2.9e-8$ | 55.16 | 26.20 | 10.34 | 0.79 | 0.62 | 0.34 |

Tabella 20: Moduli ed ammissibili riempitivi utilizzati - T_{amb}

Gli ammissibili, come già detto risentono molto di temperatura e spessore, per cui i valori appena tabulati diventano

| | t_{max} [mm] | KDF_t^τ | KDF_T | σ_Z^{abb} [MPa] | τ_L^{abb} [MPa] | τ_W^{abb} [MPa] |
|--------|----------------|--------------|---------|------------------------|----------------------|----------------------|
| Zona 1 | 98 | 0.6876 | 0.9125 | 3.61 | 1.10 | 0.61 |
| Zona 2 | 78 | 0.6990 | 0.9125 | 2.04 | 0.77 | 0.44 |
| Zona 3 | 53 | 0.7403 | 0.9125 | 0.72 | 0.42 | 0.23 |

Tabella 21: Ammissibili abbattuti per temperatura e spessore

A questo punto sono stati raccolti gli sforzi agenti sulle varie zone

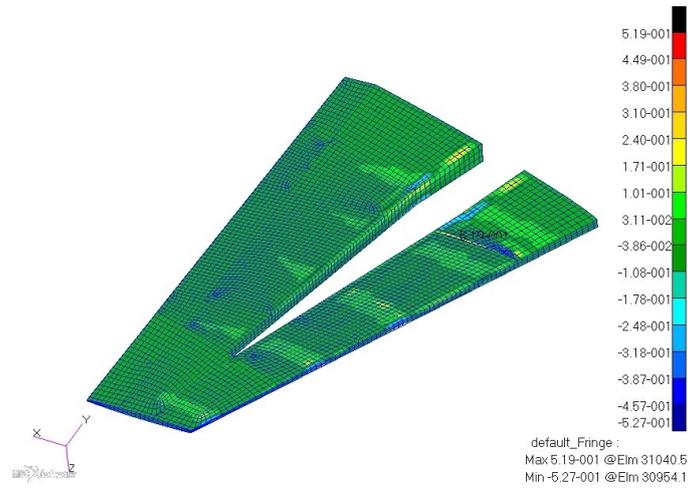


Figura 109: Componente sforzo in Z su nido d'ape

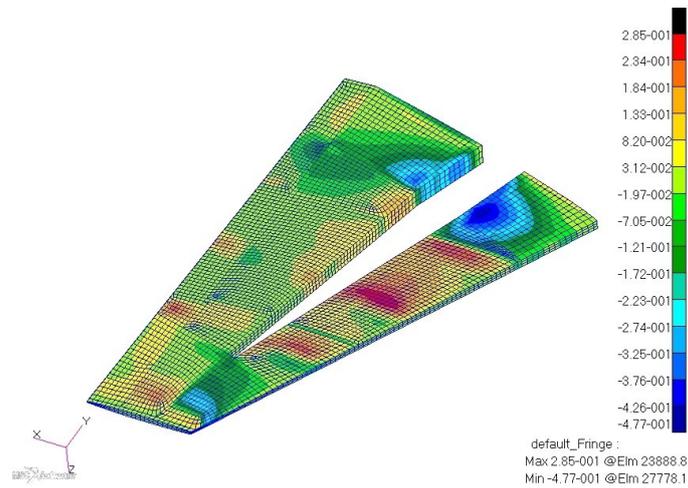


Figura 110: Componente sforzo in L su nido d'ape

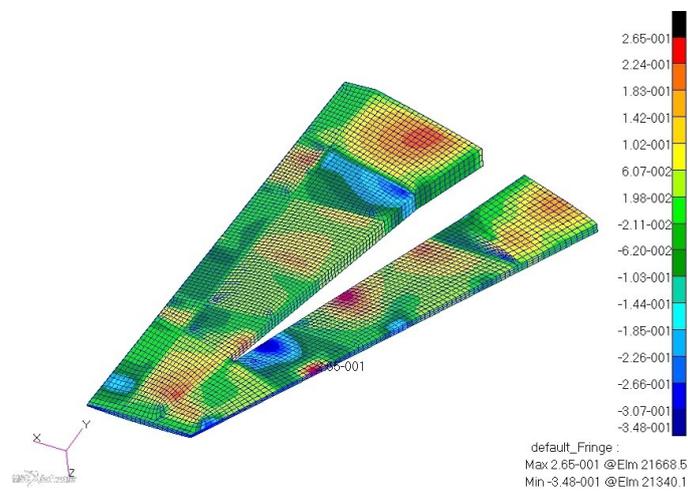


Figura 111: Componente sforzo in W su nido d'ape

| | σ_z^{max} | σ_z^{min} | τ_L^{max} | τ_L^{min} | τ_W^{max} | τ_W^{min} |
|--------|------------------|------------------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| Zona 1 | 0.505 | -0.512 | 0.198 | -0.299 | 0.104 | -0.489 |
| Zona 2 | 0.387 | -0.429 | 0.251 | -0.201 | 0.283 | -0.141 |
| Zona 3 | 0.433 | -0.385 | 0.264 | -0.350 | 0.233 | -0.163 |

Tabella 22: Sforzi agenti su nido d'ape

Tali valori forniscono i seguenti margini di sicurezza

| | σ_z^{max} | σ_z^{min} | τ_L^{max} | τ_L^{min} | τ_W^{max} | τ_W^{min} |
|--------|------------------|------------------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| Zona 1 | 6.16 | 6.06 | 4.58 | 2.69 | 4.85 | 0.24 |
| Zona 2 | 4.28 | 3.76 | 2.07 | 2.84 | 0.56 | 2.12 |
| Zona 3 | 0.66 | 0.87 | 0.58 | 0.19 | -0.02 | 0.40 |

Tabella 23: M.S. su nido d'ape

Come si vede dai valori tabulati é presente un margine di sicurezza negativo, cosa ovviamente inaccettabile, per cui é necessario individuare attentamente la causa di tale valore. Focalizzando l'attenzione sulla Zona 3 con lo sforzo W si ha il seguente scenario

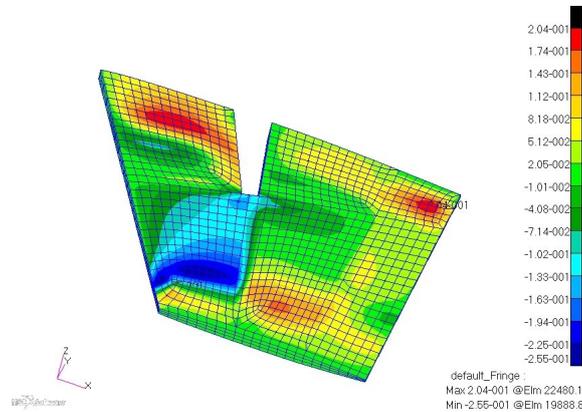


Figura 112: Sforzo direzione W - Particolare Zona 3

Come si può notare la zona più sollecitata é in prossimità del bordo d'uscita, cosa che nella realtà é poco plausibile; in quella zona infatti passa una sella di carico che inevitabilmente sovraccarica localmente la struttura pur riproducendo le azioni interne corrette. Eliminando le zone soggette a tale effetto si ottiene quanto rappresentato nell'immagine seguente. Il nuovo margine di sicurezza per uno sforzo massimo di $\tau_W^{max} = 0.175 MPa$ é pari a $M.S. = 0.31$, valore accettabile.

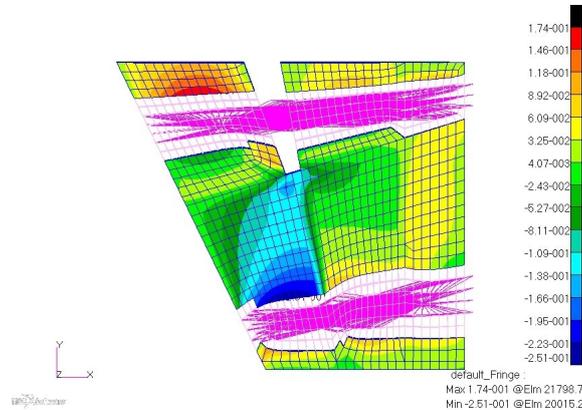


Figura 113: Zona 3 senza selle di carico

Quanto fatto per la Zona 3 potrebbe essere ripetuto anche per le altre zone, ma essendo i margini già positivi diventa inutile se non per un'eventuale ottimizzazione.

Considerazioni

Il componente così modificato ha le seguenti proprietà:

| Proprietá | Valore | % attuale |
|---------------------|--------|-----------|
| Peso FEM | 103.5% | +3.5% |
| Massimo spostamento | 64.8% | -35.2% |

Tabella 24: Valori globali del FEM - Modello tradizionale

In tabella la colonna "% attuale" indica la differenza percentuale rispetto al modello attualmente in uso.

Come si nota dalla tabella e dall'immagine si é ottenuta un diminuzione di deformazione massima²⁵ di 35.2% mentre il peso é aumentato del 3.5%, valore accettabile ma che si cercherà comunque di diminuire in fase di ottimizzazione nel caso in cui il modello a longherone risulti migliore di quello con corugato e varrà dunque scelto per le successive analisi.

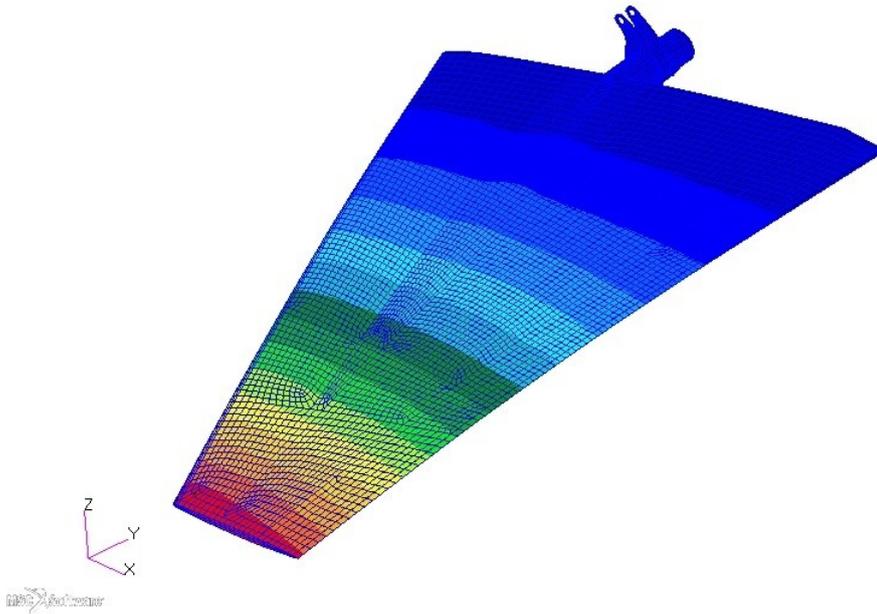


Figura 114: Deformata modello definitivo per analisi statica

²⁵E quindi un aumento di rigidezza

10.7 Analisi a buckling

Ultimata l'analisi statica é necessario effettuare un'analisi di instabilit  a buckling. In un'analisi statica, una struttura viene considerata in equilibrio stabile e nell'istante in cui il carico viene rimosso assume la sua posizione originale. Tuttavia, sotto certi carichi la struttura pu  diventare instabile e continua a deformarsi senza avere un incremento di carico. Questo   quello che viene definito buckling.

L'analisi che verr  effettuata   detta "linear buckling" nella quale non   ammesso snervamento e si assume che la direzione delle varie forze non cambi durante l'analisi. Quest'ultima sfrutta l'utilizzo di una matrice di rigidit  differenziale $[K_d]$ che   funzione della geometria, del tipo di elemento e del carico applicato; per questo viene anche detta matrice di rigidit  geometrica. Indicando con $[K_a]$ la matrice di rigidit  lineare della struttura   possibile calcolare gli autovalori del seguente problema

$$\det([K_a] + \lambda_i [K_d]) = [0] \quad (38)$$

Il carico critico   dato dal pi  basso autovalore calcolato, moltiplicato per la forza che si   applicata durante l'analisi²⁶ quindi

$$P_{cr} = \lambda_1 P_a \rightarrow \lambda_1 = \frac{P_{cr}}{P_a} \quad (39)$$

In aeronautica   concesso l'insorgere del buckling in particolari manovre o condizioni purch  rimosso il carico i componenti instabilizzati recuperino tutta la deformazione, occorre che rimangano dunque in campo elastico. Per le strutture metalliche al giorno d'oggi questo fenomeno   facilmente prevedibile ed analizzabile; per le strutture in composito invece non si ha una completa padronanza di tutti i meccanismi interni che comporta questo genere di deformazione perci  si preferisce, conservativamente, evitare di andare in condizioni di buckling. Questo si traduce nell'avere il pi  basso autovalore maggiore a 1; in virt  dell'eqn. 39 significherebbe avere il carico critico maggiore del carico applicato, per cui non interverr  mai il buckling.

Detto questo   stata realizzata una prova sul componente nello stato in cui si trova, senza apportare alcuna modifica. I risultati sono mostrati nella seguente immagine

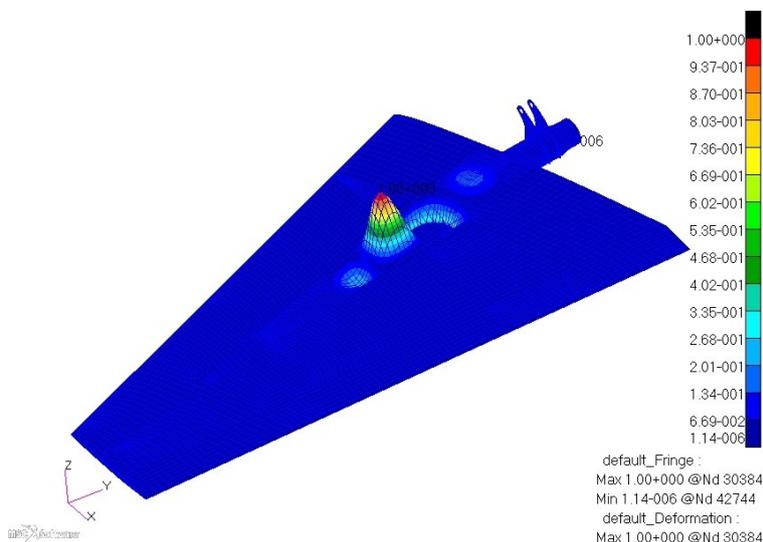


Figura 115: Verifica a buckling

Importanti da notare in questa analisi   che l'autovalore in modulo²⁷   pari a $\lambda_1 = 0.61$ il

²⁶In realt  esistono tanti carichi critici quanti sono i gradi di libert  della struttura, infatti l'eqn. 39 vale anche per tutti gli altri autovalori

$$P_{cr}^i = \lambda_i P_a$$

Dato che non si vuole giungere mai ad instabilit  viene preso il primo valore come critico

²⁷Il meno indica solo che il carico critico si ottiene con una forza uguale ma con direzione opposta

che significa che il componente si instabilizza²⁸ molto prima di giungere a carico ultimo; cosa che, come appena detto, non é accettabile per componenti in materiale composito. Altro fattore importante é la forma delle onde dovute all'instabilitá che é circolare, tipica di un'instabilitá dovuta a un carico di compressione²⁹. La zona deformata, inoltre, é nella parte centrale del longherone dove non é presente il nido d'ape a stabilizzare le pareti; le solette del longherone si trovano dunque a lavorare come dei semplici pannelli vincolati ai lati.

10.8 Dimensionamento - Buckling

Sulla base delle considerazioni fatte nel precedente paragrafo é possibile richiamare la seguente equazione che descrive il carico critico di un pannello sottoposto a compressione su cui si possono fare delle considerazioni

$$\sigma_{cr} = K_c E_c \left(\frac{t}{b} \right)^2 \quad (40)$$

Dove K_c é una costante che dipende dalle modalitá di vincolo del pannello e dalle dimensioni relative dei lati che lo compongono, E_c é il modulo di elasticitá equivalente, t é lo spessore e b é il lato caricato a compressione. L'eqn. 40 vale sia per pannelli piani che per pannelli curvi con l'unica variazione nel coefficiente K_c . Il grafico di interesse in questo momento é il seguente

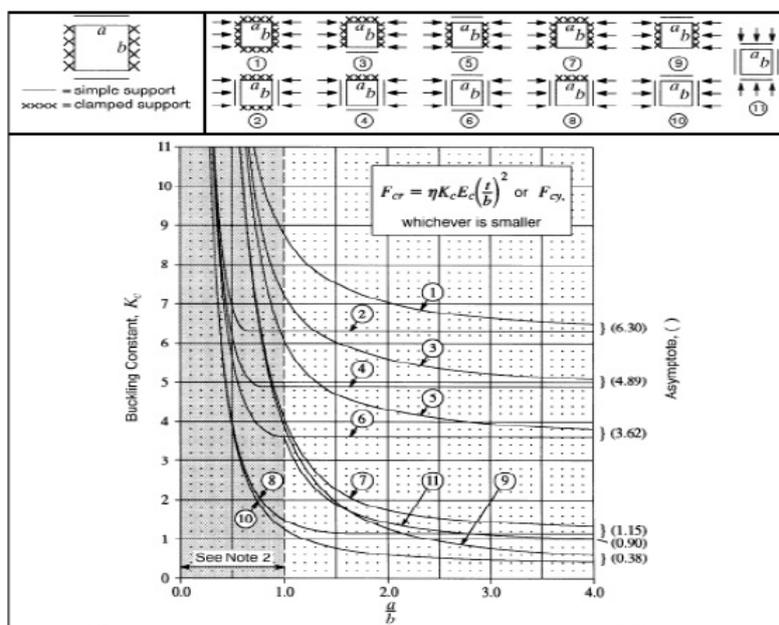


Figura 116: K_c pannelli piani

Osservando attentamente la figura si nota come tutte le linee tendano a diminuire all'aumentare del rapporto a/b (dove a é, in questo caso, il lato lungo), per cui una prima modifica che si potrebbe fare é quella di spezzare questo lato inserendo dei diaframmi all'interno del longherone. Questa prova, di cui non si riportano i risultati in quanto é stata completamente abbandonata, ha dato dei lievi miglioramenti fornendo valori di $\lambda_1 = 0.71$ ancora inaccettabili. Si é deciso dunque di agire sul rapporto t/b che essendo elevato alla seconda ha effetto quadratico sul risultato finale; le possibilitá di modifica sono due: aumentare lo spessore oppure diminuire b , il tutto tenendo sempre a mente il fattore peso; eseguendo un veloce calcolo si ottiene quanto segue: il rapporto attuale t/b é pari a 0.0258, raddoppiando lo spessore si ottiene un valore di 0.0516 con un aggravio di peso pari al 100% del valore iniziale in quanto il laminato é stato semplicemente raddoppiato; dimezzando invece la lunghezza b si avrebbe lo stesso rapporto t/b peró l'aggravio di peso sarebbe molto minore

²⁸Osservando l'immagine si nota che si tratta di un'instabilitá locale

²⁹Se fosse un'instabilitá dovuta a taglio le onde sarebbero state ellittiche inclinate a 45°

in quanto per diminuire la lunghezza b basterebbe inserire un corrente composto da poche lamine. Quest'ultima modalit  e quella che   stata seguita inserendo due correnti (uno per l'estradosso e uno per l'intradosso) e un'anima centrale al trunnion, come mostra l'immagine seguente

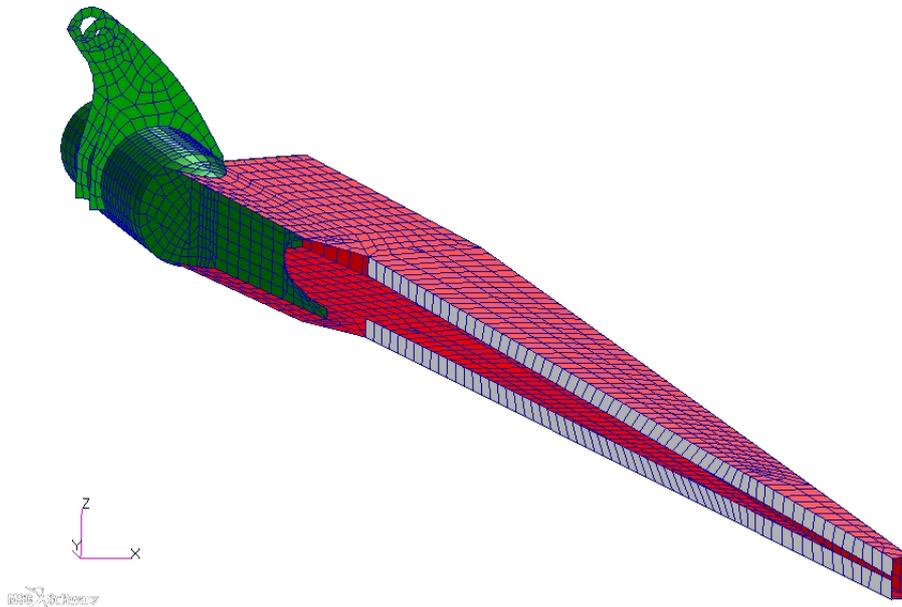


Figura 117: Modifiche apportate per buckling

Il corrente   composto da 8 lamine tutte a 0° ³⁰ di cui 4 tessuti e 4 unidirezionali. L'anima del trunnion invece ha spessore pari alle altre anime dello stesso, ossia 1.5 mm . Seguendo il ragionamento precedente si pu  effettuare il confronto

| | nr. t | nr u. | $\rho_t [Kg/mm^3]$ | $\rho_u [Kg/mm^3]$ | $P_{agg} [Kg/mm^2]$ |
|-------------|-------|-------|--------------------|--------------------|---------------------|
| $2 \cdot t$ | 15 | 18 | $1.58e - 6$ | $1.59e - 6$ | $10.21e - 6$ |
| $c/2$ | 4 | 4 | $1.58e - 6$ | $1.59e - 6$ | $2.56e - 6$ |

Tabella 25: Confronti metodi anti-buckling

Nella tabella la colonna "nr. t" ed "nr. u" indicano il numero di tessuti ($t = 0.28\text{ mm}$) ed unidirezionali ($t = 0.125\text{ mm}$) aggiunti, ρ_t e ρ_u indicano le densit  e P_{agg} il peso aggiunto per unit  di area, che   stato calcolato come indica la seguente formula

$$P_{agg} = \sum_{i=1}^N \rho_i t_i \tag{41}$$

dove N   il numero di lamine totali aggiunte. Come si pu  notare dalla tabella la soluzione pi  efficiente in termini di peso aggiunto   senza dubbio quella che consiste nel dimezzare la lunghezza b inserendo un corrente. Il conto   stato fatto per unit  di area per avere un confronto diretto sulla propriet  della lamina; considerando le aree si conferma ancora di pi  la scelta fatta in quanto per un corrente l'area   circa 25700 mm^2 ottenendo un peso aggiunto di 0.066 Kg per ogni corrente, l'area della pelle invece   circa 104000 mm^2 il che fornisce un aumento di peso di 1.062 Kg per ogni superficie aerodinamica.

³⁰Per come   stato inserito oltre a interrompere la lunghezza b va a sostenere la flessione, per cui sono state inserite solo lamine in direzione del carico assiale generato dal momento flettente

Applicata la modifica la prova a buckling ha dato il seguente risultato

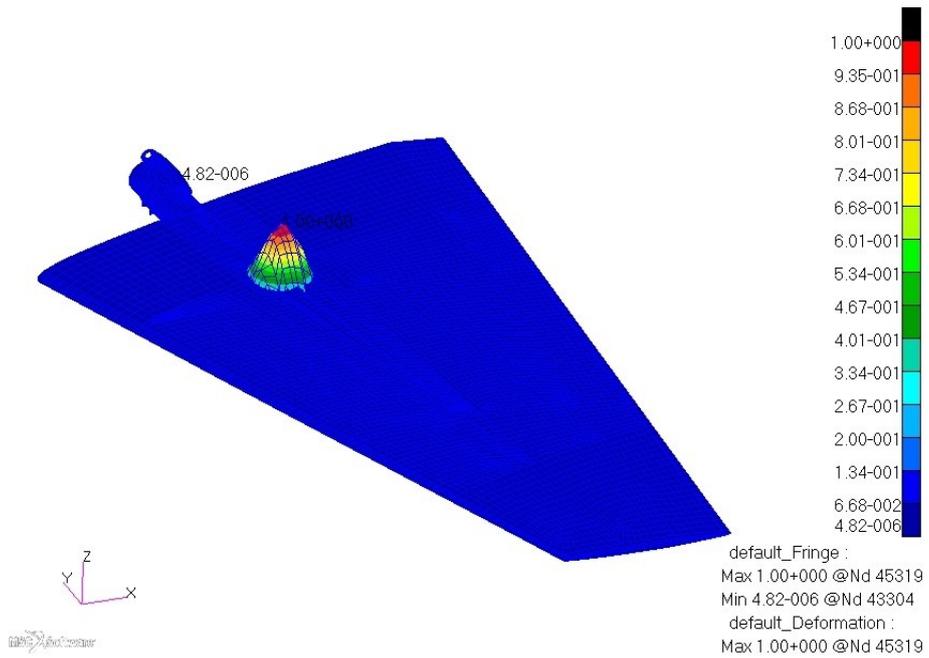


Figura 118: Analisi buckling OK

Come si nota dall'immagine la zona instabile non é cambiata; il primo autovalore invece é cambiato ed é pari a 0.99983, valore in teoria non accettabile ma approssimabile a 1. Il componente quindi risulta perfettamente dimensionato a buckling per il carico applicato.

10.9 Laminazione finale

In questo paragrafo verrà presentata schematicamente la laminazione finale del componente una volta ultimato il dimensionamento. Verranno presentati con il colore giallo gli strati realizzati con il tessuto e in verde quelli realizzati con dell'unidirezionale.

Per le solette del longherone la configurazione definitiva è la seguente

| ID pelle | Tipologia | Orient. |
|----------|-----------|---------|
| 200 | Fabric | 0° |
| 199 | Fabric | 45° |
| 198 | Unid. | 0° |
| 197 | Unid. | 0° |
| 196 | Unid. | +45° |
| 195 | Unid. | -45° |
| 194 | Unid. | 90° |
| 193 | Unid. | 0° |
| 158 | Unid. | 0° |
| 157 | Unid. | 90° |
| 156 | Unid. | -45° |
| 155 | Unid. | +45° |
| 154 | Unid. | 0° |
| 153 | Unid. | 0° |
| 152 | Fabric | 45° |
| 151 | Fabric | 0° |

Solette

Figura 119: Schematizzazione laminazione solette longherone

Nonostante le solette siano due l'immagine è una sola in quanto la laminazione è identica dovendo, l'intero HT, lavorare in maniera simmetrica. Questo non vale per le anime che sono leggermente diverse tra loro

| ID pelle | Tipologia | Orient. |
|----------|-----------|---------|
| 250 | Fabric | 0° |
| 245 | Fabric | 45° |
| 249 | Fabric | 45° |
| 248 | Unid. | +45° |
| 247 | Unid. | -45° |
| 246 | Fabric | 45° |
| 205 | Fabric | 45° |
| 204 | Unid. | -45° |
| 203 | Unid. | +45° |
| 202 | Fabric | 45° |
| 206 | Fabric | 45° |
| 201 | Fabric | 0° |

Anima anteriore

Figura 120: Schematizzazione anima anteriore

| ID pelle | Tipologia | Orient. |
|----------|-----------|---------|
| 300 | Fabric | 0° |
| 299 | Fabric | 45° |
| 298 | Unid. | +45° |
| 297 | Unid. | -45° |
| 295 | Fabric | 45° |
| 255 | Fabric | 45° |
| 254 | Unid. | -45° |
| 253 | Unid. | +45° |
| 252 | Fabric | 45° |
| 251 | Fabric | 0° |

Anima posteriore

Figura 121: Schematizzazione anima posteriore

Come si nota l'anima anteriore è stata ottenuta partendo da una identica a quella posteriore e aggiungendo, durante il dimensionamento 2 lamine a 45° come si è visto nella fig. 97. Nella laminazione infatti la presenza di identificativi (ID pelli) non in sequenza con quelli adiacenti sta ad indicare che quella lamina è stata aggiunta in seguito e non nella fase iniziale.

Inoltre in questa fase preliminare si è deciso di tenere lo spessore del longherone costante lungo tutta l'apertura; così facendo si sono conservati ampi margini di ottimizzazione per una fase avanzata del progetto in quanto la zona di estremità del longherone ha dei FI abbastanza ridotti ed è per ora esente da problemi di buckling, perciò ha tutte le caratteristiche per essere una zona di interesse per una raffinazione.

Inoltre non si è tenuto conto delle regole di laminazione espresse nel par. 6.1 sui salti di spessore e questo è ben visibile nell'immagine rappresentativa delle superfici aerodinamiche³¹ a pagina seguente. Si passa infatti da uno spessore nella zona denominata "Pezza TRUNNION" di 3.83 mm ad uno dell'adiacente "Zona 1" di 2.15 mm con un salto pari a 1.68 mm. Secondo le regole appena menzionate il massimo salto ammesso è il minimo valore tra 0.84 mm e $20\% \cdot 2.15 = 0.43 \text{ mm}$. In entrambi i casi il salto è eccessivo perciò in una

³¹ Anche in questo caso sarebbero dovute essere 2 ma per la simmetria del componente ne è stata mostrata una sola

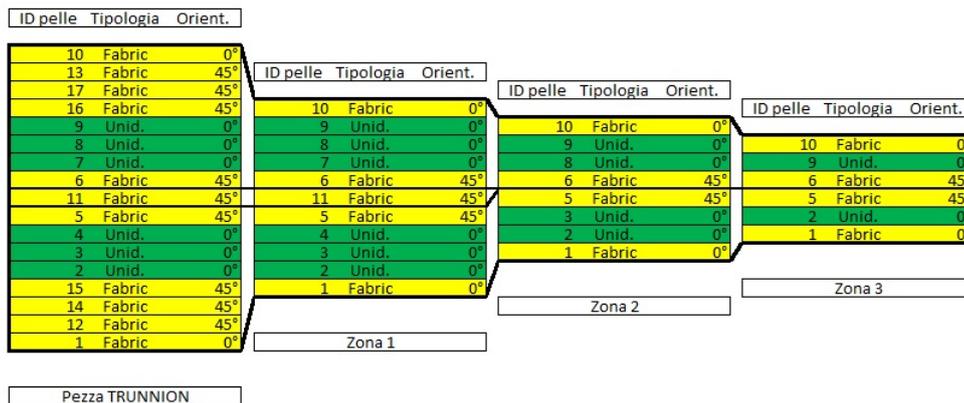


Figura 122: Schematizzazione superfici aerodinamiche

successiva fase³² sarebbe opportuno inserire un numero di salti di spessore adeguato in modo da rispettare questa regola pratica. Per quanto riguarda le centine é stata fatta una prima ottimizzazione; infatti nelle 2 centine verso l'estremitá sono state rimosse 4 pelli



Figura 123: Schematizzazione centine vicine radice

Figura 124: Schematizzazione centine vicine estremitá

³²In questa fase sarebbe stato un grande dispendio temporale magari inutile in quanto non si é sicuri che questo sia il modello migliore da portare avanti nella progettazione

10.10 Verifiche definitive

A questo punto al modello preliminare non verranno piú apportate modifiche. Si eseguiranno nuovamente le verifiche statiche che dovrebbero fornire valori molto simili ai precedenti in virtú del fatto che le modifiche apportate per ridurre il buckling sono state poche e di lieve entitá.

Queste verifiche verranno ora mostrate senza ulteriori spiegazioni in quanto la loro esecuzione avverrá come descritto nel precedente par. 10.5.

Superfici aerodinamiche

La superficie aerodinamica piú sollecitata rimane l'intradosso del quale sono stati rilevati i seguenti FI

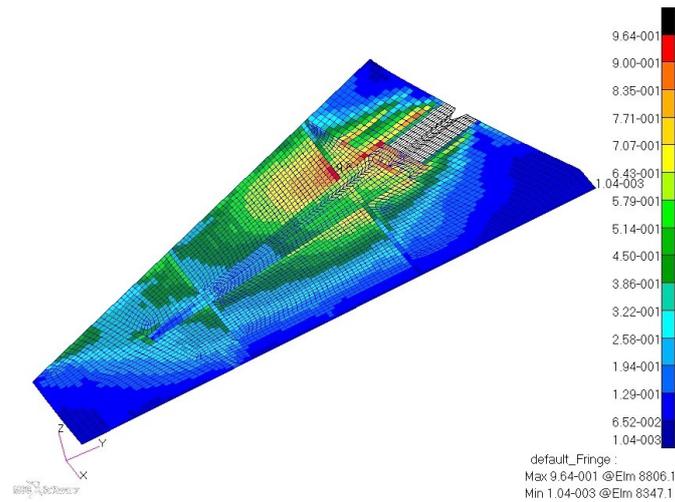


Figura 125: FI - Intradosso definitivo

Come si può notare, togliendo dai risultati la consueta zona di interfaccia superficie-trunnion, tutti i FI sono inferiori ad 1, perciò nessun punto del componente in esame giunge a rottura.

Longherone

Anche il longherone risulta avere tutti punti con valori accettabili di FI

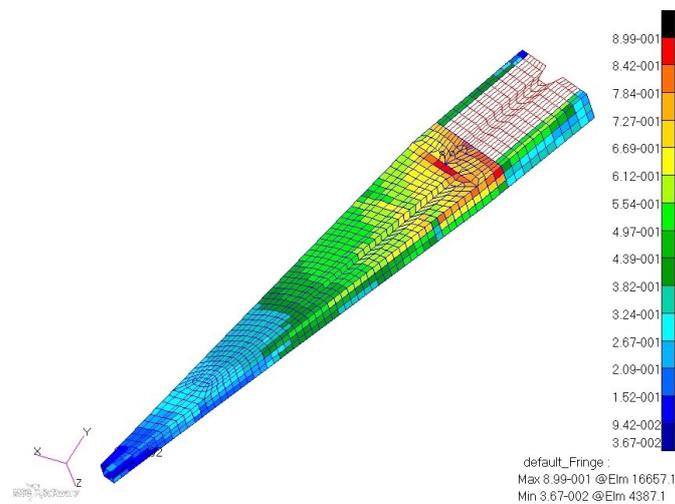


Figura 126: FI - Longherone

Centine

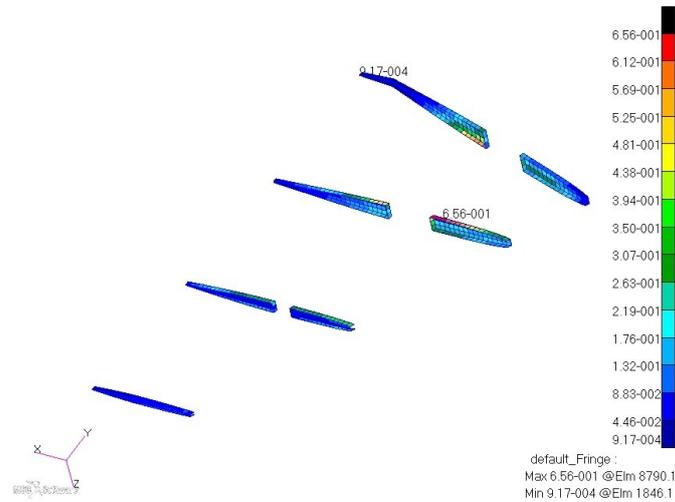


Figura 127: FI - Centine

Anche le centine risultano avere FI inferiori ad 1.

Osservando i FI massimi appena mostrati e confrontandoli con quelli dell'analisi statica precedente (par. 10.6) si nota come i valori siano molto simili, inoltre la modifica per il buckling ha portato lievi miglioramenti anche per quanto riguarda la statica, infatti seppur di poco i valori sono tutti inferiori rispetto ai precedenti. Questo era prevedibile in quanto l'aggiunta di due correnti va in parte a scaricare gli altri componenti affetti da flessione che risulta essere il carico più gravoso.

Correnti

In base a quanto appena detto, i correnti dovrebbero essere caricati in maniera apprezzabile; questo è confermato dall'immagine seguente in cui si osservano dei FI elevati, anche se non eccessivamente, che indicano la presenza di un carico consistente.

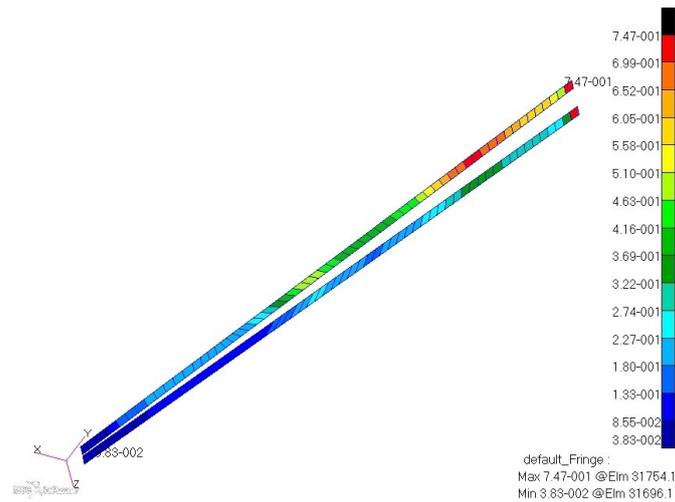


Figura 128: FI - Correnti

Trunnion

Anche per quanto riguarda il trunnion la situazione é molto migliorata

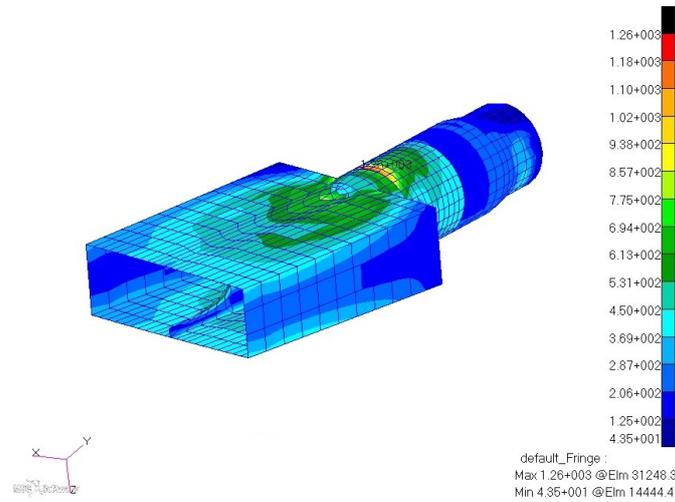


Figura 129: Sforzo Von Mises - Trunnion

Nella configurazione precedente il carico si trasferiva al perno di rotazione solamente attraverso la piastra posteriore che veniva inevitabilmente sovraccaricata, soprattutto nei punti angolosi dove il perno si collegava alla parte di trunnion che si inserisce nell'HT.

L'aggiunta di un'ulteriore anima ha fatto si che il carico, oltre a transitare nella piastra posteriore, venga trasferito al perno di rotazione anche attraverso quest'anima. In questo modo la piastra non viene piú sovraccaricata e il punto critico si é spostato alla zona in cui é presente il cuscinetto, fornendo un valore piú basso di sforzo di Von Mises. Richiamando l'eqn. 20 il minimo margine di sicurezza in questo caso vale

$$MS = \frac{1321}{1260} - 1 = 0.04 \tag{42}$$

Leve azionamento

Le leve di azionamento presentano, diversamente dal trunnion, un margine di sicurezza molto elevato

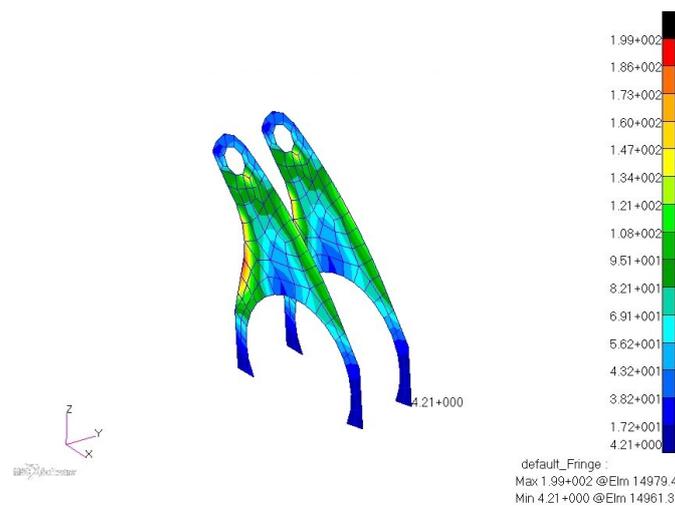


Figura 130: Sforzo Von Mises - Leve azionamento

$$MS = \frac{809}{199} - 1 = 3.06 \tag{43}$$

Bordo d'attacco

Per quanto riguarda il bordo d'attacco, non sono state apportate modifiche rispetto all'attuale.

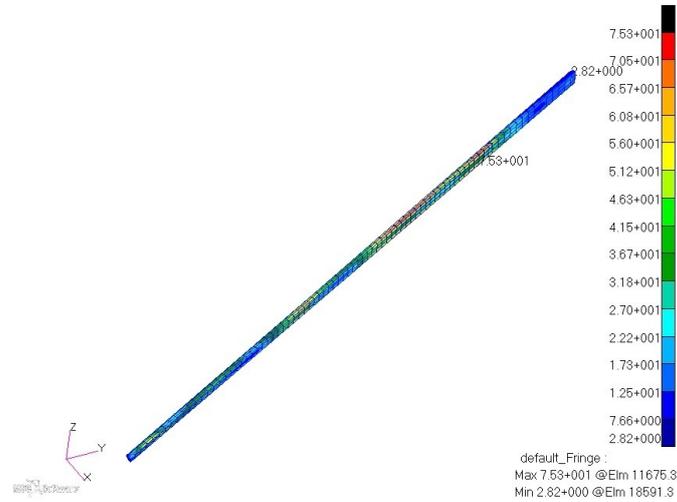


Figura 131: Sforzo Von Mises - Bordo d'attacco

Per tale componente il margine minimo risulta essere

$$MS = \frac{427}{75.3} - 1 = 4.67 \quad (44)$$

Ampiamente dimensionato per quanto riguarda l'analisi statica.

Riempitivo a nido d'ape

Come già descritto nel par. 10.6, sono stati analizzati gli sforzi nelle 3 direzioni principali del materiale riempitivo a nido d'ape. Dove necessario sono state rimosse le zone caricate dalle selle in quanto gli sforzi locali in quegli elementi non sono veritieri, ma sono dovuti alla sola presenza delle selle.

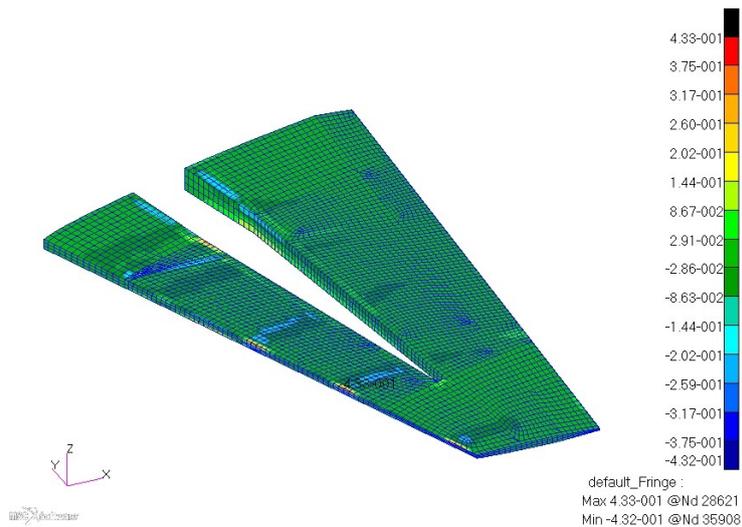


Figura 132: Sforzo Z - Nido d'ape

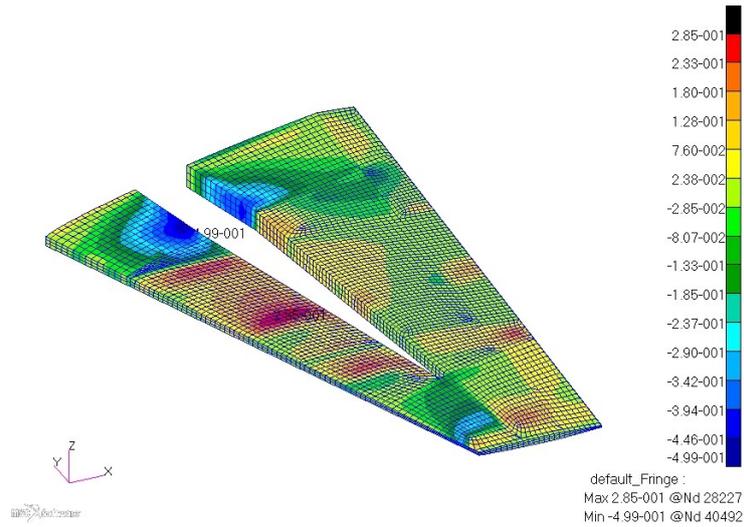


Figura 133: Sforzo L - Nido d'ape

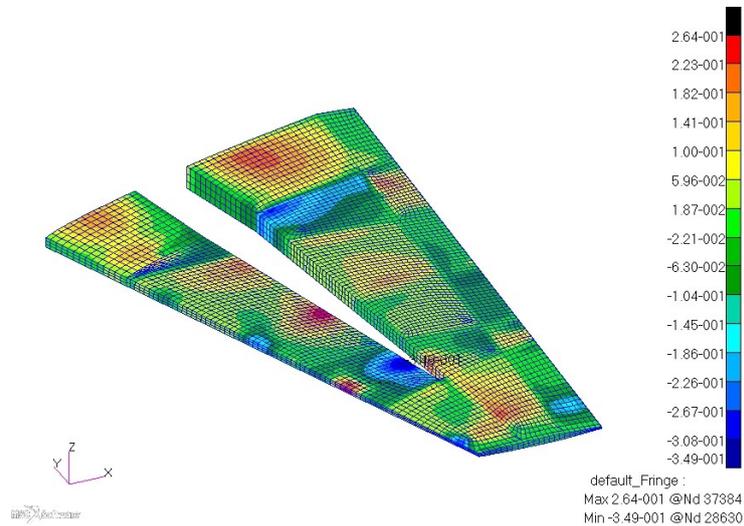


Figura 134: Sforzo W - Nido d'ape

I dati raccolti sono raggruppati nella seguente tabella

| | σ_z^{max} | σ_z^{min} | τ_L^{max} | τ_L^{min} | τ_W^{max} | τ_W^{min} |
|--------|------------------|------------------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| Zona 1 | 0.404 | -0.410 | 0.102 | -0.499 | 0.199 | -0.300 |
| Zona 2 | 0.390 | -0.432 | 0.285 | -0.141 | 0.251 | -0.203 |
| Zona 3 | 0.433 | -0.385 | 0.206 | -0.256 | 0.264 | -0.349 |

Tabella 26: Sforzi agenti nido d'ape

Ovviamente, essendo sforzi, tutti i valori in tabella hanno unità di misura MPa . Sfruttando gli ammissibili di tab. 21 si ottengono i seguenti margini di sicurezza

| | σ_z^{max} | σ_z^{min} | τ_L^{max} | τ_L^{min} | τ_W^{max} | τ_W^{min} |
|--------|------------------|------------------|----------------|----------------|----------------|----------------|
| Zona 1 | 7.94 | 7.81 | 9.83 | 1.21 | 2.06 | 1.03 |
| Zona 2 | 4.24 | 3.73 | 1.71 | 4.47 | 0.75 | 1.17 |
| Zona 3 | 0.66 | 0.87 | 1.03 | 0.63 | -0.13 | -0.34 |

Tabella 27: M.S. Nido d'ape

Eliminando gli elementi su cui agiscono le selle si ottengono nuovi valori per lo sforzo in

direzione W pari a $\tau_W^{max} = 0.205 MPa$ e $\tau_W^{min} = -0.198 MPa$ che forniscono margini di sicurezza pari a $MS_W^{max} = 0.12$ ed $MS_W^{min} = 0.16$.

Conclusioni

Effettuati tutti i controlli sugli MS e sui FI é possibile rilevare gli spostamenti dell'intera struttura mediante l'applicazione degli spostamenti nei punti descritti nel par.7.3. Questi valori saranno poi confrontati nel cap.12 e costituiranno uno dei parametri fondamentali su cui si baserà la scelta del nuovo modello di HT su cui effettuare le successive analisi. Per l'analisi appena svolta le letture hanno dato le seguenti misure

| Nodo | u_z |
|------|--------|
| 1 | -0.4% |
| 2 | -1.6% |
| 3 | -3.6% |
| 4 | -4.7% |
| 5 | -11.5% |
| 6 | -11.1% |
| 7 | -24.2% |
| 8 | -21.2% |
| 9 | -42.5% |
| 10 | -37.4% |
| 11 | -61.9% |
| 12 | -55.6% |

Tabella 28: Letture spostamenti

Che forniscono il seguente diagramma

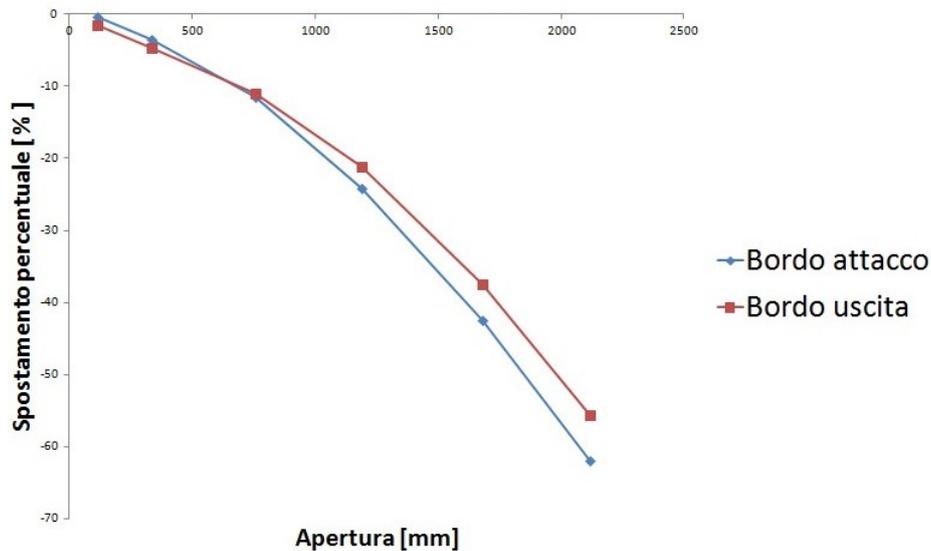


Figura 135: Letture spostamenti

E' già possibile notare come rispetto al diagramma di fig. 70 la situazione sia ampiamente migliorata; il componente presenta inoltre una freccia massima di 62.5% rispetto alla misura di riferimento.

L'ultimo parametro fondamentale da rilevare al fine di poter effettuare un confronto é il peso FEM del modello che risulta essere 104.1%.

11 Modello corugato

Il secondo modello analizzato, come già detto nel cap. 9, è quello che prevede la presenza di un corugato sinusoidale interno anziché un longherone, poche centine ed un riempitivo a nido d'ape. Per il modello in questione, al fine di non appesantire ulteriormente la trattazione, verrà presentata solo la configurazione finale senza evidenziare tutti i passaggi per il raggiungimento di tale risultato. Quello che si mostrerà ora è dunque il modello definitivo che ha superato sia le prove statiche che quelle di buckling.

Questa tipologia costruttiva si presenta come nella seguente immagine

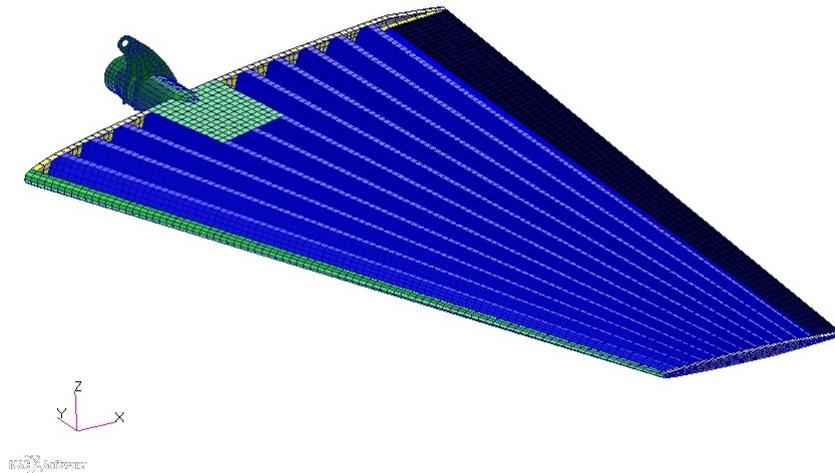


Figura 136: Configurazione corugato interno

In cui il componente fondamentale è appunto il corugato sinusoidale interno

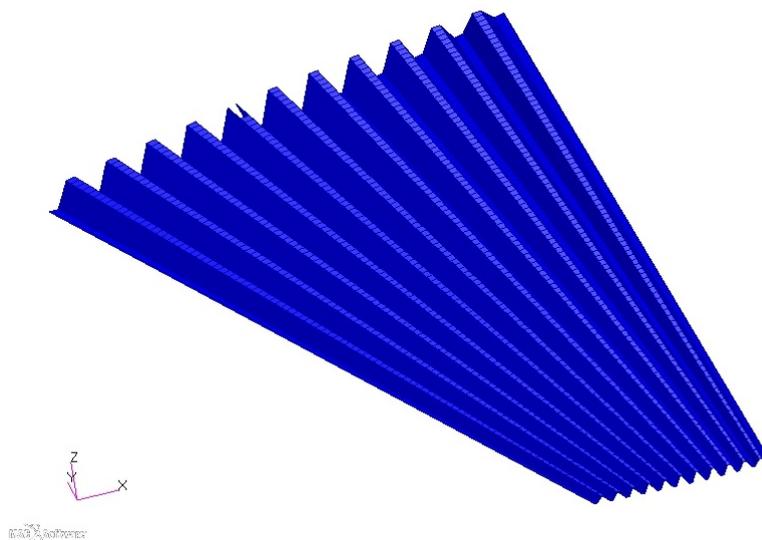


Figura 137: Corugato interno

Questo elemento, realizzato in un unico pezzo, ha i molteplici compiti di stabilizzare le pelli esterne, mantenere la forma del profilo aerodinamico, sopportare il taglio e l'azione assiale data dal momento flettente; questi compiti nel modello tradizionale sono svolti ognuno da un componente diverso e rispettivamente da nido d'ape, centine, anima e solette del longherone.

Utilizzando questa tipologia di riempitivo anche il trunnion cambia forma; le anime infatti non sono più necessarie in quanto la stabilità è garantita dal corugato, di conseguenza la nuova forma del perno di rotazione risulta essere la seguente

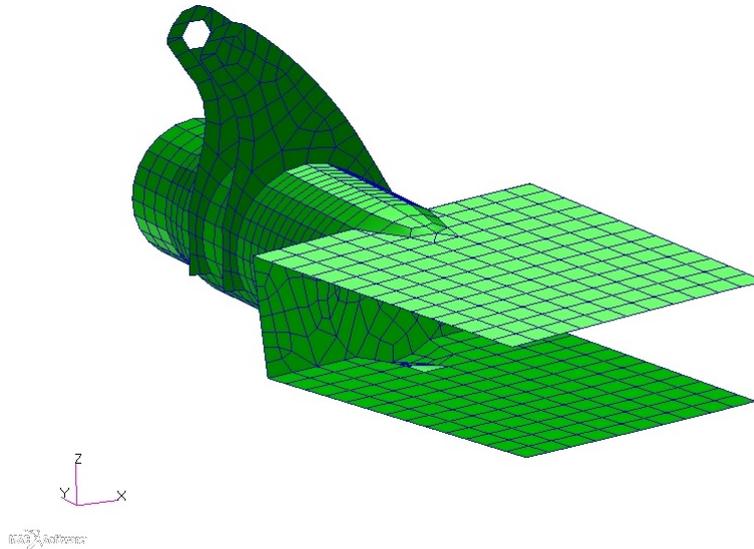


Figura 138: Nuova configurazione trunnion

Nell'immagine è possibile notare una leggera asimmetria tra la soletta superiore ed inferiore; questo è dovuto semplicemente al fatto che si è preferito privilegiare la regolarità della mesh sulle superfici aerodinamiche ottenendo di conseguenza quelle del trunnion. Ciò non porta comunque grosse variazioni nei risultati delle analisi.

11.1 Spessori componenti

Per quanto riguarda il dimensionamento dei componenti sono state utilizzati gli stessi principi utilizzati per il componente tradizionale con longherone; in particolare per le superfici aerodinamiche è stata sfruttata l'equivalenza della rigidità assiale già utilizzata nel par. 10.3 e modificata via via fino a giungere alla configurazione definitiva

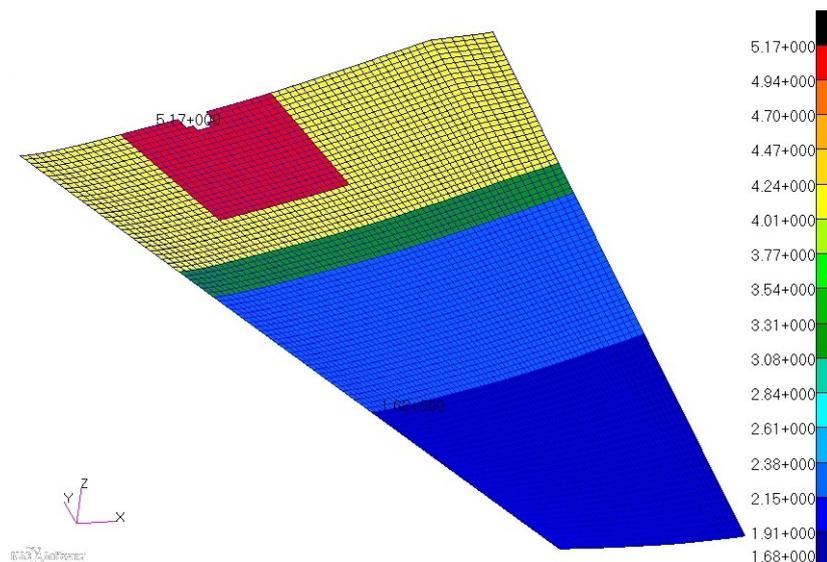


Figura 139: Spessori finali superfici aerodinamiche

Nell'immagine è possibile notare una pezza di colore rosso dello spessore di 5.17 mm che

circonda l'attacco con il trunnion, dopo di che una zona gialla dello spessore di 4.05 mm , una zona di raccordo per ridurre il repentino salto di spessore che introduceva sforzi locali elevati dello spessore di 3.30 mm , una zona spessa 2.24 mm ed infine l'estremità con uno spessore di 1.68 mm . Anche per questo modello non sono state considerate le regole della variazione di spessore nei salti essendo ancora una fase preliminare. La laminazione finale delle superfici aerodinamiche é la seguente

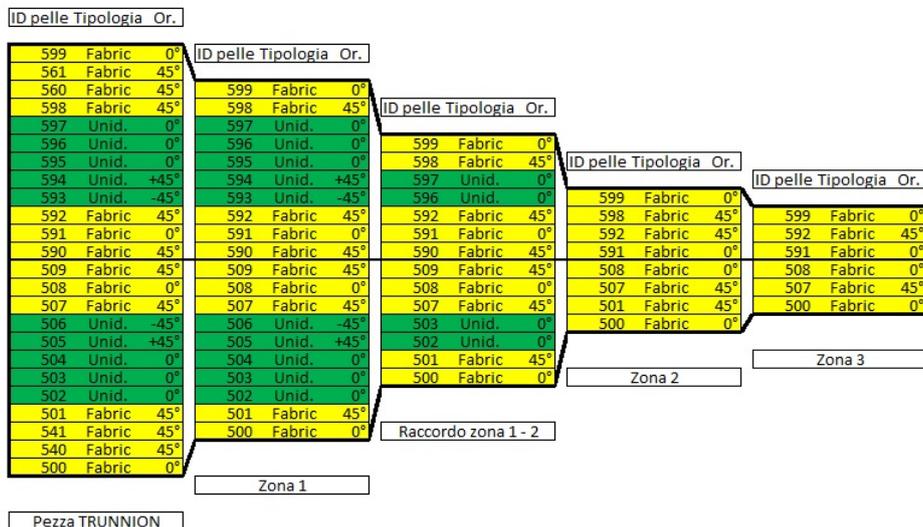


Figura 140: Schematizzazione intradosso

Nell'immagine é rappresentato l'intradosso, nulla varia per l'estradosso se non l'indice delle pelli che lo compongono.

E' possibile notare come gli spessori siano abbastanza elevati, questo é dovuto al fatto che non avendo un riempitivo a nido d'ape che stabilizza ogni punto della superficie molti pannelli soffrivano il buckling, per cui é stato necessario aumentare lo spessore dei pannelli fino ad ottenere la configurazione appena mostrata.

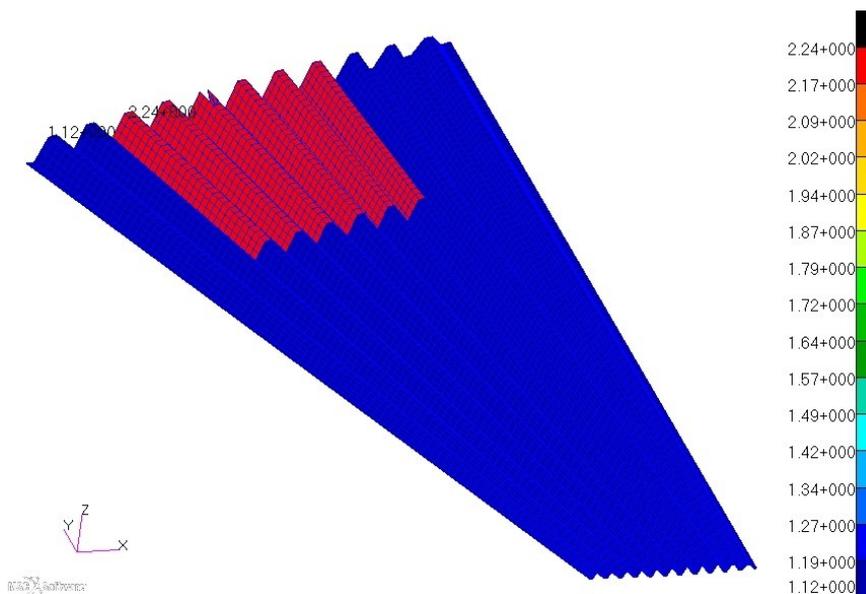


Figura 141: Spessori finali corugato

Il corugato interno ha invece solo 2 zone a diverso spessore, una prossima all'incastro spessa 2.24 mm mentre il resto ha uno spessore di 1.12 mm ; tali spessori sono stati ottenuti me-

diante la seguente laminazione

| ID pelle | Tipologia | Orient. | ID pelle | Tipologia | Orient. |
|----------|-----------|---------|----------|-----------|---------|
| 399 | Fabric | 0° | 399 | Fabric | 0° |
| 398 | Fabric | 45° | 398 | Fabric | 45° |
| 397 | Fabric | 45° | 301 | Fabric | 45° |
| 396 | Fabric | 0° | 300 | Fabric | 0° |
| 303 | Fabric | 0° | | | |
| 302 | Fabric | 45° | | | |
| 301 | Fabric | 45° | | | |
| 300 | Fabric | 0° | | | |

Restante parte

Prossimità TRUNNION

Figura 142: Schematizzazione corugato

Le centine invece sono state realizzate entrambe con 8 lamine di tessuto e hanno uno spessore totale di 2.24 mm

| ID pelle | Tipologia | Orient. |
|----------|-----------|---------|
| 199 | Fabric | 0° |
| 198 | Fabric | 45° |
| 197 | Fabric | 45° |
| 196 | Fabric | 0° |
| 103 | Fabric | 0° |
| 102 | Fabric | 45° |
| 101 | Fabric | 45° |
| 100 | Fabric | 0° |

Centina

Figura 143: Schematizzazione centine

Per quanto riguarda i componenti metallici, ad esclusione della parte di trunnion che abbraccia il corugato, (bordo d'attacco, perno di rotazione e leve di comando) si sono tenuti gli stessi spessori del caso precedente.

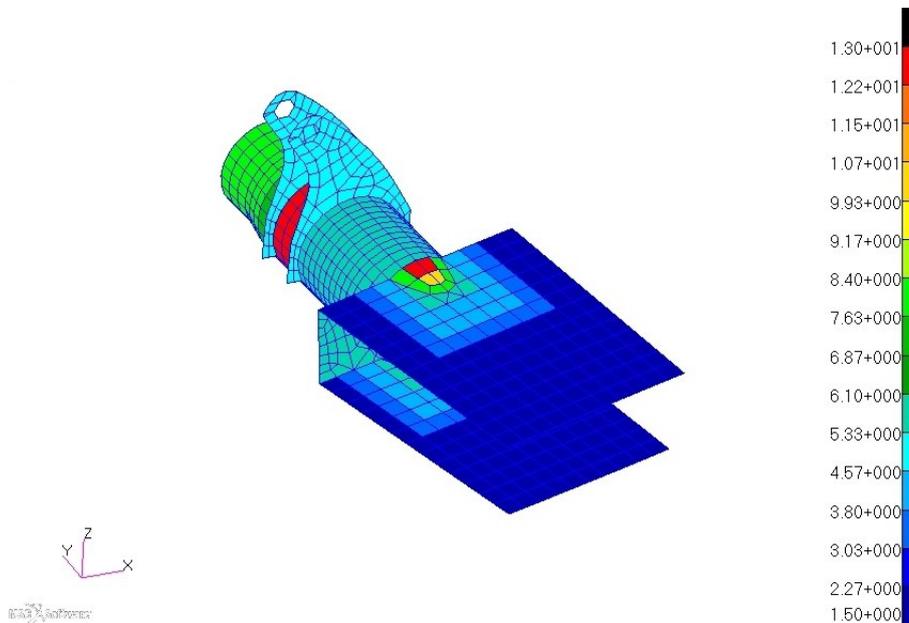


Figura 144: Spessori trunnion

Il componente così dimensionato ha un peso del 119.9%.

11.2 Verifiche statiche

Per quanto riguarda le verifiche, come già detto in precedenza, saranno solamente mostrati i risultati poiché il procedimento è identico a quello utilizzato per il precedente modello. Ovviamente sono stati fatti tutti i controlli sul FEM descritti nel par. 10.4 al fine di essere sicuri di lavorare su un componente correttamente modellato.

Componenti in materiale composito

Per quanto riguarda i componenti in materiali composito sono stati riscontrati i seguenti FI

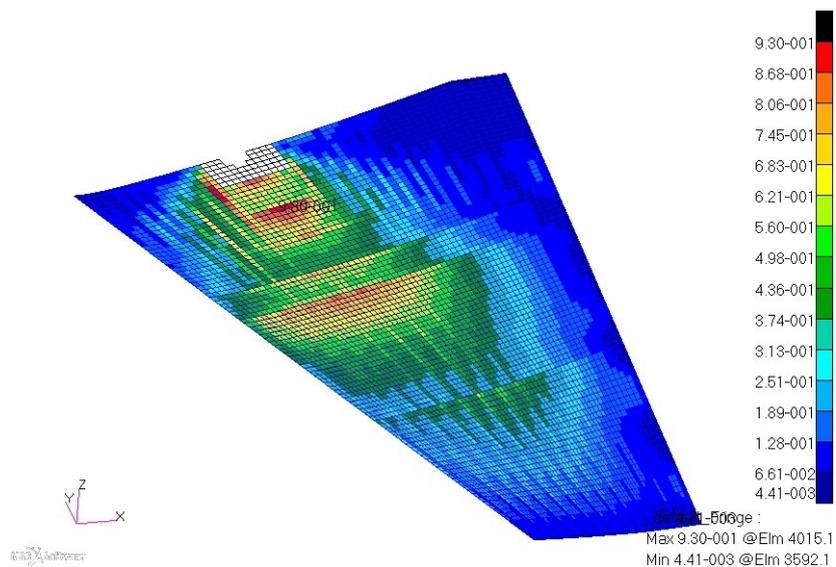


Figura 145: FI intradosso

E' possibile notare come i FI siano tutti al di sotto dell'unità e di come questi siano distribuiti. Compaiono infatti delle mappe di colori lungo l'apertura che rispecchiano le sovrapposizioni tra corugato e superficie aerodinamica. La presenza di FI più elevati in presenza di queste zone è dovuto al salto di rigidità tra un punto a grande spessore (superficie e corugato) e un altro adiacente dove è presente solo la superficie aerodinamica.

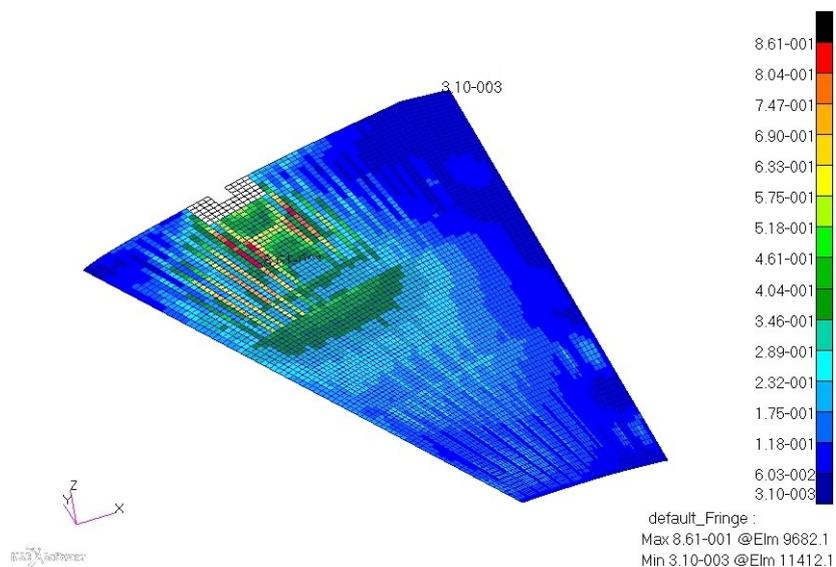


Figura 146: FI estradosso

Anche per quanto riguarda l'estradosso si ha lo stesso andamento anche se con FI di minor entità.

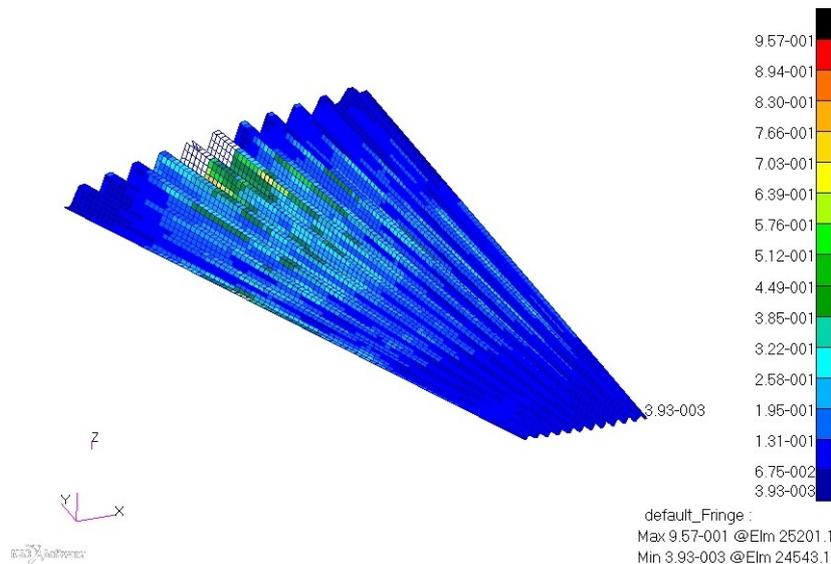


Figura 147: FI corugato

Il corugato presenta FI di elevata entità (anche se inferiori a 1) nella zona adiacente al trunnion, mentre risulta addirittura sovradimensionato in tutto il resto. Teoricamente si potrebbero diminuire ancora gli spessori però è buona norma non abbassare troppo lo spessori dei componenti in carbonio ed essendo lo spessore del corugato già esiguo (fig. 141) non è possibile abbassarlo ulteriormente.

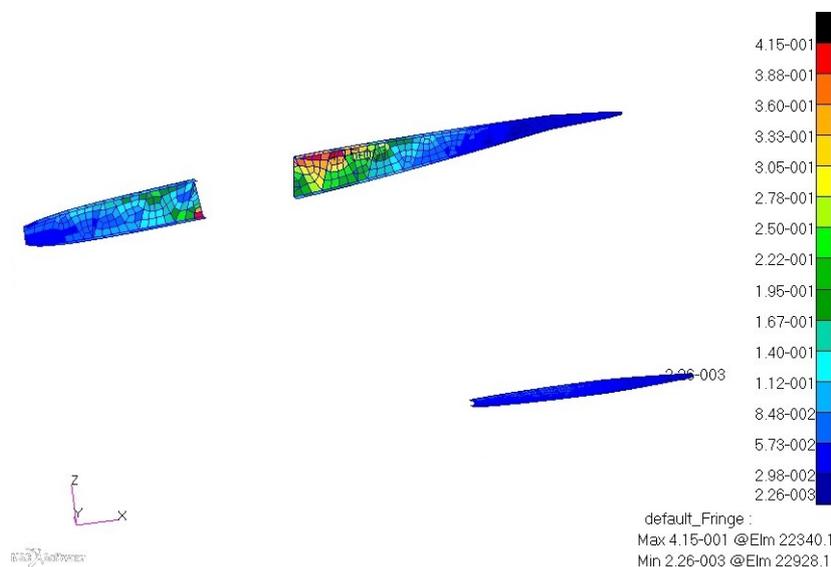


Figura 148: FI centine

Anche per questa configurazione, come si nota dall'immagine, le centine non risultano essere componenti critici.

Componenti metallicci

Per i componenti metallicci é stato confrontato, come nel caso precedente, lo sforzo di Von Mises con gli ammissibili a snervamento dei materiali.

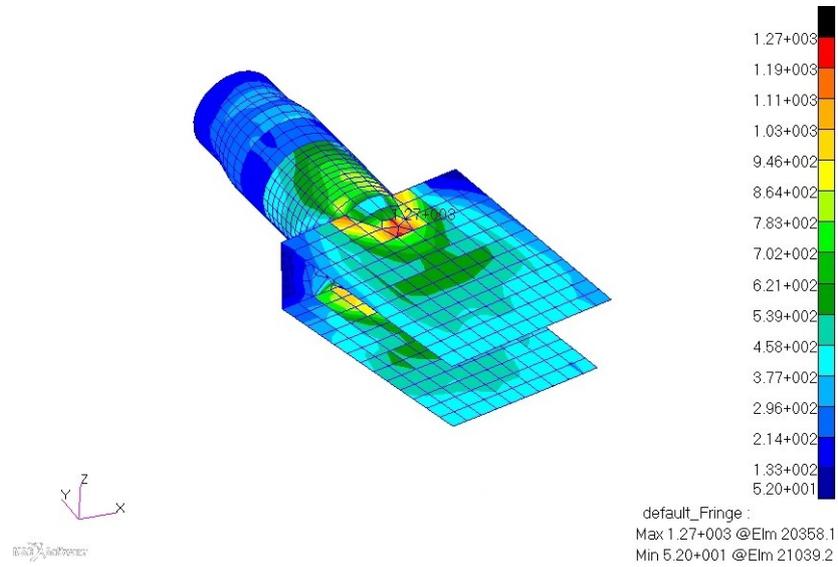


Figura 149: Von Mises - Trunnion

Nell'immagine si nota uno sforzo di Von Mises massimo di 1270MPa che fornisce un MS pari a 0.04 , avendo usato come ammissibile 1321MPa che costituisce l'ammissibile a rottura (cap.6.2).

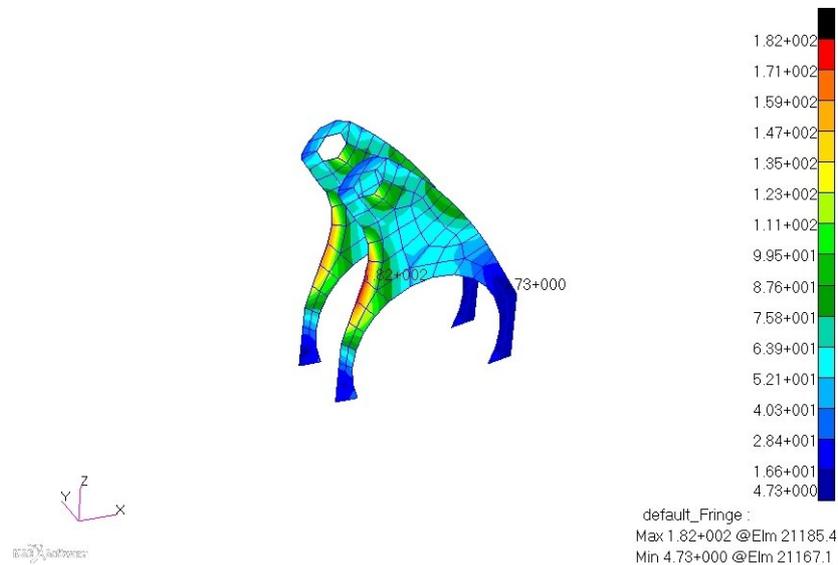


Figura 150: Von Mises - Leve

Le leve sono anche in questo sovradimensionate e presentano un $MS = 3.44$

Anche il bordo d'attacco risulta sovradimensionato per questa condizione di carico che non é la piú critica per questo componente (infatti, come giá detto, la condizione dimensionante é l'impatto da volatile).

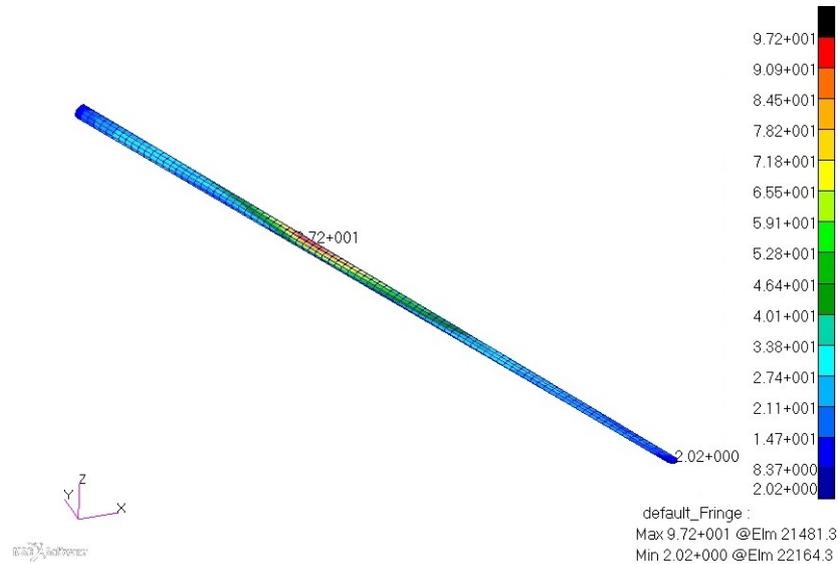


Figura 151: Von Mises - Bordo attacco

Avendo uno sforzo di Von Mises massimo pari a 97.2MPa presenta un MS di 7.32.

Verifica a buckling

Durante il dimensionamento di questa configurazione di HT il lato piú critico é stato quello riguardante le instabilitá. Non avendo all'interno un componente che stabilizza le pelli esterne in ogni punto (nido d'ape nella configurazione precedente) é stato necessario alzare di parecchio tutti gli spessori per evitare problemi di buckling.

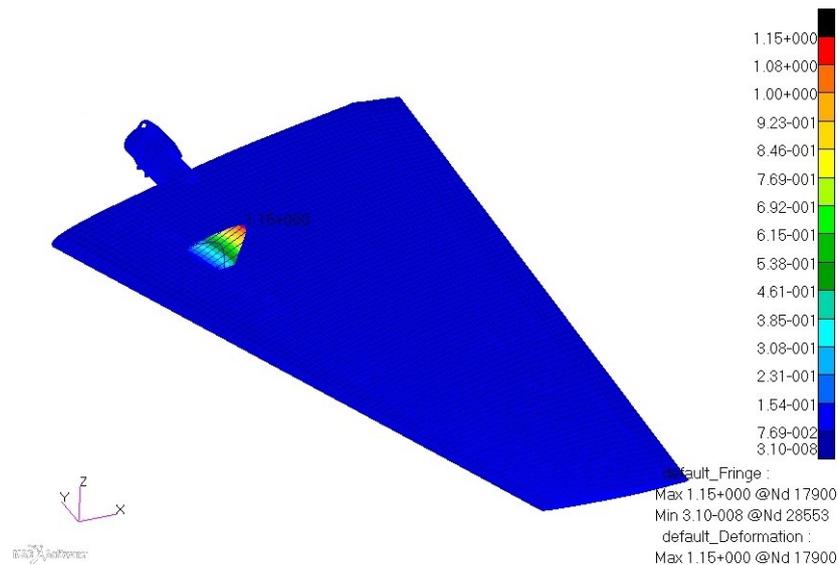


Figura 152: Buckling - Prima instabilitá

Come si nota dall'immagine la prima instabilitá é locale, agente su un'anima del corugato, ed é ad un valore di $\lambda = 1.109$. Tale valore é accettabile. Tuttavia é facilmente intuibile come un dimensionamento attraverso la PFA sia inadeguato per strutture di questo tipo. Utilizzando

la Progressive Failure si vanno ad alleggerire le strutture in composito togliendo pelli, questo inevitabilmente abbassa lo spessore e di conseguenza anche il carico di instabilità. Il rischio di applicare tale analisi su una struttura del genere sarebbe quello di entrare in un circolo in cui si abbasserebbero gli spessori per la PFA e si riaumenterebbero per permettere alle pelli di sostenere il buckling. Anche portando all'estremo l'ottimizzazione si avrebbero comunque pochissimi vantaggi dal punto di vista del peso. Questi aspetti verranno comunque analizzati nel successivo capitolo al fine di poter scegliere quale configurazione portare avanti.

E' possibile infine osservare le letture degli spostamenti che hanno fornito le seguenti misure, riportate in percentuale

| Nodo | u_z |
|------|--------|
| 1 | -0.6% |
| 2 | -2.2% |
| 3 | -4.4% |
| 4 | -5.6% |
| 5 | -12.2% |
| 6 | -12.1% |
| 7 | -24.5% |
| 8 | -22.3% |
| 9 | -43.7% |
| 10 | -38.9% |
| 11 | -63.8% |
| 12 | -57.7% |

Tabella 29: Letture spostamenti

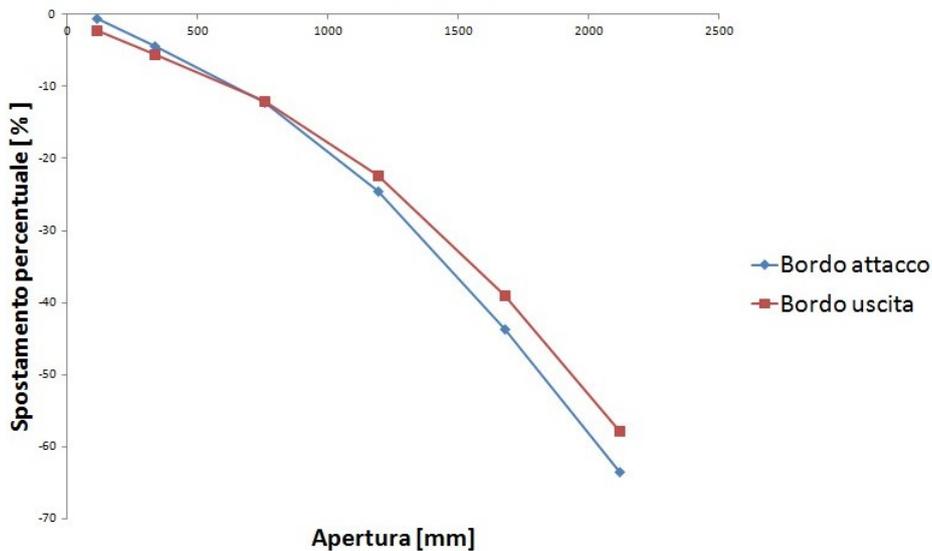


Figura 153: Lettura spostamenti

Come si nota il comportamento del componente é molto simile a quello con longherone e centine (fig. 135) anche se leggermente piú cedevole, presenta infatti una lettura massima superiore dell'1.9% rispetto al concorrente.

La freccia massima risulta essere pari al 64.7% della misura di riferimento.

12 Scelta configurazione migliore di HT

Avendo ora a disposizione due modelli dimensionati staticamente per la condizione di carico assegnata è giunto il momento, a seguito di diverse considerazioni che verranno presentate in questo capitolo, di scegliere quale componente portare avanti nelle analisi. Verrà data la precedenza agli aspetti strutturali del componente, dopo di che si analizzeranno anche aspetti tecnologici di realizzazione.

12.1 Aspetti strutturali

Osservando i due componenti dal punto di vista puramente strutturale è ovvio che il miglior compromesso sia quello che garantisce la maggior rigidezza con un minor peso. Confrontando, in quest'ottica, i due casi è evidente come il modello tradizionale a longheroni sia avvantaggiato; presenta infatti una freccia massima (associabile alla rigidezza complessiva) di 62.5% contro 64.7% del modello corugato.

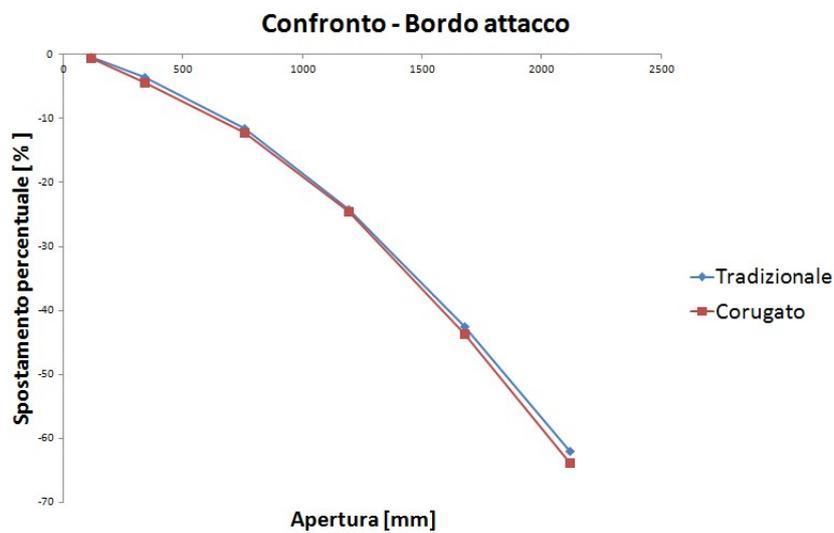


Figura 154: Confronto modelli - Bordo attacco

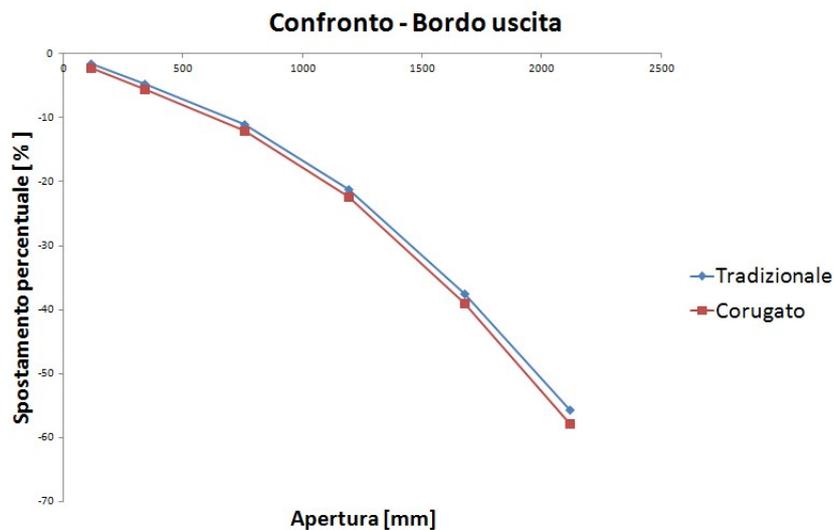


Figura 155: Confronto modelli - Bordo uscita

Osservando i due diagrammi si nota come il modello tradizionale sia più rigido non solo

globalmente, ma anche punto per punto; la curva che lo rappresenta infatti sta sempre al di sopra di quella rappresentante il modello corugato. Per quanto riguarda il peso, questo passa dal 104.1% del modello a longherone al 119.9% in quello corugato.

Oltre a questi 2 aspetti c'è anche quello già affrontato per cui il modello corugato è poco indicato per la Progressive Failure Analysis in quanto abbassando gli spessori, in virtù di quest'analisi, si avrebbero problemi di buckling che porterebbe a rialzare gli spessori perdendo il vantaggio in peso. Il modello a longherone invece presenta questi problemi solo nella zona centrale, dove per altro è stato aggiunto un corrente proprio per questo motivo, mentre nel resto è presente il nido d'ape a stabilizzare le pelli evitando la nascita di instabilità anche a fronte di un massiccio abbassamento di spessore.

Dal punto di vista strutturale per i motivi appena citati si è deciso di tenere buono il modello in configurazione tradizionale.

12.2 Un occhio alla produzione

Oltre ai parametri strutturali appena analizzati, un altro fattore molto importante per la scelta di un modello rispetto ad un altro riguarda la sua producibilità e industrializzazione. Dal punto di vista degli elementi finiti questo fattore conta poco, in quanto è possibile realizzare qualunque configurazione con qualunque forma; nella realtà questo non sempre è possibile, si veda come esempio il trunion del modello a longherone che in pratica è una sorta di semplice "scatola" macchinata. Il problema di questo elemento è che risulta molto profonda con una sezione di ingresso invece molto ridotta, infatti le sue misure sono circa $90 \times 260 \text{ mm}$ come area di ingresso con una profondità di 320 mm . Questa sorta di scatola è inoltre divisa in due dall'anima centrale, perciò bisognerebbe macchinare a fresa un incavo di $90 \times 130 \text{ mm}$ con una profondità di 320 mm cosa impossibile se non con apposite frese speciali molto costose.

Verranno dunque qui mostrate tutte queste complicazioni dei diversi tipi di modello che permetteranno poi di effettuare una scelta.

Modello a longherone

Analizzando sotto questo punto di vista il modello in questione si è deciso di realizzare il longherone integrando le solette nelle due superfici aerodinamiche con le due anime a C incollate ed eventualmente chiodate; questa modifica non cambia comunque la modellazione FEM nella quale tutte queste differenze non sono visibili. Si dovrà valutare inoltre se integrare nelle superfici aerodinamiche anche il corrente oppure incollarlo in un secondo momento. Tutti i componenti di questo modello sono relativamente semplici da realizzare; una complicazione è l'accoppiamento nido d'ape e superfici aerodinamiche. Per realizzare le superfici aerodinamiche verrebbero utilizzati stampo e controstampo, in questo modo si avrebbero due superfici nobili³³; il riempitivo a nido d'ape verrebbe invece fresato meccanicamente. Nell'accoppiamento dei due materiali, riuscendo difficilmente ad ottenere dei componenti con misure perfette, il grosso problema risiede nell'intercapedine che si viene a formare e che dovrà essere riempita con l'incollaggio. Attualmente lo spessore degli incollaggi tollerato è di 0.1 mm ; valore difficile da ottenere su componenti di questo tipo (specialmente se realizzati in materiale composito). Una possibile soluzione a questo problema potrebbe essere quella di adottare incollaggi più spessi dopo aver condotto una campagna sperimentale nella quale vengono testati diversi provini con spessori differenti oppure utilizzare delle pelli sacrificali macchinate con tolleranze più strette possibile, sempre in accordo con i costi che questo comporta, su cui verrà incollato il riempitivo.

Realizzati tutti i componenti singoli verranno poi incollati tutti contemporaneamente in

³³Solitamente nei componenti realizzati con sacco da vuoto si hanno delle superfici nobili, ossia quelle a contatto con lo stampo, e delle superfici non nobili, ossia quelle lato sacco che hanno inevitabilmente una superficie non ben rifinita. Utilizzando stampo e controstampo si avrebbero superfici nobili su entrambi i lati del laminato, questo inevitabilmente aumenta i costi di produzione dovuti alla presenza di un controstampo e tutta l'attrezzatura per gestirlo (eventuale pressa, sistemi di fissaggio, ecc.)

autoclave; qui sorge un secondo problema, ossia l'accoppiamento trunnion e anime del longherone. Per quanto riguarda invece le solette non sussistono problemi in quanto vengono incollate in clean-room, compattate in autoclave e successivamente forate e chiodate³⁴; per le anime invece non é possibile agire in questo modo perché una volta incollato il tutto non sarebbero più accessibile per la presenza della centina (si potrebbe anche incollare in seconda battuta) ma soprattutto per la presenza del nido d'ape. In questo caso il trunnion sarà inevitabilmente collegato alle anime del longherone attraverso il solo incollaggio. Il problema non é tanto la resistenza dell'incollaggio, la quale é abbondantemente verificata, infatti in via del tutto preliminare nota la resistenza dell'incollaggio pari a circa $R = 13.8 N/mm^2$ é possibile ricavare la forza di taglio massimo semplicemente facendo

$$F_{max}^{colla} = R \cdot A \quad (45)$$

dove A é l'area su cui agisce l'incollaggio ossia l'interfaccia trunnion-anima del longherone ed é pari a $A = 90 \cdot 320 = 28800 mm^2$, contando due superfici si ottiene un'area totale di $57600 mm^2$. Sfruttando l'equazione appena scritta la forza di taglio massima trasmissibile con l'incollaggio é di $794880 N$, mentre il taglio massimo applicato ha un valore $58203 N$. Anche se é un calcolo preliminare é subito possibile notare le enormi potenzialità dell'incollaggio; in una fase di progetto successiva a quelle presentate in questa tesi dovrebbe essere affinato il modello di tale giunzione e le analisi per verificarne la resistenza effettiva soprattutto in presenza di picchi di sforzo che per ora non sono stati minimamente tenuti in considerazione.

Il vero problema risiede nel mantenimento, nel tempo, delle caratteristiche dell'incollaggio che tendono a degradarsi e nell'omogeneità dello stendimento del collante che essendo applicato a mano varia da un operatore all'altro e da un'applicazione all'altra introducendo il rischio che la non uniformità porti a concentrazioni di sforzi che tendono a portare ad un cedimento della giunzione in breve tempo.

Un altro dato importante é il numero dei componenti necessari, i cosiddetti PART NUMBERS, che per questa configurazione sono

| Componente | Quantità |
|---------------------------|----------|
| Superfici aerodinamiche | 2 |
| Anime longherone | 2 |
| Centine complete | 1 |
| Componenti centine divise | 6 |
| Bordo attacco | 1 |
| Zone nido d'ape | 5 |
| trunnion | 1 |
| Leve azionamento | 1 |
| TOTALE | 19 |

Tabella 30: Part Numbers - Modello longherone

Dove "Componenti centine divise" indica le 6 parti che compongono le 3 centine (tra cui quella di radice) che vengono attraversate dal longherone. Ovviamente da un punto di vista di gestione delle risorse e di magazzino, meno componenti si hanno meglio é.

Modello corugato

Per quanto riguarda il modello corugato il riempitivo é composto da un solo pezzo di difficile realizzazione³⁵ mediante l'utilizzo di uno stampo e un controstampo anche se é una soluzione molto costosa in quanto, non essendo simmetrico, occorrerebbero 2 stampi e 2 controstampi; risulta però l'unico modo per avere una compattazione accettabile e delle superfici con un'adeguata finitura per poter poi procedere con l'incollaggio. Si potrebbe pensare anche di utilizzare stampo e sacco da vuoto ma la forma complicata del componente non assicurerebbe un'adeguata compattazione del composito in tutti gli angoli tra le creste del corugato

³⁴Non é possibile effettuare asportazioni meccaniche, come ad esempio forature, in clean-room perché eventuale polvere o trucioli potrebbero contaminare i materiali compositi

³⁵Realizzato in CFC sarebbe innovativo, infatti tutti i velivoli che attualmente sfruttano questa configurazione hanno il riempitivo corugato realizzato in lega leggera mediante formatura superplastica

in quanto é molto probabile la formazione di ponti nel sacco che non andrebbero ad agire sulle pelli sottostanti non compattandole.

Come per il modello precedente si avrebbe il problema di accoppiamento tra riempitivo e superfici. Bisognerebbe infatti assicurare il contatto tra le creste del corugato e le superfici, cosa molto difficile dovuta alla forma irregolare del riempitivo; le soluzioni possibili sono, anche in questo caso, l'applicazione di pelli sacrificali successivamente macchinate oppure lo shimming³⁶.

Un altro problema é il collegamento con il trunnion in quanto ci sono poche superfici disponibili fornite dalle creste del corugato, per cui l'incollaggio deve essere il piú efficiente possibile cosí come la chiodatura.

Anche in questo caso si incollerebbe il tutto contemporaneamente e le chiodature verranno aggiunte eventualmente in un secondo momento per i motivi appena spiegati nel paragrafo precedente legati alla clean-room.

Il trunnion in questo caso é molto semplice da realizzare essendo molto simile a quello attuale con la variante di non avere nessun anima centrale.

I componenti per questo modello sono

| Componenti | Quantitá |
|---------------------------|----------|
| Superfici aerodinamiche | 2 |
| Centine complete | 1 |
| Componenti centine divise | 2 |
| Corugato | 1 |
| Bordo attacco | 1 |
| trunnion | 1 |
| Leve azionamento | 1 |
| TOTALE | 9 |

Tabella 31: Part Numbers - Modello corugato

Conclusioni

E' evidente che ognuno dei due modelli abbia vantaggi e svantaggi; tuttavia, anche dal punto di vista produttivo, si é deciso di procedere con il modello tradizionale a longherone per i seguenti due motivi:

- tutti i suoi componenti, nonostante siano in numero superiore rispetto al modello corugato, sono semplici da realizzare
- essendo destro e sinistro identici tra loro³⁷ occorrono meno stampi e meno attrezzature per la realizzazione

³⁶Applicazione di una sorta di pasta che indurendo prende la forma delle imperfezioni e puó essere incollata garantendo la tenuta tra le due superfici

³⁷La differenza sorge in fase di installazione quando si vanno ad installare le leve di azionamento

13 Progettazione avanzata

Ultimata la fase preliminare di dimensionamento e scelta del modello piú adatto di HT é necessario, prima di procedere con la PFA, effettuare qualche analisi piú raffinata per avere un componente il piú simile possibile alla realtà. Fino ad ora l'approssimazione piú consistente é stata quella dei carichi, le selle infatti sono state utilizzate per avere uno strumento semplice, facile da modificare e non dipendente dalla mesh; il problema nell'utilizzare le selle di carico sta nel fatto che vengono riprodotte bene le azioni interne, ma non gli sforzi locali sui vari componenti (es. le superfici aerodinamiche risultano caricate a zone, mentre nella realtà sono caricate in ogni loro punto). Per ovviare a questo sono state trasferite tutte le forze nodali dall'HT attuale a quello in esame attraverso il FIELD di Patran. Con tale comando é possibile trasferire carichi, spostamenti, pressioni, ecc. da un modello ad un altro purché aventi una geometria molto simile. Essendo le superfici aerodinamiche diverse per quanto riguarda la mesh, ma identiche in forma ciò é stato possibile. Il risultato del comando FIELD é il seguente:

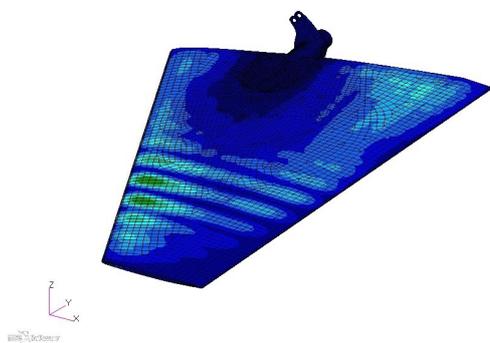


Figura 156: Caricamento HT originale

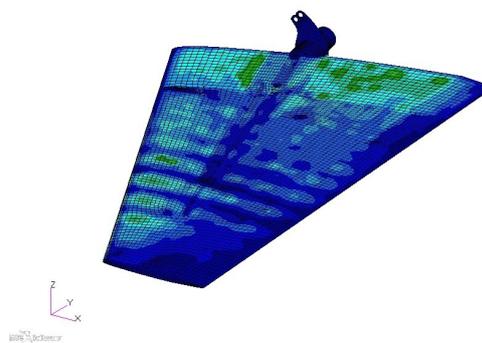


Figura 157: Caricamento nuovo HT

Osservando le immagini si notano alcune differenze nelle mappe di colore del caricamento. Questo é dovuto al fatto che a parità di pressione su un elemento piú piccolo, come nella zona di radice del modello di destra, si avrà una risultante minore; mentre questa sarà piú elevata su un elemento con maggiore area. Sono stati verificati gli OLOAD dei due casi ed é stata riscontrata una differenza del 4%, del tutto accettabile.

Un'altra limitazione della precedente analisi é stata l'utilizzo di una soluzione lineare statica, la cui scelta é dovuta al fatto che ha pochi parametri da impostare e soprattutto perché é un'analisi veloce; ideale per un fase preliminare di dimensionamento di un componente. Scelta la configurazione iniziale é possibile affinare il calcolo.

Siccome la PFA utilizza metodi non lineari é opportuno verificare che il componente resista fino a carico ultimo anche con analisi non lineari statiche che tengono in conto termini di ordine superiore al primo cosí da affinare l'analisi. Con una soluzione non lineare statica (SOL106) é possibile prevedere anche in quali zone possono comparire degli imbozzamenti (benché non sia un'analisi di buckling) che possono portare a delle concentrazioni di sforzi che non sarebbero mai identificabili con una soluzione lineare statica.

Infine l'ultima modifica che é stata effettuata riguarda i salti di spessore nei componenti in composito. Tali salti infatti devono rimanere all'interno di alcuni range, specificati nel cap. 6.1; questo fa si che vengano evitate concentrazioni di sforzi dove avvengono tali salti, infatti una variazione troppo repentina porterebbe a fattori di intaglio elevati che sovraccaricherebbero la zona interessata. Non verrà modificata la mesh, almeno per il momento, riservandosi di farlo in un futuro in caso di necessità.

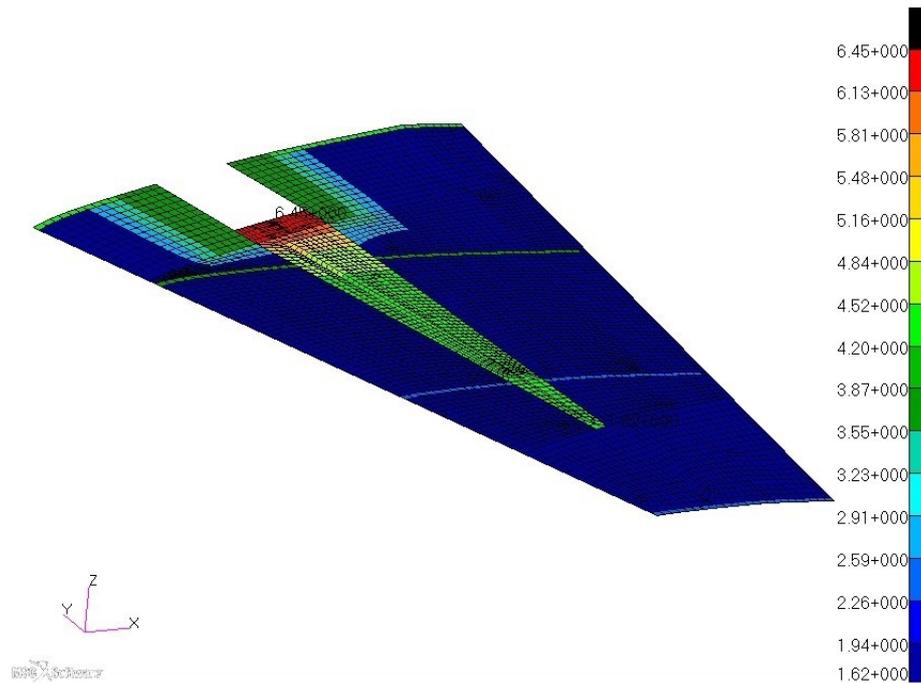


Figura 158: Salti di spessore raccordati

13.1 Confronto SOL101 - SOL106

In questo paragrafo verranno mostrate le differenze nei risultati ottenuti applicando i due metodi allo stesso componente con gli stessi caricamenti. E' possibile inoltre mettere in evidenza le differenze che hanno portato le modifiche sopra citate (carico, salto spessori laminati, ecc.) in un'analisi statica rispetto ai risultati descritti nel cap. 10.10.

L'analisi statica non lineare può risolvere problemi in cui sono presenti: contatti e grandi spostamenti. In questo caso non ci sono contatti; saranno invece presenti dei grandi spostamenti ove concessi, ossia in quelle zone del componente a parete sottile non sostenute dal nido d'ape, in altre parole dove era comparso il buckling nelle precedenti analisi. Per riconoscere un'eventuale comparsa di grandi spostamenti (imbozzamenti) è possibile confrontare le deformate del modello con i due metodi di analisi

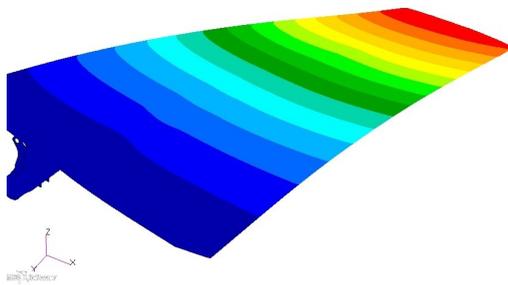


Figura 159: Deformata - SOL 101

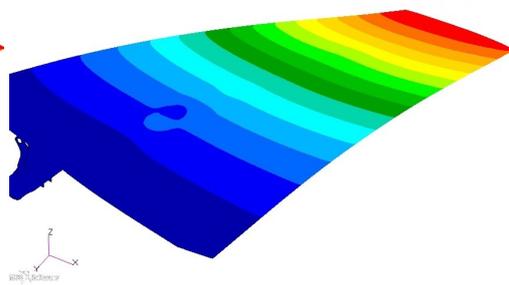


Figura 160: Deformata - SOL 106

Nelle immagini è mostrato l'intradosso dell'HT. Ci sono due differenze; la prima non si vede in quanto non è permesso stampare a video le entità delle deformazioni e riguarda la freccia massima che è aumentata tra le due analisi dell'1.3%. L'altra differenza è la comparsa di un imbozzamento che nella SOL 101 non è presente. Questa deformazione potrebbe portare ad

una concentrazione di sforzi differente rispetto alla precedente analisi per cui potrebbe essere necessaria una modifica del componente. Osservando i FI nei due casi si ha la conferma di quanto é appena stato detto

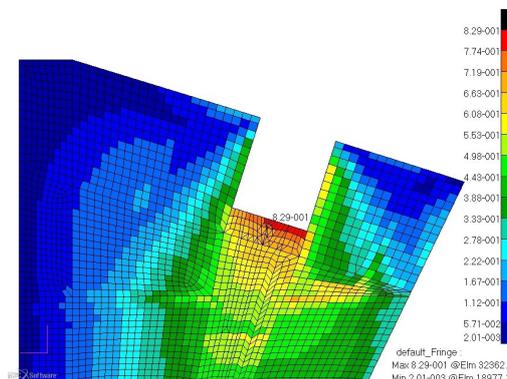


Figura 161: FI intradosso - SOL 101

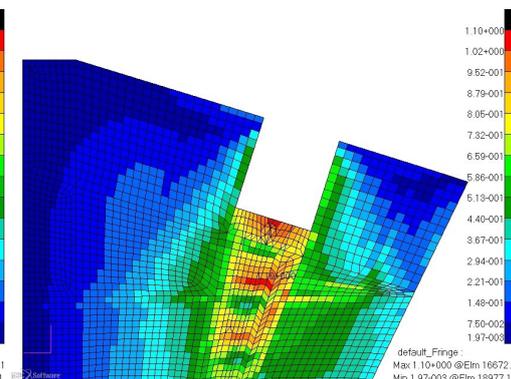


Figura 162: FI intradosso - SOL 106

Tra le due immagini infatti non varia solo l'intensità dei FI ma anche la loro distribuzione. Il valore massimo nella soluzione non lineare inoltre é maggiore di 1 perciò bisognerà intervenire per abbassarlo al di sotto dell'unità secondo la metodologia di progettazione attuale, ossia che la First Ply Failure deve avvenire oltre il carico ultimo.

Osservando inoltre la prima immagine e confrontandola con la corrispondente nel cap. 10.10 é possibile notare come le concentrazioni degli sforzi siano rilassate e non piú concentrate, soprattutto lungo la linea di incollaggio della centina. Questo é dovuto al fatto che utilizzando i giusti scalettamenti delle pelli non si introducono dannose concentrazioni di sforzi. Il confronto é stato fatto anche per il longherone che risulta essere, assieme alle superfici aerodinamiche, uno dei componenti piú sollecitati

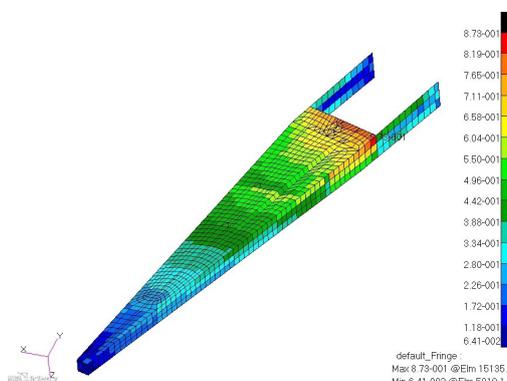


Figura 163: FI longherone - SOL 101

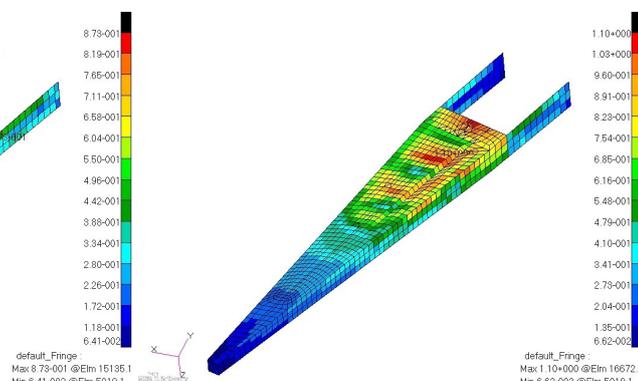


Figura 164: FI longherone - SOL 106

Anche in questo caso cambiano sia l'intensità che la distribuzione dei FI.

A questo punto verrà modificato l'HT in modo che i valori di FI rientrino nella norma utilizzando però la soluzione non lineare anzi che la lineare che risulta essere meno conservativa.

13.2 Modifiche HT con SOL 106

La soluzione adottata per eliminare l'imbozzamento é stata quella che consiste nel prolungare il corrente centrale fino all'anima del trunnion e nell'aggiungerne altri due laterali per un breve tratto di apertura cosí da diminuire le varie lunghezze libere di inflessione su cui nasceva la deformazione. Tale modifica, visto il comportamento del componente che deve

essere simmetrico, è stata fatta sia sul dorso che sul ventre dell'HT.

L'aggiunta di questi correnti non dovrebbe essere un problema dal punto di vista produttivo in quanto verrebbero incollati sulla soletta del longherone, integrata nella superficie aerodinamica, prima dell'assemblaggio finale.

La nuova configurazione è mostrata nella seguente immagine dove viene mostrato solo il lato inferiore dell'intero modello e in azzurro è rappresentata la superficie aerodinamica, in rosso la soletta del longherone, in verde il trunnion e in giallo i correnti.

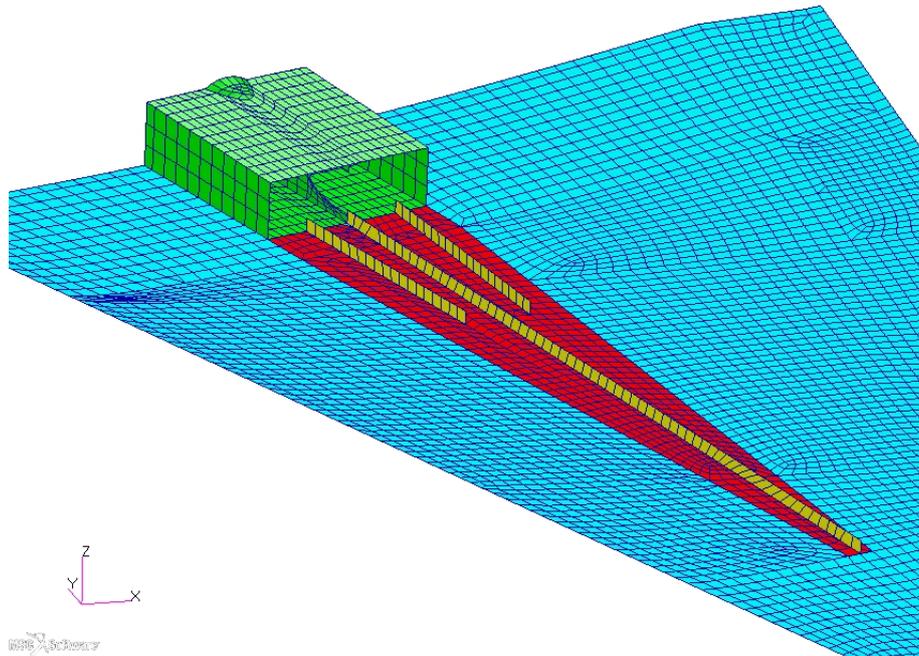


Figura 165: Modifica correnti

Osservando ora la deformazione, nell'immagine seguente

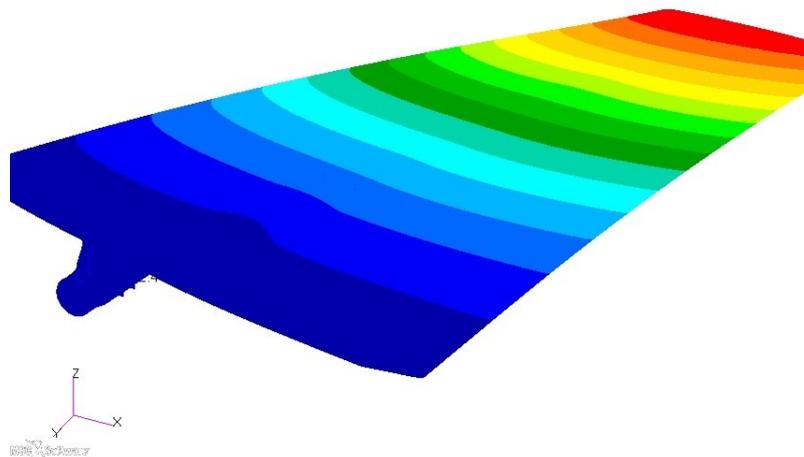


Figura 166: Deformata HT modificato

Si può notare che è ancora presente un leggero imbozzamento però molto meno marcato rispetto al precedente. L'aggiunta di questi correnti ha anche migliorato la rigidità com-

plessiva dell'HT; la freccia massima infatti é passata da 59.0% a 57.3%. Anche per quanto riguarda i FI la situazione é molto migliorata; ora sono tutti al di sotto dell'unitá ed hanno un distribuzione molto piú regolare, senza concentrazioni.

Tutte queste modifiche (raccordi salti di spessore e aggiunta correnti) hanno inevitabilmente aumentato il peso del componente, ma hanno anche portato, come già detto ad un aumento di rigidezza. Il peso FEM risulta essere pari al 107.3% contro il 104.9% del modello precedente che si traduce in aumento percentuale del 2.4%.

Nelle seguenti immagini sono mostrati i FI della nuova configurazione.

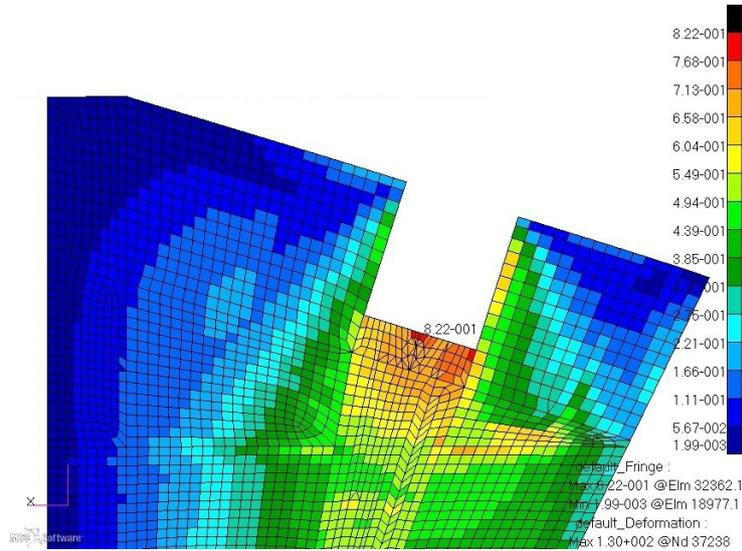


Figura 167: FI intradosso

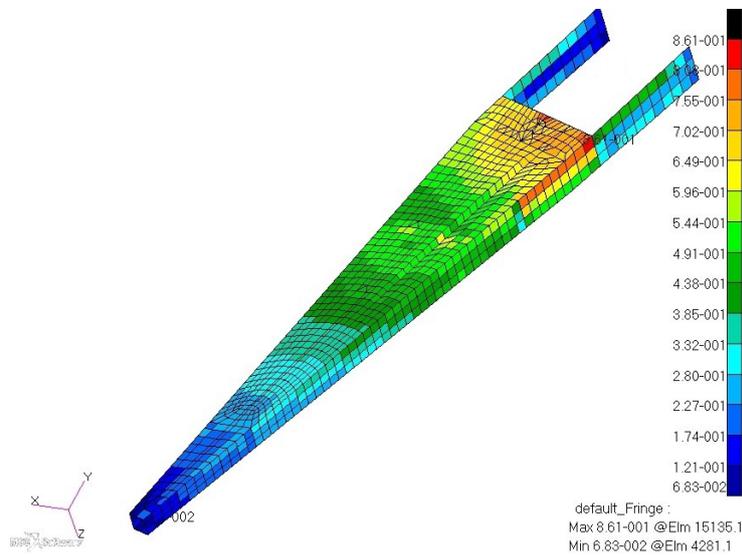


Figura 168: FI longerone - Ventre

14 Progressive Failure su HT

Ultimata l'analisi tradizionale del componente é ora possibile, sulla base di quanto scoperto nel capitolo 2 eseguire delle analisi a Progressive Failure che consentano di valutare il margine a disposizione tra FPF e prima cricca. Questo margine verrà poi utilizzato per eseguire nuove analisi statiche al fine di alleggerire il componente che verrà verificato nuovamente con la Progressive Failure al fine di rispettare i seguenti requisiti:

- Carico di FPF compreso tra i Limit Loads e gli Ultimate Loads
($1.0 < n_{FPF} < 1.5$)
- Carico di nascita della prima cricca superiore agli Ultimate Loads
($n_{CRI} > 1.5$)
- Peso possibilmente al di sotto dell'HT attuale o per lo meno di poco superiore
($P_{attuale} = 100.0\%$)
- Freccia massima non superiore al 70% rispetto a quella dell'HT attuale

- Tutte le verifiche svolte in precedenza su componenti in materiali metallici e riempitivi devono dare esito positivo
($M.S. > 0$)

Nelle analisi che verranno a breve mostrate é sorto il problema di dover modellare meglio la giunzione HT-Trunnion. Questo perché l'analisi danneggia, come già spiegato nei precedenti capitoli, progressivamente il componente partendo dall'elemento con il FI piú elevato. In un'analisi lineare o non lineare senza cedimenti questo non porta alcuna differenza in quanto é sufficiente eliminare gli elementi dalla visualizzazione dei risultati per non avere alterazioni in questi ultimi. Se invece é presente un danneggiamento e quindi delle degradazioni di proprietà del materiale gli sforzi si ridistribuiscono attorno all'elemento rotto sovraccaricando gli elementi adiacenti che potrebbero essere i prossimi a rompersi. Questo potrebbe falsare l'analisi in quanto non essendo la giunzione rappresentativa della realtà porterebbe a rotture che non avverrebbero mai in quelle zone, nascondendo probabilmente cedimenti che nascerrebbero in altri punti in un contesto reale.

Per ovviare a questo problema ci sono due metodi: escludere le zone di interfaccia HT-Trunnion dalla Progressive Failure oppure alzare gli ammissibili del composito sull'interfaccia affinché la rottura non parta sicuramente da quella zona. Si é scelto di proseguire con la seconda opzione ma nulla sarebbe cambiato se fosse scelta la prima.

Per quanto riguarda la giunzione la sua progettazione esula dagli scopi di questa tesi; verrà dimensionata in futuro con metodi aziendali classici ben consolidati essendo questa la zona piú critica del componente.

14.1 HT risultato dalle precedenti analisi

L'HT risultato dalle precedenti analisi é un esempio di come potrebbe essere realizzato al giorno d'oggi in azienda, ossia con del tessuto che, come già detto, é piú facile da stendere, da maneggiare e da posizionare sugli stampi al contrario dell'unidirezionale che tende a sfaldarsi e a non seguire in maniera corretta le curve del componente in fase di impilamento. Tuttavia, come si é visto nel par. 3.4, il tessuto anche se piú utilizzato é quello che ha presentato minori vantaggi dal punto di vista della Progressive Failure; si verificherá ora, quanto osservato sui provini, su di un componente complesso come l'HT.

Quello che ci si aspetta da questa analisi é che si comporti fino alla FPF grosso modo come la SOL106 del precedente capitolo, in particolare la FPF dovrebbe avvenire nello stesso punto all'incirca allo stesso livello di carico e la deformata dovrebbe essere confrontabile nei due casi sia come forma che come entità. Ovviamente i confronti dovranno essere fatti ad un livello di carico il piú simile possibile. La SOL106 é stata effettuata utilizzando come fattore di carico massimo 1.5, perciò nella PFA occorrerà utilizzare i valori del passo che abbia tale fattore piú vicino possibile a quello dell'analisi precedente.

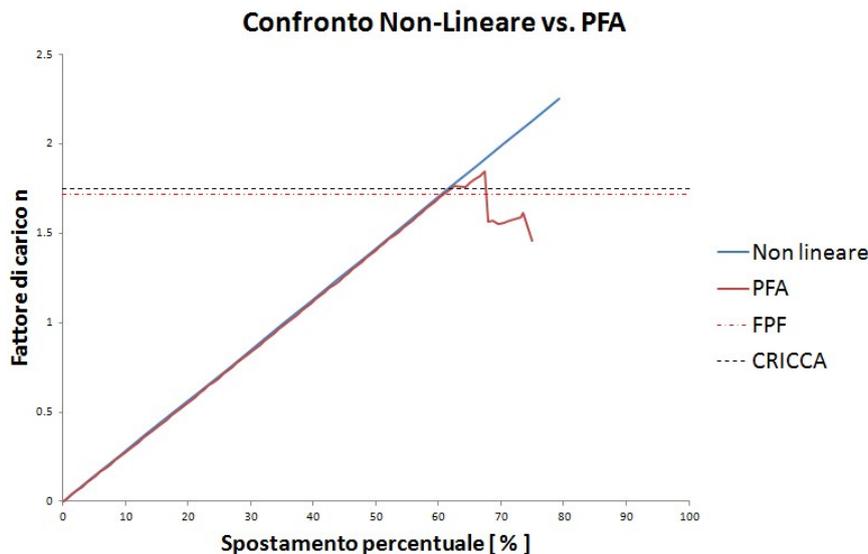


Figura 169: Confronto analisi non lineare e PFA

L'analisi di Progressive Failure, rappresentata in figura, è stata svolta con un metodo adattivo Newton-Raphson fino al valore di rottura, dopo di che si è proseguito con un Arc-Length per avere un andamento qualitativo della curva a componente ormai collassato anche se è stato constatato che tale metodo non è preciso; non dovendo però fare considerazioni oltre la rottura è accettato in quella zona. Nell'immagine si può inoltre notare quanto supposto inizialmente, ossia che l'analisi non lineare e la PFA siano molto simili fino alla comparsa della FPF (anche se la differenza più marcata si ha dalla cricca in poi). Dal grafico si nota subito come il margine tra la FPF e la nascita della cricca sia molto esiguo.

Avendo verificato dal grafico che le deformate sono praticamente identiche (infatti lo spostamento massimo percentuale in ascissa è riferito allo stesso elemento in entrambe le analisi) occorre verificare che anche i FI siano simili tra loro. A tale scopo si confronta il massimo Failure Index ottenuto nel par. 13 che compare sull'anima anteriore del longherone (fig. 168) ed ha un valore di 0.861 con il massimo ottenuto con la PFA; questo compare nella stessa zona del componente e ha un valore molto simile, ossia 0.881. Ovviamente questo confronto è stato fatto a parità di livello di carico per entrambe le analisi, in particolare agli ultimate load ($n = 1.5$).

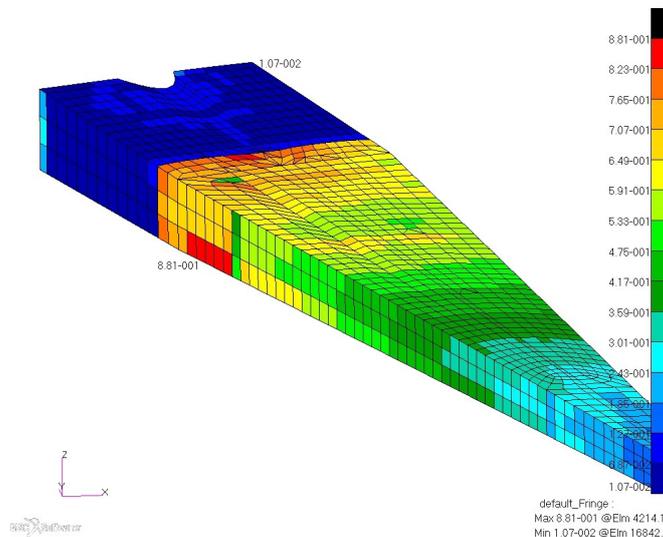


Figura 170: FI ottenuti mediante PFA - Ultimate Loads

Si nota subito la modifica citata in precedenza; la zona di interfaccia con il Trunnion ha un colore blu, ossia FI bassi, questo non perché siano presenti sforzi/deformazioni di piccola entità ma perché gli ammissibili sono stati aumentati per tutelarsi da risultati falsati. Non essendo presenti non-linearità fino alla FPF ci si aspetta che questa avvenga nello stesso elemento in cui il FI era massimo, analizzando infatti il passo precedente alla FPF si ottiene quanto segue

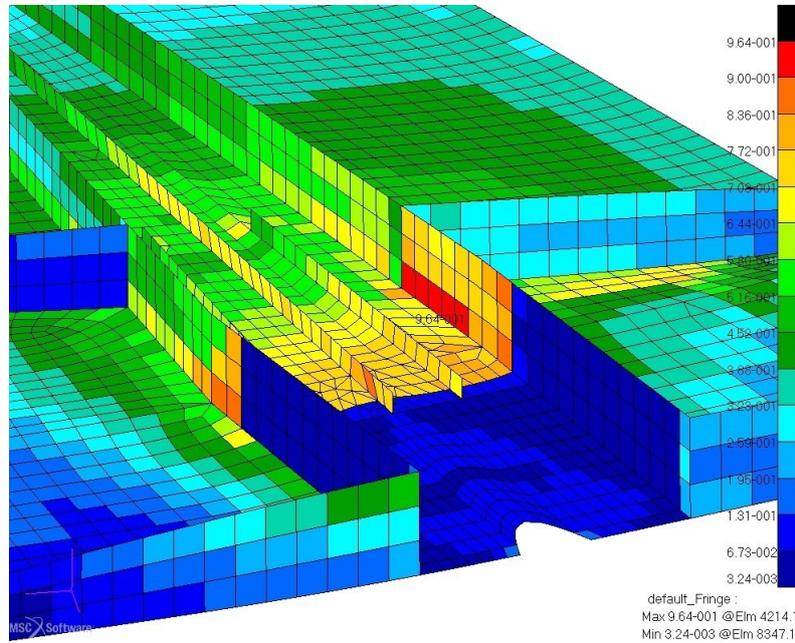


Figura 171: Passo precedente alla FPF

Essendo l'anima del longherone caricata soprattutto a taglio ci si aspetta che ceda per un carico posto a $\pm 45^\circ$ e così è confermato dalla seguente immagine.

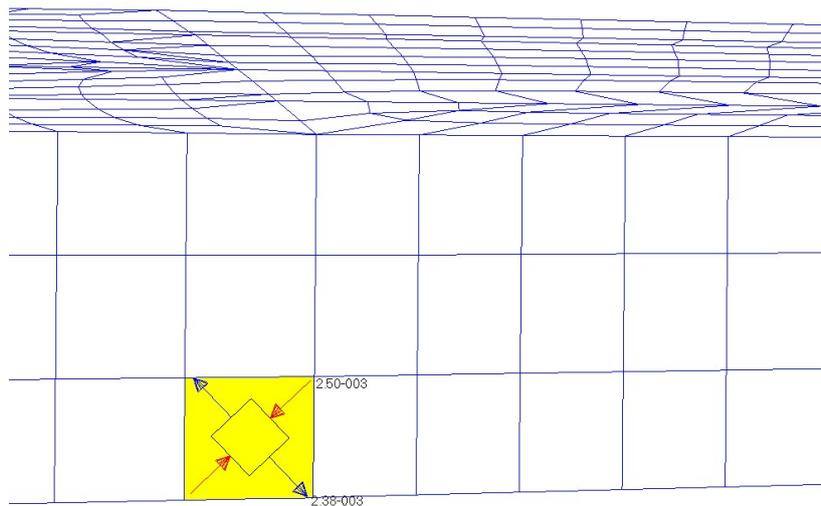


Figura 172: Primo elemento in FPF - Tensore deformazioni

Come si nota, la deformazione a compressione è pari a circa $2500\mu\varepsilon$, dove l'ammissibile è

$2600\mu\epsilon$. Eseguendo il semplice calcolo del Failure Index si ottiene $2500/2600 = 0.961$ che è quello, approssimazioni a parte, rappresentato nell'immagine all'inizio della precedente pagina.

Il livello di carico del passo considerato è $n = 1.6555$ per cui è possibile calcolare l'effettivo fattore n , supponendo di poter considerare l'andamento lineare all'interno dei passi fino alla FPF, utilizzando la seguente equazione

$$n_{FPF} = \frac{n_{passo}}{FI} = \frac{1.6555}{0.964} = 1.719 \quad (46)$$

Come prevedibile incrementando ulteriormente il carico si giunge alla nascita della prima cricca sull'elemento che per primo era giunto a FPF, rappresentato in rosso nell'immagine seguente

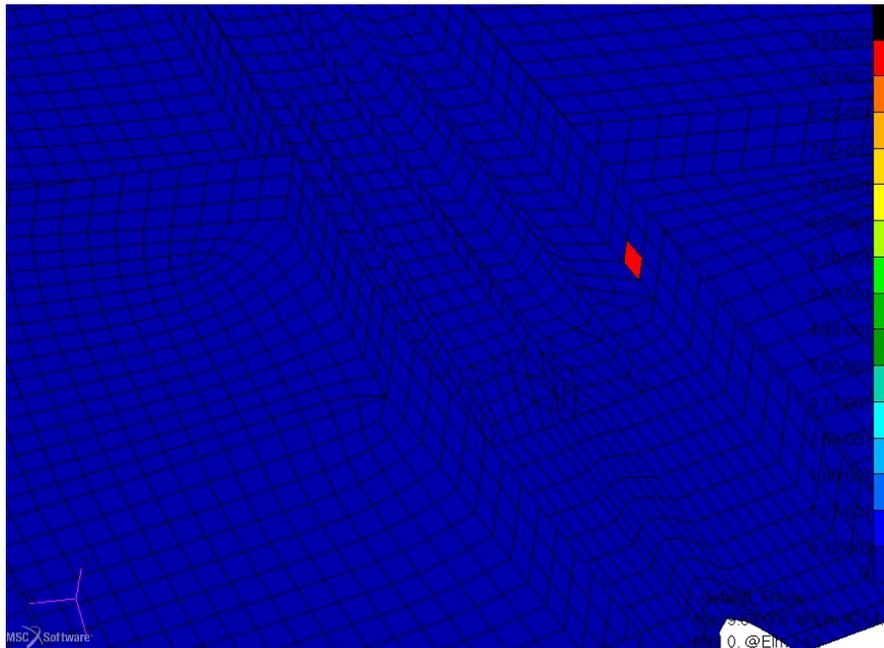


Figura 173: Nascita cricca

Il livello di carico a cui avviene questo fenomeno è pari a $n = 1.747$. Come già riscontrato dal grafico iniziale, quanto visto su provini semplici si ripercuote anche su componenti complessi; ossia che il tessuto è poco indicato per la Progressive Failure Analysis. La differenza di carico tra cricca e FPF è infatti di solo 2.8% la quale non giustifica, a giudizio di chi sta scrivendo, una progettazione computazionalmente pesante quale è la Progressive Failure. Il guadagno di peso sarebbe infatti irrisorio. In questo caso essendo il FI a $n = 1.5$ pari a 0.881 si potrebbe pensare di ridurre il peso fino ad ottenere un FI vicino all'unità a un fattore di carico prossimo a 1.5 però con analisi classiche statiche lineari o non in quanto la Progressive Failure Analysis non porterebbe vantaggi apprezzabili.

Per quanto stabilito, ossia focalizzare l'attenzione su FPF e cricca, l'analisi sarebbe ultimata. Proseguendo comunque nella parte ascendente della curva si nota che la cricca si propaga negli elementi adiacenti che subiscono i carichi ridistribuiti non più sostenuti dall'elemento completamente rotto, nel punto dove inizia il corrente non per una redistribuzione di carico ma per un vero e proprio sovraccarico dovuto alla discontinuità introdotta dalla presenza del corrente (era infatti un dei punti in cui ci si aspettava la nascita della cricca); l'inizio del corrente porta infatti ad una discontinuità dovuta al fatto che, nonostante il suo compito sia ridurre la lunghezza libera per i buckling, il corrente si carica assialmente e trasmette gli sforzi assiali lungo l'apertura. Giunti nel punto in cui inizia il corrente e non essendoci più nulla a cui trasferire lo sforzo è inevitabile che si vadano a sovraccaricare sia la parte iniziale di corrente che la zona di superficie aerodinamica su cui è incollato; essendo il corrente meno spesso di quest'ultima si rompe per primo. Un pó a sorpresa invece si danneggia una zona

centrale del corrente dove ci si aspettava non succedesse nulla di localizzato non essendoci discontinuità di carico, di geometria o di laminazione.

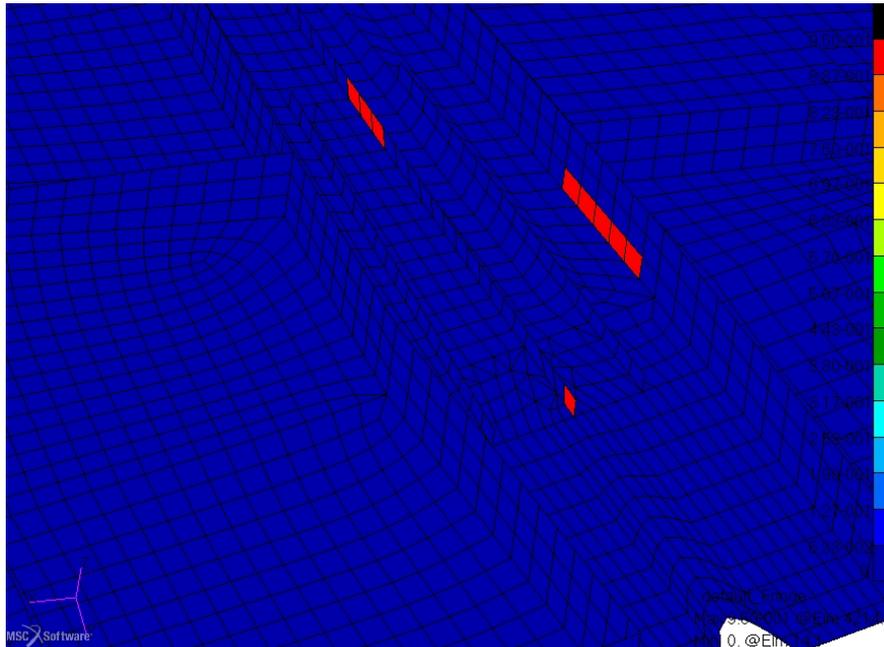


Figura 174: Propagazione cricca

Procedendo con un'analisi di dettaglio della zona interessata dalla propagazione della cricca per comprendere il motivo sono state visualizzate le deformazioni e questo é quanto é stato riscontrato

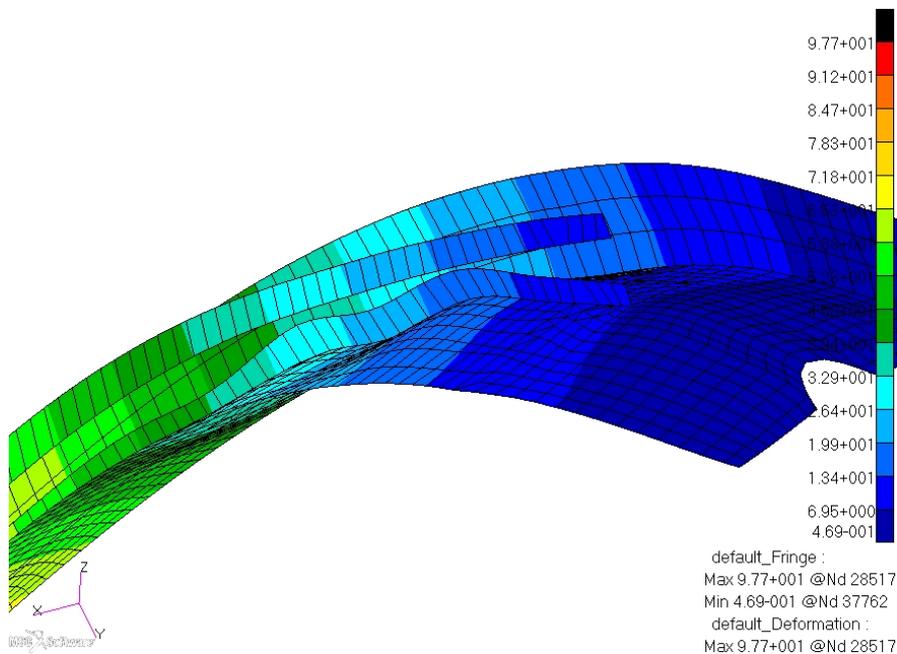


Figura 175: Instabilità corrente e solette inferiore

Nell'immagine, in cui la visualizzazione é affetta da un fattore di scala per meglio apprezzare le deformazioni, si nota che, a causa dell'aumento di carico, nasce un'instabilità che provoca grandi deformazioni/sforzi all'interno dei componenti e li porta a rottura in zone in cui normalmente non dovrebbe succedere nulla.

Incrementando ulteriormente il carico, come ci si aspetta, la cricca propaga dopo di che l'analisi perde di significato divenendo poco rappresentativa della realtà.

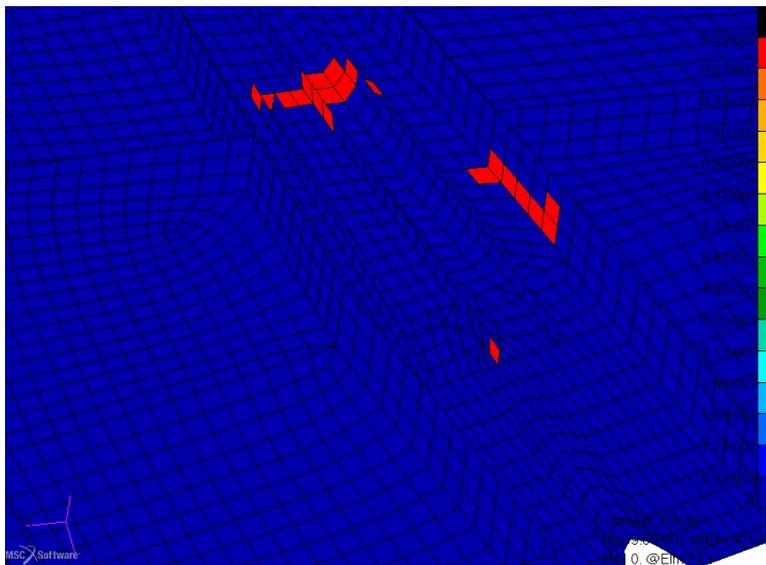


Figura 176: Propagazione cricca - Pre rottura

Avendo dunque constatato che il componente, costruito secondo gli standard attualmente utilizzati in azienda, non è indicato per un dimensionamento a Progressive Failure verrà nel successivo capitolo analizzato un componente che esula da tali standard. Sarà infatti realizzato interamente in unidirezionale per valutare se anche per componenti complessi, come per i provini, si abbia un maggiore vantaggio in questo tipo di analisi.

Tuttavia è possibile trarre delle conclusioni riguardanti il modello in questione, in particolare si focalizza l'attenzione (essendo tutte le verifiche già state soddisfatte in precedenza) su peso e deformata. Il primo parametro è fermo al 107.4% ossia il 7.4% in più rispetto a quello di partenza mentre le misure ricavate dagli appositi nodi indicano, come già si poteva intuire dalla freccia massima, una rigidità maggiore come risultato di una deformata più contenuta.

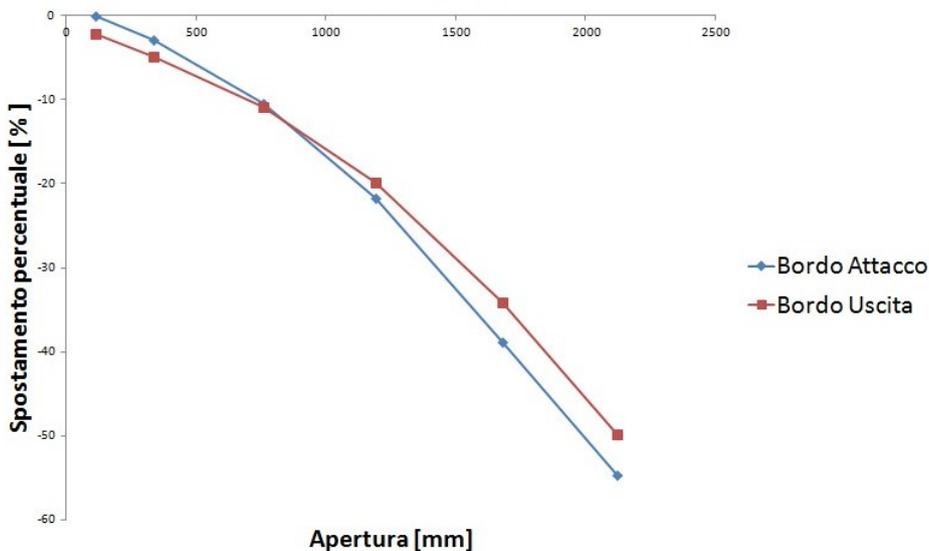


Figura 177: Lettura spostamenti

15 HT realizzato in unidirezionale

Dopo aver stabilito che il tessuto poco si presta ad analisi di Progressive Failure anche per componenti complessi é stato realizzato un HT completamente in unidirezionale. Questo componente, come già detto, uscirebbe dagli standard aziendali e risulterebbe più complicato da realizzare ma dovrebbe avere dei sostanziali vantaggi. Il primo é un comportamento migliore nei confronti della Progressive Failure, il secondo riguarda le fibre del materiale in questione che rispetto a quelle del tessuto (almeno per i materiali a disposizione) sono migliori in termini di modulo elastico e questo va a beneficio della rigidità. I problemi sono principalmente la drappabilità³⁸, il numero di lamine che é inevitabilmente maggiore (in primissima approssimazione é possibile affermare che 1 lamina di tessuto a 0° corrisponde a 2 lamine di unidirezionale a 0 e 90°) e lo spessore minore rispetto a quello del tessuto che potrebbe peggiorare il comportamento della struttura a buckling.

Durante la nuova laminazione si é preferito, a favore della rigidità flessionale dell'intero componente, porre molte lamine in direzione dell'apertura. Dopo diverse analisi la nuova laminazione definitiva per le superfici aerodinamiche risulta la seguente

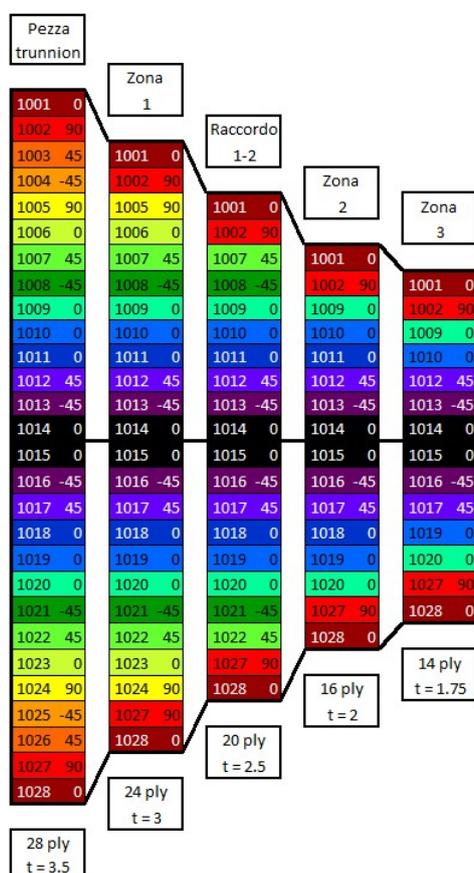


Figura 178: Laminazione partenza HT - Superfici aerodinamiche

Nell'immagine le varie zone indicate sopra alle laminazioni sono le stesse del modello precedente. Come si nota gli spessori sono leggermente inferiori rispetto ai precedenti.

Anche tutti gli altri componenti in composito sono stati realizzati in unidirezionale, tenendo però la stessa laminazione per tutta la superficie del componente come nel caso precedente semplicemente per avere poche variabili in gioco; essendo l'analisi computazionalmente pesante, é preferibile concentrare l'attenzione su pochi componenti e apportare modifiche mirate a meno che non si abbia a disposizione tempo e memoria illimitati e purtroppo non é questo il caso. In base ai risultati precedenti, anche nelle analisi statiche, si é visto che i

³⁸Attitudine di un materiale a seguire le forme di uno stampo

componenti con piú margine di miglioramento sono le due superfici aerodinamiche perciò ai restanti componenti é stata prestata minor attenzione. Le laminazioni dei nuovi componenti sono le seguenti:

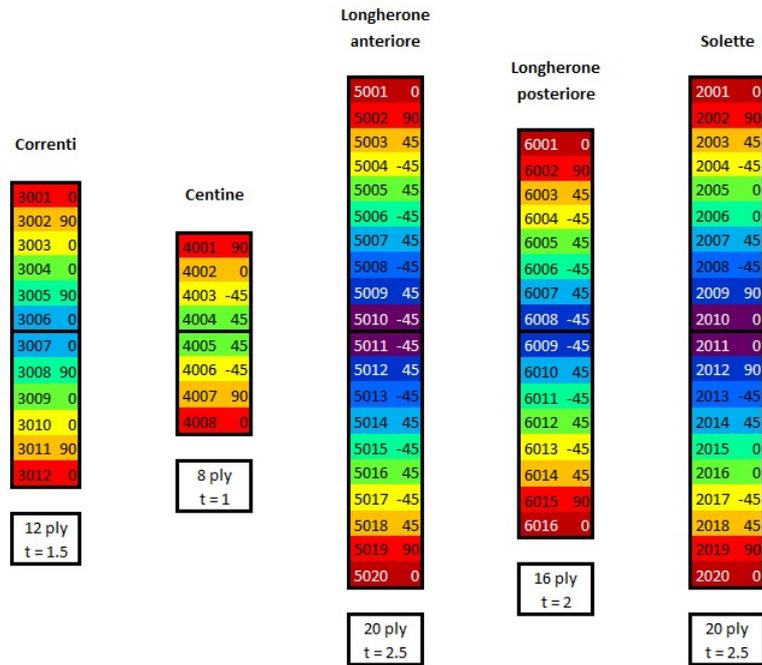


Figura 179: Laminazione partenza HT - Altri componenti

Queste laminazioni sono il risultato di analisi statiche non lineari su questo nuovo componente. Allo stato attuale é come verrebbe progettato al giorno d'oggi. Nell'immagine seguente é possibile osservare la distribuzione degli spessori nei vari elementi che compongono l'HT

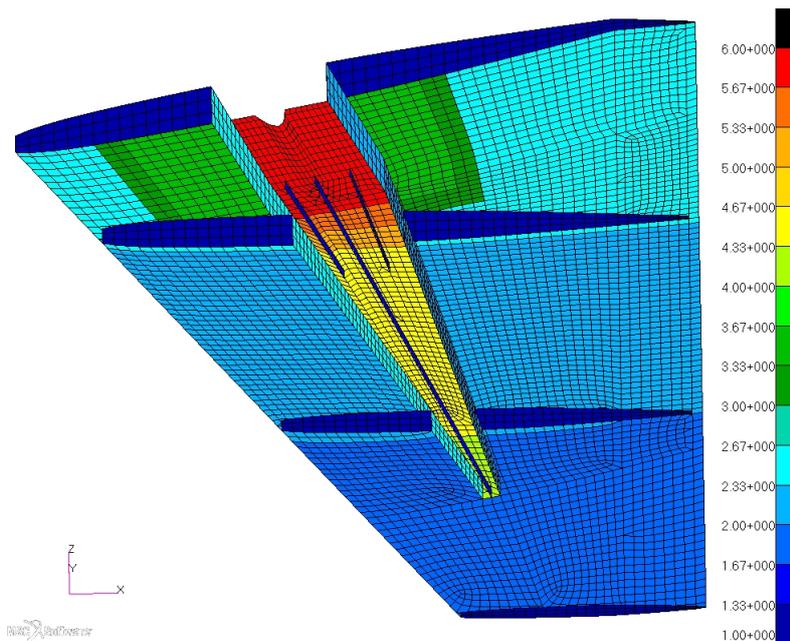


Figura 180: Nuovi spessori HT

Tutti gli altri componenti (trunnion, bordo d'attacco e nido d'ape) sono rimasti uguali al precedente modello.

15.1 Verifiche sul componente

Verranno ora mostrate le stesse verifiche effettuate al modello in tessuto applicandole a quello in questione, mostrando semplicemente i risultati per evitare di appesantire la trattazione. Partendo dai componenti in composito é possibile osservare i FI in cui si nota che la zona critica in questo caso si é spostata dall'anima anteriore del longherone alla superficie aerodinamica inferiore a ridosso dell'attacco al trunnion.

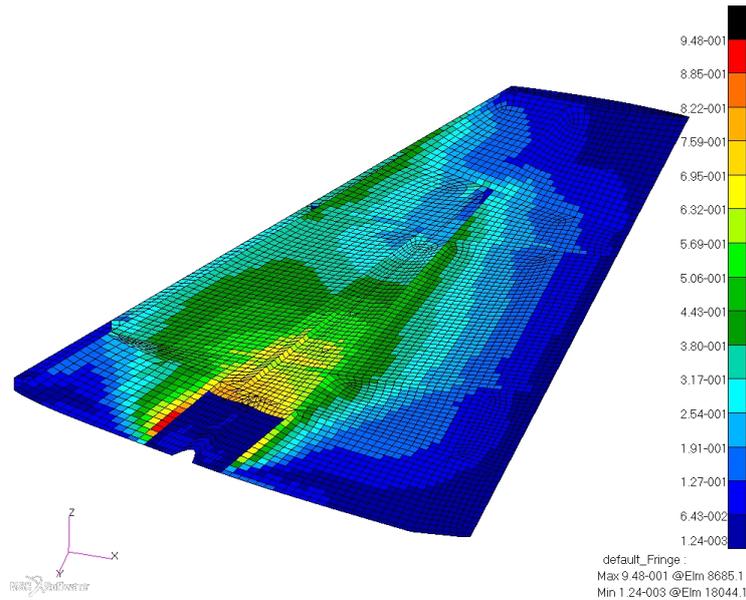


Figura 181: Failure Index superficie aerodinamica inferiore

Il valore del FI massimo é 0.948, valore accettabile per il dimensionamento in corso. Ed é dato da un carico di compressione inclinato a 45°, come mostra la seguente immagine

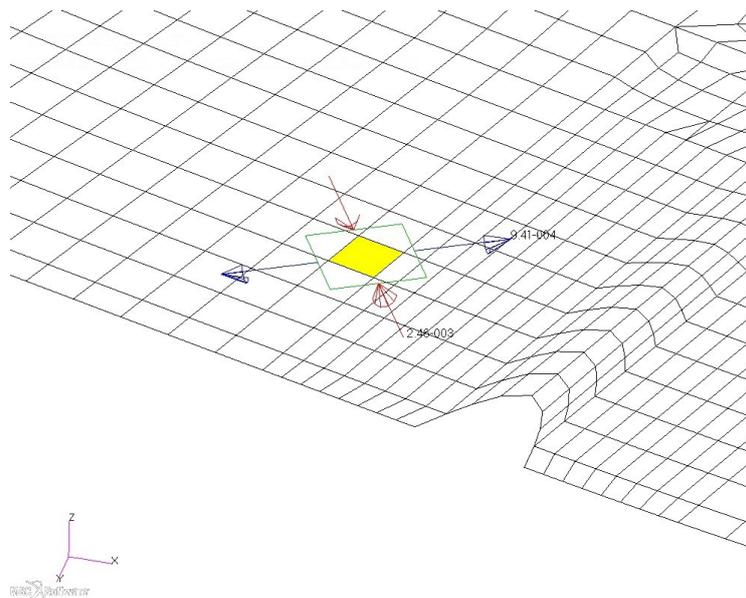


Figura 182: Tensore delle deformazioni

Eseguendo il calcolo del FI per quell'elemento si ottiene $0.00246/0.0026 = 0.946$ che, approssimazioni a parte, è uguale a quello massimo indicato in fig. 181. Per quanto riguarda i componenti realizzati in materiale metallico è stata svolta la consueta verifica di Von Mises, in particolare

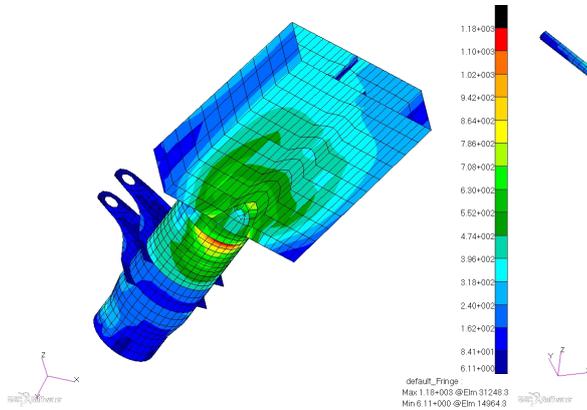


Figura 183: σ_{VM} Trunnion

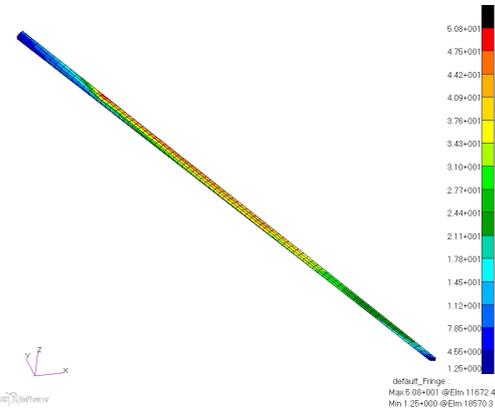


Figura 184: σ_{VM} Bordo d'attacco

Tali risultati forniscono i seguenti margini di sicurezza

| Componente | Materiale | σ_{VM}^{max} [MPa] | σ_{amm} [MPa] | M.S. |
|-----------------|-----------|---------------------------|----------------------|-------|
| Trunnion | Acciaio | 1175.5 | 1321 | 0.124 |
| Leve | Titanio | 225.0 | 809 | 2.595 |
| Bordo d'attacco | Alluminio | 50.8 | 427 | 7.405 |

Tutti i componenti metallici superano le verifiche, essendo tutti i margini di sicurezza al di sopra dello 0.

Sono stati infine analizzati i MS dei nidi d'ape

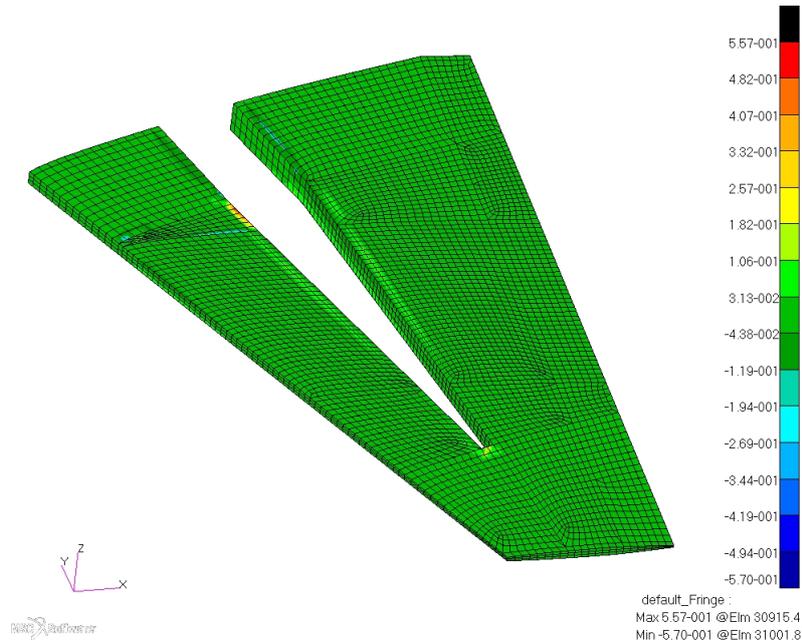


Figura 185: Nido d'ape - Componente sforzo in Z

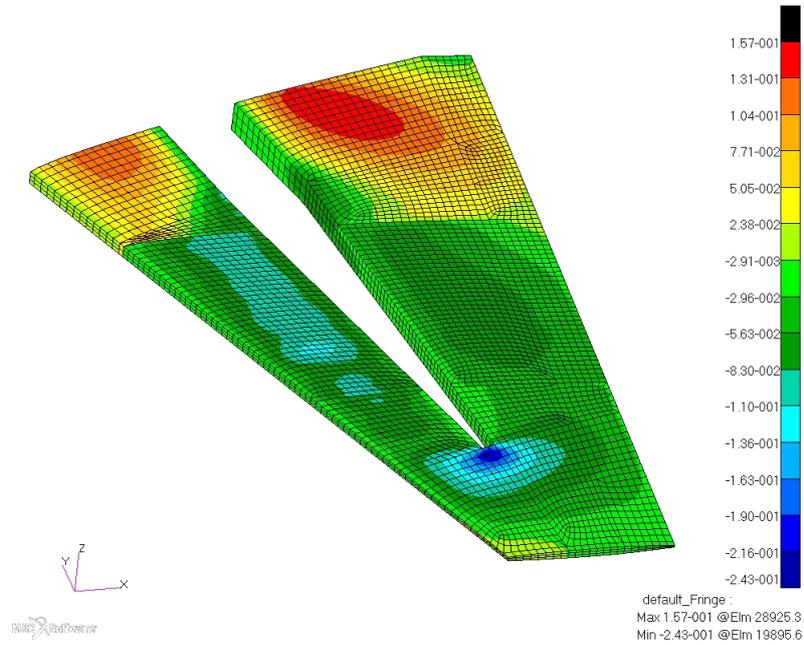


Figura 186: Nido d'ape - Componente sforzo in L

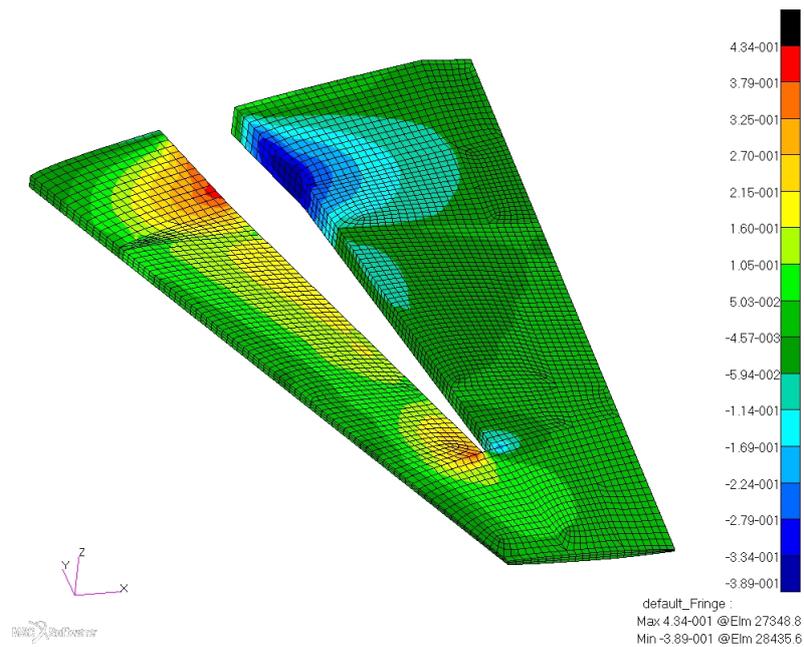


Figura 187: Nido d'ape - Componente sforzo in W

Utilizzando gli stessi ammissibili riportati in tab. 21 si sono ottenuti i seguenti risultati

| | $ \sigma_Z _{max}$ | $ \tau_L _{max}$ | $ \tau_W _{max}$ | $M.S._Z$ | $M.S._L$ | $M.S._W$ |
|--------|--------------------|------------------|------------------|----------|----------|----------|
| Zona 1 | 0.570 | 0.157 | 0.434 | 5.33 | 6.01 | 0.41 |
| Zona 2 | 0.128 | 0.118 | 0.192 | 14.94 | 5.53 | 1.29 |
| Zona 3 | 0.293 | 0.234 | 0.213 | 1.46 | 0.79 | 0.08 |

In tabella è stato utilizzato il modulo degli sforzi. Questo perché l'ammissibile a trazione e quello a compressione sono stati presi uguali, altrimenti si sarebbe dovuto calcolare un margine di sicurezza a trazione e uno a compressione; prendendo invece il massimo modulo tra positivi e negativi ci si mette sempre nella condizione peggiore.

Nonostante ciò tutti i margini di sicurezza sono positivi, ne consegue che anche il nido d'ape sostiene senza problemi i carichi a cui è sottoposto.

Ultima ma non meno importante è la verifica a buckling del componente. Avendo inserito i correnti laterali per limitare l'imbozzamento ci si aspettano autovalori elevati in quanto le lunghezze libere di inflessione sono state dimezzate. L'analisi ha infatti evidenziato il primo autovalore pari a 1.685 associato alla seguente deformata

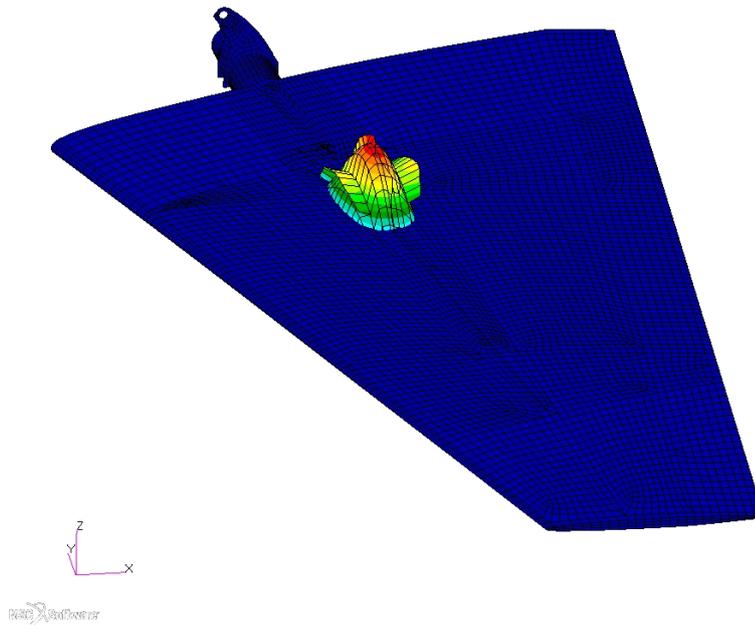


Figura 188: Deformata associata al primo autovalore

Essendo il primo autovalore quello di modulo minimo è inutile ricercarne altri in quanto nella realtà se dovesse nascere un'instabilità avverrebbe al carico di buckling più basso (ossia il primo che si incontra aumentando il carico), associato quindi al primo autovalore. Anche questa verifica è soddisfatta.

La presenza di un autovalore abbastanza elevato lascia buone speranze per la futura Progressive Failure Analysis sul componente, infatti l'obiettivo è quello di abbassare il peso togliendo delle lamine e ammettendo delle Ply Failure prima dei carichi ultimi. Il problema potrebbe risiedere nel fatto che andando a togliere pelli per abbassare il carico di FPF si abbasserebbe anche il carico critico ove nasce l'instabilità, essendo questa legata allo spessore del pannello su cui agisce. Avere dunque un alto autovalore garantisce un ampio margine su cui poter agire senza incorrere in problemi di instabilità.

15.2 Considerazioni finali

Il nuovo componente è stato dimensionato partendo subito dall'analisi non lineare per evitare i problemi riscontrati con l'analisi lineare nell'HT precedente, ossia la mancata individuazione di un'instabilità che portava la soletta inferiore a rompersi prima dei carichi ultimi. Superate tutte le verifiche è il momento di valutare i due fattori chiave del componente: peso e rigidità.

Il primo fattore ha un valore del 109.6%, molto simile al 107.4% del modello in tessuto. La sua rigidità verrà ricavata basandosi sulle misure di spostamento rilevate dai nodi di misura.

Avendo più fibre in direzione dell'apertura ed essendo queste più prestanti di quelle che compongono il tessuto è lecito aspettarsi che questo HT sia più rigido della sua controparte in tessuto. Le seguenti immagini che mostrano la deformata e le letture degli spostamenti

rispettivamente lo confermano.

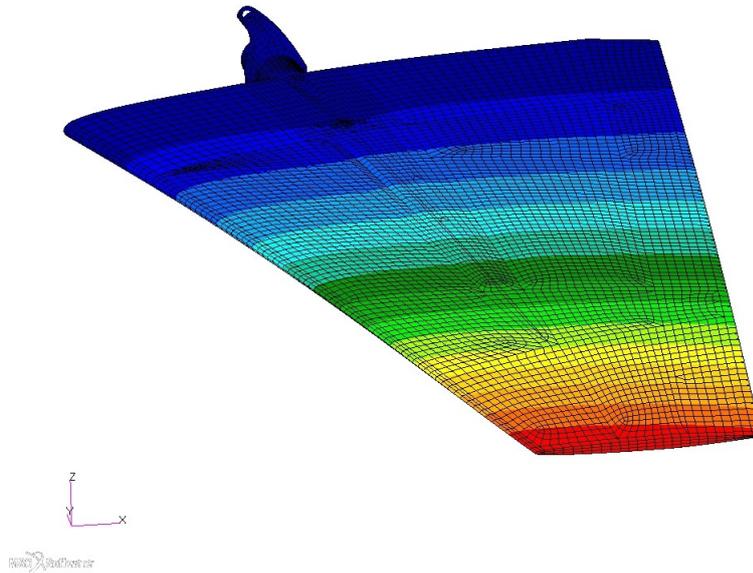


Figura 189: Deformata

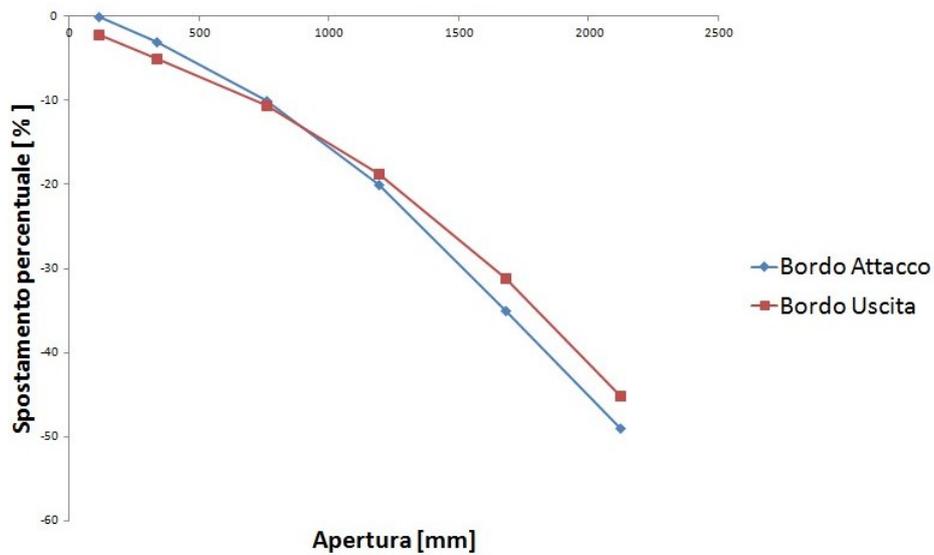


Figura 190: Letture spostamenti

Si nota subito come una deformata massima di 48.8% sia un valore molto ridotto che sta ad indicare un guadagno in rigidità pari a circa il doppio rispetto al modello attuale. Ora che il dimensionamento classico è stato effettuato verrà applicata, come per il modello precedente, una Progressive Failure Analysis al fine di stabilire quanto margine di miglioramento si abbia a disposizione per poi procedere (in caso di convenienza) con le modifiche per portare la FPF al di sotto dei carichi limite e al contempo lasciare la nascita della cricca al di sopra dei carichi ultimi.

15.3 Progressive Failure Analysis

Come appena anticipato verrà ora svolta un'analisi a danneggiamento progressivo con l'obiettivo di stabilire quanto margine si disponga per poter alleggerire il componente. Prima di tutto, come di consueto è stata eseguita un'analisi non lineare di riferimento per settare correttamente i parametri della nuova soluzione.

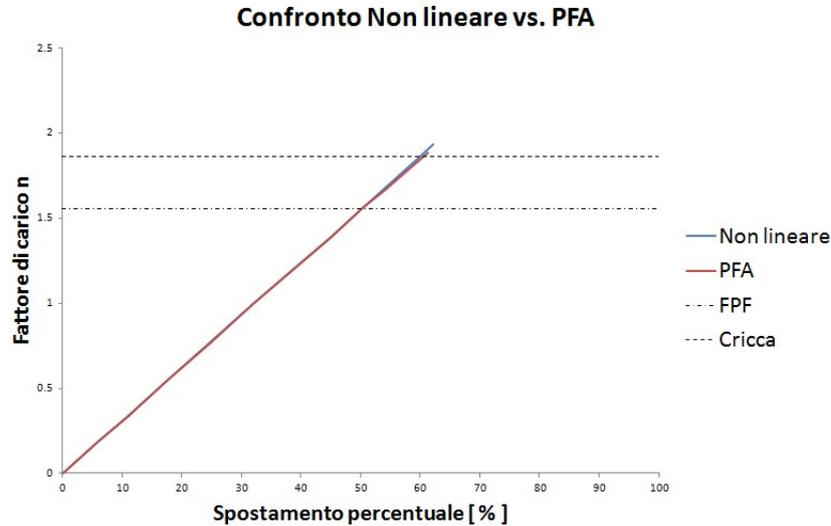


Figura 191: Confronto analisi non lineare e PFA

Già dall'immagine si nota quanto il margine sia molto più elevato rispetto al caso precedente; quanto riscontrato per i provini vale anche su componenti più complessi, ossia che la Progressive Failure si presta meglio su componenti realizzati in unidirezionale. Nel caso in questione si è ottenuto un'analisi non convergente ma dai risultati intermedi validi. La non convergenza è probabilmente dovuta al fatto che dopo la nascita della cricca questa si propaga talmente rapidamente da far cedere l'intero componente di schianto; questo cedimento catastrofico porta con sé un notevole numero di non linearità che il solutore non riesce ad individuare. Essendo comunque la zona di interesse quella precedente alla nascita della cricca si prende come buona l'analisi.

La FPF deve essere nello stesso punto in cui si trovava nell'analisi non lineare e questo è verificato dalla seguente immagine

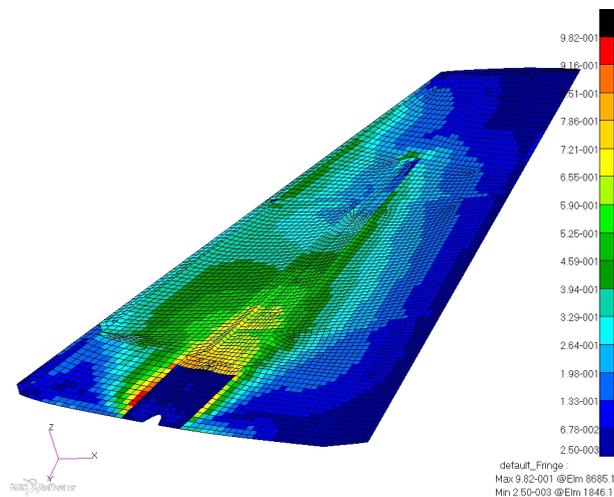


Figura 192: Failure Index - Passo precedente alla FPF

Il valore del carico di FPF é pari ad 1.525 (fattore di carico del passo in questione) riscalato attraverso il FI di 0.982, ossia $n = 1.553$. Tale valore cambia leggermente rispetto la soluzione non lineare. Essendo comunque la differenza di solo 1.8% si ritiene l'analisi appena svolta accettabile. A questo punto occorre identificare il livello di carico a cui nasce la prima cricca. Tale valore é $n = 1.865$ e, come si nota nell'immagine sottostante, la cricca nasce nell'elemento che per primo é arrivato a FPF

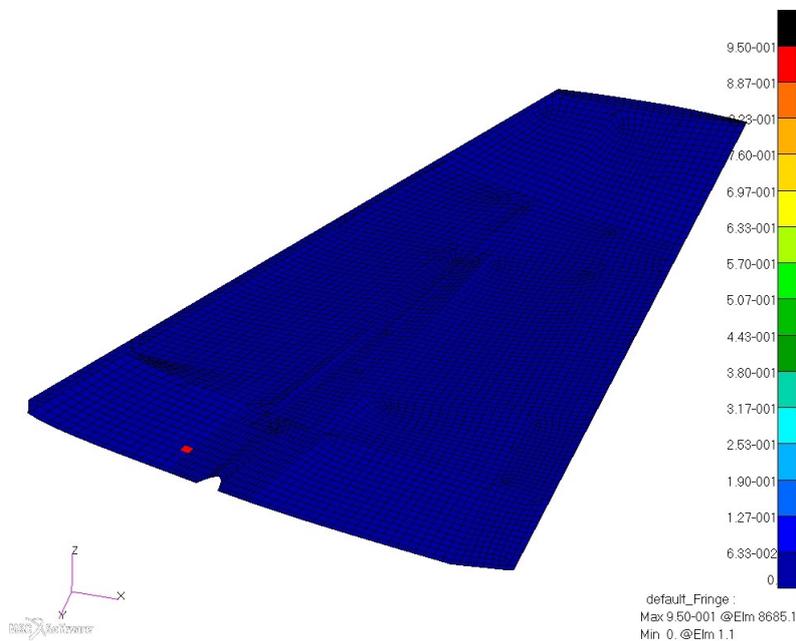


Figura 193: Nascita della cricca

Nell'immagine seguente invece si vede la propagazione della cricca fino al passo precedente al cedimento catastrofico. Il valore di carico del passo in questione é $n = 1.869$, vicinissimo a quello di nascita della cricca; questo fatto sta ad indicare quanto rapidamente questa propaghi e porti a rottura l'intero componente.

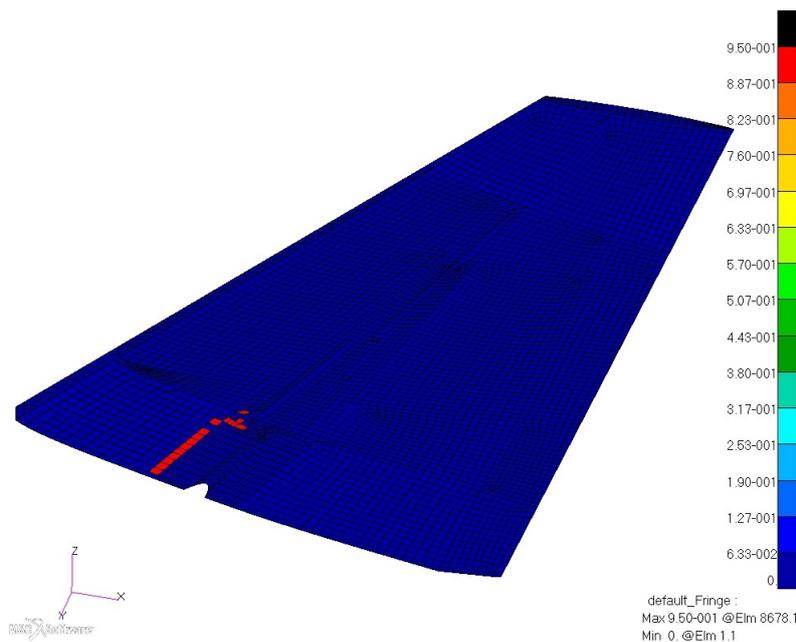


Figura 194: Propagazione cricca

Analizzando dunque i risultati di FPF e di nascita della cricca é possibile ricavare un margine di fattore di carico su cui agire per alleggerire il componente. Tale valore é ricavato semplicemente

$$\Delta n = n_{cric} - n_{FPF} = 1.865 - 1.553 = 0.312 \quad (47)$$

Si ha dunque un margine di carico di circa 30% su cui poter agire. Questo non significa che basti ridimensionare staticamente ad un fattore di carico di $n = 1.5 - 0.312 = 1.188$ per avere una cricca a 1.5; l'andamento dopo la FPF é infatti non lineare, inoltre cambia anche la struttura (dovendola alleggerire) perciò non é cosí immediato giungere direttamente ad una soluzione. Verrá dunque eseguito un processo iterativo in cui verranno apportate poche modifiche per volta fino a giungere alla soluzione desiderata. Non verranno mostrati tutti i passi per evitare di appesantire la trattazione; si passerá direttamente al risultato finale.

16 Modello definitivo secondo la PFA

Come appena anticipato viene ora mostrato il risultato finale di un processo iterativo di modifiche che ha portato al modello definitivo di HT. E' stato confermato quanto già detto ossia che non é stato sufficiente dimensionare con FPF a $n = 1.188$; la cricca in questo caso nasceva a $n = 1.367$. Come risultato finale si é ottenuto quanto segue

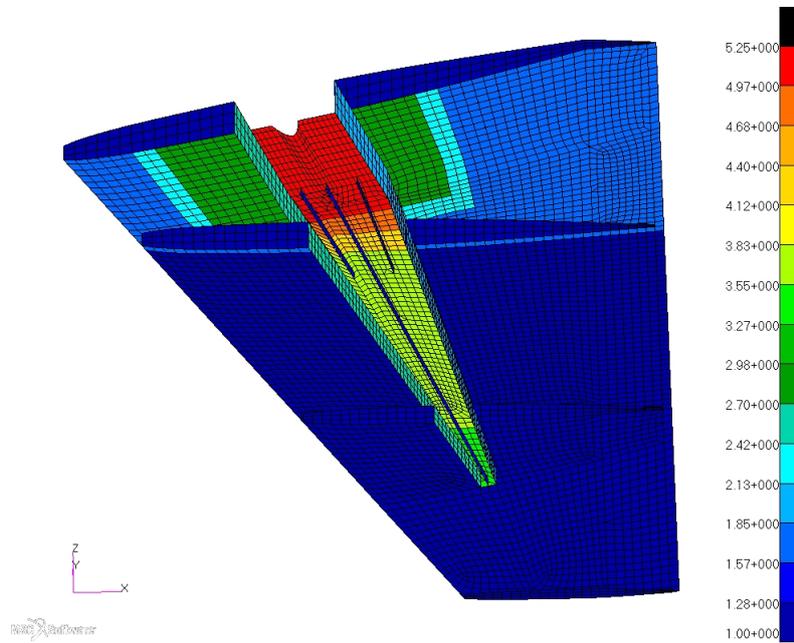


Figura 195: Spessori definitivi

Osservando l'immagine si può notare come siano variati solamente gli spessori delle superfici aerodinamiche secondo quanto mostrato dalla seguente sequenza di laminazione

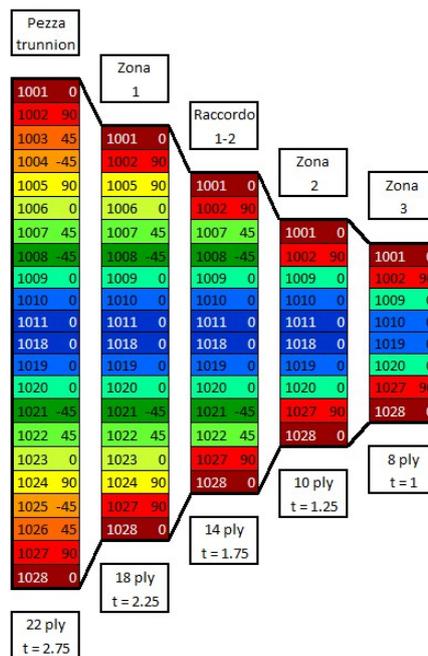


Figura 196: Laminazione superfici aerodinamiche

Il motivo per cui non sono stati modificati gli altri componenti é quello prima citato (ossia di voler avere poche variabili di progetto) e quello di dover mantenere comunque una certa rigidezza flessionale e torsionale del componente, che si sarebbero altrimenti perse se si fosse ridotto anche lo spessore delle anime e delle solette dei longheroni. Le centine non sono state modificate in quanto il loro spessore é già esiguo (1 mm) al limite degli standard aziendali. Per cui per quanto riguarda la laminazione di tutti i componenti in composito che non siano le superfici aerodinamiche si faccia riferimento all'immagine 179.

Osservando la seguente immagine, che rappresenta i FI, si nota come la distribuzione dei FI e quindi delle deformazioni non sia cambiata radicalmente rispetto al modello del capitolo precedente; il FI massimo infatti é sullo stesso elemento per entrambi i modelli

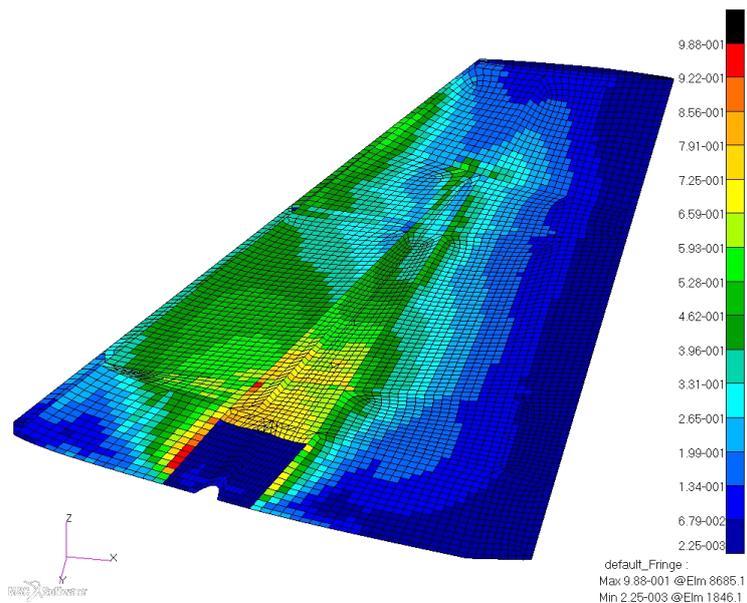


Figura 197: Failure Index - Passo precedente alla FPF

Controllando il comportamento di ogni singola lamina si scopre che, anche in questo caso, la deformazione che porta a rottura il componente é di taglio

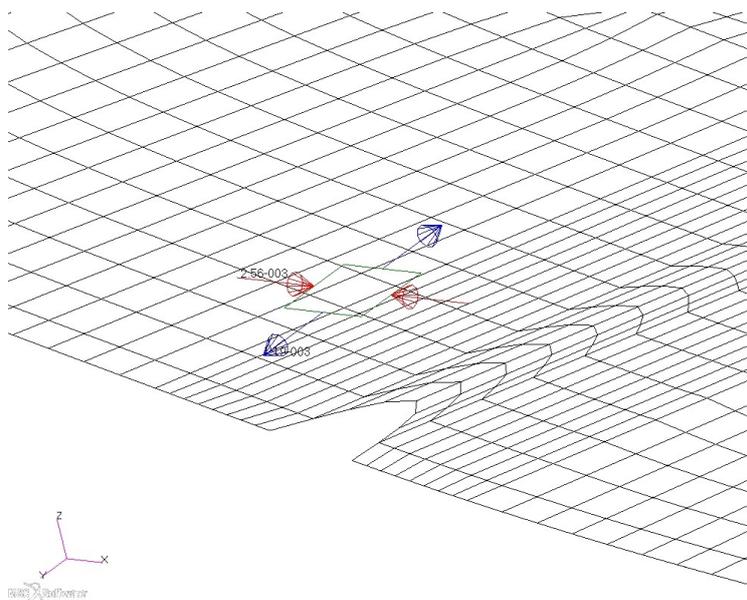


Figura 198: Tensore di deformazione

Verificando il legame tra FI e deformazione a compressione si ottiene $0.00256/0.0026 = 0.985$ che, approssimazioni a parte, è quello indicato dalla mappa dei Failure Index. Il livello di carico a cui è stata creata l'immagine dei FI è pari a $n = 1.285$ ed essendo il FI pari a 0.988 si ottiene un livello di carico di First Ply Failure pari a $n_{FPF} = 1.285/0.988 = 1.301$; tale valore è accettabile nel caso in questione in quanto è pur sempre superiore ai carichi limite ma inferiore ai carichi ultimi, che è l'obiettivo preposto.

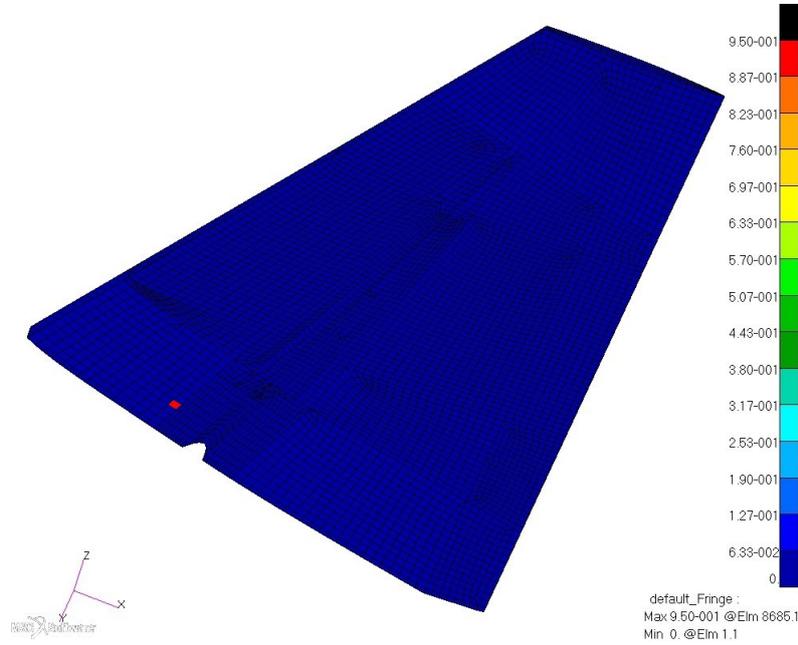


Figura 199: Nascita cricca

In quest'immagine si vede la nascita della cricca sull'elemento, come ci si aspetta, maggiormente sollecitato. Il livello di carico a cui avviene questo fenomeno è pari a $n_{cricca} = 1.503$; tale cedimento propaga rapidamente come mostrato nella seguente immagine fino ad un valore di carico di $n = 1.506$, dopo di che il componente cede di schianto.

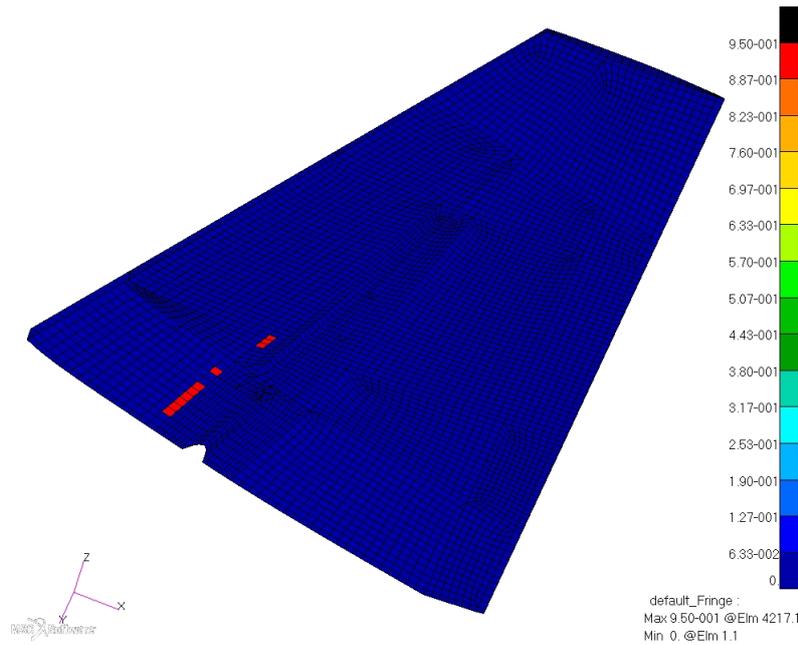


Figura 200: Propagazione cricca

Indagine sul cedimento finale

Anche se fuori dalla zona di interesse é comunque interessante andare ad osservare le cause dello schianto del componente una volta raggiunto il fattore di carico pari a $n = 1.506$. Va innanzitutto precisato che fino al fattore di carico massimo (ottenuto con una precedente analisi) é stato utilizzato un metodo adattivo, mentre per la zona successiva allo schianto é stato utilizzato un metodo Arc-Length che, come già verificato, risulta essere poco affidabile soprattutto in condizioni in cui le non linearità sono presenti in elevato numero.

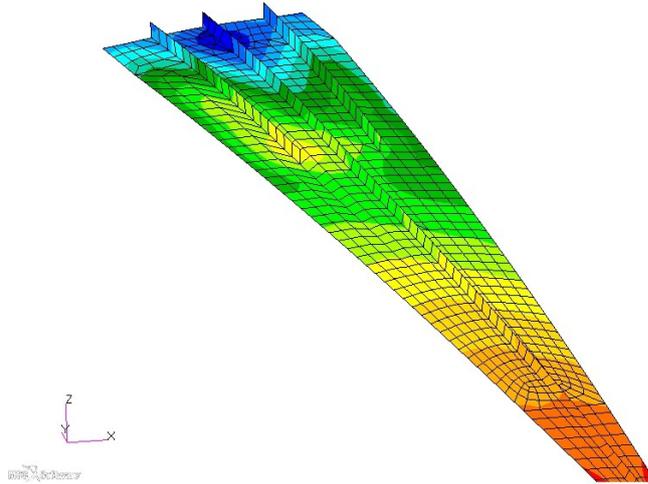


Figura 201: Rotazioni elementi prima dello schianto

Nell'immagine la mappa di colori mostra la rotazione risultante degli elementi che compongono la soletta ed i correnti dell'intradosso. L'isola gialla che si nota all'interno del verde sta ad indicare come le rotazioni siano di diversa entità tra gli elementi dei due colori e questo é dovuto alla presenza di un'instabilità locale.

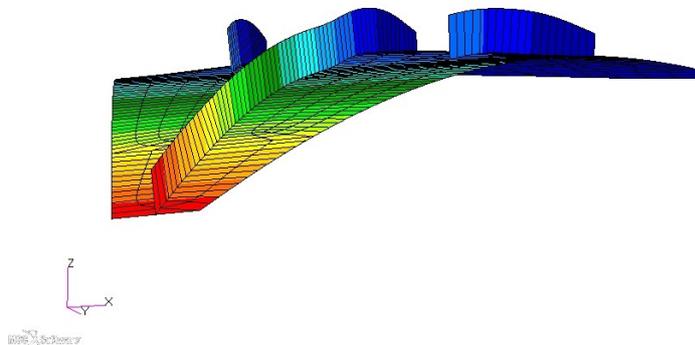


Figura 202: Spostamento elementi prima dello schianto

In quest'immagine invece sono mostrati degli spostamenti dilatati (attraverso un fattore di scala) per meglio apprezzare l'entità relativa dell'instabilità riconoscibile attraverso la variazione di curvatura del componente. Entrambe le immagini sono riferite all'ultimo passo

prima dello schianto.

Per comprendere il motivo del cedimento catastrofico é possibile osservare la seguente immagine riferita al passo successivo a tale evento

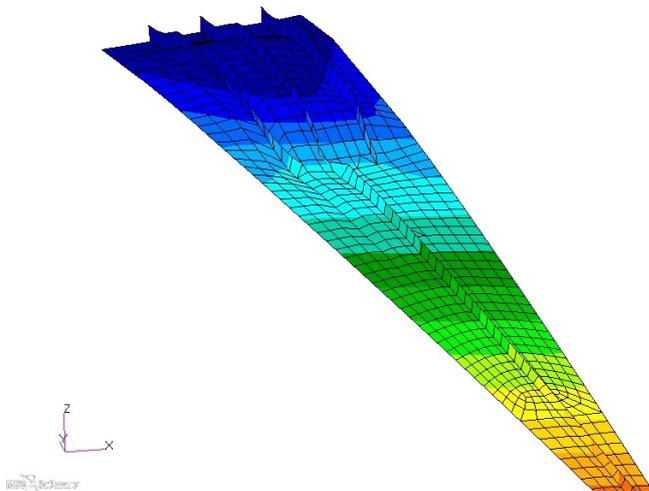


Figura 203: Spostamento elementi dopo lo schianto

Si nota subito come i due correnti di irrigidimento incorrano in un'instabilità locale. A questo punto tali elementi non sono piú in grado di sopportare i carichi e, dal punto di vista del pannello, é come se non fossero presenti.

Il pannello si trovava al passo precedente ad un livello di carico che era in grado di sostenere grazie anche alla presenza degli irrigidimenti, al passo successivo questi perdono le loro proprietà ed é come se sparissero; a questo punto il pannello deve sopportare un carico superiore al suo carico di instabilità che inevitabilmente nasce e porta rapidissimamente a rottura il componente introducendo grandi deformazioni.

Per meglio rendersi conto di questo fatto si osservino le due seguenti immagini

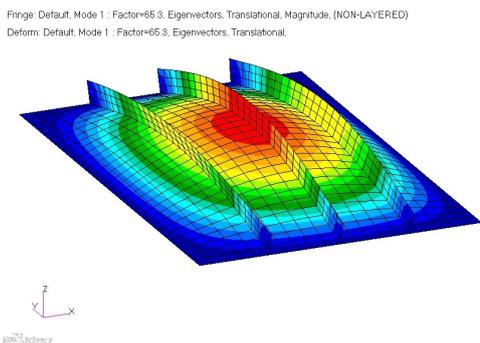


Figura 204: Pannello 3 irrigidimenti

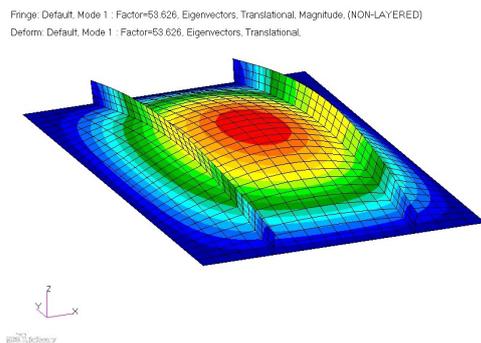


Figura 205: Pannello 2 irrigidimenti

Questa può essere un'ottima schematizzazione del problema; il primo caso simula il comportamento del componente con tutti i correnti integri, mentre il secondo il caso in cui il corrente centrale perde le sue proprietà e diventa inefficace. I due autovalori instabilità sono, a parità di carico³⁹, $\lambda_{3c} = 65.3$ e $\lambda_{2c} = 53.6$. Per cui incrementando gradualmente il carico il primo componente inizierebbe ad instabilizzarsi al valore λ_{3c} , se per un qualsiasi motivo il corrente centrale si dovesse instabilizzare o rompersi ad un carico superiore a λ_{2c} (per esempio λ_{3c}) il carico di instabilità sarebbe quello della seconda immagine, inferiore al livello

³⁹Preso unitario su ogni nodo del lato caricato

di carico attuale che ha portato a cedimento il corrente. Il pannello a questo punto passerebbe immediatamente ad una configurazione instabile e giungerebbe rapidamente a rottura.

Questo semplice caso descrive bene quello che succede all'HT che perde tantissimi elementi in un unico passo. Va ricordato che comunque trovandosi in una zona altamente non lineare ed utilizzando un metodo poco affidabile la soluzione al passo successivo allo schianto non è da ritenersi corretta al 100% però si ha comunque un'idea, se non della propagazione, almeno del meccanismo che porta a rottura.

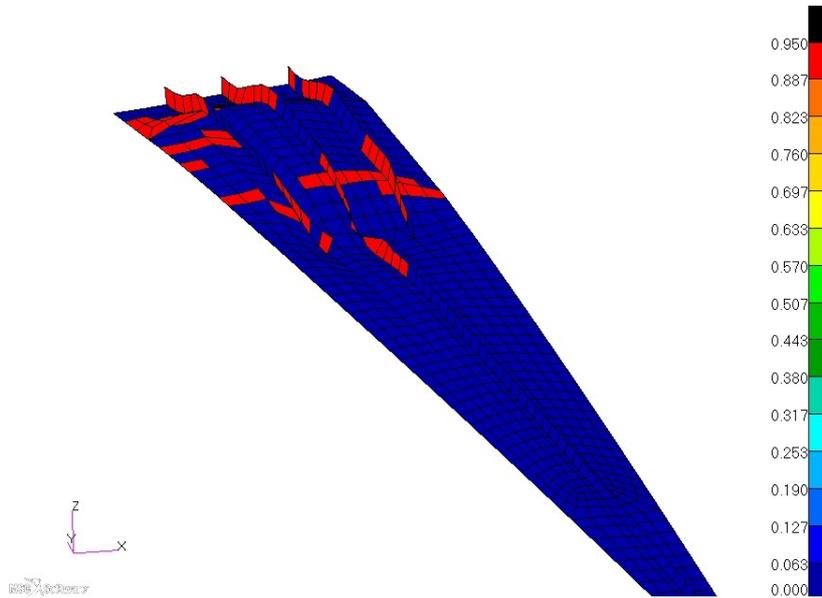


Figura 206: Total damage dopo cedimento catastrofico

16.1 Verifiche

Quanto si ricercava é stato verificato in quanto la cricca nasce ad un valore di carico appena superiore ai carichi ultimi, condizione che il velivolo teoricamente mai incontrerá nella sua vita operativa. Trovata la configurazione che permette questo é ora necessario effettuare tutte le verifiche del caso sui componenti metallici, sul riempitivo e verificare che la freccia massima (legata alla rigidezza flessionale del componente) sia nel range utile prefissato.

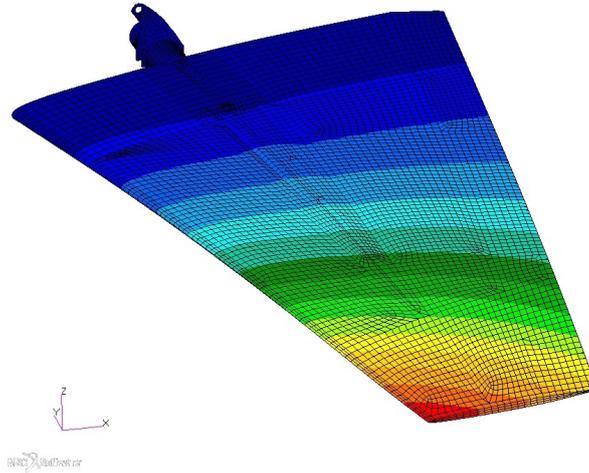


Figura 207: Deformazione a carico ultimo

Il valore di freccia massima a carichi ultimi é pari a 61.7%. L'obiettivo ricercato era una rigidezza aumentata del 30% rispetto al modello attualmente in utilizzo. Questo si può, in prima battuta, tradurre in una diminuzione della freccia massima del 30%. Essendo la freccia massima dell'HT attuale pari a 100% si ha che una diminuzione del 30% porta ad un valore di freccia massimo non superiore a 70%; questo sta ad indicare che il modello finale dimensionato secondo la PFA rispetta questo requisito. Passando ai componenti metallici si ottiene quanto segue

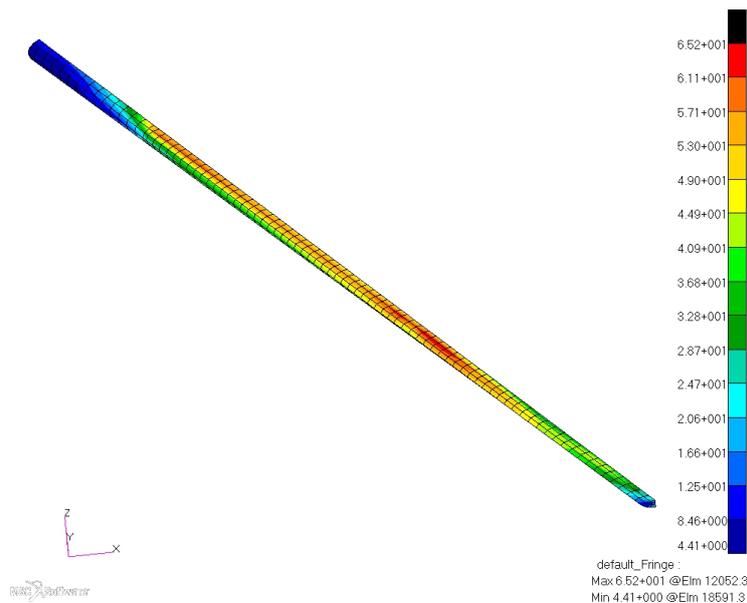


Figura 208: Sforzo di Von Mises - Bordo d'attacco

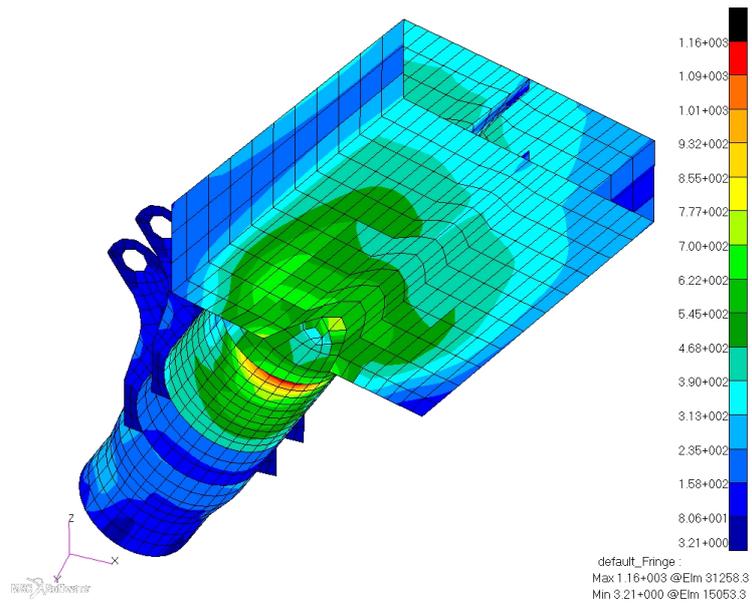


Figura 209: Sforzo di Von Mises - Trunnion

| Componente | Materiale | Ammissibile [MPa] | Sforzo VM [MPa] | M.S. |
|-----------------|-----------|-------------------|-----------------|------|
| Bordo d'attacco | Alluminio | 427 | 65.2 | 5.55 |
| Trunnion | Acciaio | 1321 | 1164.2 | 0.13 |
| Leve | Titanio | 809 | 186.0 | 3.35 |

Tabella 32: Margini di sicurezza componenti metallici

Anche i componenti metallici rispettano tutte la verifica di sforzo di Von Mises essendo tutti i margini di sicurezza positivi. Il riempitivo a nido d'ape presenta la seguente situazione

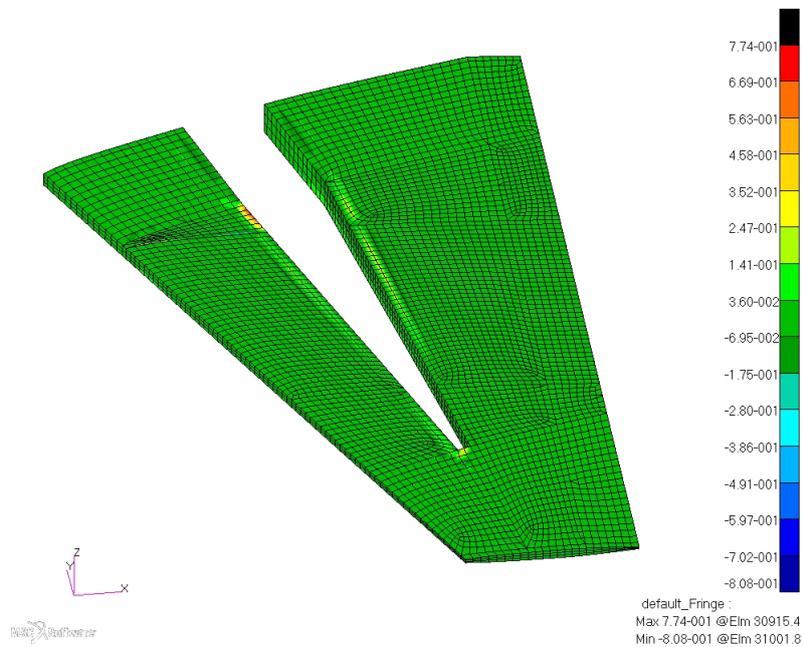


Figura 210: Nido d'ape - Componente di sforzo in Z

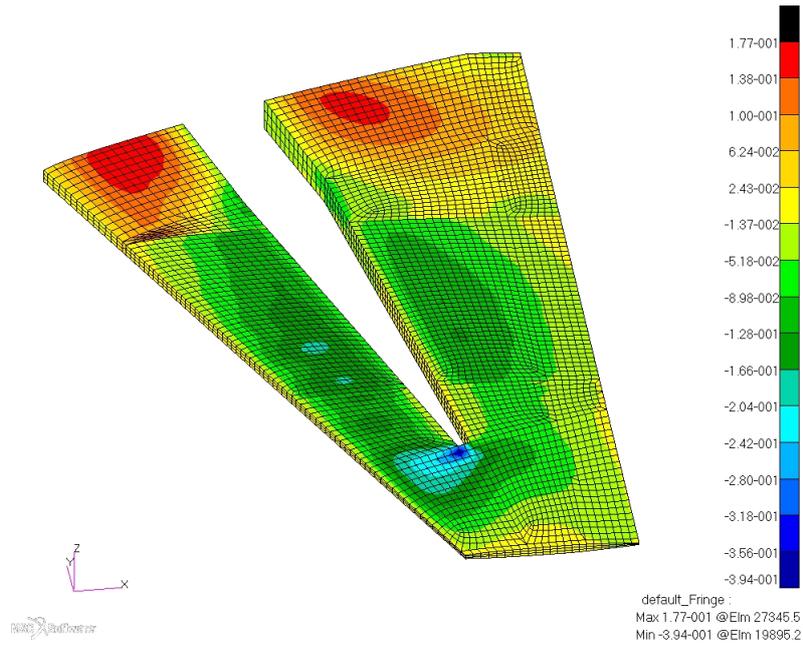


Figura 211: Nido d'ape - Componente di sforzo in L

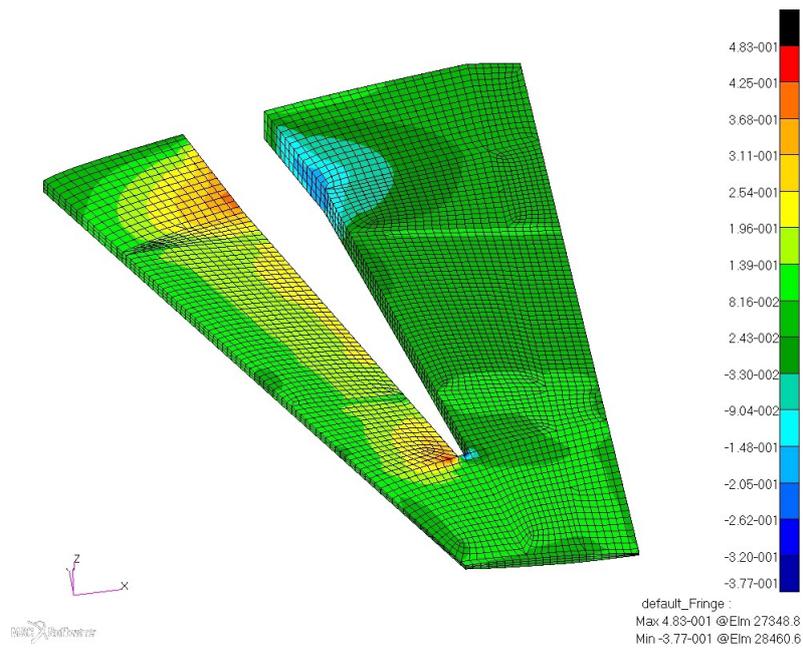


Figura 212: Nido d'ape - Componente di sforzo in W

Raccogliendo tutti i dati nella solita tabella ed utilizzando gli ammissibili in tab. 21 si ottiene

| | $ \sigma_Z $ | $ \tau_L $ | $ \tau_W $ | $M.S._Z$ | $M.S._L$ | $M.S._W$ |
|--------|--------------|------------|------------|----------|----------|----------|
| zona 1 | 0.808 | 0.177 | 0.483 | 3.47 | 5.21 | 0.26 |
| zona 2 | 0.276 | 0.175 | 0.245 | 6.39 | 3.40 | 0.80 |
| zona 3 | 0.424 | 0.394 | 0.227 | 0.70 | 0.07 | 0.12 |

Tabella 33: Margini di sicurezza - Nido d'ape

Le verifiche, anche in questo caso, sono superate essendo tutti i margini di sicurezza positivi. A questo punto rimane solamente la verifica a buckling in cui occorre verificare che il primo

autovalore sia maggiore a 1.

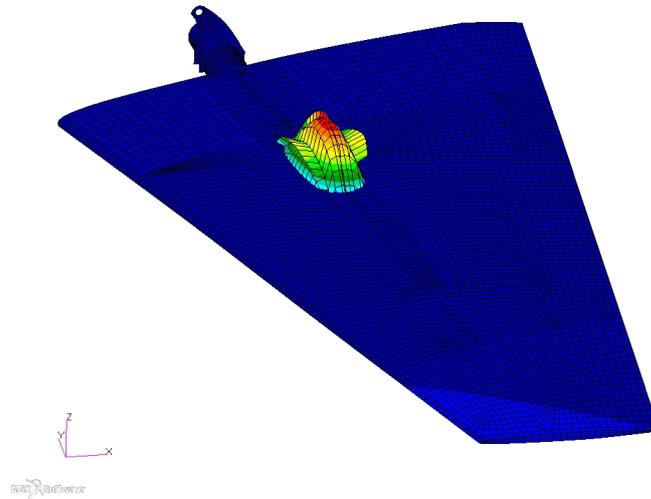


Figura 213: Verifica a buckling - Primo autovalore

Come si vede dall'immagine la zona d'interesse e la forma del primo sono, come ci s aspettava, identici al caso precedente. Ovviamente cambia l'autovalore che in questo caso é pari a $\lambda_1 = 1.418$; valore che risulta del tutto accettabile; l'autovalore é inferiore rispetto a quello del modello dimensionato staticamente in quanto lo spessore é stato diminuito a parità delle altre caratteristiche geometriche.

Essendo tutte le verifiche soddisfatte si può ritenere il componente ultimato. Rimane l'ultimo fondamentale dato da controllare che verrà utilizzato per i confronti. Questo dato é ovviamente il peso e per il modello in questione é pari a 94.0%, inferiore a quello del modello attuale.

Vengono di seguito riportate le letture degli spostamenti a carico ultimo che verranno poi confrontati nell'ultimo capitolo.

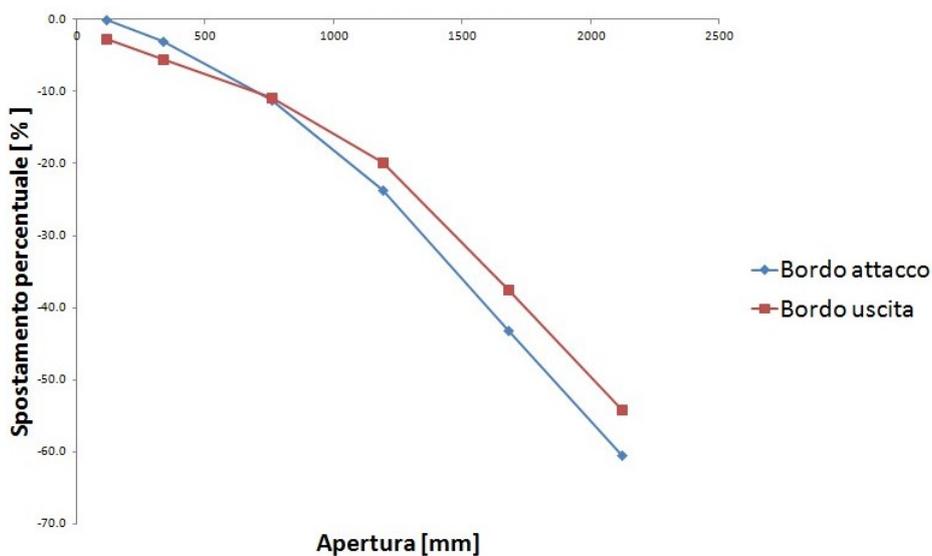


Figura 214: Lettura spostamenti

17 Confronto modelli

In questo capitolo verranno messi a confronto tutti i modelli di HT analizzati in questo lavoro di tesi ossia: modello attuale come riferimento, modello in tessuto del quale non é stata fatta la PFA perché non conveniente e i modelli in unidirezionale ottenuti mediante analisi non-lineare e Progressive Failure Analysis. Va detto fin da subito che il modello in tessuto non é del tutto confrontabile con gli altri in quanto non é stato ottimizzato nonostante il valore del massimo FI a carico limite era abbastanza inferiore all'unita (0.861); questo perché, essendo questo lavoro incentrato sulla PFA, non c'era alcun motivo di procedere con il modello in questione.

Detto questo é possibile confrontare tra loro tutti i pesi e le frecce massime che danno un'idea come piú volte detto, dell'entitá della rigidezza flessionale globale dell'HT

| Modello | Freccia max | % R.A. | Peso [Kg] | % R.A. |
|-------------|-------------|--------|-----------|--------|
| Attuale | 100.0% | 0 | 100.0% | 0 |
| Tessuto | 57.3% | -42.7 | 107.4% | +7.4 |
| Unidir. | 49.8% | -50.2 | 109.6% | +9.6 |
| Unidir. PFA | 61.7% | -38.3 | 94.0% | -6.0 |

Tabella 34: Confronto frecce massime

La sigla R.A. sta ad indicare "rispetto all'attuale" . La terza colonna puó essere interpretata come diminuzione di freccia massima oppure aumento di rigidezza globale. Nonostante il modello in tessuto sia leggermente sovradimensionato presenta una freccia massima maggiore del modello in unidirezionale dimensionato staticamente; ciò sta ad indicare, come già detto piú volte , la maggiore efficienza dei compositi unidirezionali purché utilizzati in maniera corretta, ossia disposti in maggior numero in direzione del carico maggiore. Tuttavia il maggior numero di pelli necessarie con l'unidirezionale fa aumentare il peso dell'intero modello, perciò in fase di progettazione occorre cercare un compromesso e privilegiare la qualità che piú serve al componente in questione.

Il discorso cambia se si parla invece di Progressive Failure Analysis. E' già stato evidenziato come quest'analisi abbia poca efficacia sui componenti in tessuto, mentre per quanto riguarda gli unidirezionali sia molto vantaggiosa. Osservando la tabella in cui sono raccolti i dati globali per il modello dimensionato secondo la PFA si nota una diminuzione sia di rigidezza (equivalente ad un aumento di freccia) che di peso; questo é dovuto al fatto che sono state tolte pelli.

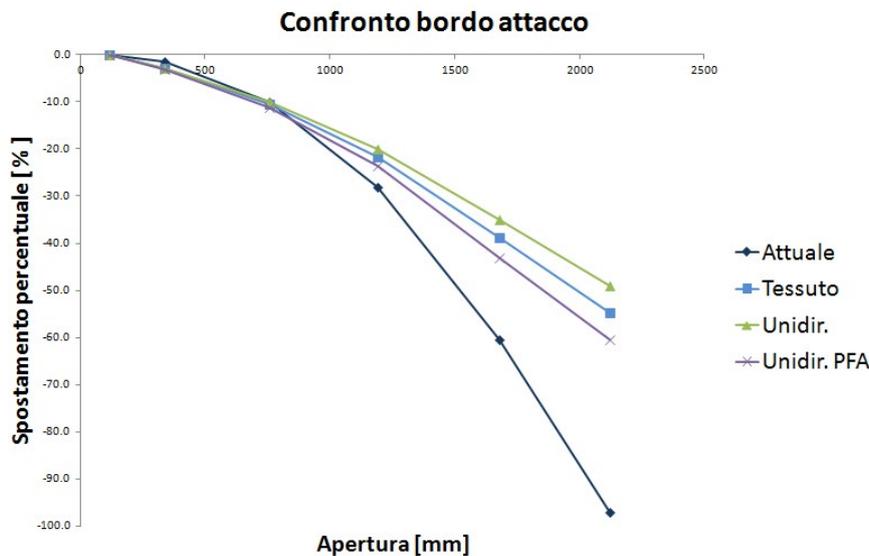


Figura 215: Confronto spostamento bordo attacco

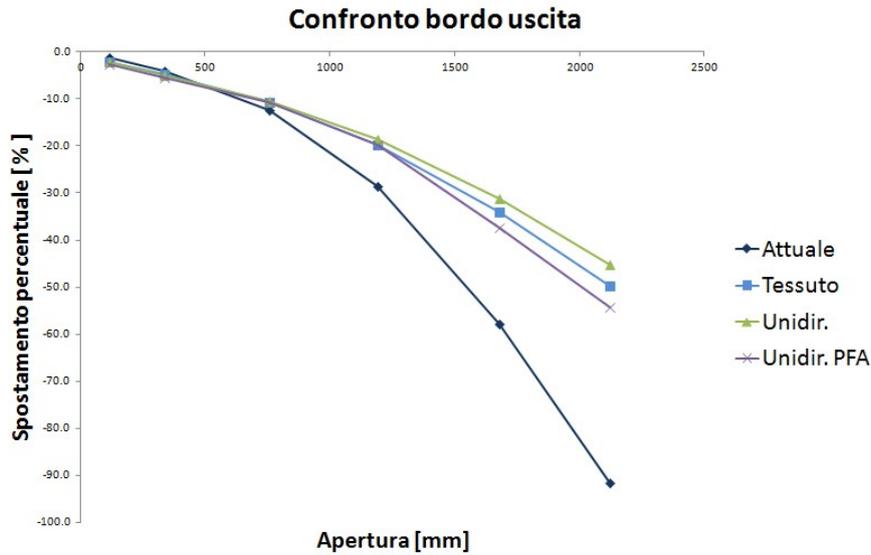


Figura 216: Confronto spostamento bordo uscita

Grazie alle letture degli spostamenti è possibile stabilire, per i vari modelli, anche le rigidità puntuali (o meglio riferite a certe zone del modello). A questo scopo sono stati confrontati gli spostamenti dei bordi d'attacco e di uscita di tutti i modelli. Quello che si rileva, osservando le immagini, è che il modello attuale è il più cedevole in ogni punto di apertura sia per quanto riguarda il bordo d'attacco che quello d'uscita. Per i modelli realizzati invece si ha un andamento simile per tutte le tipologie di costruzione in entrambe le rappresentazioni. Ovviamente nel modello dimensionato secondo la PFA l'aver tolto delle pelli fa sì che diminuisca la rigidità risultando più cedevole ma rimanendo comunque sempre più rigido della sua controparte attualmente installata a bordo dei velivoli.

Un altro dato molto utile che si può estrarre dalle letture degli spostamenti è la rotazione delle varie sezioni dell'HT che vanno ad incidere in maniera marcata sull'aerodinamica, in particolare sull'angolo di attacco dello stabilizzatore con il vento relativo. Facendo riferimento all'immagine seguente

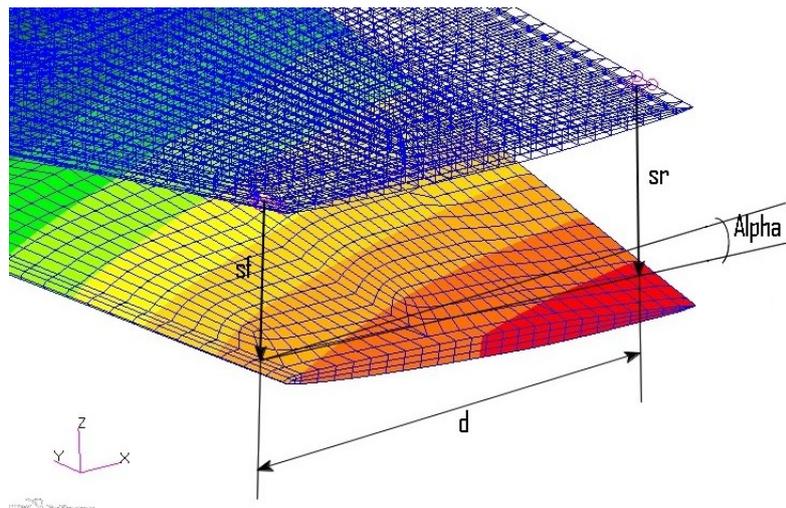


Figura 217: Esempio calcolo torsione

È facile stabilire che l'angolo indotto dalle deformazioni è pari a

$$\alpha = \arctan\left(\frac{s_r - s_f}{d}\right) \quad (48)$$

dove s_r ed s_f sono gli spostamenti dei punti del bordo d'uscita e d'attacco rispettivamente, mentre d è la distanza tra di misura. Con i valori delle letture si ottengono i seguenti risultati

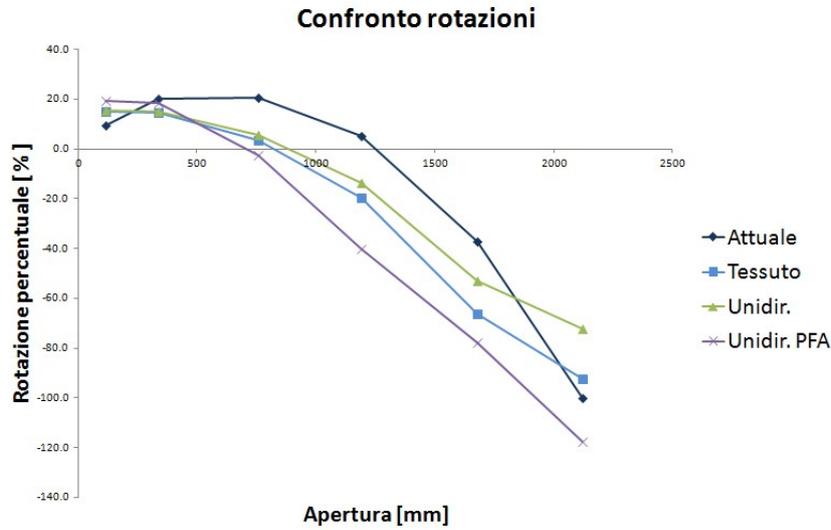


Figura 218: Confronto rotazioni

Anche per quanto riguarda le rotazioni non è possibile citare le misure assolute, pertanto queste sono state tutte riferite alla massima rotazione in modulo (in estremità) dell'HT attuale. Osservando il diagramma si nota che i modelli in composito dimensionati staticamente sono tutti più rigidi dell'attuale, mentre quello dimensionato a PFA risulta essere più cedevole presentando un angolo di rotazione massimo aumentato di circa il 20% rispetto al riferimento.

Nonostante le piccole entità delle rotazioni sarebbe necessario uno studio da parte dei dinamici del volo al fine di valutare il comportamento dell'intero velivolo nel caso venisse installato un componente con questo comportamento; questo perché delle rotazioni relative tra le sezioni dell'HT possono variare drasticamente il comportamento aerodinamico del componente e quindi dell'intero velivolo.

18 Conclusioni

In questo lavoro di tesi, escludendo la parte iniziale che ha visto l'approccio al nuovo metodo di calcolo, sono state realizzate diverse configurazioni di stabilizzatore in materiale composito confrontandole con l'attuale realizzato prevalentemente in lega d'alluminio. I risultati riscontrati attestano che un dimensionamento classico ha portato notevoli migliorie nella rigidezza dei componenti grazie all'aggiunta di un longherone e alle migliori qualità dei materiali compositi. Occorre comunque considerare che si tratta di una rigidezza teorica e che nella realtà potrebbero entrare in gioco limitazioni tecnologiche che nei modelli creati non sono state tenute in conto.

Il fattore peso, nei componenti dimensionati staticamente, è superiore a quello di riferimento. Questo perché attualmente, almeno in azienda, i metalli sono ancora competitivi nei confronti dei compositi nei quali si ha ancora poca "fiducia"; i loro ammissibili sono infatti abbattuti a causa delle molteplici incertezze sulla creazione dei materiali compositi e del pezzo finito. Se si riuscissero ad avere standard di realizzazione più ripetibili e si riuscissero ad innalzare gli ammissibili si potrebbero ottenere buonissimi risultati anche senza scomodare la Progressive Failure Analysis.

Nella pratica questo approccio avrebbe più senso su un aereo di linea o da trasporto dove il fattore peso incide in maniera molto più marcata (sul carico pagante, sull'autonomia e sui consumi) rispetto ad un velivolo militare dove questi aspetti sono a volte secondari.

Per quanto riguarda il metodo innovativo della Progressive Failure Analysis in contrapposizione ad un notevole risparmio di peso, rispetto allo stesso modello dimensionato staticamente, si ha una leggera perdita di rigidezza totale. La PFA, data la natura della filosofia su cui si basa, è un tipo di analisi indicata per le strutture full-sandwich oppure che non soffrono di grandi instabilità. L'abbassamento degli spessori delle pelli, obiettivo di tale metodo, porta però ad una riduzione degli ammissibili ad instabilità. Un'altra soluzione, impensabile fino a qualche anno fa, potrebbe essere quella di ammettere il buckling anche per le strutture in composito. Procedura attualmente evitata, dalle aziende produttrici, in quanto non sono ancora noti con precisione i comportamenti dei materiali dopo l'instabilità. Tra le note dolenti del metodo vi sono la necessità di eseguire parallelamente delle prove sperimentali (molto costose su componenti completi) per tarare i modelli e il grande onere computazionale che questa richiede sia temporale che di memoria; sarebbe stato infatti impossibile eseguire molteplici analisi sull'HT (oltre 80'000 dof) senza avere a disposizione il super-calcolatore in dotazione all'azienda.

Tuttavia nonostante il calcolo svolto non sia stato raffinato (come fatto notare nel capitolo introduttivo) questa analisi mostra già dei segnali incoraggianti per un possibile eventuale proseguimento di ricerca e di sviluppo.

19 Bibliografia

- [1] American Institute of Aeronautics and Astronautics - Norman F. Knight, Jr. - *Factor Influencing Progressive Failure Analysis Predictions for Laminated Composite Structures*
- [2] HexWebTM - *Honeycomb Attributes and Properties*
- [3] Michael C.Y. Niu - *COMPOSITE AIRFRAME STRUCTURES - Practical Design Information and Data*
- [4] *Military Handbook MIL-HDBK-5H*
- [5] MSCTM - *Nastran 2001 Linear Static User's Guide*
- [6] MSCTM - *Nastran 2004 Reference Manual*
- [7] MSCTM - *Nastran 2012 - Quick Reference Guide - MATF*
- [8] NASA - Contractor Report 4675 - *A Verification Procedure for MSC/NASTRAN Finite Element Models*
- [9] NASA - David W. Sleight - *Progressive Failure Analysis Methodology for Laminated Composite Structures*
- [10] Politecnico di Milano - Chiara Bisagni - *Analisi Non-Lineare di Strutture*
- [11] Report aziendale: *Composites Analysis Method*
- [12] Report aziendale: *Guidelines for Finite Elements Models*
- [13] Report aziendale: *Horizontal Tail Stress Report*
- [14] Report aziendale: *Structural Static Analysis and Strength Justification Documentation Guidelines*
- [15] SKFTM - *Spherical plain bearings and rod ends*

20 Ringraziamenti

Particolare ringraziamento al personale Alenia Aermacchi che ci ha seguito nei lavori:
Pedetti Camillo per la grande sua disponibilità e l'esperienza trasmessaci
Bottini Gianluca per la pazienza nel seguirci giorno dopo giorno nei problemi incontrati
Ing. Russo Andrea per averci insegnato l'utilizzo dei programmi necessari e i vari "trucchetti" per loro utilizzo
Ing. Ghioldi Maurizio per aver sdrammatizzato i momenti critici con le sue battute e strani modi di dire
Ing. Bossi Claudio per l'aiuto nel reperire file introvabili e la gestione di alcuni particolari del super-calcolatore
Tutto l'ufficio in generale per il clima sereno e amichevole nei nostri confronti
Un ringraziamento al Professor Ghiringhelli Gian Lucache ci ha seguito in differita nel nostro lavoro dandoci al momento giusto i giusti consigli

Un ringraziamento all'Ing. Linari Mauro di MSC SOFTWARE che ci ha insegnato a distanza come applicare praticamente i vari parametri dell'analisi nelle schede Nastran e per i consigli utilissimi sui vari tipi di soluzione

Un particolare ringraziamento al mio collega Ing. Perlini Daniele con il quale ho condiviso lo sconforto per i risultati che non uscivano e momenti divertenti per sdrammatizzarli.

Ci tengo a ringraziare tutti coloro che mi sono sempre stati vicini e mi hanno aiutato anche in minima parte al raggiungimento di questo importante obiettivo, in particolare la mia ragazza Vale, i miei amici e i miei compagni di corso.

Un ringraziamento anche a chi non ha mai creduto in me; anche se pensavano di farmi un torto la voglia di dimostrare che si sbagliavano ha avuto un impatto non indifferente sulla mia carriera universitaria e mi ha aiutato ad andare sempre avanti senza mai arrendermi. Per cui una piccola percentuale del mio successo la devo anche a loro.

*Ringrazio infine le due persone che hanno reso possibile tutto questo
sostenendomi moralmente ed economicamente senza farmi mai pesare alcuna
mia decisione o alcuni miei passi falsi.
Grazie per aver sempre creduto in me e avermi dato questa possibilità.
Grazie per avermi aiutato a superare alcuni momenti di debolezza
dove avrei voluto gettare la spugna.
Grazie di tutto.
Grazie mamma e papà*

Ringrazio tutti per la lettura
augurandomi che sia stata piacevole e di vostro interesse



Figura 219: L'autore e l'oggetto della tesi