

ALMA MATER STUDIORUM- UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SECONDA FACOLTA' DI INGEGNERIA CON

SEDE A CESENA

CORSO DI LAUREA

IN INGEGNERIA MECCANICA

Classe 10

ELABORATO FINALE DI LAUREA

IN DISEGNO TECNICO INDUSTRIALE

***VALUTAZIONE DEL RISPARMIO PONDERALE
OTTENIBILE MEDIANTE L'IMPIEGO DI STRUTTURE
A PARETE SPESSA E LEGHE DI ALLUMINIO-LITIO***

Candidato:

FABIO MAMBELLI

Relatore:

Prof. Ing. Luca Piancastelli

Anno Accademico : 2011/2012

Sessione : Seconda

Indice

Indice	3
Dedica	9

Capitolo 1 *Il Macchi M.C 205 V*

1.1	Perché il Macchi M.C. 205 V	11
1.2	Cenni Storici	12
1.3	Caratteristiche tecniche	15

Capitolo 2 *Le leghe Alluminio-Litio*

2.1	Le leghe di Alluminio	17	
	2.1.1	Nomenclatura e trattamenti termici	18
	2.1.2	Caratteristiche in base alla serie	19
2.2	Storia delle leghe Al-Li	20	
2.3	Proprietà chimico-tecnologiche	22	
2.4	Saldabilità delle leghe Al-Li	27	

Capitolo 3 *Il processo di saldatura Friction Stir Welding*

3.1	Campi di applicazione della FSW	33	
3.2	Descrizione del processo	34	
3.3	L'utensile	36	
3.4	Vantaggi e svantaggi	37	
3.5	Metallurgia dei giunti	39	
3.6	Proprietà meccaniche del giunto	42	
	3.6.1	Microdurezza	42
	3.6.2	Resistenza Meccanica	42
	3.6.3	Resistenza a fatica	43
	3.6.4	Resistenza alla corrosione	43
3.7	Riassunto delle principali caratteristiche	44	

Capitolo 4 *Il serbatoio esterno dello Space Shuttle*

4.1	La storia dello Space Shuttle	47	
4.2	La struttura dello Space Shuttle	49	
	4.2.1	L'Orbiter	50
	4.2.2	I Solid Rocket Booster	50

4.3	L'External Tank	51
4.3.1	La struttura interna	53
4.3.2	Evoluzione del componente	55
4.3.3	Dimensioni	57
4.4	La lega 2195	58

Capitolo 5 *Forze aerodinamiche e componenti di un velivolo*

5.1	Premessa	63
5.2	L'ambiente del volo	64
5.2.1	L'atmosfera	64
5.2.2	La Pressione Atmosferica	64
5.2.3	La Temperatura	65
5.2.4	L'Umidità	66
5.3	Forze agenti su un velivolo	66
5.3.1	La Portanza	67
5.3.1.1	Il principio di Bernoulli	67
5.3.2	La resistenza aerodinamica	69
5.4	La struttura alare	70
5.4.1	Componenti di un'ala	71

5.4.2	Profilo alare	72
5.4.3	Bordo d'attacco e bordo d'uscita	74
5.4.5	Winglet	76
5.4.6	Alettone	76
5.4.7	Ipersostentatori	76
5.4.8	Spoiler	77
5.5	La fusoliera	78
5.6	L'Impennaggio	79

Capitolo 6 *L'analisi agli elementi finiti*

6.1	Definizione del metodo FEM	81
6.2	La nascita del metodo	82
6.3	Schema generale	83
6.4	Discretizzazione della struttura	83
6.5	Matrice di rigidezza	85
6.6	Tipologia di elementi finiti	85
6.7	I nodi	87

Capitolo 7 *Carichi agenti sul velivolo*

7.1	Introduzione	89
7.2	Classificazione dei carichi agenti sul velivolo	89
7.3	Diagramma di manovra	91
7.3.1	Determinazione del diagramma di manovra	93
7.3.2	Diagramma di raffica e di inviluppo	98
7.4	Determinazione della configurazione più sollecitata	102
7.5	Analisi dei carichi	103
7.5.1	Distribuzione di portanza	104
7.5.2	Carichi di massa	110

Capitolo 8 *Analisi della struttura in parete spessa*

8.1	Decisioni preliminari	113
8.1.1	Scelta dei componenti da analizzare	114
8.2	Scelta del materiale	116
8.3	Scelta dello spessore	117
8.4	Il rinforzo alare	119
8.5	Carichi applicati	122

8.6	Analisi statica della fusoliera	123
8.7	Analisi statica del rinforzo alare	124
8.8	Analisi statica delle superfici alari	128
8.9	Valutazione del risparmio ponderale	134
8.10	Conclusioni	135
	Bibliografia	137
	Ringraziamenti	139

Ai miei genitori
Veris e Maria Luisa,

Capitolo 1

Il Macchi M.C. 205 Veltro

1.1 Perché il Macchi M.C 205 V

Per verificare quanto ci si prefigge in questo elaborato, abbiamo scelto di utilizzare come modello il *Macchi M.C.205 Veltro*, caccia italiano utilizzato durante la Seconda Guerra Mondiale. La motivazione principale legata a questa scelta risiede nel fatto che eravamo già in possesso di tutti i disegni costruttivi, implementati sul software CAD *Solidworks 2012*, necessari alla realizzazione del modello, in quanto, inoltre, non avevamo particolare esigenze dal punto di vista dell'aereo scelto per lo studio. E' inoltre un aeromobile che riveste un'enorme importanza, soprattutto dal punto di vista storico, per l'aviazione italiana, in quanto è ritenuto, ed a ragione dai maggiori esperti, il miglior caccia italiano utilizzato nel secondo conflitto mondiale. Questo velivolo, va

ricordato, è però preso come semplice esempio didattico per eseguire una prima stima dell'intento prefissato.



Figura 1 *Disegno prospettico del Macchi M.C. 205 V*

1.2 Cenni storici

L'*Aeronautica Macchi* di Varese, partecipando al concorso ministeriale per il caccia della serie "5", indetto dallo Stato Maggiore dell'aeronautica per fronteggiare i bombardieri sempre più performanti che imperversavano nel Mediterraneo, propose una versione migliorata del *C.202 Folgore*, che prevedeva fondamentalmente l'installazione di un motore DB 605, garantendo in questo modo un notevole guadagno di tempo, in quanto le linee di produzione erano le stesse del *Folgore*: le dimensioni dei due velivoli erano infatti identiche; differivano invece, ovviamente, i pesi a vuoto, per il necessario irrobustimento dovuto all'aumento delle strutture portanti, progettate per sopportare un motore più pesante, e l'armamento; erano invece notevolmente migliorate le prestazioni di velocità, di carico utile, autonomia, capacità operativa e velocità ascensionale. L'elemento decisivo che fece convincere lo Stato Maggiore a dare il via libera alla realizzazione del nuovo progetto era dunque la facilità con cui esso poteva essere realizzato.

Il primo esemplare vide la luce nel settembre del 1942, ma quando entrò in linea alla fine della primavera del 1943 era ormai troppo tardi perché potesse influire sulle sorti delle operazioni aeree delle forze italiane, anche se il suo esordio nel Mediterraneo

consentì ai piloti di combattere ad armi pari con lo *Spitfire Mk.IX*, e di superare nettamente il *Bicoda P-38 Lightning*. L'allestimento interno della fusoliera era riccamente preparato, come bombole d'ossigeno, accumulatori di pressione, ricetrasmittenti; erano inoltre di serie anche installazioni antisabbia (filtro Corbetta), sebbene questi velivoli non abbiano mai prestato servizio in Africa. Fu inoltre estremamente innovativo l'impiego operativo alternativo con cui veniva usato il C.205, vale a dire come ricognitore fotografico.



Figura 2 *Il Macchi M.C. 205 V*

Dopo l'armistizio firmato dal General Badoglio l'8 Settembre 1943, buona parte dei C.205 continuarono ad operare sia al Nord che al Sud: al Nord i velivoli furono

recuperati e rimessi in servizio dalla neonata Aeronautica Nazionale Repubblicana, insieme ai diversi C.205 che erano stati requisiti dai tedeschi e a quelli che la *Macchi* continuò a costruire. Al Sud invece fu costituita dagli Alleati l'*Italian Co-belligerent Air Force*, che basò la propria linea di volo sul binomio C.202/C.205. Curiosamente si trovarono dunque due schieramenti opposti allestiti con i medesimi mezzi, ma fortunatamente essi non vennero mai direttamente allo scontro. Alla fine della guerra, i *Veltro* superstiti furono assegnati in parte alle scuole caccia di addestramento al volo, in parte furono esportati in Egitto e messi in dotazione presso la *Reale Aviazione Egiziana*, in guerra contro Israele, dal 1948 al 1951.

Uno dei problemi principali che ha riguardato non solo la produzione del C.205 ma di tutta l'industria bellica italiana è stata l'incapacità di garantire una certa continuità di produzione, sia a causa dei bombardamenti subiti, sia a causa dell'enorme difficoltà nel reperire i materiali, soprattutto gli elementi leganti degli acciai necessari. Inoltre, la complessa conformazione della struttura dell'ala, era certamente ideale in termini di robustezza, ma molto laboriosa da produrre, a causa della particolare struttura a tralicci con longheroni e centine, e dunque non economica in termini di tempo di produzione.



Figura 3 *Macchi M.C 205 V in volo*

1.3 Caratteristiche tecniche

In tabella sono riportate le caratteristiche tecniche e costruttive del *Macchi M.C 205 V*. Ci torneranno quasi tutti utile in seguito in fase di analisi progettuale. Il dato che però sarà più oggetto dei nostri studi e più profondamente coinvolto è il peso a vuoto. Vedremo in quale modo esso potrà diminuire grazie alle nostre modifiche progettuali.

Apertura alare	10.58 m
Superficie alare	16.8 m ²
Lunghezza ala destra	4.321 m
Lunghezza ala sinistra	4.521 m
Lunghezza totale	8.84 m
Altezza	3.03 m
Peso a vuoto	2587 kg
Carico utile	827 kg
Peso totale	3408 kg
Velocità massima	648 km/h
Quota di tangenza	11500 m

Autonomia	920 km
Diametro Elica	3.05 m

Tabella 1 *Caratteristiche tecniche Macchi M.C 205 V*

L'ala sinistra è più lunga dell'ala destra di 20 cm per compensare la coppia di reazione generata dal motore, il *Fiat RA 1050 RC.58* da 12 cilindri a V invertito, versione italiana del *Daimler-Benz DB.605 A1* da 1475 cv. Gli ipersostentatori sono del tipo a spacco, divisi in due parti ed interamente realizzati in duralluminio, con rotazione massima di 45°. I serbatoi di carburante sono 4 : uno principale nella fusoliera, due alla radice delle semiali ed uno posteriore.

Capitolo 2

Le Leghe Alluminio-Litio

2.1 Le Leghe di alluminio

Una lega di alluminio si definisce come il materiale derivato dall'unione di alluminio e di uno o più elementi della tavola periodica, detti *alliganti*. Sono leghe caratterizzate dalla possibilità di essere utilizzate in molteplici campi applicativi dell'ingegneria, per merito delle loro peculiari caratteristiche che andremo qui brevemente ad esplicitare.

Iniziamo con alcuni cenni storici: da oltre cinquant'anni l'alluminio e le sue leghe rappresentano il materiale strutturale aeronautico più utilizzato, fondamentalmente grazie all'ottimo rapporto tra modulo di Young e densità e all'ottimo rapporto resistenza meccanica-densità. Queste caratteristiche furono per la prima volta scoperte, in maniera probabilmente casuale, nel 1909 in Germania da Wilm, il quale al termine dei propri studi ottenne il brevetto per il celeberrimo *Duralumin*. Queste ricerche

avevano portato al notevole miglioramento delle caratteristiche meccaniche per una lega di alluminio con il 3,5% di Rame e lo 0,5% di Magnesio a seguito di un naturale processo di invecchiamento. Un ulteriore miglioramento si ottenne quando nel 1934 si riuscì ad ottenere lo stesso trattamento in maniera artificiale, portando cioè il materiale a 175°C, ottenendo così una lega dalle caratteristiche simili a quelle di uso comune ai giorni nostri. A questi pregi appena descritti, si uniscono inoltre quello di essere un materiale facilmente lavorabile ed ad un prezzo relativamente basso. Dobbiamo però ricordare che non tutte le leghe di Alluminio sono utilizzabili in campo aeronautico con una funzione strutturale, ma solamente quelle delle serie 2000 e 7000, che in particolare dovranno subire particolari trattamenti termici per raggiungere le caratteristiche meccaniche necessarie al loro utilizzo.

2.1.1 Nomenclatura e trattamenti termici

Vediamo ora alcune caratteristiche delle leghe di Alluminio, classificate secondo la normativa americana della *Aluminium Association*. Questa simbologia prevede, per ogni lega, un numero di riconoscimento di 4 cifre:

- La *prima cifra* identifica la composizione; in particolare:
 - ✓ 1 : lega con un tenore di Alluminio > 99%

Le cifre da 2 a 7 rappresentano l'elemento più presente nella lega, ovviamente dopo l'Alluminio:

- ✓ 2 per il Rame
- ✓ 3 per il Manganese
- ✓ 4 per il Silicio
- ✓ 5 per il Magnesio
- ✓ 6 per il Magnesio e il Silicio
- ✓ 7 per lo Zinco
- ✓ 8 per altri elementi non precedentemente specificati
- ✓ 9 per leghe particolari

- La *seconda cifra* sta ad indicare le varianti successive rispetto alla prima versione della lega, alla quale è riservato l'indice 0 (1,2,ecc... per le varianti successive).
- La *terza e la quarta cifra* servono per distinguere fra di loro leghe della stessa classe.

La stessa designazione ci fornisce inoltre anche degli indici letterali, rappresentanti i diversi trattamenti termici a cui è stata sottoposta la lega. In particolare:

- ✓ F → Stato *naturale* senza alcun trattamento termico o meccanico
- ✓ O → Stato *ricotto*
- ✓ H → Stato *incrudito*, accompagnato dagli indici 1,2 e 3 che stanno a rappresentare, rispettivamente, che la lega è stata tratta con incrudimento senza ulteriore utensile, incrudimento con parziale ricottura ed incrudimento con stabilizzazione.
- ✓ W → Stato *instabile* di trattamento; questo indice va accompagnato dalla durata del periodo di invecchiamento.
- ✓ T → Stato *stabile* di trattamento termico, con o senza lavorazione plastica di incrudimento. E' seguita da un indice numerico, che sta a specificare il trattamento (vedi pagine seguenti).

2.1.2 Caratteristiche in base alla serie

Le leghe delle serie 1, 3, 4, 5 ed alcune della serie 7 non sono trattabili. Elenchiamo ora le principali caratteristiche delle leghe di Alluminio in base alla serie di appartenenza:

- *Serie 2000*: sono le più usate nelle parti strutturali fortemente sollecitate grazie alle elevate caratteristiche meccaniche. L'elemento principale di lega è il *Rame*. E' ottima la tenacità a frattura e buona è la resistenza a fatica. La presenza del rame rende la lega poco resistente alla corrosione, ma esistono svariati ed efficienti metodi di protezione.

- *Serie 4000*: il *Silicio* è l'elemento di lega principale. Hanno caratteristiche meccaniche inferiori a quelle della serie 2000, ma una migliore resistenza alla corrosione.
- *Serie 5000*: l'elemento di lega principale è il *Magnesio*. Hanno buona resistenza alla corrosione e sono saldabili, ma non hanno caratteristiche meccaniche paragonabili a quelle della serie 2000.
- *Serie 6000*: Sono due i principali alliganti, il *Silicio* e il *Magnesio*. Hanno buone proprietà meccaniche ed un'ottima resistenza alla corrosione, buona lavorabilità e saldabilità. Sono leghe utilizzate principalmente per processi fusori, dato che la presenza del Silicio fa aumentare le caratteristiche di colabilità del metallo fuso.
- *Serie 7000*: il principale elemento di lega è lo *Zinco*. Sono più resistenti delle leghe della serie 2000, ma come quest'ultime hanno bassa resistenza alla corrosione. La resistenza meccanica diminuisce già a temperature comprese tra i 100 e i 130 °C, ma nonostante questo restano le leghe più utilizzate in campo aeronautico, in quanto hanno carichi ammissibili a rottura più elevati di quelli della serie 2000.
- *Serie 8000*: rappresentano per lo più leghe nel quale il principale alligante è il *Litio*, di recente commercializzazione. Le qualità meccaniche sono paragonabili con quelle della serie 2000 e 7000, ed apportano un notevole risparmio in termini ponderali. Restano da superare le difficoltà tecnologiche di produzione che rendono questo materiale ancora difficilmente reperibile sul mercato e comunque a costo elevato.

2.2 Storia delle leghe Al-Li

La storia delle leghe Al-Li comincia intorno al 1920, epoca in cui lo sviluppo delle leghe di alluminio induribili per invecchiamento, chiamate genericamente *duralluminio*, cominciava ad avere grande impulso e grande attenzioni da parte di studiosi di ogni settore. Negli anni '60 del secolo scorso, lo sviluppo tecnologico portò alla commercializzazione della lega 2020, contenente Li, Mn e Cd. Tuttavia questo primo tentativo ebbe scarsissimi risultati, e venne quasi subito abbandonata a causa di problemi di fragilità. In quegli stessi anni procedeva di pari passo, e con risultati decisamente migliori, lo sviluppo e la commercializzazione nell'allora Unione

Sovietica, di leghe ternarie Al-Li-Mg, che trovarono diversi successi applicativi. Solamente negli anni '70 anche in Occidente lo sviluppo di queste leghe ricevette nuovo forte impulso, a causa della sempre più opprimente crescita del costo dei carburanti, motivo principe per il quale si andava alla ricerca di strutture sempre più leggere, in modo da far aumentare di conseguenza il carico pagante e comunque maggiore economia di esercizio. Le attuali leghe Al-Li sono una delle possibili risposte a queste esigenze di risparmio di massa, e anzi sono state addirittura ritenute la via migliore, soprattutto verso la metà degli anni '80, poiché oltre al già citato risparmio di massa, queste leghe garantivano prestazioni di rigidità delle strutture paragonabili a quelle delle tecnologie obsolete, ed essendo in grado di sostituire le leghe di Al ad alta resistenza della serie 2xxx e 7xxx, consentivano il rimpiazzo di pezzi già esistenti senza renderne necessaria la riprogettazione. Tutte queste considerazioni hanno portato, sempre nello stesso periodo, ad una sopravvalutazione di queste leghe, fino addirittura ad ipotizzare una completa sostituzione delle leghe tradizionali di Al con queste nuove leghe Al-Li. Questo in realtà non si è mai verificato, a causa del costo di queste leghe, circa il doppio di quelle tradizionali, e causa di alcuni comportamenti meccanici del materiale nel campo della tolleranza al danno non ancora perfettamente conosciuti e prevedibili da parte dei progettisti. Dopo quasi 100 anni da quando è iniziato lo sviluppo delle leghe Al-Li, possiamo certamente affermare che alcune di esse sono già un prodotto largamente consolidato sul mercato, altre sono state abbandonate, altre ancora sono attualmente in via di studio e di sviluppo, lasciando intravedere un panorama di un prodotto ormai maturo dal punto di vista tecnologico, ma le cui potenzialità non sono ancora state completamente apprese e dunque utilizzate.

La lega 2195, tra le più studiate e dunque più conosciute, è stata utilizzata, a partire dal 1998 dalla NASA, l'ente governativo statunitense responsabile dei programmi spaziali, per costruire gran parte del serbatoio esterno (*External Tank*) dello *Space Shuttle*, portando la struttura ad un risparmio di massa di circa 3,2 tonnellate rispetto all'ultima generazione di serbatoi leggeri. Nasa ha inoltre pianificato di utilizzare questi materiali anche per realizzare i razzi *Atlas V* e *Delta IV EELV*, ed anche per i razzi *Ares I* ed *Ares V* relativi al Programma *Constellation*, che dovrebbe cominciare

ad essere attuato intorno al 2020. Nel capitolo 4 ci occuperemo più approfonditamente della struttura dell'External Tank ed ai principali risparmi determinati dall'utilizzo della lega 2195.

2.3 Proprietà chimico-tecnologiche

Le leghe di Al-Li sono attualmente in campo aeronautico ed aerospaziale l'unica alternativa tecnologicamente competitiva all'utilizzo della fibra di carbonio, derivante per esempio dalle esperienze dei due maggiori produttori mondiali di aeromobili, l'europea *Airbus* e la statunitense *Boeing*, con i modelli, rispettivamente, A350WB e B787. I materiali compositi offrono benefici rilevanti nella riduzione del peso e nei costi della manutenzione, ma generalmente determinano un incremento del costo del prodotto finale a causa degli ingenti investimenti per le materie prime e logicamente per gli impianti di produzione dedicati. La sfida che si propone l'utilizzo delle leghe Al-Li è proprio quello di ottenere performances simili a quelle dei materiali compositi ma a costi più bassi.

Il concetto base che sta alla base della scelta dell'utilizzo di queste particolari leghe sta nel fatto che il Litio è l'elemento chimico metallico con la minore densità della tavola periodica degli elementi, e queste leghe sono significativamente meno dense dell'alluminio puro. Ogni 1% di peso di Litio aggiunto all'alluminio porta ad una riduzione della densità della lega risultante di circa il 3% e ad un innalzamento del modulo di Young di circa il 6%. Un altro vantaggio assolutamente rilevante e che è già stato precedentemente accennato, sta nel fatto che mentre la lavorazione dei materiali compositi necessita di processi specializzati per la loro produzione e di messa in opera, le leghe di Al-Li possono essere lavorate e trattate con gli stessi processi e macchine utilizzate per le tradizionali leghe di Al della serie 2xxx e 7xxx. Le leghe Al-Li binarie, e costituite quindi da solo questi due elementi, presentano problemi di fragilità; esse infatti, nella maggior parte delle condizioni fisiche, hanno lo svantaggio di avere scarsa duttilità a causa dei precipitati δ' , Al_3Li , precipitati metastabili grandi ed incoerenti con la matrice, e delle cosiddette *Precipitate Free Zones*, PTF, ovvero

zone prive di precipitati e quindi incapaci di opporsi allo scorrimento plastico. E' dunque fondamentale per questo motivo che le leghe Al-Li in commercio presentano sempre degli alliganti, capaci di ovviare al problema tecnologico dello scorrimento plastico, e in secondo luogo in grado di migliorare anche altre proprietà applicative del materiale. Per esempio, possiamo citare il rame Cu, che garantisce incrementi sostanziali di resistenza, oppure anche il Manganese Mn e il cromo Cr, che inibiscono la ricristallizzazione del materiale durante i processi di lavorazioni plastiche o durante il trattamento termico di ricottura, e come lo zirconio Zr, sono utilizzati anche per formare piccoli precipitati incoerenti in grado di contrastare la localizzazione dello scorrimento plastico; per questo motivo essi sono presenti in tutte le leghe Al-Li. Nella seguente tabella sono riportate alcuni degli effetti derivanti dall'aggiunta degli alliganti più comuni alla lega Al-Li. Bisogna però ricordare però che, nel caso di contemporanea presenza di due alliganti nella lega che portano due effetti in evidente contrasto l'un con l'altro, l'effetto sinergico non si può definire di semplice mutuo annientamento ma andrebbero svolte ulteriori prove per determinare e quantificare l'entità di questa sinergia. E' stato inoltre evidenziato proprio il Litio come primo elemento alligante così da mostrare in maniera schematica le qualità e le peculiarità di questo elemento legato all'alluminio.

ELEMENTO	EFFETTO
Litio Li	Diminuisce la densità
	Aumenta il modulo elastico (E)
	Forma precipitati indurenti δ' (Al ₃ Li)
	Esalta le tessiture
	Favorisce l'anisotropia
	Aumenta la Resistenza a Fatica
Rame Cu	Conferisce Resistenza formando precipitati indurenti

Magnesio Mg	Forma precipitati indurenti Esalta la tendenza all'invecchiamento naturale delle leghe Al-Cu-Li
Zirconio Zr	Ritarda la ricristallizzazione e la crescita del grano
Argento Ag	Esalta la tendenza all'invecchiamento naturale delle leghe Al-Cu-Li
Cromo Cr	Rallenta la crescita del grano
Manganese Mn	Rallenta la crescita del grano
Silicio Si	Forma inclusioni che abbassano la tenacità
Ferro Fe	Forma inclusioni che abbassano la tenacità

Figura 1 tabella riassuntiva degli effetti dei diversi alliganti nelle leghe Al-Li

Sono stati effettuati diversi studi a riguardo, attraverso l'analisi al microscopio metallografico di alcuni provini (in accordo con le normative vigenti) in lamiera di Al-Li 2198 T851, una delle leghe il cui studio è risultato più affascinante e più denso di riscontri positivi. Questa lega è infatti prodotta attraverso processi tecnologici dove non è prevista la ricristallizzazione o è presente solo nelle regioni superficiali. Si può notare, in direzione longitudinale, la presenza di grani con la cosiddetta forma a "pancake". Non è materia del nostro studio le peculiarità e le particolarità chimiche che derivano da questa affermazione, ma ci interessa più che altro sottolineare come questa particolare tessitura cristallografica, che è tipica delle leghe Al-Li, conferisce a questi materiali una forte anisotropia delle caratteristiche meccaniche, vale a dire una variazione di una caratteristica meccanica prendendo due punti qualunque del provino in esame; questo fatto rappresenta una grande differenza rispetto alle cosiddette leghe di Alluminio "classiche". Di riflesso immediato a questo aspetto, nelle leghe di Al-Li si verifica una cinetica della propagazione delle cricche a fatica nettamente indebolita.

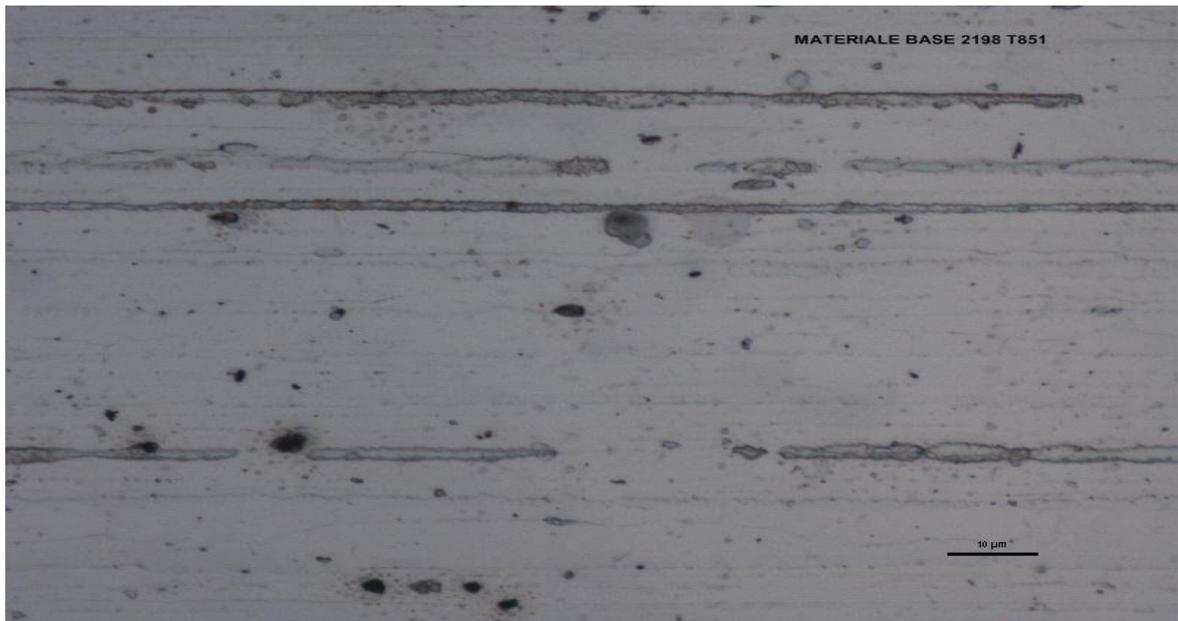


Figura 2 *Ingrandimento 1000X-Sezione parallela alla direzione della fibra lega 2198 T851*

Ulteriori test effettuati su provini del medesimo materiale o di leghe similari quali, per esempio la lega Al-Li 2198, hanno dimostrato che la loro resistenza meccanica è comparabile con quella delle leghe più spinte, da questo punto di vista, delle serie 2xxx e 7xxx.

Apriamo ora una breve parentesi sui trattamenti termici delle leghe di Alluminio in generale e, più specificatamente a quelle di Al-Li. Per questi materiali il trattamento termico è infatti, al pari della qualità degli alliganti presenti, di fondamentale importanza per conferire le caratteristiche tecnologiche e meccaniche richieste. Ricordiamo innanzitutto, nella seguente tabella, la classificazione dei principali trattamenti termici delle leghe di Alluminio.

TX	Trattamento
T1	Tempra diretta dal processo ed invecchiamento naturale
T2	Tempra diretta dal processo, incrudimento ed invecchiamento naturale
T3	Tempra di solubilizzazione, incrudimento ed invecchiamento naturale
T4	Tempra di solubilizzazione e invecchiamento naturale
T5	Tempra diretta dal processo e invecchiamento artificiale
T6	Tempra di solubilizzazione e invecchiamento artificiale
T7	Tempra, stabilizzazione e sovrainvecchiamento artificiale
T8	Tempra di solubilizzazione, incrudimento e invecchiamento artificiale
T9	Tempra di solubilizzazione, invecchiamento artificiale ed incrudimento

Figura 3 *Trattamenti termici delle leghe di Alluminio*

In generale, per le leghe di Alluminio Litio, si vuole sfruttare il fenomeno del rafforzamento per precipitazione, e come già affermato in precedenza, i principali antagonisti verso questo obiettivo sono i precipitati δ' e le *Precipitate Free Zones* (PFZ, fasce più o meno ampie prive di precipitati rafforzanti). Onde ovviare a questi due problemi, generalmente si tende ad evitare trattamenti termici T3 e T4, poiché produrrebbero microstrutture sotto invecchiate e che creerebbero così la simultanea presenza di δ' e di PFZ, a meno che questi trattamenti termici non siano accompagnati dalla presenza in lega di elementi quali Cu e Mg, in grado di fornire abbondanti precipitati indurenti e che neutralizzerebbero il problema. Per evitare le PFZ inoltre, si è dimostrato molto efficace l'introduzione di una leggera deformazione plastica, dell'ordine dal 2% al 6%, dopo il trattamento di tempra che segue la solubilizzazione. Poiché si vuole inoltre evitare la formazione di precipitati a bordo grano, le leghe Al-

Li sono preferibilmente applicate nello stato T8 se si vuole massimizzare la resistenza meccanica, oppure allo stato T3 se si vuole migliorare la tolleranza al danno della lega.

2.4 Saldabilità delle leghe Al-Li

Le leghe di Al-Li sono generalmente più saldabili di molte altre leghe leggere che possono rappresentare le loro concorrenti più tradizionali, e questo è sicuramente un altro fattore assolutamente non trascurabile in fase di progettazione, soprattutto come nel nostro caso, nel quale vogliamo quantificare e qualificare un risparmio di massa. La possibilità di sostituire la classica rivettatura tra i pannelli costituenti la fusoliera di un velivolo con una tecnologia di giunzione di saldatura, e a maggior ragione con la *Friction Stir Welding*, rappresenta già di per sé una fortissima componente sull'alleggerimento della struttura dell'aereo.

Le problematiche di saldabilità di queste leghe rimangono dunque le stesse tipiche di tutte le leghe di Alluminio. Tra i principali, possiamo elencare a seguenti:

- L'alluminio ha un coefficiente di dilatazione termica molto più alto di quello dell'acciaio, per cui si manifestano non poche difficoltà ad ottenere la fusione localizzata del materiale; il calore assorbito porta dunque a vistose deformazioni plastiche dovute alla grande quantità di materia interessata dal riscaldamento.
- L'alluminio si ossida molto facilmente, formando un composto chiamato *allumina* (Al_2O_3); la formazione di quest'ultima è inevitabile già a temperatura ambiente, ed aumenta esponenzialmente al crescere della temperatura. Il problema più gravoso dovuto all'allumina sta nel fatto che risulta più pesante dell'alluminio puro, e che fonde ad una temperatura superiore ai 2000 °C, mentre la temperatura di fusione dell'alluminio si aggira attorno ai 600 °C. Di conseguenza l'allumina rappresenta un forte ostacolo alla fusione del materiale, e fa aumentare il rischio di pericolose inclusioni nel giunto, vale a dire delle indesiderate incollature nel cordone di saldatura.
- Ritiro di solidificazione molto accentuato ed ampio intervallo di solidificazione soprattutto nelle leghe ad alta resistenza.

- Durante la saldatura dell'alluminio si possono verificare inclusioni gassose sparse nel cordone di saldatura, il cosiddetto fenomeno della porosità diffusa. Questo difetto è dovuto alla diversa solubilità dell'idrogeno a seconda che si trovi nel metallo liquido o solidificato, che saldato in maniera errata (utilizzando per esempio la tecnologia MIG) non consentono ai gas che si sviluppano durante il processo di sfuggire dalla superficie del cordone.

Sia per le leghe da trattamento termico sia per quelle fornite con diversi gradi di incrudimento, l'effetto termico che si genera sul materiale durante il processo di saldatura rappresenta praticamente un trattamento di solubilizzazione o di ricristallizzazione. Per questo motivo, in queste zone, tutti i vantaggi di resistenza ottenuti con i suddetti trattamenti termici vanno completamente persi. Per tutti questi motivi, si è arrivati alla conclusione che la tecnologia più adatta alla saldatura delle leghe di alluminio dovrà essere caratterizzata dall'impiego di sorgenti termiche molto potenti e concentrate, cioè i cosiddetti processi ad alta densità di energia, come per esempio la saldatura a fascio elettronico o laser, in grado di realizzare a fusione nella porzione di materiale desiderata con grande rapidità, in modo da minimizzare le dispersioni di calore lontano dal cordone di saldatura e, di conseguenza, le deformazioni locali.

Tornando più specificatamente alle leghe di Al-Li, bisogna sottolineare il fatto che esse hanno una conducibilità più bassa delle altre leghe leggere concorrenti, con una riduzione dell'ordine medio del 40%, e dunque il requisito sull'elevata densità di potenza precedentemente citata è senza dubbio meno critico, in quanto le leghe di Al-Li soffrono molto più raramente di difetti di mancanza di fusione rispetto ad altri materiali; al contrario, l'elevato coefficiente di dilatazione termica, paragonabile con quello delle altre leghe di Alluminio, è causa di considerevoli dilatazioni termiche nel pezzo. Bisogna poi tenere conto del fatto che, e questo vale per tutte le leghe, le caratteristiche tensili della giunzione risentono fortemente della storia termica del materiale, e che la resistenza a trazione in direzione trasversale al cordone ed alla cosiddetta *Heat Affected Zone* (zona termicamente alterata) è in ogni caso inferiore rispetto a quella del materiale base. Questa considerazione non è affatto da trascurare,

poiché queste leghe sono utilizzate sempre in ambiti e in applicazioni nelle quali la resistenza meccanica è assolutamente di primaria importanza. E' stato dimostrato comunque che la resistenza finale di un giunto n lega di Al-Li è solitamente superiore a quella di una lega di Alluminio tradizionale, e che l'efficienza del giunto, cioè il rapporto percentuale tra la resistenza a trazione trasversale del cordone e quella del materiale base, è dell'ordine del 60 %. In ogni caso, se le dimensioni della struttura saldata lo consentono, è possibile incrementare alcune caratteristiche meccaniche dei giunti con trattamenti termici successivi.

Negli ultimi anni si è diffuso l'impiego della *Friction Stir Welding* come nuova tecnologia di saldatura delle leghe di Alluminio ad alta resistenza; poiché la giunzione, con questo procedimento, si ottiene alla fase solida, e dunque con apporti termici decisamente inferiori rispetto ai metodi più tradizionali, questo innovativo processo si è rapidamente esteso nell'ultimo decennio in molteplici campi di applicazione, per il motivo fondamentale che rende possibili saldature tra leghe non saldabili per fusione, e senza i problemi illustrati precedentemente. Nella seguente tabella di letteratura sono riportati alcuni dati per la lega 2195 sulla resistenza a rottura di saldature ottenute mediante procedimenti convenzionali e con la FSW. Si può vedere facilmente che la saldabilità di questa lega con la FSW è addirittura superiore di quella ottenuta con metodi quali la saldatura ad arco o con fascio elettronico. Nella tabella, le particolari specificazioni "calda" e "fredda" si riferiscono a particolari combinazioni di velocità di rotazione e di avanzamento dell'utensile saldatore, che portano rispettivamente ad alte o basse introduzioni di energia termica nel metallo.



Figura 4 Pannello di fusoliera di un velivolo saldato mediante FSW

PROCESSO	UTS (MPa) CORDONE	UTS (MPa) METALLO BASE	EFFICIENZA %	SALDATURA
Saldatura ad arco (passata singola)	315	605	52	<i>Standard</i>
Saldatura ad arco (multi-passata)	360	605	60	<i>Standard</i>
Fascio Elettronico	330	605	55	<i>Standard</i>
FSW	430	605	67	<i>Calda</i>

FSW	401	605	67	<i>Fredda</i>
-----	-----	-----	----	---------------

i

Figura 5 *Caratteristiche tensili trasversali ed efficienza di giunzioni in lega 2195*

Per UTS (*Ultimate Tensile Strenght*) si intende il carico di rottura del materiale.

Vedremo ora, nel prossimo capitolo, le principali caratteristiche della *Friction Stir Welding* in generale e poi, più specificatamente, le caratteristiche di queste giunzioni in leghe Al-Li.

Capitolo 3

Il processo di saldatura Friction Stir Welding

3.1 Campi di applicazione della FSW

La *Friction Stir Welding* (FSW) è una tecnologia di saldatura piuttosto recente, in quanto è stata brevettata nel Dicembre del 1991 dall'Istituto della Saldatura Inglese, *The Welding Institute* (TWI). Deriva probabilmente da un errore durante un processo di fresatura, e si può dunque affermare che sia stato scoperto praticamente per caso. Questo nuovo processo è stato accolto con enorme interesse da tutto il mondo industriale ed ha avuto notevole sviluppo e diffusione nel giro di pochi anni, sia in applicazioni navali, ferroviarie ed automobilistiche, ma soprattutto nel campo

dell'ingegneria aerospaziale. I materiali per i quali è già stata ampiamente sperimentata e verificata l'applicazione della FSW sono le leghe di Alluminio, sia da fonderia che da lavorazione plastica, le leghe di Magnesio, di Titanio, di Zinco, di Rame, di Nichel e gli acciai a basso contenuto di Carbonio e gli acciai austenitici al Cr-Ni. E' stata inoltre verificata l'applicabilità di questo processo anche per materiali polimerici, compositi a matrice metallica, schiume metalliche, pannelli sandwich e, grande innovazione rispetto a tecnologie di saldatura tradizionali, per giunti di materiali dissimili, che erano normalmente considerati non saldabili tra loro.

3.2 Descrizione del processo

La FSW è un processo di giunzione allo stato solido che utilizza come concetto fondamentale il noto fenomeno dell'abbassamento del carico di snervamento di un materiale, vale a dire l'aumento della sua duttilità all'aumentare della temperatura, come si può facilmente capire dal seguente grafico.

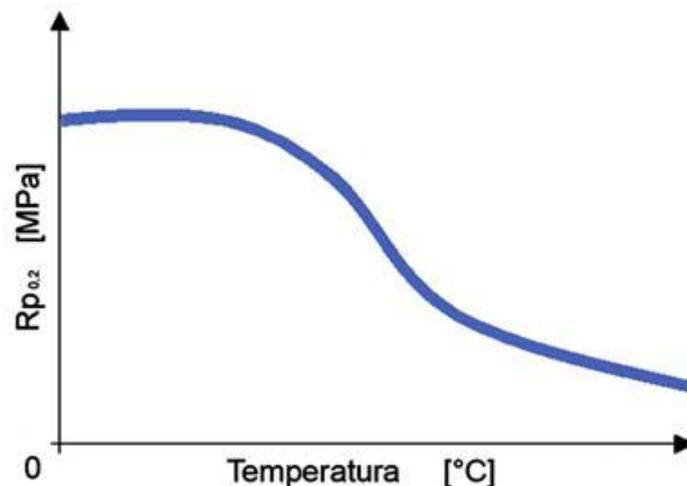


Figura 1 *Influenza della temperatura sul carico di snervamento*

Il materiale da saldare viene portato allo stato plastico grazie al calore sviluppato durante il movimento reciproco dei pezzi e dall'utensile. Quest'ultimo è dunque l'elemento fondamentale per la messa a punto del processo: esso dev'essere infatti in grado di plasticizzare il materiale in maniera localizzata mantenendo inalterate le proprie caratteristiche. Le dimensioni ed il materiale dell'utensile dipendono ovviamente dallo spessore e dal materiale di ciò che si deve saldare. Di solito esso è costituito da una parte cilindrica detta spalla (*shoulder*), che ha il compito di generare l'attrito indispensabile per la riuscita del processo, e di impedire al materiale plasticizzato di fuoriuscire dalla zona di giunzione. In cima alla spalla è presente una punta (*pin*), che può assumere diverse geometrie (cilindrica, tronco-conica, a paletta, etc...), il quale deve provocare il mescolamento del materiale in prossimità dell'asse del giunto.

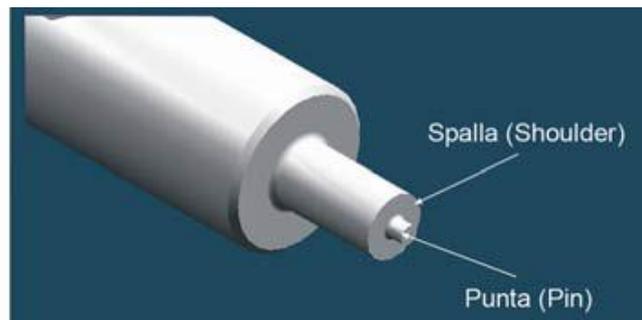


Figura 2 L'utensile per processi FSW

Il processo si svolge in maniera semplice: come si può vedere dall'immagine seguente, l'utensile, posto in rotazione dal mandrino, viene affondato tra i lembi delle lamiere da saldare. Il contatto iniziale dell'utensile avviene attraverso il pin, ed in questa fase si iniziano a generare le prime forze di attrito, e dunque il innalzamento locale della temperatura. Affondando il *pin*, il materiale inizia a rimescolarsi localmente, e la *shoulder* viene poggiato e lievemente affondato sulla superficie, svolgendo la fondamentale duplice funzione di fornire il calore necessario per il processo e di non far fuoriuscire il materiale, ora elasticizzato, dalla zona di saldatura. Per favorire la

movimentazione del materiale si possono usare *pin* di svariate forme, come per esempio un *pin* filettato, ideale quando si vuole un rimescolamento ottimale del materiale, oppure si può variare l'angolo di inclinazione dell'utensile (*tilt angle*).

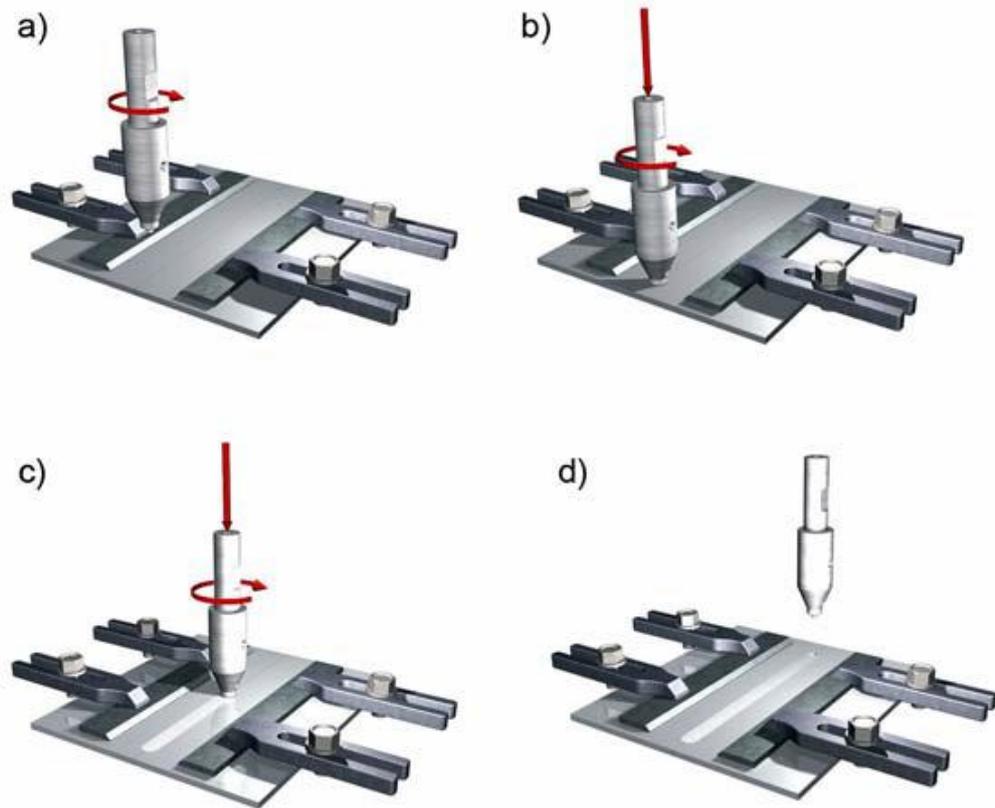


Figura 3 Schematizzazione del processo FSW

3.3 Utensile

La geometria dell'utensile ha un'influenza decisiva sul flusso di materiale e dunque sulla buona riuscita della saldatura, poiché va ad incidere sulla microstruttura della porzione di materiale plasticizzato e sulle relative proprietà meccaniche, nonché influenza la potenza necessaria alla macchina operatrice e, ovviamente, la qualità del giunto saldato. E' per questo motivo che si stanno sviluppando continuamente nuovi

utensili caratterizzati da opportune geometrie per ottimizzare il processo di saldatura, molti di questi introdotti proprio dal TWI.

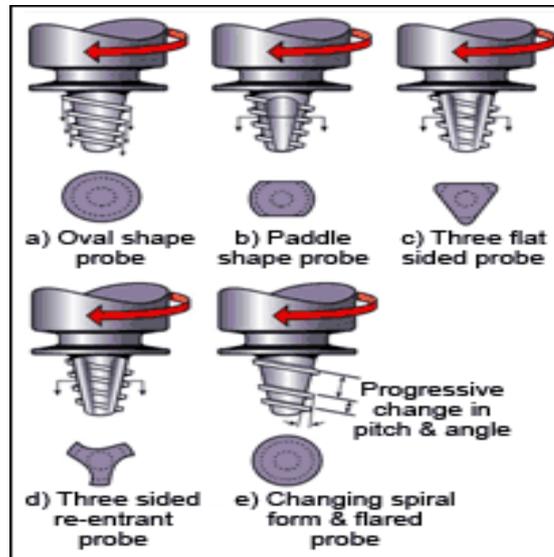


Figura 4 utensili Whorl per FSW

In questa immagine sono rappresentate le varianti dell'utensile di tipo *Whorl*, ideato dalla TWI, che presenta un *pin* filettato più piccolo del classico *pin* cilindrico. Il profilo conico impone una componente delle forze e del moto verticale che favorisce il rimescolamento del materiale. Questo particolare utensile è particolarmente indicato per giunti *butt-joint* (giunto di testa), poiché producono un assottigliamento della lastra superiore ed intrappolano l'ossido superficiale all'interfaccia fra i materiali. Per questo motivo i principali produttori, TWI in primis, stanno cercando di realizzare utensili il più universali possibili, adattabili al maggior numero di configurazioni di saldatura possibili ed anche a più materiali possibili.

3.4 Vantaggi e Svantaggi

La FSW è un processo da saldatura in cui il materiale non viene portato a fusione; per questo motivo sono evitati gran parte dei problemi di natura metallurgica, legati ai

fenomeni che si innescano al momento della solidificazione. Inoltre non si verificano molti degli inconvenienti tipici delle tecnologie di saldatura tradizionali, quali la presenza di archi elettrici, l'emissione di fumi e di spruzzi e l'inquinamento acustico. Grazie a questi motivi ed alla completa automatizzabilità del processo, è possibile adottare la FSW anche in un'officina non attrezzata per eseguire saldature convenzionali. La FSW permette di ottenere giunzioni di ottima qualità ed efficienza, caratterizzate da basse tensioni interne e deformazioni, mantenendo comunque molto elevata la produttività, in quanto permette di saldare anche pezzi con spessore elevato in passata singola. Inoltre a questi pregi si deve aggiungere la possibilità di saldare leghe leggere tradizionalmente non saldabili e materiali omologhi o dissimili nella composizione chimica e nello stato di fornitura, elemento assolutamente innovativo rispetto ai metodi di giunzione tradizionali. Le geometrie dei giunti realizzabili con la *Friction Stir Welding* sono geometrie comunemente adottate, e non bisogna dunque adottare nessuna modifica progettuale nel momento in cui si decide di procedere con questa tipologia di saldatura.

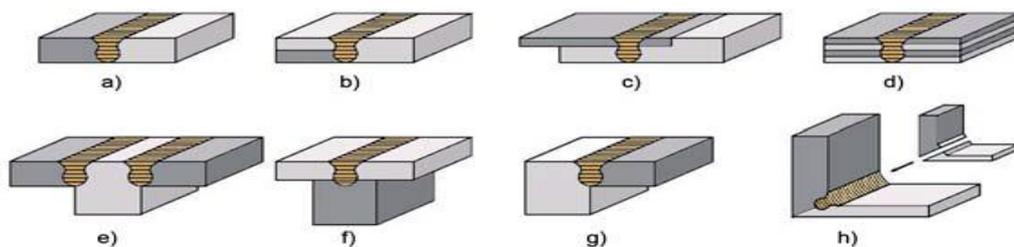


Figura 5 Geometrie di giunti FSW

Di contro si presentano però anche alcuni svantaggi tipici della FSW, che possono comprometterne l'applicabilità in certi campi. Una volta arrivato a fine corsa, l'utensile deve essere estratto dal cordone di saldatura in quanto, come già affermato, è necessaria una vera e propria penetrazione dell'utensile nel materiale onde agevolare il rimescolamento del materiale e l'apporto termico. La presenza di questo foro d'uscita, il "keyhole", rende necessario l'utilizzo di talloni di uscita, o richiede di tagliare la parte finale del giunto contenente il difetto. Le aziende produttrici di centri di saldatura

FSW hanno risolto il problema progettando dei sistemi di movimentazione del pin che lo rendono estraibile. A causa delle enormi forze che si sviluppano durante la saldatura, è necessario fissare molto rigidamente i pezzi, ed utilizzare piastre di sostegno per contenere l'eventuale fuoriuscita del materiale plasticizzato. Per questo motivo le attrezzature dedicate all'afferraggio dei pezzi e i centri di lavoro risultano particolarmente costosi. Infine, essendo una tecnologia relativamente giovane, non esiste ancora una normativa a cui fare riferimento in fase di esecuzione del progetto, ma solamente una linea guida.

3.5 Metallurgia dei giunti

Dalla descrizione del processo appena esplicitata, si rileva immediatamente che il flusso plastico del materiale generato dall'azione dell'utensile, in particolare dal pin, dà origine a giunti intrinsecamente asimmetrici. Infatti, osservando una sezione trasversale di un giunto, si distinguono una zona detta "*advancing side*" ed una detta "*retreating side*": nel primo, nella figura sulla sinistra, le velocità periferica di rotazione dell'utensile e quella di avanzamento sono concordi, mentre nel *retreating side* i due vettori sono discordi. Da alcune prove sperimentali si è dimostrato che lo spostamento del materiale avviene preferenzialmente nel *retreating side*; si è dunque giunti alla realizzazione di un nuovo utensile, sempre da parte della TWI, in grado di realizzare un'inversione periodica del moto di rotazione in modo da ovviare al problema dell'asimmetria del giunto, con buoni risultati ma non ancora totalmente soddisfacenti.

La FSW realizza una deformazione plastica del materiale e un notevole incremento della temperatura all'esterno ed all'interno della zona coinvolta dal passaggio dell'utensile. Questo ha notevoli conseguenze microstrutturali, in particolare sulla dimensione dei grani, sulla forma del bordo dei grani e sul cosiddetto *coarsening* dei precipitati. Una comprensione di processi meccanici e termici durante la FSW è necessaria per ottimizzare i parametri di processo. E' possibile condurre un'indagine

macrografica per lo studio del flusso del materiale metallico che si attua durante il processo, mediante l'impiego di un opportuno marcatore in ottone, posizionato tra i lembi del materiale da saldare in configurazione *Butt-Joint*. Nelle figure 6 e 7 è riportata una macrografia della sezione trasversale di un giunto, dove si può vedere lo spostamento della linea di saldatura verso l'*advancing side* e il flusso plastico del materiale nella sezione del giunto. Dalle figure si possono inoltre individuare le tre zone principali del giunto saldato, ciascuno con le proprie caratteristiche, che andremo brevemente ad esporre.

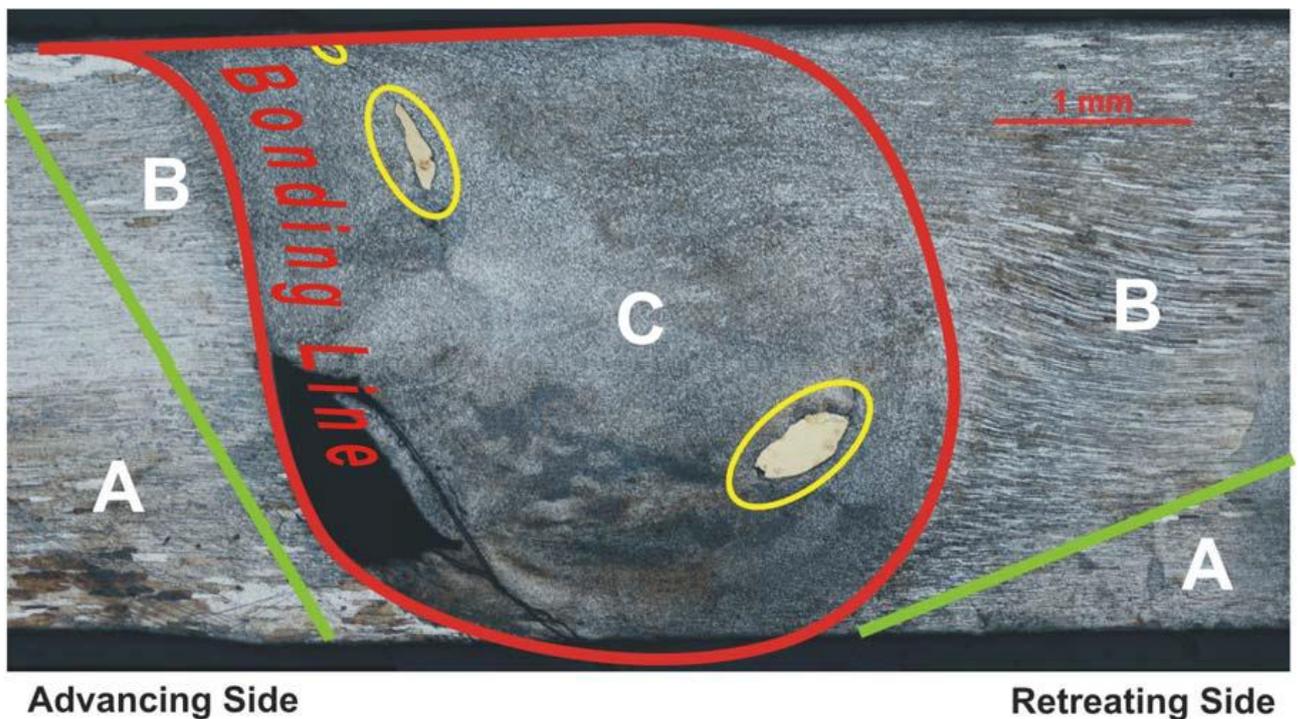


Figura 6 Ingrandimento 50X – Andamento del flusso evidenziato dal marcatore in una giunzione di testa in lega Al-Li 2198.

- Zona “A” termicamente alterata (ZTA): il processo ha provocato un’alterazione della microstruttura e delle proprietà meccaniche. Il marcatore è assente.
- Zona “B” termo-meccanicamente alterata (ZTMA): area nella quale il materiale si è sia deformato plasticamente sia riscaldato; la *bonding line*, linea di separazione tra la ZTMA e il *Nugget*, spostata verso l'*advancing side*, rappresenta la zona di debolezza

del giunto, in quanto si presenta una forte anisotropia delle caratteristiche meccaniche. Anche in questa zona il marcatore.

- Zona “C” *Nugget*: in questa zona i frammenti del marcatore, evidenziati con cerchi gialli, hanno subito uno spostamento della linea di saldatura verso l'*advancing side* ed una rotazione in senso antiorario (figura 7). E' possibile dunque ipotizzare uno spostamento del materiale plasticizzato dal *retreating side* all'*advancing side*; tale spostamento risulta più accentuato in prossimità della superficie superiore del giunto, in quanto viene favorito dall'effetto di trascinamento della spalla.



Figura 7 Andamento del flusso plastico dal R.S verso l'A.S

Generalmente, nella zona “C” del *nugget* si verificano fenomeni di ricristallizzazione dinamica, che comportano la formazione di una microstruttura a grani fini. Nella zona di alterazione termo-meccanica (ZTMA) si riscontrano fenomeni di deformazione plastica e recupero, che determinano la formazione di una struttura mista nella quale i grani cristallini originari, di forma allungata se si sono saldate piastre ottenute per laminazione, coesistono con cristalli di forma tondeggianti. Inoltre, la ZTMA è interessata da intense deformazioni della microstruttura all'interfaccia tra la zona del *nugget* ed il materiale esterno.

Nella ZTA termicamente alterata le modificazioni strutturali conseguenti al riscaldamento dipendono principalmente dalla temperatura raggiunta, ovvero dalla velocità di riscaldamento, e dalle condizioni del materiale prima della saldatura, cioè il suo stato di trattamento termico e di incrudimento. Nel caso della già citata lega Al-Li 2198, della quale sono presente diverse analisi e prove in letteratura, non esistono differenze sostanziali tra la struttura dei grani della ZTA e del metallo base. La natura di questa lega che, come già detto, è induribile per precipitazione, è tale che l'esposizione termica subita durante il processo di FSW provoca una riduzione della durezza della struttura.

3.6 Proprietà meccaniche del giunto

3.6.1 Microdurezza

Attraverso un'analisi di microdurezza svolgendo una serie di prove *Vickers* a diverse distanze dall'asse ideale del giunto, si riscontra chiaramente che il cordone è dotato di proprietà più scadenti, si rilevano due picchi di minimi in corrispondenza delle TMAZ, mentre in prossimità del *nugget* si nota un buon recupero della durezza.

3.6.2 Resistenza meccanica

Il metodo migliore per verificare le proprietà meccaniche dei giunti FSW rimane comunque la prova di trazione statica. In prima analisi si osserva una tendenza al decadimento delle caratteristiche, come per esempio la tensione di snervamento e la tensione massima, che si riducono di circa il 30-40 % rispetto alle rispettive misure di partenza. Anche l'allungamento a rottura estremamente ridotto, e non si superano infatti valori intorno al 5 %. Da ciò consegue che i giunti FSW risultano più fragili rispetto al materiale base. Con alcuni trattamenti termici adeguati si attua un parziale recupero della resistenza a snervamento, ma la sollecitazione massima tende a

diminuire ulteriormente. Bisogna però affermare che con questa innovativa tecnologia, operando sui parametri di processo, è possibile variare drasticamente le caratteristiche meccaniche e realizzare dei giunti con proprietà meccaniche aventi circa il 90% di quelle del materiale. La ricerca sta dunque spingendo in questa direzione per migliorare sempre più questa tecnologia, che ha potenzialità ancora non totalmente esplorate.

3.6.3 Resistenza a fatica

In campo aeronautico è di fondamentale importanza in fase di progetto valutare la resistenza a fatica dei materiali adoperati. Attraverso alcune prove di resistenza a fatica (*prova di Moore*), si è osservato che per un elevato numero di cicli (circa 10^7), i giunti FSW sono meno resistenti di giunti realizzati mediante saldatura *Laser* o *Mig*. Poiché la resistenza a fatica è strettamente legata con la morfologia superficiale del materiale, è necessario realizzare dei cordoni molto uniformi, omogenei e con un'ottima finitura superficiale. E' buona norma dunque procedere nel processo con basse velocità di rotazione, anche se ancora non è possibile stabilire se esiste una relazione tra la resistenza a fatica e il rapporto tra le velocità caratteristiche.

3.6.4 Resistenza alla corrosione

A causa del fatto che, come affermato in precedenza, il giunto è caratterizzato da tre diverse zone che presentano caratteristiche meccaniche profondamente diverse, ci si aspetta dunque un comportamento rispetto alla corrosione diverso a seconda della zona. Si possono effettuare diversi tipi di prova a riguardo, ma quella più completa risulta probabilmente essere la *Stress Corrosion Cracking* (SCC), in grado di prendere in considerazione l'effetto combinato di corrosione e di sollecitazione meccanica. Questa prova non fornisce però dei dati certi ed uniformi, in quanto è molto influenzata dalle differenti modalità di applicazione previste per i carichi, e delle diverse tipologie di ambienti corrosivi ai quali i provini sono sottoposti prima della prova.

3.7 Riassunto delle principali caratteristiche

Di seguito andiamo a riassumere le caratteristiche principali del processo *Friction Stir Welding*, in particolare i materiali saldabili con questa tecnologia, i parametri di processo, i vantaggi e gli svantaggi portati da questa scelta progettuale. Prima di far questo, possiamo aggiungere che, riguardo all'obiettivo di questo elaborato.

La FSW è utilizzata principalmente per le leghe di Alluminio, ma si riesce ad applicarla con buoni risultati anche per le leghe di Rame, Titanio e Magnesio. E' possibile inoltre saldare anche plastiche, acciai dolci, acciai al C-Mn ed inossidabili, sia austenitici che martensitici. I parametri di processo su cui si può agire per modificare il prodotto sono il diametro della spalla, le dimensioni e la forma della sonda (ed anche del *pin*). Sono inoltre rilevanti le velocità di rotazione dell'utensile e di avanzamento lungo la linea di saldatura, ed anche l'angolo di inclinazione con cui l'utensile lavora. Le configurazioni di giunzione possibili sono quelle più comunemente adottate anche per metodi di saldatura più tradizionali. I principali vantaggi per questo processo sono in definitiva i seguenti:

- Piccole deformazioni, anche per saldature lunghe;
- Le proprietà meccaniche dei giunti sono eccellenti, come è evidentemente provato da prove di fatica, di tensione e di piegatura;
- Non sono presenti archi elettrici, né fumi, né emissioni di gas;
- Nessuna porosità e piccoli ritiri post-saldatura;
- L'utensile è praticamente non consumabile, in quanto può essere utilizzato per più di 1000 metri nella saldatura di Alluminio della serie 6000;
- Il processo è energeticamente non troppo dispendioso;
- Nella produzione di massa non è necessario decapare, spazzolare né molare;
- E' possibile saldare Alluminio e Rame con spessori di più di 50 mm in un'unica passata;
- Non è richiesta alcuna certificazione per il saldatore.

Al contrario la FSW presenta alcuni svantaggi riassumibili in breve così:

- Il processo ha una bassa flessibilità, sono richieste molte prove per selezionare i parametri di processo richiesti, ed ogni cambiamento come la composizione del materiale, lo spessore o la forma dell'utensile richiedono un nuovo processo di ottimizzazione dei parametri;
- I pezzi da saldare devono essere bloccati molto rigidamente, a causa delle ingenti forze che si sviluppano durante l'intero processo, ed in modo da evitare il separamento delle superfici e di conseguenza la presenza di buchi nel cordone;
- La produzione del giunto deve essere eseguita su macchina dedicate piuttosto che direttamente sul prodotto finale, cosa invece possibile con le tecnologie tradizionali di giunzione.
- Di conseguenza, la FSW è tutt'ora una tecnologia poco utilizzata, e principalmente nella produzione di lunghi e ripetitivi processi di giunzione per la costruzione di treni, aerei e navi.

Capitolo 4

Il serbatoio esterno dello Space Shuttle

4.1 La storia dello Space Shuttle

Lo Space Shuttle è un sistema di lancio riutilizzabile e di navette spaziali della NASA, l'ente governativo statunitense responsabile dei programmi spaziali. E' stato lanciato in orbita per la prima volta il 12 aprile 1981, ed ha portato a termine la sua ultima missione il 21 luglio 2011. La storia dello Space Shuttle va configurata nei primi anni settanta, anni nei quali la Guerra Fredda tra Stati Uniti ed Unione Sovietica stava toccando l'apogeo di criticità, anche a causa della cosiddetta corsa allo spazio, cioè la ricerca da parte delle due superpotenze contrapposte del predominio nel campo della ricerca e dell'esplorazione in ambito spaziale. L'Unione Sovietica poteva vantarsi di aver reso possibile per la prima volta una "passeggiata spaziale", il 12 aprile 1961,

grazie al cosmonauta Yuri Gagarin, mentre gli Stati Uniti avevano addirittura realizzato l'allunaggio, il 20 luglio 1969, grazie alla missione Apollo 11.



Figura 1: *lo Space Shuttle Discovery decolla nella missione STS-120*

Sul finire degli anni '50, la NACA, poi successivamente diventata NASA, fu fortemente coinvolta nella ricerca sugli aerei a razzo. Questi studi portarono brevemente ad indentificare i due grandi problemi legati alla progettazione di velivoli in grado di lasciare l'atmosfera terrestre, vale a dire l'instabilità del volo atmosferico e la dissipazione di calore durante il rientro in atmosfera. Per ridurre le sollecitazioni termiche e meccaniche subite da un aereo che vola ad alta velocità, gli ingegneri

statunitensi fornirono una soluzione che si basava sulla rimozione dell'ala e sul concetto di voler generare portanza attraverso l'allargamento della fusoliera, portando a strutture dette "a corpo portante". Questi progetti furono però presto abbandonati per motivi di bilancio, in quanto non era giustificato da uno scenario di missione chiaramente identificato. Dopo il successo della missione Apollo però, in quanto si doveva cominciare a pensare al futuro, si decise di avviare la realizzazione di questa navetta, in quanto era evidente che sarebbe stata utile per qualsiasi scenario futuro scelto dalla NASA.

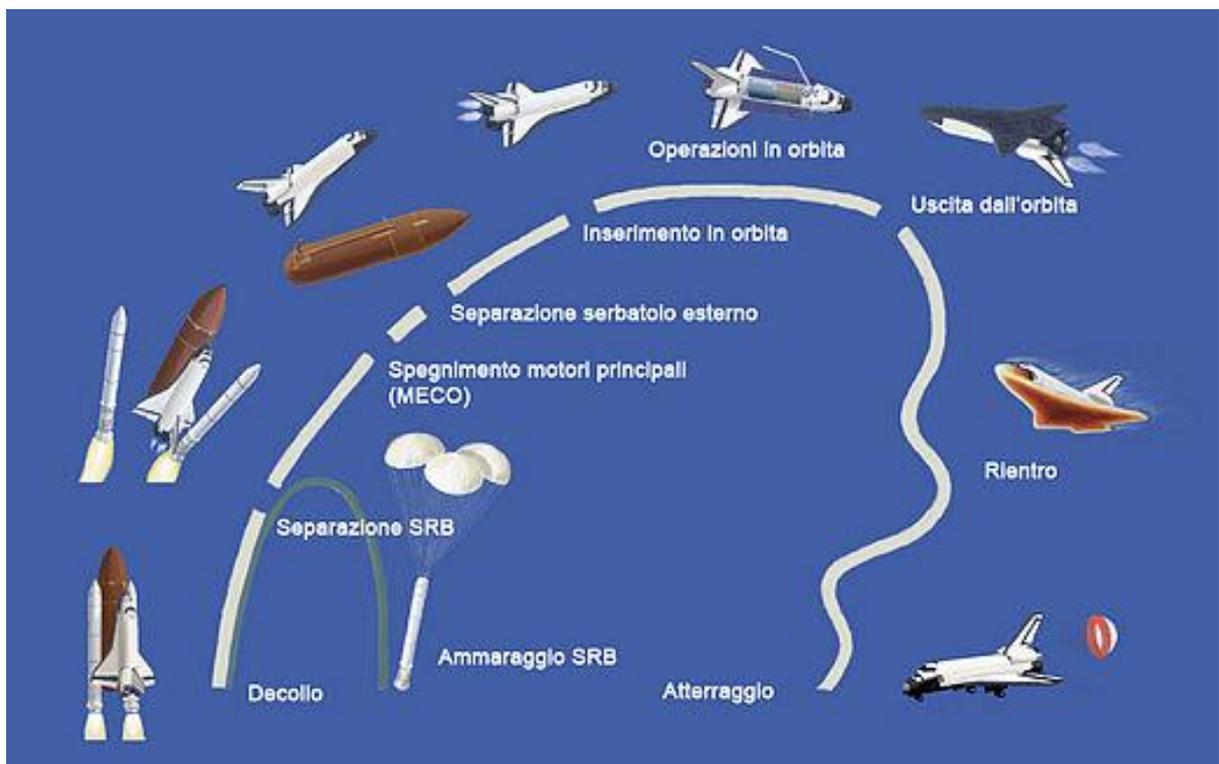


Figura 2 Schema delle fasi principali di una missione Space Shuttle

4.2 Struttura dello Space Shuttle

Lo Space Shuttle è composto da quattro parti principali

- L'Orbiter Vehicle (OV), cioè un orbiter con spazio per l'equipaggio, vano di trasporto per il carico, i tre motori principali che utilizzano il combustibile presente nel serbatoio esterno, ed un sistema di manovra orbitale con due motori più piccoli;

- Due Solid Rocket Booster (SRB), cioè due razzi riutilizzabili a propellente solido, il perclorato di ammonio, che si staccano due minuti dopo il lancio ad un'altezza di 66 km, e che vengono recuperati nell'Oceano grazie al fatto che la velocità di caduta viene notevolmente ridotta dall'utilizzo di paracaduti;
- Il serbatoio esterno (ET, External Tank), grande serbatoio di combustibile contenente ossigeno liquido ed idrogeno liquido, che servono ad alimentare i tre motori dell'Orbiter. Si stacca dopo circa 8 minuti e mezzo ad un'altezza di 109 km, esplose in atmosfera e ricade in mare senza poter essere recuperato

4.2.1 L'Orbiter

L'orbiter è stato progettato con gli stessi principi con cui si progetta un aeroplano costruito di lega di alluminio. La fusoliera si divide in quattro sottoinsiemi: la fusoliera anteriore, il vano di carico, le ali e la fusoliera di poppa. Nella fusoliera anteriore si trovano il carrello d'atterraggio anteriore, i motori di controllo di assetto (di tipo RCS) utilizzati in orbita e gli strumenti di guida e navigazione. La zona dedicata all'equipaggio è una struttura indipendente pressurizzata e collegata al resto della struttura della navetta in soli 4 punti di aggancio per ridurre lo scambio termico.

La sezione intermedia dello Shuttle contiene principalmente il vano carico e offre l'aggancio per le ali. Essa è una struttura a forma di U, aperta ad ogni estremità, di 18 metri di lunghezza, 5,2 metri di larghezza, 4 di altezza e di 13,5 tonnellate di peso. Inferiormente e ai suoi lati si trovano gli ingranaggi del carrello di atterraggio principale. Due porte in un materiale più leggero dell'alluminio sono utilizzate per chiudere il vano carico e per svolgere la funzione di radiatori per la dissipazione del calore in eccesso quando la navetta è in orbita. La loro chiusura durante il rientro risulta fondamentale per la rigidità dell'intera navetta.

4.2.2 I Solid Rocket Booster

I due razzi laterali (SRB - Solid Rocket Booster) riutilizzabili forniscono la spinta principale allo Shuttle al decollo e fino ad una altezza di 45,7 km. Inoltre essi portano

l'intero peso del serbatoio esterno e dell'Orbiter, e trasmettono il peso del carico attraverso la loro struttura alla Mobile Launcher Platform, la struttura utilizzata per il trasporto dello Space Shuttle. Ogni SRB ha una spinta al decollo (a livello del mare) di circa 12,45 MN e poco dopo il lancio la spinta aumenta fino a 13,78 MN - 14,67 MN. Ogni SRB è lungo 45,5 m ed ha un diametro di 3,7 m con un peso al lancio di 570 tonnellate, pari al 60% della massa totale al decollo. Il peso del carburante per ogni SRB è di 499 t e il peso a vuoto è di circa 87 t. 75 secondi dopo la separazione dallo Shuttle, gli SRB raggiungono l'apogeo ad una altezza di circa 67 km, e tornano a terra rallentati da tre paracadute. Essi impattano nell'oceano a circa 226 km di distanza e vengono in seguito recuperati.

Gli elementi principali che costituiscono questo razzo sono il propulsore (involucro, carburante, sistema di accensione, ugello), la struttura, il sistema di separazione, gli strumenti di operazioni per il volo, l'avionica, le cariche pirotecniche, il sistema di decelerazione, il sistema di controllo vettoriale della spinta e il sistema di distruzione di sicurezza.

Ogni razzo è collegato al serbatoio esterno all'altezza della struttura di poppa tramite due supporti laterali e un collegamento diagonale. Sulla piattaforma di lancio ogni razzo è anche connesso alla Mobile Launcher Platform al bordo esterno anteriore con quattro agganci esplosivi che vengono staccati al decollo.

Un SRB è costituito di sette segmenti di acciaio prodotti individualmente, assemblati a coppie dal costruttore e inviati al Kennedy Space Center tramite un treno per l'assemblaggio finale. I segmenti sono collegati assieme tramite un supporto circolare chiuso con tre guarnizioni O-ring (ne erano utilizzati due prima dell'incidente al Challenger) e uno speciale mastice termoresistente.

4.3 L'External Tank

Il serbatoio esterno, in sigla ET, è il componente più grande dello Space Shuttle, ed ha il compito principale di fornire ossigeno ed idrogeno sotto pressione, entrambi allo stato liquido, ai tre propulsori principali situati sull'Orbiter, durante il decollo e

l'ascesa dello Shuttle, e viene espulso dopo 10 secondi dallo spegnimento dei propulsori principali. A differenza dei Boosters, ed ovviamente anche dell'Orbiter, il serbatoio esterno non è riutilizzabile; esso si distrugge infatti durante il rientro in atmosfera terrestre, prima dell'inpatto con l'oceano Indiano o Pacifico, lontano dalle rotte marittime.

L'External Tank è anche l'elemento più pesante dello Space Shuttle, quando è riempito. Al suo interno possiamo distinguere tre compartimenti principali: il serbatoio di prua dell'ossigeno, un serbatoio intermedio non pressurizzato che contiene la maggior parte dei componenti elettrici, ed il serbatoio di poppa dell'idrogeno. Oltre alle funzioni di fornitura di carburante, il serbatoio costituisce anche la struttura portante dello Shuttle. Esso infatti fornisce il supporto strutturale per l'aggancio dei Solid Rocket Boosters e dell'Orbiter. I due punti di ancoraggio per gli SRB sono posizionati a poppa e a prua, mentre sono presenti un punto di aggancio a prua e due a poppa per l'Orbiter. Nell'area di poppa sono anche presenti dei collegamenti che trasportano fluidi, gas, segnali elettrici ed energia elettrica tra il serbatoio e l'Orbiter. Anche i segnali e i controlli tra l'Orbiter e i due SRB transitano tramite queste connessioni

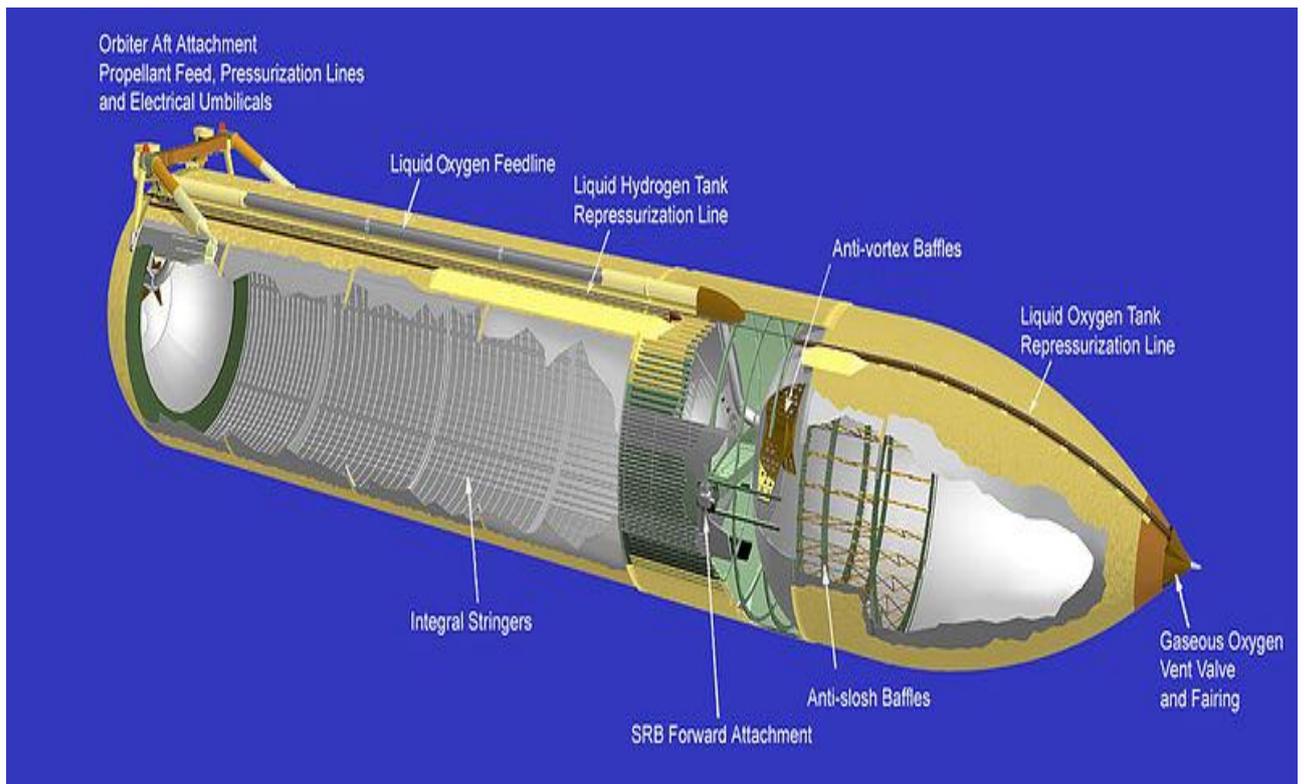


Figura 2: sezione dell'ET

4.3.1 La struttura interna

I serbatoi per l'ossigeno e per l'idrogeno sono, come detto, realizzati in lega 2195, brevettata proprio da Lockheed Martin, mentre il serbatoio intermedio è realizzato in lega commerciale di alluminio Al 2090.

Il serbatoio che contiene l'ossigeno liquido è posizionato in alto ed ha una forma ad ogiva per ridurre il surriscaldamento aerodinamico. Il volume di questo serbatoio è di 559 m³ ad una pressione di 2,5 Bar e una temperatura di 90 K.

Il serbatoio invia attraverso una linea di alimentazione di diametro pari a 430 mm l'ossigeno liquido nel serbatoio intermedio, e successivamente all'esterno del serbatoio attraverso il braccio anteriore destro connesso all'Orbiter. Questa linea, dal diametro di 430 mm, permette un flusso pari a 1264 kg/s quando gli SSME funzionano al 104%. Tutti i carichi, tranne quelli aerodinamici, vengono trasferiti dal serbatoio dell'ossigeno

attraverso una interfaccia con il serbatoio intermedio. Quest'ultimo funge da connessione strutturale tra i serbatoi di ossigeno ed idrogeno liquidi. La sua funzione primaria consiste nel ricevere e distribuire tutti i carichi derivati dalla spinta dei Solid Rocket Booster e trasferirli tra i serbatoi. I due agganci anteriori dei SRB sono posizionati a 180 gradi sulla struttura del serbatoio intermedio. Un braccio si estende attraverso la struttura ed è fissata meccanicamente agli agganci. Quando gli SRB si accendono, questo braccio viene piegato dalla spinta e questi carichi sono trasferiti agli agganci.

Adiacente agli agganci è presente una struttura ad anello. I carichi sono trasferiti verso questo componente che trasferisce i carichi tangenziali sulla superficie del serbatoio intermedio. Due pannelli, detti thrust panels, distribuiscono il carico della spinta assiale concentrata degli SRB verso i serbatoi dell'ossigeno e dell'idrogeno e ai pannelli adiacenti.

Questo serbatoio funziona anche come compartimento protettivo per la strumentazione.

Il serbatoio dell'idrogeno occupa la parte inferiore del serbatoio ed è costituito da quattro comparti a sezione cilindrica, da una cupola di prua ed una di poppa. I comparti sono connessi assieme attraverso quattro strutture ad anello che ricevono e ridistribuiscono i carichi. La struttura che collega la cupola di prua con il comparto adiacente distribuisce i carichi che sono applicati attraverso la struttura del serbatoio intermedio, e funge anche da connessione tra quest'ultimo e il serbatoio dell'idrogeno. L'anello di poppa riceve i carichi indotti dall'Orbiter attraverso il braccio di supporto posteriore dell'Orbiter, ed i carichi degli SRB dai bracci posteriori. Gli altri tre anelli distribuiscono questi carichi dell'Orbiter e della linea di alimentazione dell'ossigeno. Il volume del serbatoio è di 1514,6 m³ a 3,02 Bar e 20,3 K. La linea di alimentazione dell'idrogeno, di diametro pari a 430 mm, permette un flusso massimo di 211k/s.

4.3.2 Evoluzione del componente

Nelle prime due missioni dello Space Shuttle, la STS-1 e la STS-2, il serbatoio esterno, noto in modo informale con il nome di Standard Weight Tank, era dipinto di bianco. A partire dalla terza missione invece, la Lockheed Martin, azienda responsabile della realizzazione del serbatoio e non solo, decise di non verniciarlo più, risparmiando ben 272 kg di peso al decollo. In seguito alla missione STS-4, il peso fu ulteriormente ridotto eliminando la linea anti-gyser, parallela alla linea di rifornimento dell'ossigeno, e che fornisce un percorso alternativo per l'ossigeno liquido in modo da ridurre l'accumulo dell'ossigeno gassoso nella linea di alimentazione mentre viene riempito il serbatoio prima del lancio. La lunghezza totale e il diametro rimasero immutati, mentre il peso raggiunse i 35000 kg (dato relativo all'ultima missione in cui venne utilizzato questo tipo di serbatoio esterno, la STS-7). A partire dalla missione STS-6, venne introdotto un serbatoio più leggero, chiamato Lightweight Tank LWT. Esso venne utilizzato nella maggioranza dei voli Shuttle, fino all'incidente del Columbia nella missione STS-107. Il peso di questo serbatoio era di 30000 kg. Alcune porzioni del serbatoio sono state assottigliate e il peso dei bracci di sostegno dei Solid Rocket Boosters sono stati ridotti utilizzando una lega di titanio più resistente, leggera ed economica. L'ultima evoluzione del serbatoio esterno, e quella anche che ci interessa più da vicino, è il Super Lightweight Tank SLW. Esso è stato utilizzato per la prima volta nel 1998 nella missione STS-91 ed è stato utilizzato per tutte le missioni successive (ad eccezione della STS-99 e la STS-107). È basato sullo stesso progetto dell'LWT, ma utilizza una lega di alluminio-Litio, la lega 2195, per gran parte della sua struttura. Questa lega fornisce una riduzione significativa della massa di circa 3175 kg, con lo svantaggio dell'aumento dei tempi di produzione (circa 4 mesi) e dei costi (circa 5 milioni di dollari) rispetto all'LWT. Anche se tutti i serbatoi esterni attualmente prodotti sono di questo tipo, è ancora a disposizione un serbatoio di tipo LWT per un eventuale uso futuro.

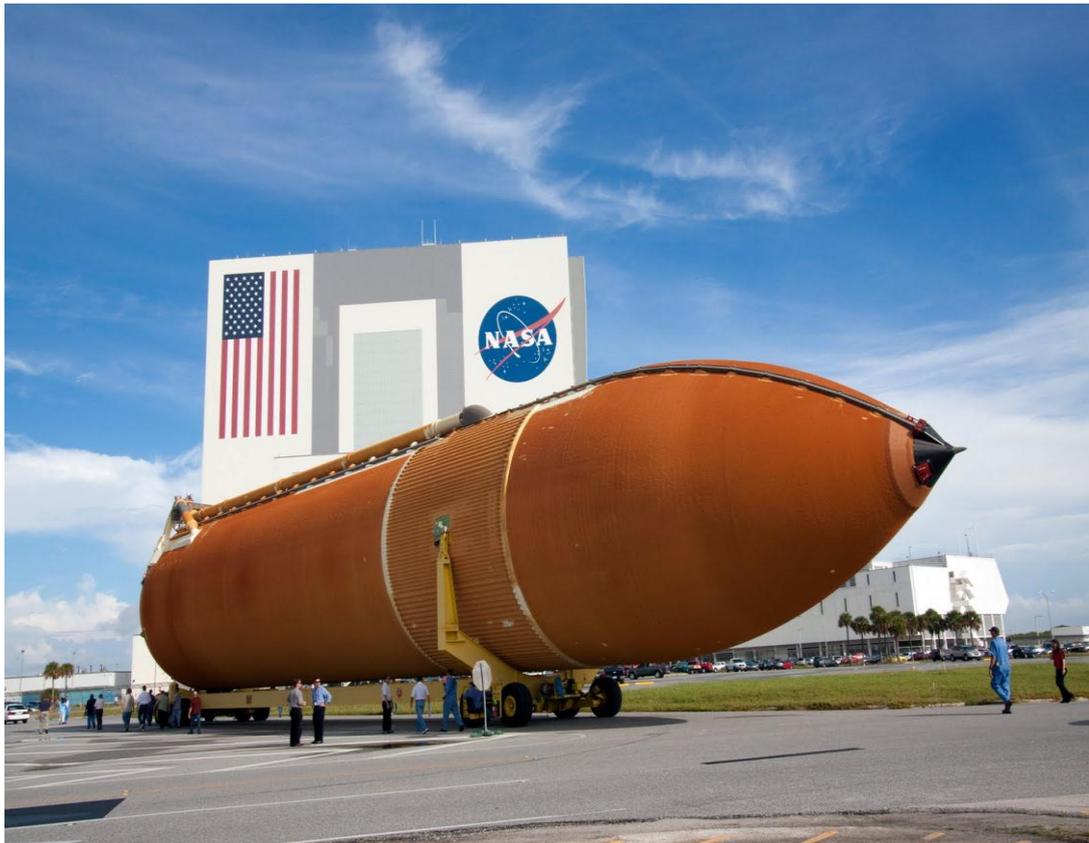


Figura 3 : *Serbatoio esterno per la missione STS-134*



Figura 4 *Il primo ET (bianco, a destra) e quattro discendenti*

4.3.3 Dimensioni

	Lunghezza	Volume	Massa	Pressione
Serbatoio ossigeno	16,6 m	553000 l	630973 kg	138-152 kPa
Serbatoio intermedio	6,9 m			
Serbatoio idrogeno	29,5 m	1450000 l	103403 kg	221-235 kPa
SLWT	46,9 m		762136 kg	

I tre elementi principali dell'External Tank sono il serbatoio di ossigeno, che contiene un volume di oltre 540 000 litri di ossigeno liquido, in posizione anteriore, un serbatoio a poppa di idrogeno che contiene più di 1 450 000 di litri di idrogeno liquido, ed un serbatoio intermedio, realizzato in lega commerciale Al 2090, simile ad un collare, che connette i due serbatoi di propellenti, che ha l'equipaggiamento per la strumentazione e l'elaborazione e fornisce la struttura d'attacco per l'estremità anteriore dei Solid Rocket Boosters.

Il serbatoio di idrogeno è 2,5 volte più grande del serbatoio d'ossigeno, ma ne pesa solamente un terzo quando è riempito a piena capacità. La ragione della differenza in peso è che l'ossigeno è sedici volte più pesante dell'idrogeno. L'involucro di 2195 dell'External Tank è coperto di un sistema termico protettivo che consiste in un rivestimento spesso 2,5 cm di schiuma poliisocianurato, che serve a mantenere il propellente ad una temperatura accettabile, a proteggere la superficie del rivestimento dal calore aerodinamico e di minimizzare la formazione di ghiaccio.

L'External Tank è composto di un sistema di alimentazione di propellente per condurre i carburanti ai motori orbitali, un sistema di pressurizzazione e di condotti che regolano la pressione del serbatoio, un sistema di condizionamento per regolare la temperatura e rendere l'atmosfera nella zona tra i serbatoi inerte ed un sistema elettrico per distribuire, segnali di strumentazione e proteggere contro i fulmini.

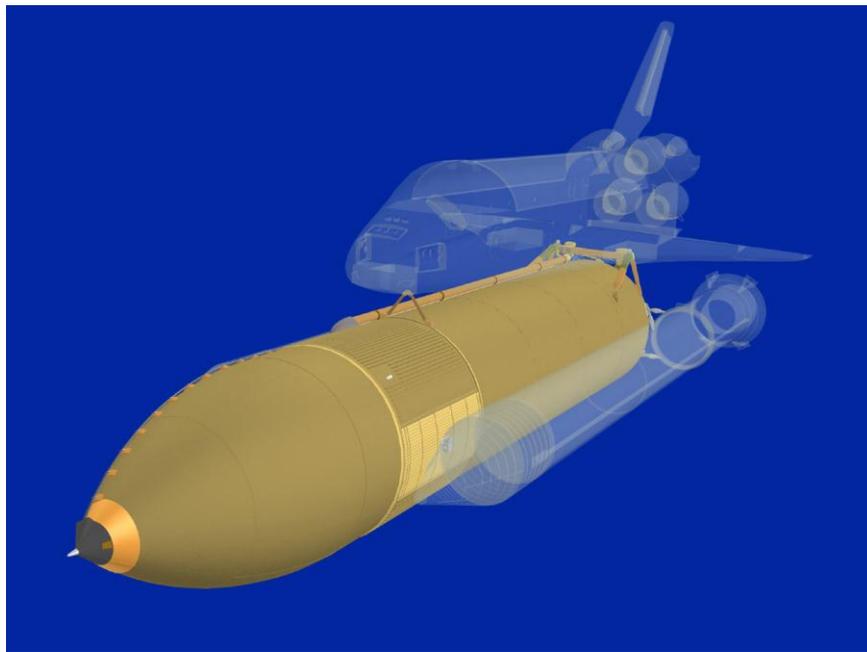


Figura 5: *Interfaccia strutturale del serbatoio esterno: si notano i collegamenti tra l'ET, i Boosters e l'Orbiter.*

4.4 La lega 2195

Le prime due versioni del serbatoio esterno dello Space Shuttle, che hanno accompagnato le missioni fino al giugno 1998, missione STS 91, erano realizzate in lega di Alluminio Al 2219, una lega abbastanza comune nel campo dell'aeronautica. Grazie ad alcuni accorgimenti tecnologici si era passati da un peso di 34971 kg per la missione STS 1 ad un peso di 29831 kg per la missione STS 90. Ma il brevetto da parte di Lockheed Martin, nei primi anni '90, della nuova lega ultraleggera 2195, ha

portato a nuovi imponenti risparmi in termini di massa. Come abbiamo già detto precedentemente infatti, il Litio è l'elemento meno denso della tavola periodica, e questo risulterà essere un fattore determinante. La lega 2195 è composta per circa il 94 % di alluminio, 4 % di rame, 1 % di litio, 0.4 % di magnesio, 0.4 % di argento e 0.12 % di zirconio. Come è facile riscontrare nella seguente tabella, la nuova lega presenta appunto una densità inferiore rispetto a quella della lega 2219 dell'ordine del 6 %, e fatto ancora più importante, caratteristiche meccaniche, a livello di resistenza allo snervamento, calcolate per entrambe le leghe a diverse temperature d'esercizio, decisamente a favore della lega 2195, raggiungendo risultati migliorati rispetto ai precedenti anche di circa il 26%. In definitiva, dal giugno 1998, con l'introduzione del *Super Lightweight External Tank* si è arrivati ad un risparmio di massa netto di 3175 kg.



Figura 6 Vista dall'alto di una missione pronta al decollo

Lega	2219	2195
Densità (kg/m³)	2840	2685
Energia specifica per snervamento a 20 K (m²/s²)	170240	226680
Energia specifica per snervamento a 80 K (m²/s²)	163000	219690
Energia specifica per snervamento a 25 °C (m²/s²)	136700	194270
Snervamento a 20 K (MPa)	483.5	608.6
Snervamento a 80 K (MPa)	462.9	589.9
Snervamento a 25°C (MPa)	388.2	521.6

Un altro enorme vantaggio garantito dall'utilizzo di questa lega è il fatto di poter utilizzare la tecnologia di ultima generazione di *Friction Stir Welding*, che, come detto nei capitoli precedenti, garantisce diversi vantaggi non trascurabili. La saldatura iniziale della lega 2195, eseguita con tecnologie tradizionali, che portavano alla fusione localizzata del materiale, risultava molto complicata, soprattutto a livello di

caratteristiche meccaniche riscontrate nei giunti saldati. Si è così pervenuti alla scelta della FSW, tecnologia che, evitando la fusione localizzata del materiale, conserva gran parte delle peculiarità meccaniche del metallo base, ottenendo addirittura risultati paragonabili a quelli del materiale non saldato. Inoltre, questo è un processo che necessita il controllo di pochi parametri di lavorazione, è totalmente automatizzata, ed è anche decisamente più veloce di un processo di saldatura tradizionale.

Capitolo 5

Forze aerodinamiche e componenti di un velivolo

5.1 Premessa

In questo capitolo farò una breve trattazione sui principi fisici legati al volo di un aereo, ai principali componenti di quest'ultimo ed alla loro interazione nella dinamica del volo. Ho deciso di partire proprio dalle nozioni base della teoria del volo in quanto il mio percorso di studio non si è concentrato, per ovvi motivi, su questo argomento, ma poiché in questo elaborato il nocciolo fondamentale sta proprio nel determinare quale possa essere il risparmio di massa per un velivolo realizzato in lega leggera Alluminio-Litio, il mio studio è proprio partito dai concetti fondamentali, cioè le peculiari condizioni fisiche in cui un aereo è in grado di volare. Inoltre la conoscenza delle forze che agiscono su di un corpo in volo mi ha permesso di procedere nella

maniera più verosimile nell'analisi agli elementi finiti dei componenti del velivolo in esame.

5.2 L'ambiente del volo

5.2.1 L'atmosfera

La prima cosa che si deve comprendere muovendo i primi passi nella teoria del volo è comprendere in quale ambiente un aereo è in grado di volare, e le particolari proprietà fisiche di questo ambiente. Quest'ultimo è definito come atmosfera, costituita dalla massa d'aria che avvolge il globo terrestre. I fenomeni meteorologici, anch'essi svolgenti un ruolo fondamentale nella dinamica del volo, hanno luogo nella parte più bassa dell'atmosfera, spesso all'incirca 11.000 metri, chiamata Troposfera. Tutto ciò che accade nella Troposfera è da imputare alle tre grandezze fondamentali che la caratterizzano, cioè la pressione, la temperatura e l'umidità. Poiché questi valori sono altamente variabili a seconda del luogo preso in esame e dell'altitudine dello stesso, al fine di avere parametri costanti, necessari per la regolazione degli strumenti, è stata introdotta la convenzione della cosiddetta atmosfera standard (ISA): essa è considerata priva di umidità e avente pressione al livello del mare di 1.013 hPa decrescente con la quota in ragione di 1 hPa ogni 8 metri, e temperatura al livello del mare di 15° C decrescente con la quota in ragione di 0,65° C ogni 100 metri.

5.2.2 La Pressione Atmosferica

La pressione è la forza per unità di superficie che esercita la colonna d'aria sulla superficie terrestre. Indicativamente la pressione si dimezza, rispetto a quella relativa al livello del mare, intorno ai 5000 metri di altitudine. Essendo la distribuzione della massa d'aria intorno alla Terra non uniforme, anche la pressione atmosferica presenta notevoli variazioni a seconda del luogo. L'andamento della pressione atmosferica al livello del mare viene rappresentato tracciando delle linee che uniscono i punti di uguale pressione, le cosiddette isobare. La particolare conformazione di tali linee da

luogo a diverse conformazioni bariche, le più note sono quelle ad andamento ciclonico o anticiclonico a seconda che al centro di esse ci siano rispettivamente zone di bassa o alta pressione. La variazione di pressione lungo la superficie terrestre è detta gradiente barico orizzontale ed è la causa del vento (più vicine sono le isobare più forte sarà il vento).

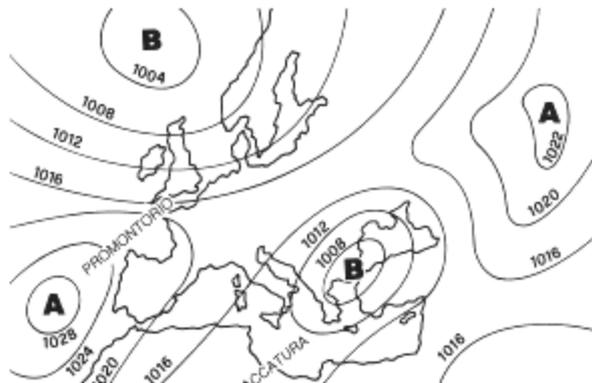


Figura 1 *Gradiente barico orizzontale rappresentato tramite isobare*

5.2.3 La Temperatura

I raggi del sole attraversano l'atmosfera senza scaldarla, ma scaldano la superficie terrestre che a sua volta cede più o meno calore agli strati di atmosfera sovrastanti. La superficie terrestre viene scaldata in modo molto vario a causa del diverso irraggiamento solare (giorno-notte, stagioni, nuvolosità etc.) e della diversa capacità termica de suolo terrestre, ovvero alla capacità maggiore o minore che ha di trattenere il calore del Sole. L'acqua ha una grande capacità termica, per questo quando è raggiunta dai raggi solari accumula calore e ne cede pochissimo, diversamente quando l'attività solare non la interessa più cede calore ed è capace di farlo anche per molto tempo. Altri materiali, come la sabbia, hanno bassissima capacità termica, quindi trattengono percentuali bassissime di calore cedendolo immediatamente all'atmosfera, riscaldandola. Viceversa, quando non sono più colpiti dal Sole, si raffreddano velocemente. La diversa temperatura della superficie terrestre provoca anche un diverso riscaldamento dell'aria sovrastante, dando luogo ai moti convettivi.

5.2.4 L'Umidità

E' la percentuale di vapore acqueo presente nell' aria. Il vapore acqueo è una sostanza perfettamente trasparente alla luce, e dunque bisogna affermare che le nubi non sono fatte di vapore, bensì si tratta di minutissime gocce di acqua già allo stato liquido e quindi visibili. A seconda della pressione e della temperatura, una massa d'aria è capace di trattenere più o meno vapore acqueo. In generale più è alta la temperatura di una massa d'aria, più vapore la stessa potrà contenere, più è alta la pressione meno vapore potrà essere trattenuto. Quando ad una massa d'aria viene dato più vapore di quello che a quella data pressione e temperatura è in grado di trattenere si dice che la massa d'aria è satura, e tenderà ad espellere il vapore sotto forma di acqua allo stato liquido. Va da sé che, variando pressione e/o temperatura, una massa d'aria può saturarsi anche se prima non lo era. Quando una massa d'aria si satura la sua umidità relativa, cioè il rapporto espresso in percentuale fra la quantità di vapore contenuto in una massa d'aria e la quantità di vapore che la stessa massa può contenere a quella temperatura, è al 100%. La temperatura alla quale si verifica la saturazione si chiama temperatura di rugiada.

5.3 Forze agenti su un velivolo

Le forze che agiscono su di un corpo in volo sono generalmente quattro: il peso proprio del velivolo, la portanza, la resistenza e la trazione. In figura 1 è riportato una rappresentazione schematica di questa situazione. Il peso è, per sua natura, sempre diretto verso il centro della Terra ed è la prima forza da vincere in fase di decollo. La forza in grado di opporsi al peso è la portanza, cioè la componente perpendicolare al moto della forza aerodinamica che agisce su un corpo immerso in un fluido. In direzione parallela al moto avremo invece la trazione o spinta, cioè quella forza generata propriamente dal propulsore e condizione necessaria per il movimento, e infine la resistenza, cioè quella forza che si oppone in direzione parallela al moto.

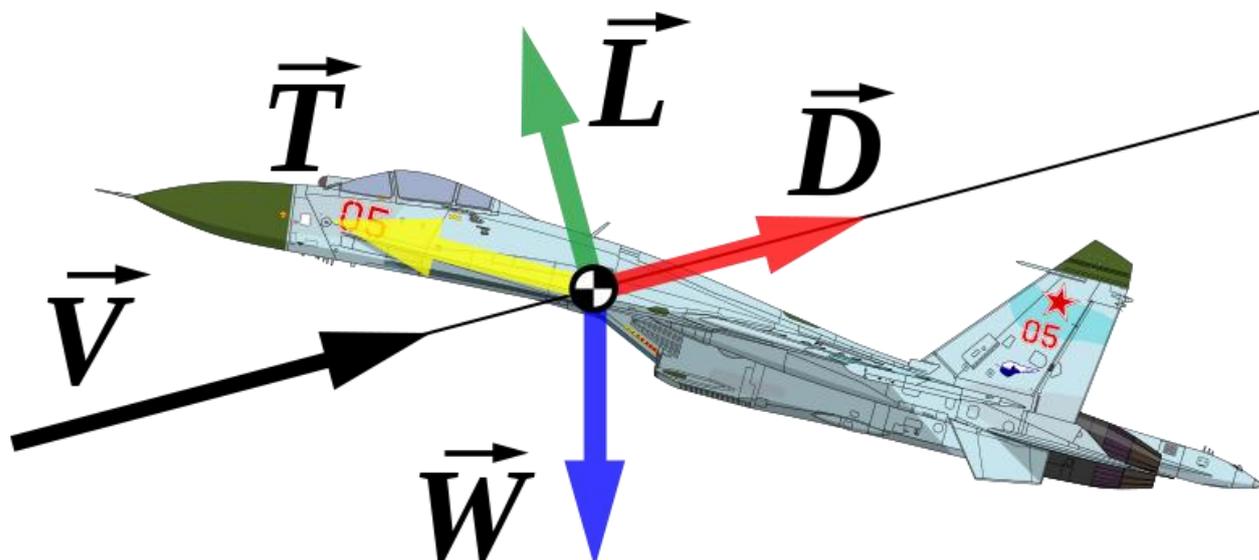


Figura 1: forze agenti su un velivolo; T indica la trazione, L la portanza, D la resistenza, W il peso e V la direzione del vento apparente.

5.3.1 La Portanza

Come già detto, la portanza è la componente perpendicolare al moto della forza aerodinamica, ed è la responsabile del sollevamento del velivolo, poiché in grado di vincere il peso della struttura. Bisogna però ricordare che pur essendo normale alla direzione del vento, come spiegheremo in seguito, la portanza non è sempre opposta al peso, ma può seguire qualsiasi direzione. Infatti quando l'aereo in fase di ascesa o di discesa, oppure quando compie una virata, la direzione della portanza si inclina rispetto alla verticale, fino ad arrivare, in alcune manovre acrobatiche, alla stessa direzione ed allo stesso verso del peso, assumendo in tal caso il nome di deportanza.

5.3.1.1 Il principio di Bernoulli

La portanza è generata dalla differenza di pressione che si genera tra la superficie superiore e quella inferiore delle ali. La spiegazione di questo fenomeno può essere trovata partendo da diversi concetti teorici, quali i principi della dinamica, la legge della conservazione della massa e della quantità di moto, ma quello forse più intuitivo è quello legato al teorema di Bernoulli, il quale afferma che la pressione esercitata da un fluido perpendicolarmente al suo moto è inversamente proporzionale alla sua velocità. Tale differenza di pressione tra il ventre ed il dorso dell'ala genera una forza risultante aerodinamica F , la cui componente ortogonale al moto è la portanza L , mentre la componente parallela e di verso opposto alla velocità è la resistenza indotta, componente a sua volta della resistenza D . Per spiegare brevemente la genesi della portanza utilizzando il teorema di Bernoulli è sufficiente osservare figura 2. È immediato notare che, siccome la parte di fluido che lambisce la parte superiore dell'ala "fa più strada" rispetto a quella che passa sulla parte inferiore, essa risulta più veloce. Per il teorema di Bernoulli dunque essa esercita una pressione minore sulla sua perpendicolare, e dunque sull'ala. Risultato di quanto affermato è appunto una differenza di pressione rivolta verso l'alto, e dunque atta a sollevare l'ala. In definitiva possiamo affermare che la portanza è sempre perpendicolare alla direzione della velocità dell'aria che attraversa l'ala.

La portanza è data dalla differenza di velocità che si ottiene volutamente dalla particolare forma dell'ala, che è costruita in modo da rendere la velocità dell'aria sulla faccia superiore maggiore di quella sulla faccia inferiore. Questo permette di generare una forza diretta verso l'alto data da una pressione sulla faccia inferiore maggiore di quella sulla faccia superiore.

$$p_i + \frac{1}{2}\rho v_i^2 = p_s + \frac{1}{2}\rho v_s^2$$

Con:

- P_i = pressione dell'aria sull'intradosso

- v_i = velocità dell'aria sull'intradosso
- p_s = pressione dell'aria sull'estradosso
- v_s = velocità dell'aria sull'estradosso

Quindi la differenza di pressione tra l'intradosso e l'estradosso sarà:

$$(p_i - p_s) = \frac{1}{2} \rho v_s^2 - \frac{1}{2} \rho v_i^2$$

Questa differenza di pressione ($p_i - p_s$) ha semplicemente l'effetto di una pressione p della stessa intensità di ($p_i - p_s$) e viene dunque prodotta una forza che è direttamente proporzionale all'intradosso alare.

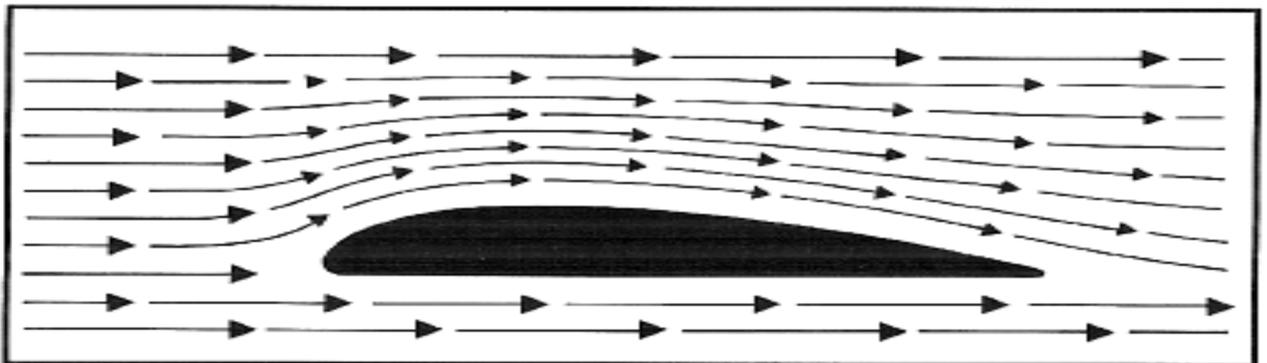


Figura 2: *velocità dell'aria in corrispondenza della sezione di un'ala*

5.2.2 La resistenza aerodinamica

La resistenza è una forza che agisce sempre in direzione opposta al moto del velivolo, ed è data dalla somma vettoriale di due componenti principali:

- La resistenza di profilo, data dall'attrito che l'aria genera lungo le superfici dell'aereo;
- La resistenza indotta, che si genera come componente secondaria della portanza.

Mentre la prima è fondamentalmente dovuta alla viscosità del fluido ed al suo comportamento differente in base al profilo che esso va a lambire, la seconda componente è legata, come già detto, alla genesi della portanza. Dopo aver spiegato questo meccanismo, dobbiamo però altresì ricordare che ogni fluido, per sua natura, si muove da zone a pressione più alta a zone a pressione più bassa. Per far questo il fluido si muoverà dunque dal ventre al dorso dell'ala, sia aggirando il bordo d'attacco, cioè il bordo investito dalla corrente, e il bordo d'uscita, ma anche l'estremità dell'ala generando un flusso d'aria in direzione longitudinale rispetto all'asse dell'ala. Questo flusso è proprio la causa della resistenza indotta. Possiamo inoltre affermare che la resistenza indotta aumenta al diminuire della velocità

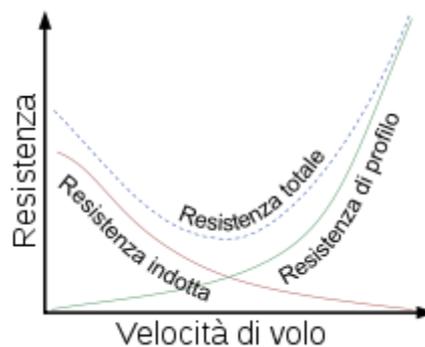


Figura 3: *resistenza aerodinamica*

Nel caso in esame, non essendo in possesso di dati relativi alla resistenza aerodinamica agente sul profilo alare, è stato necessario eseguire una simulazione, attraverso il plug in di Solisworks 2012, Solidworks Flow Simulation. Si parlerà di questo esperimento in maniera più dettagliata nel capitolo 8.

5.4 La struttura alare

Si definisce ala l'organo preposto al sostentamento del velivolo. Essa è generalmente costituita da due semiali, ed in tal caso ci troveremo di fronte ad un monoplano; si

definiscono invece biplani i velivoli dotati di due ali, una superiore ed una inferiore. A seconda delle caratteristiche che si vogliono conferire all'aereo o che è necessario introdurre per esigenze di progetto, si possono munire i velivoli di ala alta, quando cioè questa è montata sopra la fusoliera, o di ala bassa, quando questa è montata sotto. Il suo compito principale è e rimane comunque, in ogni configurazione possibile, generare portanza tramite le forze aerodinamiche che agiscono su di essa.

5.4.1 Componenti di un'ala

In generale, in tutte le strutture alari si possono riconoscere i seguenti componenti

- ✓ Il dorso, o estradosso: costituisce la superficie superiore dell'ala.
- ✓ Il ventre, o intradosso: costituisce la parte inferiore dell'ala.
- ✓ Il bordo d'attacco: la linea anteriore che separa il dorso dal ventre.
- ✓ Il bordo d'uscita: la linea posteriore che separa il dorso dal ventre.
- ✓ La corda alare: il segmento che unisce il bordo d'attacco ed il bordo d'uscita.

Nel caso di profili non rettangolari si può considerare la corda media.

- ✓ L'apertura alare: la distanza tra le estremità delle ali.
- ✓ La superficie alare: il prodotto della corda media per l'apertura alare, espresso generalmente in metri quadrati.
- ✓ L'allungamento alare: il rapporto tra il quadrato dell'apertura alare e la superficie; è un parametro importantissimo per la determinazione delle caratteristiche aerodinamiche di un'ala.
- ✓ Lo spessore massimo: la distanza massima tra il dorso ed il ventre dell'ala.
- ✓ La linea media: la linea che determina la curvatura del profilo.
- ✓ La freccia del profilo: la distanza massima tra la corda e la linea media.

Va da sé che l'ala è strutturalmente l'elemento più delicato da progettare per un velivolo, in quanto dev'essere in grado di generare la portanza necessaria ed allo stesso tempo di resistere ai carichi applicati, siano essi di tipo inerziale e di natura aerodinamica.

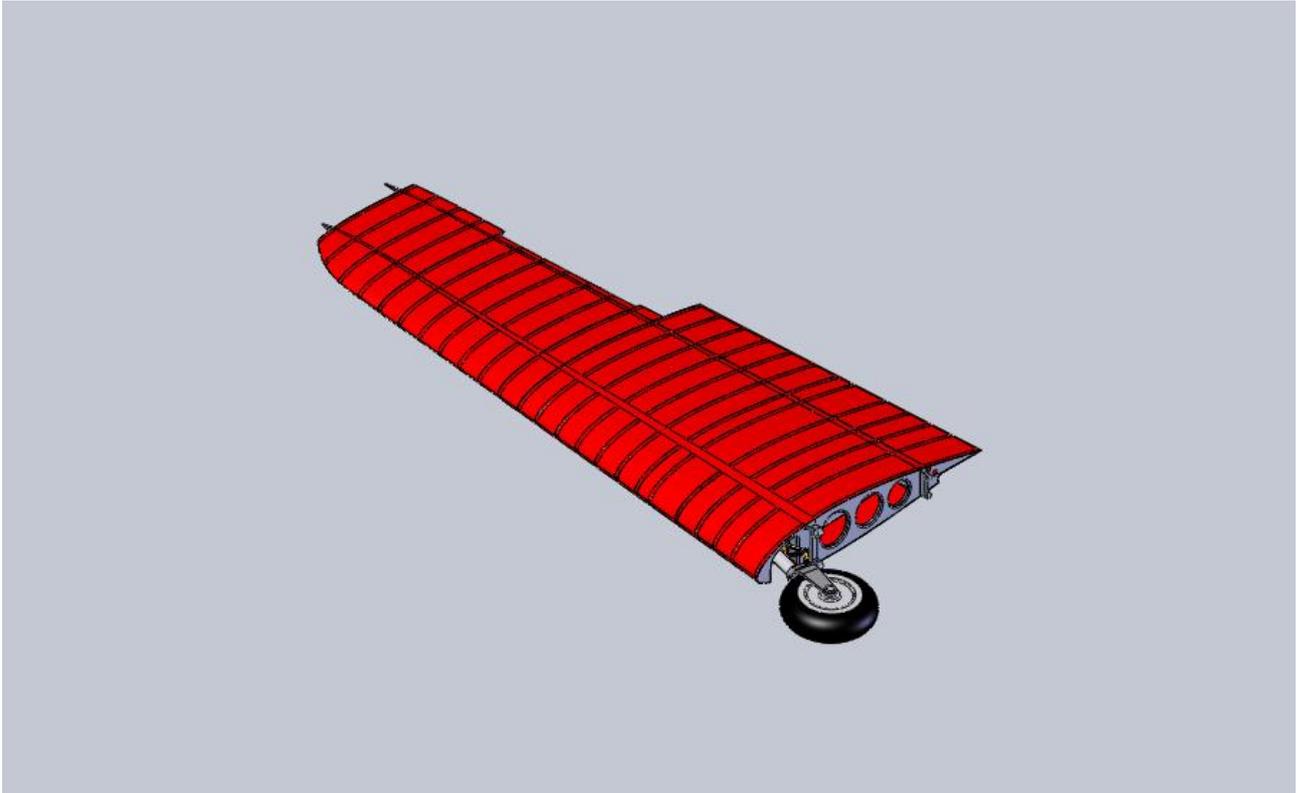
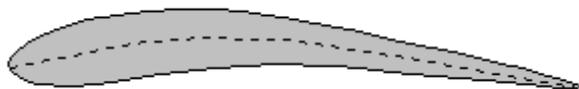


Figura 4 *Semiala destra Macchi M.C 205 V (completa di centine e longheroni)*

5.4.2 Profilo alare

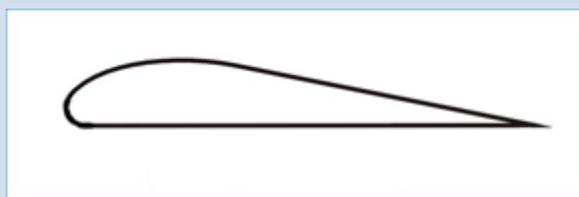
Eseguendo una sezione dell'ala con un'asse parallelo all'asse della fusoliera, si ottiene il profilo alare. Un'ala può essere a profilo costante, cioè quando esso è lo stesso in ogni sezione, oppure, come nel nostro caso, possiamo essere di fronte ad un profilo variabile, quando cioè a sezioni a differente distanza dalla fusoliera corrispondono profili diversi. Generalmente il profilo tende ad assottigliarsi mano a mano che ci si allontana dalla radice dell'ala. In prima istanza è possibile distinguere i profili in ampie categorie, in base alle curvature del ventre e del dorso. In tabella sono riportate le categorie dei profili, seguite da una breve descrizione.

CONCAVO CONVESSO



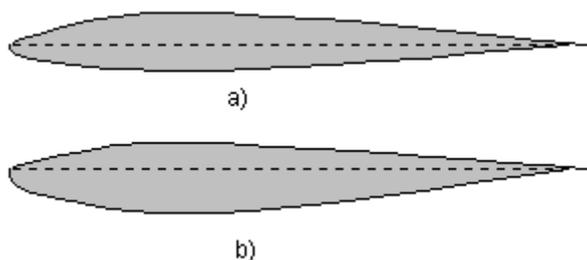
Sia l'intradosso che l'estradosso hanno la parte centrale della curvatura più in alto rispetto ai punti d'ingresso e di uscita. In buona sostanza l'estradosso appare convesso e l'intradosso concavo

PIANO CONVESSO



L'estradosso è come nel caso precedente, mentre l'intradosso risulta piatto.

BICONVESSO



L'intradosso e l'estradosso hanno in questo caso curvature opposte. Se i profili, anche se curvati in senso opposto, sono differenti, abbiamo dei profili biconvessi asimmetrici (figura b), mentre se hanno identica forma saranno denominati

simmetrici (figura a).

LAMINARE



Sono profili in grado di mantenere un flusso non turbolento su una parte non trascurabile della propria corda. Questa caratteristica si ottiene con lo spostamento del massimo spessore del profilo più verso il bordo d'uscita. Questi profili oppongono una resistenza minore all'avanzamento, ma solo entro un limitato range di angoli di incidenza rispetto al flusso.

5.4.3 Bordo d'attacco e bordo d'uscita

Il punto di entrata del flusso d'aria che investe l'ala è detto anche punto d'attacco, ed è il punto più avanzato del profilo alare. Il punto di uscita è quello più arretrato.

Considerando l'ala nel suo insieme (e non più soltanto il profilo alare), si definisce come bordo d'attacco l'insieme dei punti di entrata, ovvero la linea anteriore dell'ala stessa, e come bordo d'uscita l'insieme dei punti di uscita, ovvero la linea posteriore dell'ala stessa.

Il raggio di curvatura del bordo, detto profilo dipende strettamente dal tipo di velivolo. Sui velivoli subsonici e sulle pale della maggior parte dei velivoli ad ala rotante

(fondamentalmente gli elicotteri), il profilo alare ha una forma smussata ed una curvatura accentuata, mentre sui velivoli supersonici il profilo è molto più sottile per meglio sopportare le onde d'urto e le vibrazioni che si generano nella fase transonica. Questo tipo di profilo è detto anche profilo ipercritico o laminare.

In alcuni casi i bordi d'attacco ed uscita sono mobili, e permettono di variare in volo le caratteristiche aerodinamiche dell'ala. Si chiamano di solito *slat* gli ipersostentatori di bordo d'attacco e *flap* gli ipersostentatori di bordo d'uscita.

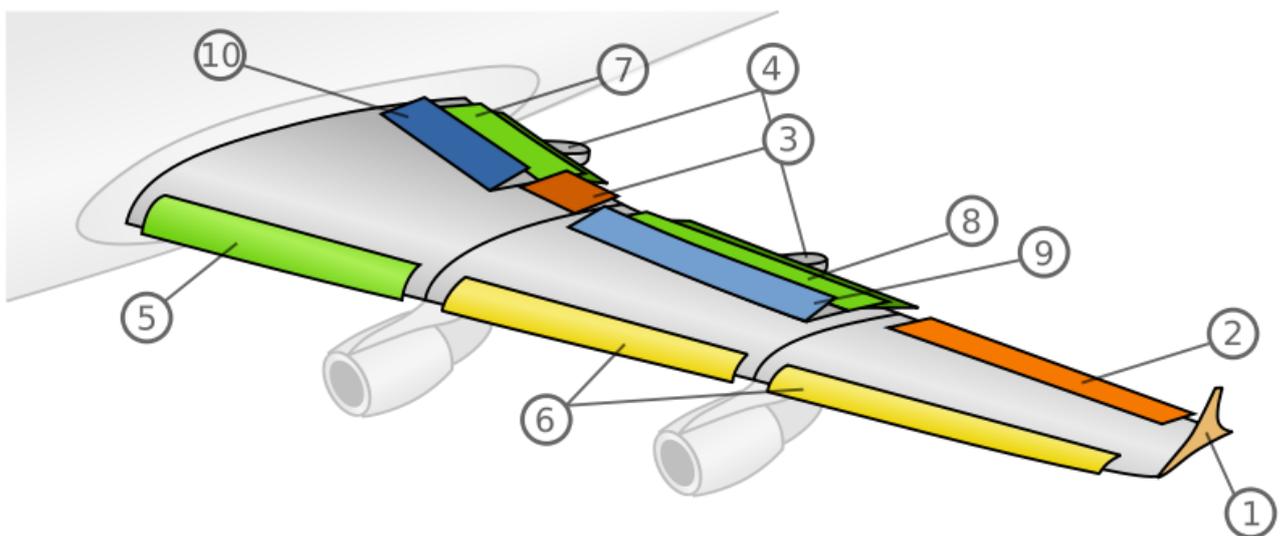


Figura 5: Componenti di un'ala:

1. *Winglet* (aletta d'estremità)
2. Alettone d'estremità
3. Alettone interno
4. Carenatura degli attuatori
5. Ipersostentatore di bordo d'attacco (*slat*)
6. Ipersostentatore di bordo d'attacco (*slat*)
7. Ipersostentatore di bordo d'uscita (*flap*)
8. Ipersostentatore di bordo d'uscita (*flap*)
9. *Spoiler* (diruttore di flusso)
10. *Spoiler* (diruttore di flusso)

5.4.5 Winglet

L'aletta d'estremità, anche detta *winglet*, è un dispositivo usato per migliorare l'efficienza di un'ala diminuendo la resistenza indotta causata dai vortici d'estremità. L'aletta d'estremità è un'estensione verticale od angolata dell'estremità alare. L'aletta d'estremità ha lo stesso effetto di un aumento dell'allungamento alare di un'ala, aumentando però lo sforzo strutturale e il peso della struttura stessa. Un aumento della sola apertura alare permetterebbe una diminuzione della resistenza indotta, ma anche in questo caso con un conseguente aumento della resistenza di forma ed aumento della robustezza strutturale necessaria e quindi del peso. La differenza sostanziale è che l'aletta d'estremità realizza un'estensione dell'allungamento alare senza accrescere l'apertura alare. L'angolo di inclinazione dell'asse dell'aletta rispetto all'orizzonte è chiamato campanatura (in inglese *cant*), mentre l'angolo di svergolamento dell'ala alla base dell'aletta è chiamato piede (in inglese *toe*). Questi parametri, come anche l'angolo di freccia e la forma generale, sono determinanti per le prestazioni dell'aletta. Infatti i vortici d'estremità ruotano attorno all'aletta e la forma ne influenza il moto.

5.4.6 Alettone

L'alettone è una parte mobile che viene sollevato o abbassato per modificare temporaneamente la portanza della semiala in cui si trova, in modo di permettere all'aeromobile lo spostamento sull'asse di rollio. I due alettoni sono infatti collegati tra loro in modo che quando uno si abbassa l'altro si alza, in modo di aumentare la portanza su un'ala e diminuirla nell'altra, provocando così conseguentemente il movimento di rollio lungo l'asse longitudinale dell'aereo.

5.4.7 Ipersostentatori

Sia i *flap* che gli *slat*, rispettivamente ipersostentatori di bordo d'uscita e d'attacco, vengono utilizzati soprattutto nelle fasi di decollo e atterraggio per aumentare la portanza delle ali a basse velocità. Gli *slat* funzionano anche come soffiatori per il

flusso dell'aria sul dorso del profilo alare, in alcuni casi aumentando la turbolenza dello strato limite, energizzandone il flusso e ritardando così il suo distacco dalla parte superiore dell'ala. Anziché portare l'ala ad angoli d'attacco critici e rischiare così uno stallo, grazie all'estensione degli ipersostentatori, il profilo alare viene modificato aumentando la curvatura e la sua superficie, permettendo così al flusso aerodinamico di non separarsi dal bordo di estradosso; viene così garantita una superficie alare portante adeguata anche a basse velocità e ad alti valori dell'angolo di incidenza.

5.4.8 Spoiler

Il deflettore, o *spoiler*, è un piano mobile della superficie alare che, una volta aperto, modifica il profilo aerodinamico dell'ala. La loro funzione è quella di far perdere portanza alle ali, ottenendo di conseguenza una maggiore aderenza al suolo. Per questo motivo essi vengono aperti subito dopo l'atterraggio: i deflettori di flusso infatti, solitamente sagomati sul dorso dell'ala ed incernierati anteriormente, si alzano staccando il flusso dal dorso alare. In questo modo la resistenza aerodinamica aumenta, mentre conseguentemente la portanza diminuisce. La risultante delle forze in direzione verticale è conseguentemente rivolta verso il basso. Gli *spoiler* possono inoltre essere utilizzati come aerofreni in fase di preatterraggio, ma la loro funzione principale resta comunque quella di migliorare l'aderenza al suolo delle ruote dei carrelli. Infine i deflettori possono essere utilizzati anche in modo disaccoppiato per ottenere un rollio meno oneroso per la resistenza strutturale delle ali: quando si compie una rollata, per esempio verso destra, automaticamente il deflettore di destra si alzerà, provocando una riduzione della portanza e un conseguente abbassamento della semiala destra. Inoltre la sua resistenza risulterà aumentata e l'aereo tenderà ad imbarcare verso destra.

5.5 La Fusoliera

La fusoliera del *Macchi M.C. 205 Veltro* deriva direttamente dal *Macchi 202 Folgore* di più vecchia generazione. Viste le prestazioni e i maggiori carichi che l'aeromobile doveva sopportare si adottarono soluzioni costruttive avanzate per l'epoca. Si fa notare che l'ing. Castoldi decise di utilizzare una struttura a semiguscio, la cui adozione comporta notevoli benefici in termini di sfruttamento dei materiali impiegati rispetto alla soluzione a traliccio comunemente adottata nella II Guerra Mondiale. Scelta azzardata anche perché all'epoca pochi velivoli e livello mondiale potevano contare una tale realizzazione, apportando migliorie aerodinamiche e strutturali. L'elevato peso portò alla realizzazione di ordinate di forma e di forza di ragguardevole dimensione, la cui realizzazione dimostra i limiti delle macchine utensili dell'epoca. Infatti l'ordinata di forza cui si impegna il motore (ordinata 0) era realizzata con lamiera di *dural* piegata e rivettata con un numero enorme di rivetti ed una difficoltà realizzativa non indifferente. Le ordinate di forma erano stampate e alleggerite.

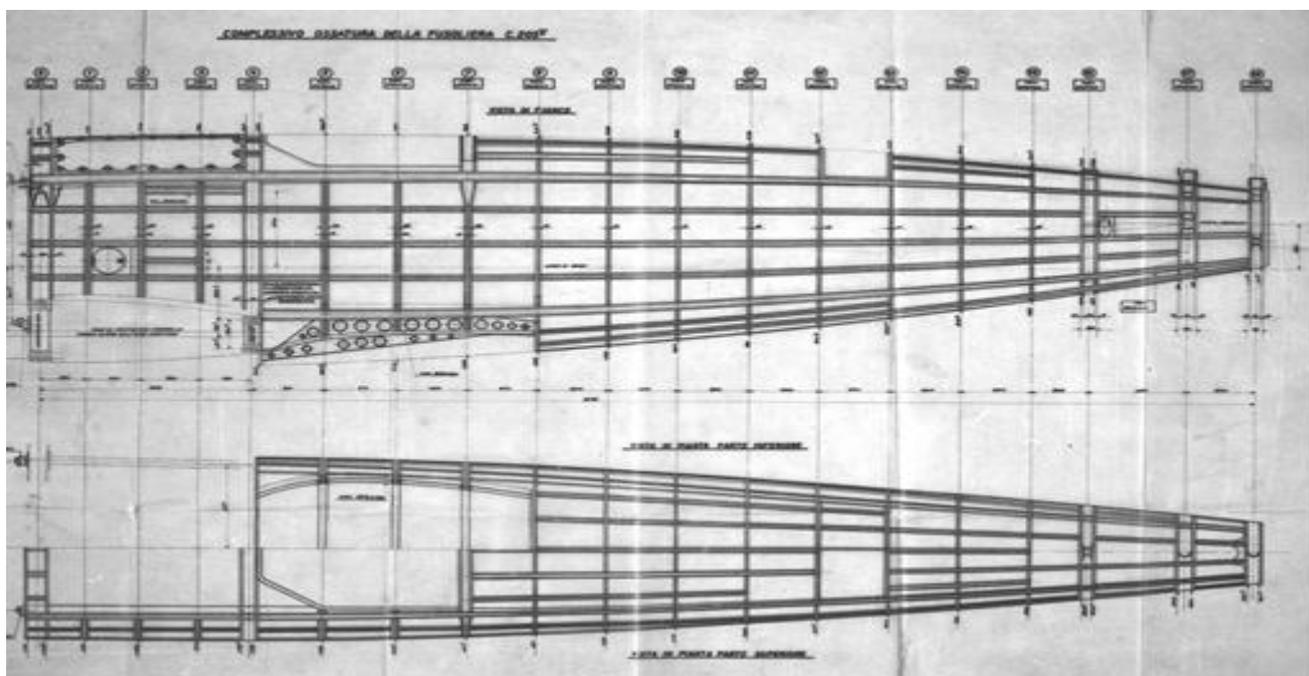


Figura 5: scheletro struttura originale Macchi M.C 205 V

I correntini principali erano quattro a forma di C che si rastremavano dal longherone posteriore fino al codino, mentre quelli di rinforzo erano a sezione di omega. Altro elemento di interesse in una descrizione generale della fusoliera è la protezione del pilota in caso di ribaltamento del velivolo. Questa si presenta come una trave a doppia T, costruita con la stessa procedura adottata per le ordinate di forza.

5.5 L'Impennaggio

L'impennaggio, o coda, è quella parte dell'aeromobile con funzioni stabilizzatrici e che garantiscono la possibilità di compiere manovre. Generalmente comprende uno o più piani orizzontali ed uno o più piani verticali. I piani orizzontali sono spesso costituiti da un componente fisso, lo stabilizzatore, e da uno mobile, l'equilibratore, tipicamente incernierata posteriormente allo stabilizzatore. In alcuni casi possiamo trovare anche un piano orizzontale formato da un'unica superficie, il cosiddetto stabilizzatore, nome che rappresenta semplicemente una contrazione di stabilizzatore ed equilibratore. I piani verticali sono anch'essi costituiti da due superfici: una fissa, la deriva, ed una mobile, il timone, seppur si possano trovare esempi di aeroplani con impennaggi verticali completamente mobili, soprattutto in ambito militare ed acrobatico. Sulla deriva si possono spesso trovare montate le antenne di radionavigazione, mentre in alti velivoli, come per esempio il *Boeing 727*, il piano verticale incorpora una gondola del motore

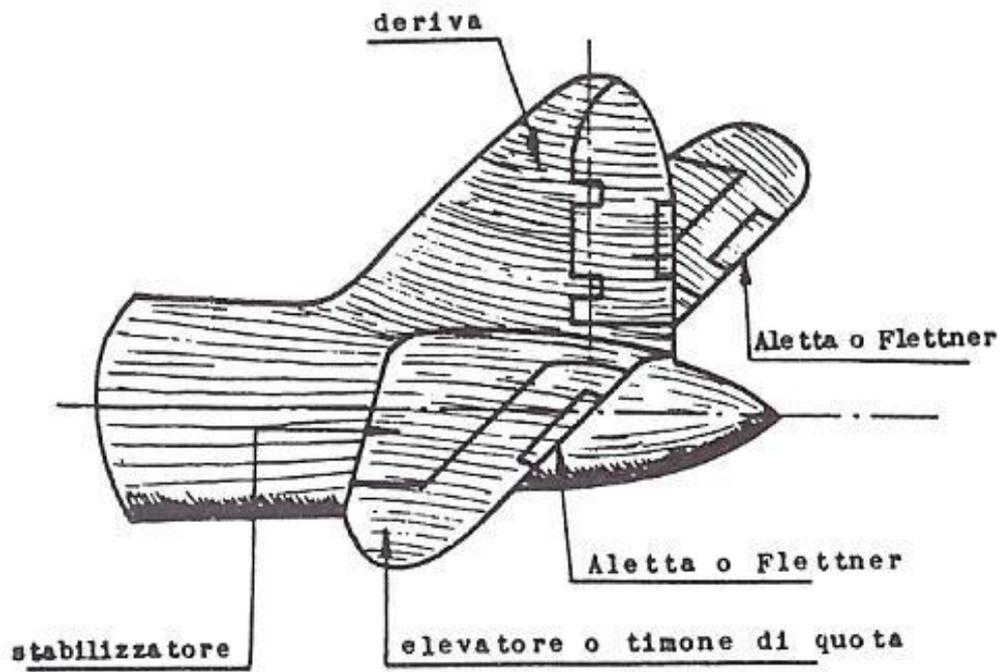


Figura 6 : *esempio di impennaggio*

Come si può vedere da figura 6, può esistere anche un'appendice dell'elevatore, chiamata aletta.

Capitolo 6

L'Analisi agli elementi finiti

6.1 Definizione del metodo FEM

La modellazione agli elementi finiti (FEM) è una tecnica numerica adibita a cercare soluzioni approssimate di problemi descritti da equazioni differenziali alle derivate parziali, riducendo queste ultime ad un sistema di equazioni algebriche. Nonostante la competizione, in alcuni ambiti limitati, con altre strategie numeriche, per esempio il metodo delle differenze finite o quello dei volumi finiti, il metodo FEM mantiene una posizione dominante nel panorama delle tecniche numeriche di rappresentazione, e rappresenta il *kernel* della stragrande maggioranza dei codici di analisi automatici disponibili in commercio.

6.2 La nascita del metodo

Il metodo agli elementi finiti trova origine nella ricerca di risoluzione di problemi complessi di analisi strutturale ed elastica nei campi dell'ingegneria aerospaziale e civile. Dopo le primordiali idee di A.R. Collar e W.J Duncan i quali, nel primo lustro degli anni '30, introdussero una prima forma primitiva di elemento strutturale in un problema di aeroelasticità, e di Richard Courant nel 1940, il quale aveva intuito l'esigenza di suddividere il dominio del problema in sottodomini di forma semplice, appunto gli elementi finiti, la nascita vera e propria e lo sviluppo di questo metodo si colloca nella seconda metà degli anni '50 grazie al contributo fondamentale di M.J. Turner, ingegnere di *Boeing*, il quale mise a punto il *Direct Stiffness Method*, primo approccio agli elementi finiti nel campo del continuo. Lo stesso Turner, in collaborazione con R.W Clough presso l'università di Berkeley, diedero vita al celebre lavoro che è considerato universalmente come la nascita del metodo FEM. Da questo momento in poi, grazie al contributo di insigni studiosi, il metodo è sempre più entrato nel panorama progettuale internazionale, ed ha trovato applicazioni anche in campi quali la fluidodinamica, l'elettromagnetismo, il calcolo strutturale e la geotecnica.

Quando si devono studiare sistemi continui, come lo sono le strutture e gli organi delle macchine, nella maggior parte dei casi di interesse pratico, la forma geometrica e le condizioni al contorno sono troppo complesse per poter essere risolti con i metodi analitici tradizionali; per ovviare a questa problema, sia per analisi statiche che per quelle dinamiche, si può come già detto utilizzare il metodo agli elementi finiti, che considera il sistema continuo come costituito da elementi di dimensioni finite, anziché di dimensioni infinitesime come nel caso di approccio analitico. Questo metodo è strettamente legato al metodo di *Rayleigh-Ritz*, metodo classico utilizzato per calcolare la frequenza di vibrazione di una struttura del secondo ordine o superiore, del quale si può anzi considerare, in senso lato, una versione a tratti. Il metodo FEM infatti suddivide la struttura in tante parti ed applica a ciascuna di queste il metodo di *Rayleigh-Ritz*. Questa idea che sta alla base dell'analisi FEM permette di applicare il metodo anche a strutture decisamente complesse, adottando peraltro funzioni di forma molto semplici.

6.3 Schema generale

Il metodo di analisi agli elementi finiti può essere riassunto in semplici passaggi. Innanzitutto la struttura da analizzare viene suddivisa in parti di dimensione finita, ciascuna delle quali costituisce appunto un elemento finito; tutti questi elementi sono collegati tra loro solamente in alcuni punti dei loro contorni, detti punti nodali o semplicemente nodi. Si procede poi formulando un'ipotesi ragionevole o comunque il più possibile inerente con la sollecitazione fisica da analizzare chiamata funzione di forma, che prende in considerazione l'andamento delle deformazioni all'interno di ciascun elemento finito e, considerando le caratteristiche meccaniche e fisiche del materiale che costituisce il componente in analisi, si trovano per il generico elemento i -esimo, le espressioni dell'energia cinetica T_i e dell'energia di deformazione U_i in funzione degli spostamenti nodali. Considerando N il numero degli elementi finiti in cui è stata suddivisa la struttura, l'energia cinetica e l'energia di deformazioni totali saranno

$$T = \sum_{i=1}^N T_i$$
$$U = \sum_{i=1}^N U_i$$

Utilizzando dunque queste equazioni per scrivere le equazioni del moto di Lagrange, si ottengono le equazioni del moto libero della struttura. Eventuali forze generalizzate, come forze e momenti esterni, potranno essere introdotte nelle equazioni di Lagrange, esprimendole attraverso il lavoro virtuale.

6.4 Discretizzazione della struttura

Per discretizzazione si intende la suddivisione in elementi finiti della struttura data, e tale distribuzione prende il nome di *mesh*. Per realizzare una *mesh* su cui possa essere analizzato il problema in maniera il più verosimile possibile occorre innanzitutto

scegliere il tipo e la distribuzione degli elementi; queste scelte devono tener conto della geometria della struttura sia del comportamento meccanico, ragionevolmente previsto in prima analisi, ma certamente non quantificato. Una buona discretizzazione richiede perciò molta attenzione e una buona dose di esperienza, poiché bisogna tener conto delle discontinuità geometriche e di quelle dovute alla natura del materiale, delle condizioni al contorno e delle forze agenti. Occorre inoltre disporre di un calcolatore in grado di supportare un lavoro che implica comunque un dispendio considerevole di energia nella creazione della *mesh*, e che riesca a renderla come la si è ideata in fase di progetto. Per una valutazione ragionevolmente precisa, nel cui il metodo FEM sia utilizzato per il calcolo delle tensioni agenti su di una struttura, come nel nostro caso, la *mesh* dovrà essere particolarmente fine, cercando di rendere un infittimento ed un affinamento degli elementi laddove si prevede una concentrazione critica delle tensioni. In altri casi, ad esempio per la valutazione delle frequenze o della risposta dinamica, la distribuzione degli elementi può anche essere a maglie relativamente larghe.

Ogni elemento in cui viene suddivisa la struttura da analizzare racchiude quattro caratteristiche: innanzitutto la dimensione (1D, 2D, 3D), ci fa comprendere da quale punto di vista quel particolare elemento sarà protagonista in sede di analisi; si introduce in seguito il concetto di nodo, vale a dire punti precisi dell'elemento che ne individuano l'esatta geometria. Su ogni nodo dell'elemento viene associato il valore di un campo o gradiente che interessa l'intera struttura. Nel caso, come il nostro, di elementi meccanici, il campo associato è quello delle reazioni vincolari (*displacements*); ogni elemento è inoltre caratterizzato da un certo numero di gradi di libertà, cioè i movimenti (traslazioni e/o rotazioni) consentiti ad un elemento, e quindi i possibili valori che possono assumere i campi o gradienti nei nodi: in particolare, due nodi adiacenti hanno gli stessi gradi di libertà;

infine su ogni nodo si andranno ad applicare delle forze esterne, o si andranno ad implementare la rispettiva reazione vincolare.

6.5 Matrice di rigidezza

Detto $\{F\}$ il vettore di forze esterne su di un nodo ed $\{u\}$ il vettore degli spostamenti nodali, si definisce $[K]$ matrice di rigidezza e vale la relazione

$$[K] \{u\} = \{F\}$$

Questa relazione individua la dualità fra forze esterne e spostamenti. Il prodotto scalare $\{f\} \times \{u\}$ è associato al lavoro compiuto dalle forze esterne. E' possibile definire un vettore degli spostamenti nodali generalizzati ed un vettore delle forze esterne generalizzate, a condizione che questi contengano tutti gli spostamenti e tutte le forze, incluse quelle nulle e senza distinzione tra carichi esterni e reazioni vincolari. Esprimendo la relazione tra spostamenti e forze generalizzate si ottiene, eseguendo i calcoli matriciali, la matrice di rigidezza.

Il grande successo di questi codici risiede proprio nel fatto che la matrice di rigidezza ottenuta è valida per la struttura analizzata indipendentemente dalle condizioni vincolari, e può quindi essere utilizzata per determinare le forze in funzione degli spostamenti per qualsiasi condizione vincolare.

6.6 Tipologia di elementi finiti

Tutti i programmi che impiegano il metodo degli elementi finiti per l'analisi strutturale sono dotati di una libreria di elementi finiti (in campo elastico lineare ma anche in quello elasto-plastico) monodimensionali, bidimensionali e tridimensionali per facilitare la modellazione di una struttura reale. I più comuni sono i seguenti:

- Monodimensionali
- ✓ Asta o biella: elemento rettilineo a 2 nodi che ha rigidezza solo per le traslazioni e pertanto è atto a trasmettere solo forze assiali. Viene utilizzato di norma per la modellazione di strutture reticolari;

- ✓ Trave o *beam*: elemento rettilineo a 2 nodi capace di trasferire ai nodi a cui è connesso rigidezze per tutti e 6 i gradi di libertà e pertanto atto a trasmettere tutte le tipologie di sollecitazioni (forze assiali e taglienti e momenti flettenti e torcenti). Viene utilizzato per la modellazione di strutture intelaiate;
 - ✓ Molla o *boundary*: elemento rettilineo a due nodi dotato di rigidezza assiale e/o rotazionale utilizzato per modellare vari tipi di vincolo elastico quali ad esempio gli spostamenti imposti;
 - ✓ Rigido o *rigel*: elemento rettilineo a 2 nodi infinitamente rigido usato per modellare un legame infinitamente rigido tra due elementi finiti.
- Bidimensionali
 - ✓ Lastra o *stress plane*: elemento piano a 3 o 4 nodi per stati di sforzo piano che possiede solo due gradi di libertà per nodo corrispondenti alle traslazioni nel suo piano (rigidezza membranale) e pertanto atto a trasmettere solo gli sforzi lungo il suo piano. Non trasferisce alcuna rigidezza per gli altri gradi di libertà. Usato per la modellazione di strutture caricate nel loro stesso piano;
 - ✓ Piastra: elemento piano a 3 o 4 nodi che possiede solo tre gradi di libertà per nodo corrispondenti alla traslazione perpendicolare al suo piano e alle rotazioni rispetto ai due assi giacenti nel piano (rigidezza flessionale), e pertanto atto a trasmettere solo lo sforzo tagliente e i 2 momenti flettenti. Non trasferisce alcuna rigidezza per gli altri gradi di libertà. Usato per la modellazione di strutture bidimensionali inflesse;
 - ✓ *Shell*: elemento piano a 3 o 4 nodi costituito dalla sovrapposizione dell'elemento piastra e dell'elemento lastra e che pertanto è dotato sia di rigidezza flessionale che membranale.

- Tridimensionali
- ✓ Elemento solido: elemento da 4 a 27 nodi che possiede solo tre gradi di libertà per nodo corrispondenti alla tre traslazioni. Non trasferisce alcuna rigidità per gli altri gradi di libertà. È un elemento finito in grado di modellare elementi strutturali solidi nei quali cioè non vi sia una dimensione trascurabile rispetto alle altre. Questo elemento è in grado di interpretare uno stato tensionale tridimensionale. Usato ad esempio per modellare la stratigrafia del suolo.

6.7 I nodi

La definizione della geometria del modello che idealizza la struttura reale viene effettuata piazzando dei nodi, o punti nodali, sulla struttura in corrispondenza di punti caratteristici.

Nel posizionare i nodi sulla struttura bisogna tenere presente alcune considerazioni:

- il numero dei nodi deve essere sufficiente a descrivere la geometria della struttura. Ad esempio in corrispondenza dell'innesto trave-pilastro, dei cambi di direzione, ecc.
- i nodi devono essere posizionati anche nei punti e sulle linee di continuità. Ad esempio dove cambiano le caratteristiche dei materiali, le caratteristiche delle sezioni, ecc.
- si possono posizionare dei nodi in punti non necessari per la definizione geometrica della struttura ma di cui si vogliono conoscere gli spostamenti e le sollecitazioni interne
- se il software non lo prevede si devono posizionare dei nodi in corrispondenza di punti in cui sono applicati carichi concentrati o masse nodali
- si devono mettere nodi in tutti i punti che si intendono vincolare
- nel caso di strutture bidimensionali (piastre, lastre, ecc.) la suddivisione (*mesh*) in elementi finiti bidimensionali deve essere sufficientemente fitta per cogliere le variazioni di sforzo o di spostamento nelle regioni importanti ai fini dell'analisi.

Capitolo 7

Carichi agenti sul velivolo

7.1 Introduzione

La progettazione strutturale di un velivolo richiede la conoscenza dei carichi su di esso agenti nelle varie fasi di decollo, volo e atterraggio. D'altra parte nella fase iniziale del progetto non sono ancora completamente note la configurazione e la distribuzione della massa dell'aereo.

E' allora necessario procedere iterativamente, affinando il progetto complessivo del velivolo avendo a disposizione dati sempre più precisi.

7.2 Classificazione dei carichi agenti sul velivolo

L'ampia gamma di carichi esterni agenti sul velivolo può essere suddivisa come segue:

- Aerodinamici: oltre a quelli generati dalle superfici portanti, sono generati da manovre (di tipo simmetrico e asimmetrico), e da raffiche (verticali e laterali);
- Propulsivi: sono legati alla spinta del propulsore e alle coppie di reazione e giroscopiche.
- D'atterraggio
- Di decollo
- Speciali: sono dovuti ad esempio alla pressurizzazione della cabina (non presenti nel nostro caso).
- Di massa

L'importanza di stimare il più possibile, e in maniera quanto più dettagliata, l'entità di questi carichi risiede nel fatto che l'intera struttura verrà progettata e dimensionata al fine di sopportare i carichi senza nessun tipo di cedimento strutturale che possa in qualche modo pregiudicarne l'integrità.

Per garantire la sicurezza dei velivoli durante la vita operativa, gli enti aeronautici hanno perciò definito delle specifiche per i vari tipi di categorie di velivolo, relative all'entità dei carichi da utilizzare durante il progetto strutturale.

Questi sono i fattori di carico (o carichi di contingenza), ossia i carichi massimi raggiungibili durante il servizio del velivolo, e i carichi di robustezza che, essendo definiti moltiplicando i fattori di carico per un coefficiente di sicurezza pari a 1.5, sono i carichi che vengono utilizzati per il progetto della struttura dell'aereo.

L'utilizzo dei carichi di robustezza per il dimensionamento della struttura consente di ottenere un certo margine di sicurezza nei confronti di un eventuale superamento dei carichi limite.

Infatti la ragione dell'applicazione del coefficiente di sicurezza è dovuto al fatto che, in condizioni di emergenza, oppure per azioni esterne violente dovute a fenomeni atmosferici, i carichi limite possono essere superati; avendo introdotto un coefficiente di sicurezza, questo eventuale superamento non sarà tale da comportare gravi rischi alla struttura.

E' da notare che ogni volta che la struttura è sottoposta ad un carico superiore a quello limite, occorre verificarne l'integrità tramite opportuna revisione e manutenzione.

La struttura deve essere quindi in grado di:

- Sopportare i carichi limite senza collassate né evidenziare vistose deformazioni permanenti;
- Poter essere reimpiegata ;

In conclusione le deformazioni dovute ai carichi devono essere tutte di natura elastica, devono poter consentire il buon funzionamento degli altri organi e non devono superare il limite della freccia massima sotto carico.

7.3 Diagramma di manovra

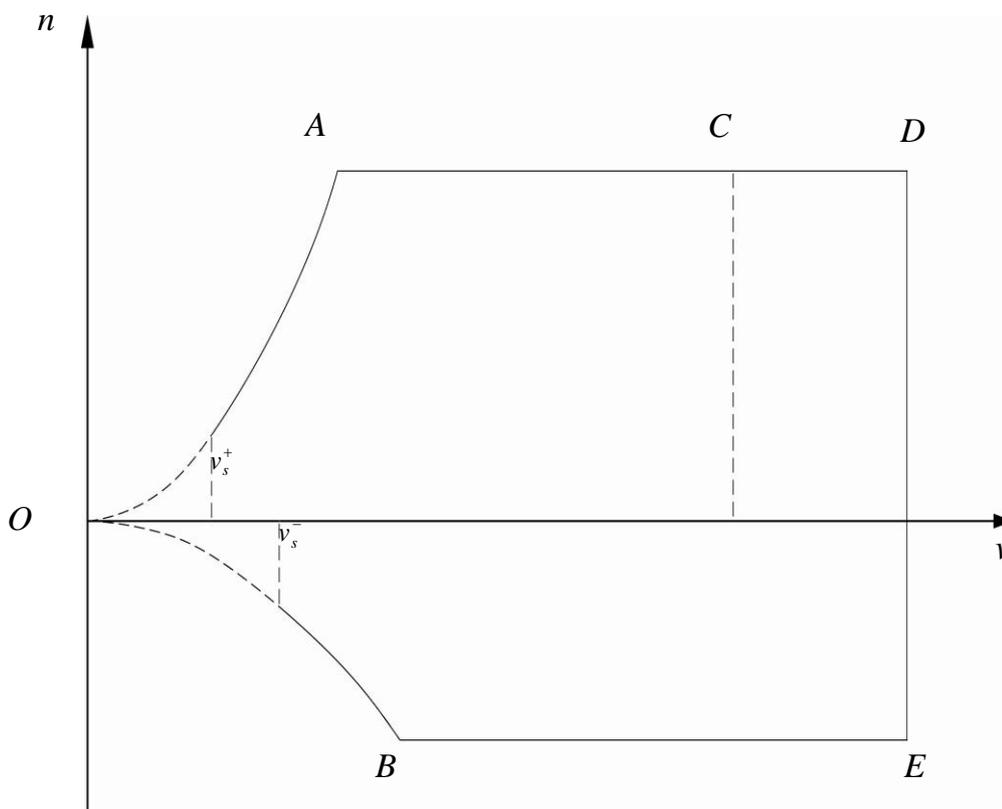


Figura 1 *Diagramma di manovra*

Dette a_x , a_z , g , T , V , P , W rispettivamente l'accelerazione lungo x e z , l'accelerazione di gravità, il tiro o la spinta, la resistenza, la portanza e il peso del velivolo, si definisce (fig 2):

$$N_x = \frac{a_x}{g} = \frac{T-V}{W} \text{ fattore di carico orizzontale;}$$

$$N_z = 1 + \frac{a_z}{g} = \frac{P}{W} = n \quad \text{fattore di carico verticale (o fattore di carico).}$$

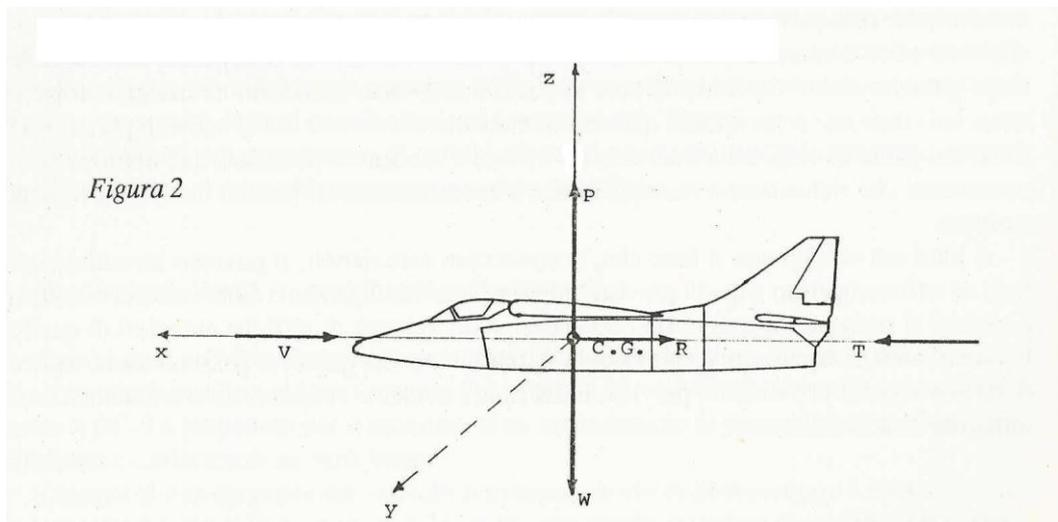


Figura 2 volo rettilineo

In volo rettilineo uniforme la portanza deve eguagliare il peso del velivolo, per cui il fattore di carico è uguale a uno. Durante le manovre la portanza deve eguagliare oltre al peso anche le forze centrifughe o inerziali che nascono; di conseguenza il fattore di carico sarà maggiore di uno.

Il fattore di carico fornisce una valutazione del peso apparente del velivolo, ovvero su quale sarebbe il peso dell'aereo in volo rettilineo orizzontale per dare luogo alle stesse sollecitazioni indotte dalla manovra.

Per ottenere una descrizione grafica delle condizioni di carico che si realizzano durante l'intera fase di volo, si utilizza il "diagramma di manovra", che mette in relazione la velocità del velivolo con i fattori di carico. Tale diagramma serve per stabilire le condizioni in cui il velivolo può volare, e definisce quindi un campo limite di sicurezza oltrepassato il quale l'aereo rischia seri danni strutturali, oppure rischia lo stallo.

Il diagramma mostra quindi due tipi di limiti: quello strutturale e quello aerodinamico.

I limiti strutturali vengono stabiliti dai fattori di carico e dalla velocità massimi, oltre i quali la struttura del veicolo cede. Altro limite è quello aerodinamico: esso viene stabilito dalla velocità di stallo a volo dritto e rovescio; oltrepassati questi limiti si annulla la sustentazione del velivolo.

Il limite aerodinamico è facilmente osservabile osservando la retta di portanza dell'ala: vi è un determinato angolo di incidenza, a cui corrisponde il coefficiente di portanza massimo, oltrepassato il quale si verifica un crollo della portanza e un aumento elevato della resistenza.

Si può inoltre determinare un altro limite, quello propulsivo. Questo limite è stabilito dalla velocità massima; alcune condizioni di volo infatti non sono raggiungibili dato che richiederebbero una spinta propulsiva superiore a quella che il motore può fornire.

Per tracciare il diagramma di manovra del velivolo oggetto di questo studio si è fatto riferimento alla normativa FAR 23, valida per velivoli di massa inferiore a 5670 kg al decollo.

Per i velivoli di categoria acrobatica fissa i seguenti fattori di carico:

$$n_{max}^+ = 6.0 \text{ g}$$

$$n_{max}^- = -0.5 n_{max}^+ = -3.0 \text{ g}$$

7.3.1 Determinazione del diagramma di manovra

– Velocità di stallo

Queste velocità si ottengono quando la portanza uguaglia il peso in modulo e quando il coefficiente di portanza del velivolo è massimo. Essendo note le relazioni:

$$P = n \cdot Q$$

7.1

$$P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot v^2 \cdot S \cdot C_P$$

dove ρ è la densità dell'aria e v è la velocità di volo, si ricavano i seguenti risultati:

$$\begin{cases} n = 1 \\ C_P = C_{Pmax}^+ \end{cases} \quad v = v_s^+ = \sqrt{\frac{2 \cdot Q}{S \cdot \rho \cdot C_{Pmax}^+}}$$

$$\begin{cases} n = -1 \\ C_P = C_{Pmax}^- \end{cases} \quad v = v_s^- = \sqrt{\frac{-2 \cdot Q}{S \cdot \rho \cdot C_{Pmax}^-}}$$

Con i dati ricavati precedentemente si ottiene:

$$v_s^+ = 52.2 \text{ m/s} = 187.9 \text{ km/h}$$

$$v_s^- = 69.7 \text{ m/s} = 250.8 \text{ km/h}$$

Le velocità di stallo delimitano a sinistra il diagramma di manovra: in altre parole, la parte tratteggiata delle curve OA e OB in figura 1 non vengono considerate.

– Tratto OA

Questo tratto di grafico rappresenta tutte le condizioni di volo in cui il coefficiente di portanza è massimo e positivo.

Dalle relazioni 7.1 si ricava l'equazione del tratto di curva OA, che non è altro che l'equazione di una parabola:

$$n = \frac{P}{Q} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \frac{S}{Q} \cdot C_{Pmax}^+ \cdot v^2 \quad 7.3$$

Il punto A, nel diagramma di manovra, è definito punto di manovra e rappresenta la velocità massima a cui si può effettuare una manovra senza preoccuparsi di oltrepassare i limiti strutturali, dal momento che in questo campo le limitazioni sono di tipo aerodinamico. Imponendo nella 7.3 la condizione $n = n_{max}^+$ si ricava:

$$v_A = \sqrt{\frac{2 \cdot n_{max}^+ \cdot Q}{S \cdot \rho \cdot C_{Pmax}^+}}$$

Sostituendo i dati numerici si ottiene, per $n = 6g$ e $C_{Pmax}^+ = 1.21$:

$$v_A = 127.8 \text{ m/s} = 460 \text{ km/h}$$

7.4

– Tratto OB

Questo tratto di diagramma rappresenta le condizioni di volo effettuate con coefficiente di portanza massimo negativo. In analogia con il caso precedente si ricavano quindi le seguenti relazioni:

$$n = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \frac{S}{Q} \cdot C_{Pmax}^- \cdot v^2$$

Nel punto B in cui si ha fattore di carico massimo negativo si ricava per la velocità la seguente relazione:

$$v_B = \sqrt{\frac{2 \cdot n_{max}^- \cdot Q}{S \cdot \rho \cdot C_{Pmax}^-}}$$

Sostituendo i valori numerici si ottiene, per $n = -3g$ e $C_{Pmax}^- = 0.68$:

$$v_B = 120.7 \text{ m/s} = 434.6 \text{ km/h}$$

– Tratto AD

Questo tratto rappresenta tutte le condizioni di volo in cui si ha $n = n_{max}^-$, mentre la velocità varia dal valore della velocità di manovra (punto A) al valore della velocità massima del velivolo (punto D).

In base alla normativa FAR 23, si deve verificare $v_D \geq 1.25v_C$, dove v_C è la velocità di crociera, per il quale si è assunto il valore del progetto originale:

$$v_C = 140 \text{ m/s} = 504 \text{ km/h} \quad \Rightarrow \quad v_D \geq 1.25v_C = 175 \text{ m/s}$$

Anche in questo caso è possibile considerare la velocità massima originale, quindi:

$$v_D = 180 \text{ m/s} = 648 \text{ km/h}$$

– Tratto DE

In questo tratto si ha per ogni punto $v = v_D$, mentre il fattore di carico varia da n_{max}^+ a n_{max}^- (punto E).

– Tratto BE

In questo tratto si ha sempre $n = n_{max}^-$, mentre la velocità varia da v_B a v_D .

Con i dati così calcolati si traccia il diagramma di manovra di figura 3.

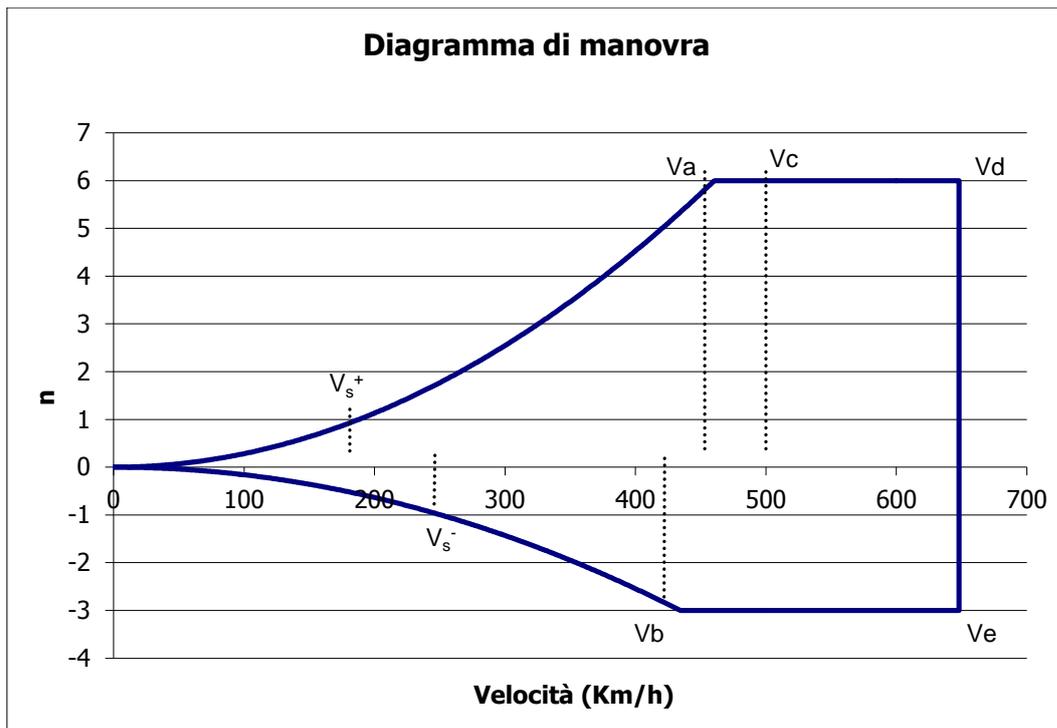


Figura 3 *Diagramma di manovra Macchi M.C 205 V*

7.3.2 Diagramma di raffica e di inviluppo

Si definisce raffica ogni moto d'aria di dimensioni limitate anche se con elevata durata nel tempo.

Si differenzia dal vento, che è il moto di una massa d'aria estesa.

Ai fini della determinazione dei carichi da raffica è, in pratica, importante solo la raffica verticale, mentre la raffica orizzontale altera di poco le forze aerodinamiche agenti sul velivolo.

La normativa FAR 23 fornisce indicazioni per tracciare il diagramma di raffica, che consente di tenere conto delle sollecitazioni derivanti appunto dalle raffiche.

Sovrapponendo al diagramma di manovra il diagramma di raffica si ottiene poi il diagramma di inviluppo, che permette di stabilire le condizioni di volo più 'estreme'.

Una raffica verticale induce una variazione di incidenza $\Delta\alpha$ a cui corrisponde una variazione di portanza (ΔP) e quindi di fattore di carico Δn^* (indicata così perchè questa variazione è teorica):

$$\Delta\alpha = \frac{v_z}{v} \rightarrow \Delta P = \frac{1}{2} \rho S C_{P/a} \Delta\alpha v^2 \rightarrow \Delta n^* = \frac{\Delta P}{Q} \rightarrow$$

$$\rightarrow \Delta n^* = \frac{1}{2} \rho \frac{S}{Q} C_{P/a}^{(rad)} v_z v \quad 7.5$$

Con $C_{P/a}$ ([1/rad]) derivata del coefficiente di portata rispetto all'angolo di incidenza.

La formula seguente consente di ricavare la derivata del coefficiente di portanza dell'ala (che viene considerato uguale a quello del velivolo) rispetto all'angolo di incidenza espresso in radianti ($(C_{\frac{p}{a}}^{(rad)})_{ala}$) a partire dalla derivata del coefficiente di portanza del profilo rispetto all'angolo di incidenza espresso in radianti ($(C_{p/\alpha}^{(rad)})_{prof}$):

$$\left(C_{\frac{p}{a}}^{(rad)}\right)_{ala} = \frac{\left(C_{p/\alpha}^{(rad)}\right)_{prof}}{1 + \frac{\left(C_{p/\alpha}^{(rad)}\right)_{prof}}{\pi \cdot AR}} \quad 7.6$$

Poichè:

$$\left(C_{\frac{p}{a}}^{(rad)}\right)_{prof} = \left(C_{\frac{p}{a}}^{(\circ)}\right) \cdot \frac{180}{\pi} = 5.45 \text{ [1/rad]}$$

si ottiene:

$$\left(C_{\frac{p}{a}}^{(rad)}\right)_{ala} = 4.47 \text{ [1/rad]}$$

La variazione di fattore di carico calcolata con la 4.6 è teorica perchè non tiene conto della gradualità con cui il velivolo è investito dalla raffica: per ricavare un valore più realistico si usano le seguenti formule fornite dalla normativa:

$$\Delta n = \Delta n^* \cdot K_g \tag{7.7}$$

$$K_g = \frac{0.88 \cdot \mu_g}{5.3 + \mu_g} \tag{7.8}$$

$$\mu_g = \frac{2 \cdot Q / S}{\rho \cdot CMA \cdot C_{P/a}^{(rad)} \cdot g} \tag{7.9}$$

dove:

- $C_{p/a}^{(rad)}$ = derivata del coefficiente di portanza rispetto all'angolo di incidenza espresso in radianti
- CMA = corda media aerodinamica
- ρ = densità dell'aria

$$- \quad g = 9.81 \text{ m/s}^2$$

Si ottengono i seguenti valori numerici:

$$\mu_g = 46.3 \quad K_g = 0.789$$

Sempre in base alla normativa, bisogna considerare le seguenti velocità di raffica verticali:

$$v_B \leq v \leq v_C : \quad u = \pm 15.2 \text{ m/s}$$

$v_C \leq v \leq v_D$: la velocità di raffica da considerare è 0.5 volte quella ottenuta al punto precedente: $u = \pm 7.6 \text{ m/s}$

Con i valori indicati si ottengono le seguenti relazioni, in cui la velocità u va inserita in m/s:

$$u = 15.2 \text{ m/s} \quad \Delta n_1 = 0.0162 \cdot v \quad 7.10$$

$$u = 7.6 \text{ m/s} \quad \Delta n_2 = 0.0081 \cdot v \quad 7.11$$

Sovrapponendo le retten $n = 1 \pm \Delta n$, che costituiscono il diagramma di raffica, al diagramma di manovra si ottiene il diagramma di involuppo (figura 4).

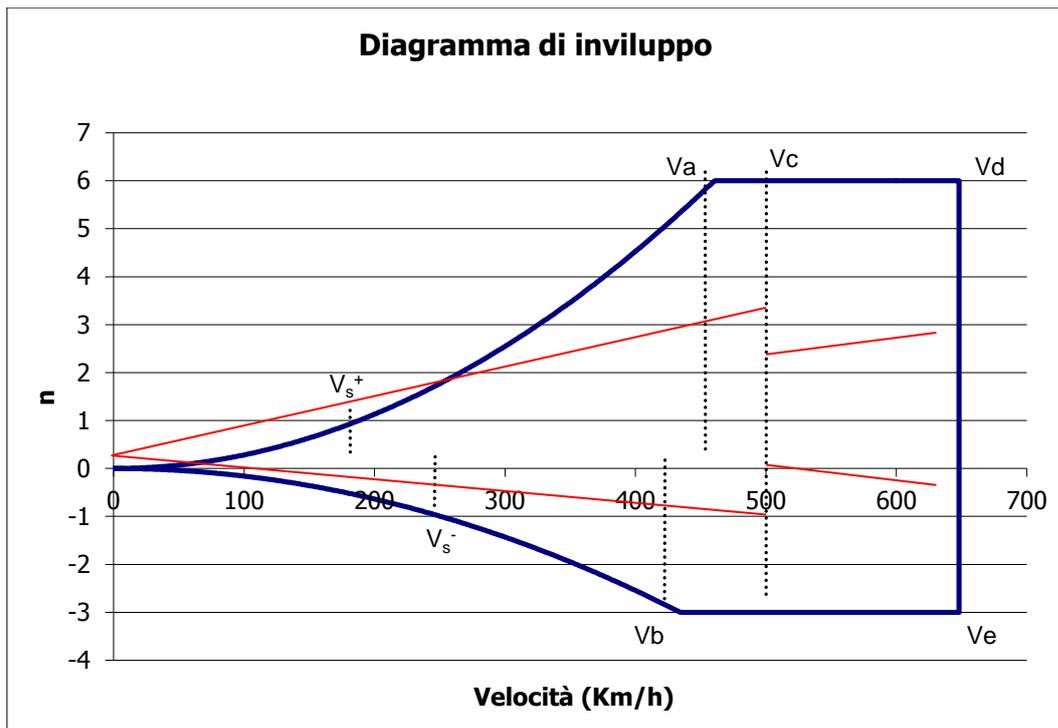


Figura 4 Diagramma di involuppo

7.4 Determinazione della configurazione più sollecitata

Per ogni punto del diagramma di involuppo il velivolo è soggetto a carichi che gravano sulla struttura.

In particolare i punti limite A, D, B, F garantiscono che se la struttura resiste agli sforzi generati in queste condizioni di volo senza subire cedimenti, sicuramente resisterà ad ogni altra condizione di carico che si ha per punti interni al diagramma stesso.

I punti più critici sono A e D. Sulla retta AD la portanza generata dall'ala è la stessa, ma cambia il modo in cui si distribuisce lungo il profilo; nel punto D però si generano sforzi torsionali maggiori.

Di conseguenza questa sarà la configurazione critica che verrà considerata per il dimensionamento.

7.5 Analisi dei carichi

Una volta ricavate le caratteristiche aerodinamiche dell'ala, il diagramma di manovra e quindi la situazione di volo critica, è possibile calcolare l'entità dei carichi agenti sulla struttura.

L'analisi dei carichi viene effettuata su una semiala, dal momento che si considera una manovra simmetrica e quindi la distribuzione dei carichi sulle due semiali sarà identica. I carichi agenti sulla semiala, che viene schematizzata come una trave incastrata in corrispondenza della mezzeria, sono la portanza e la forza di massa dovuta alla semiala.

Con forza di massa si intende la somma del peso proprio e delle forze d'inerzia agenti su ogni massa elementare del velivolo. Le forze d'inerzia cui si è accennato derivano dal fatto che quando il velivolo si trova in una condizione di volo manovrato ogni massa è sottoposta ad una certa accelerazione e, quindi, ad una certa forza d'inerzia. Se la manovra è di tipo simmetrico, ogni massa elementare risentirà della stessa accelerazione, espressa in base alla definizione di fattore di carico:

$$n = 1 + \frac{a_z}{g} \quad \rightarrow \quad \frac{a_z}{g} = n - 1$$

La forza d'inerzia agente su una massa elementare k-sima (finita, se riferita ad una massa concentrata, o infinitesima, se riferita ad una massa distribuita) sarà:

$$F_{i,k} = \frac{Q_k}{g} \cdot a_z \quad \Rightarrow \quad F_{i,k} = Q_k \cdot (n - 1)$$

dove Q_k è il peso associato alla massa k-sima, e la forza di massa totale è data da:

$$F_{m,k} = Q_k + F_{i,k} = n \cdot Q_k$$

7.5.1 Distribuzione di portanza

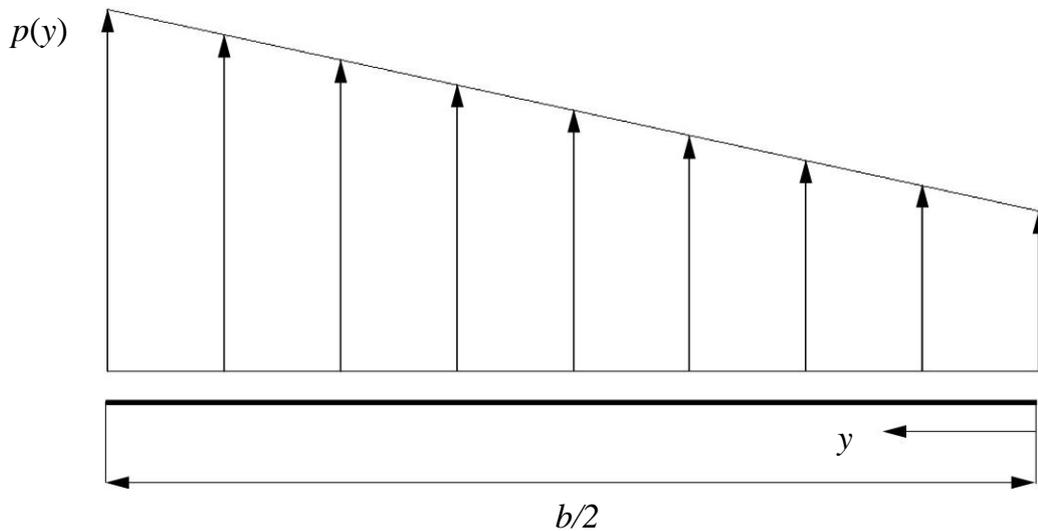


Figura 5 *Distribuzione della portanza*

La distribuzione di portanza teorica lungo l'apertura alare è ellittica, ma si può verificare che si ottiene una buona approssimazione considerandola proporzionale alla variazione della corda in apertura (figura 5):

$$p(y) = \bar{p} \cdot c(y)$$

dove \bar{p} è una costante e $c(y)$ esprime la legge con cui varia la corda alare:

$$c(y) = c_t + \frac{c_r - c_t}{b/2} \cdot y \quad 7.12$$

Per dimostrare la validità di quest'approssimazione si confrontano i valori ottenuti per i carichi interni con quelli che si avrebbero se la distribuzione di portanza fosse ellittica: questa

schematizzazione, infatti, anche se rappresenta il limite ideale difficilmente realizzabile, risulta comunque più aderente alla realtà.

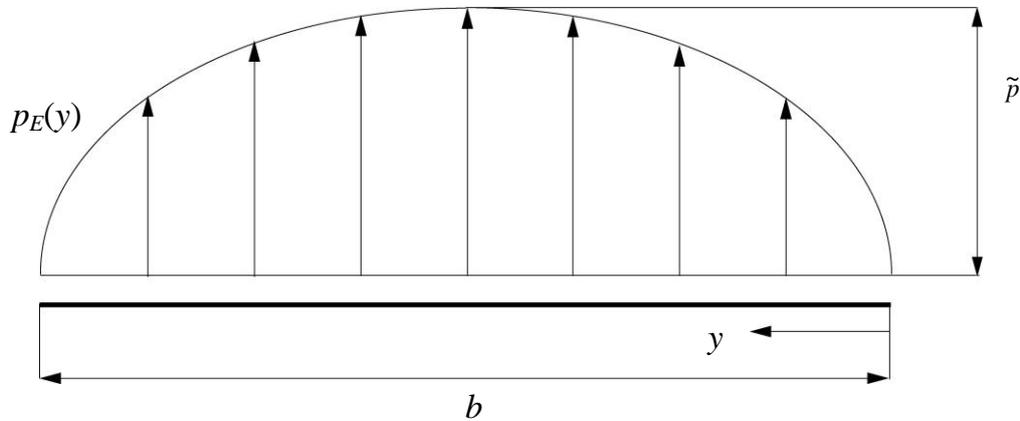


Figura 6 distribuzione ellittica

La legge di variazione della portanza, schematizzata con un semiellisse di semiassi $b/2$ e \tilde{p} (figura 6), è data dalla seguente equazione:

$$p_E(y) = \tilde{p} \cdot \sqrt{1 - \left(1 - \frac{y}{b/2}\right)^2}$$

Poiché l'integrale sull'apertura alare della distribuzione di portanza deve uguagliare la portanza P del velivolo, si ricava:

$$P = 2 \cdot \int_0^{b/2} p_E(y) = \frac{1}{2} \cdot \left(\pi \cdot \frac{b}{2} \cdot \tilde{p} \right)$$

da cui si ottiene il valore di \tilde{p} :

$$\tilde{p} = \frac{4 \cdot P}{\pi \cdot b} = \frac{4 \cdot n \cdot Q}{\pi \cdot b} \quad \Rightarrow \quad p_E(y) = \frac{4 \cdot n \cdot Q}{\pi \cdot b} \cdot \sqrt{1 - \left(1 - \frac{y}{b/2}\right)^2}$$

Considerando la semiala i carichi interni equivalenti sono dati dalle seguenti relazioni, in cui si è sfruttato il fatto che la semiala è scarica all'estremità:

$$T_E(y) = \int_0^y p_E(y) \cdot dy \quad M_E(y) = \int_0^y -T_E(y) \cdot dy \quad (8)$$

In figura 7 sono riportati gli andamenti di portanza, taglio e momento flettente lungo l'apertura alare calcolati nei due casi di distribuzione di portanza lineare ed ellittica.

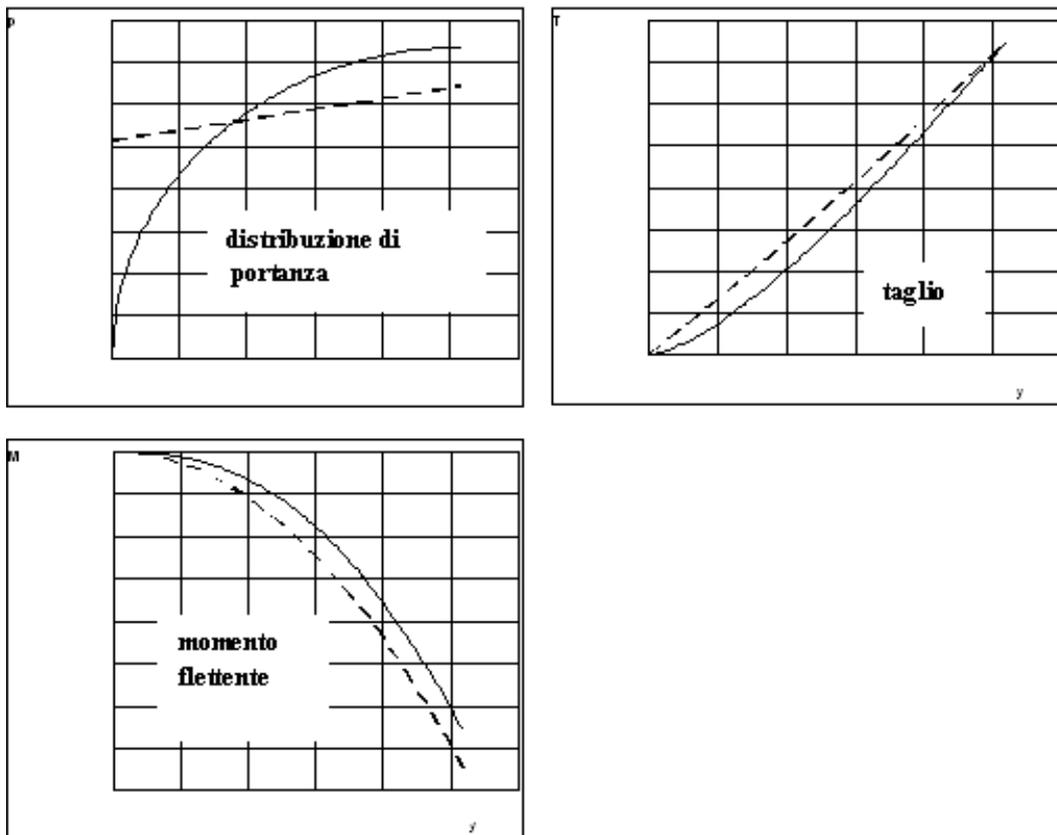


Figura 7 andamenti portanza, taglio e momento flettente

Dalla figura 7 si deduce che:

- la distribuzione lineare di portanza sottostima quella ellittica in prossimità della radice e la sovrastima all'estremità
- la distribuzione di taglio $T_I(y)$ sovrastima $T_E(y)$, ma il taglio ha lo stesso valore, nei due casi, in corrispondenza della mezzeria
- la distribuzione di momento $M_I(y)$ sovrastima $M_E(y)$ (trattandosi di valori negativi bisogna considerare il modulo).

Poichè la semiala va progettata in modo da resistere ai carichi interni che si sviluppano in essa per reagire ai carichi esterni applicati, si può concludere che, utilizzando una distribuzione rettilinea di portanza, la semiala viene progettata in condizioni di sicurezza.

L'integrale della distribuzione di carico lungo la semiapertura deve essere uguale a metà della portanza, da cui si deduce che \bar{p} è il carico per unità di superficie sull'ala:

$$P = 2 \cdot \int_0^{b/2} p(y) \cdot dy = 2 \cdot \bar{p} \cdot \int_0^{b/2} c(y) \cdot dy = 2 \cdot \bar{p} \cdot \int_0^{b/2} dS = 2 \cdot \bar{p} \cdot S/2 \quad \Rightarrow \quad \bar{p} = \frac{P}{S}$$

Poichè per la definizione di fattore di carico si ha $P = n \cdot Q$, si ricava:

$$\bar{p} = \frac{n \cdot Q}{S} = 12128 \text{ N/m}^2$$

Per determinare i carichi interni si utilizzano le convenzioni di segno indicate in figura 8, dove è rappresentato un elemento infinitesimo di trave:

- sulla sezione da cui esce l'asse della trave (nel nostro caso l'asse y) il taglio è positivo se nello stesso verso dell'asse normale (nel nostro caso l'asse z)

- sulla sezione da cui esce l'asse della trave (l'asse y) il momento flettente è positivo se concorde con il verso positivo dei momenti attorno all'asse normale al piano formato dall'asse della trave e dall'asse del taglio (nel nostro caso l'asse x)
- sulla sezione da cui entra l'asse della trave il taglio e il momento flettente sono in verso opposto rispetto al taglio e al momento flettente sulla sezione da cui esce l'asse della trave.

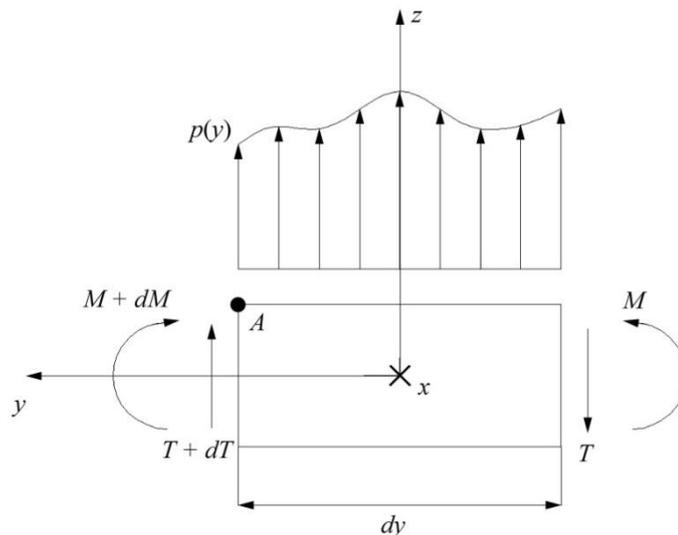


Figura 8 *Convenzioni di segno*

I carichi interni si calcolano imponendo che siano equivalenti ai carichi esterni applicati all'elemento di trave considerato:

$$T(y) + dT(y) - T(y) = p(y) \cdot dy \quad \Rightarrow \quad p(y) = \frac{dT(y)}{dy} \quad 7.13$$

$$M_{(A)} = M(y) + dM(y) - M(y) + T \cdot dy = -p \cdot \frac{dy^2}{2} \quad \Rightarrow \quad T(y) = -\frac{dM(y)}{dy}$$

(nella relazione si è trascurato il termine di secondo grado in dy)

Si vogliono trovare i carichi interni equivalenti sulla semiala. Poichè la semiala è scarica all'estremità si ha $T(y = 0) = 0$ e $M(y = 0) = 0$ e, integrando le relazioni 4.13 si ottiene:

$$T(y) = \int_0^y p(y) \cdot dy$$

$$M(y) = \int_0^y -T(y) \cdot dy$$

Sostituendo i valori numerici si ottengono le seguenti relazioni (y va inserito in m):

$$p(y) = 14299 + 2068 \cdot y \quad [\text{N/m}]$$

$$T(y) = 14299 \cdot y + 1034 \cdot y^2 \quad [\text{N}]$$

$$M(y) = -(7149,5 \cdot y^2 + 334,7 \cdot y^3) \quad [\text{N}\cdot\text{m}]$$

Moltiplicando questi valori per il coefficiente di sicurezza 1.5, si ottengono i valori definitivi:

$$p(y) = 21448,5 + 3102 \cdot y \quad [\text{N/m}]$$

$$T(y) = 21448,5 \cdot y + 1551 \cdot y^2 \quad [\text{N}]$$

$$M(y) = -(10724,25 \cdot y^2 + 502,05 \cdot y^3) \quad [\text{N}\cdot\text{m}]$$

Si osserva che per $y = 0$ la curva del momento flettente ha derivata prima nulla, mentre la curva del taglio ha una certa pendenza, pari al valore di $p(y = 0)$. I carichi in corrispondenza della mezzeria sono:

$$T(y = b/2) = 160673,5 \text{ N}$$

$$M(y = b/2) = -390179,8 \text{ N}\cdot\text{m}$$

Come ultimo passaggio, si calcola il momento torcente rispetto al centro aerodinamico.

Dalla formula:

$$M_{c.a.} = \frac{1}{2} \rho v_d^2 S c_{mc.a.} c_a$$

sostituendo i valori numerici, si ottiene:

$$M_{c.a.} = 23356 \text{ Nm}$$

Moltiplicando anche questo valore per 1,5:

$$M_{c.a.} = 35034 \text{ Nm}$$

7.5.2 Carichi di massa

Se si suppone che la massa dell'ala sia data dalla legge seguente, in funzione dell'apertura alare:

$$m(y) = \underbrace{\frac{Q_{ala}/g}{S}}_{\text{massa per unità di superficie}} \cdot c(y)$$

la forza di massa agente sarà:

$$f_m(y) = n \cdot \frac{Q_{ala}}{S} \cdot c(y) \quad 7.14$$

da cui si deduce che la forza di massa agente sulla semiala è un carico distribuito in modo proporzionale alla legge con cui variano le corde.

Integrando la 4.14 sull'apertura alare si ottiene, come era logico aspettarsi, che la forza di massa globale agente su tutta l'ala deve essere pari a $n \cdot Q_{ala}$:

$$2 \cdot \int_0^{b/2} f_m(y) \cdot dy = 2 \cdot n \cdot \frac{Q_{ala}}{S} \cdot \int_0^{b/2} c(y) \cdot dy = 2 \cdot n \cdot \frac{Q_{ala}}{S} \cdot \int_0^{b/2} dS = 2 \cdot n \cdot \frac{Q_{ala}}{S} \cdot S/2 = n \cdot Q_{ala}$$

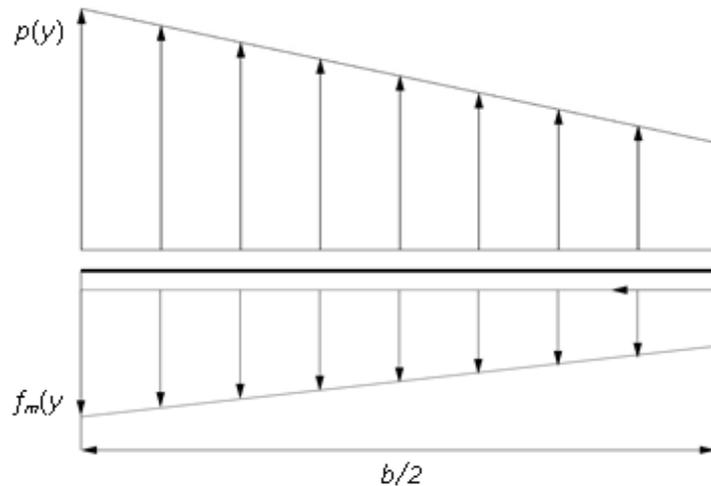


Figura 9 forza peso semiala

Considerando la massa originale dell'ala Q pari a circa 400 kg (tenendo conto anche del pianetto centrale), si ha:

$$f_m(y) = 6 \times \frac{2000}{16.82} \times c(y) = 840 + 122.6 y$$

La distribuzione globale di carico sulla semiala è data, quindi, dalla seguente relazione:

$$f(y) = p(y) - f_m(y) = \frac{n \cdot (Q - Q_{ala})}{S} \cdot c(y)$$

Si ritiene opportuno, a questo punto, fare alcune considerazioni:

- l'effetto del peso proprio dell'ala è molto piccolo rispetto alla portanza;
- si è considerata la massa originale, sicuramente maggiore di quella finale del nuovo velivolo;

Per questi motivi si è ritenuto opportuno non considerare la massa dell'ala, operando quindi una scelta a favore di sicurezza. Nella fase successiva della progettazione, una volta noto l'ordine di grandezza effettivo della massa alare, potrà essere effettuato un dimensionamento più rigoroso.

Capitolo 8

Analisi della struttura in parete spessa

8.1 Decisioni preliminari

L'argomento più profondo di questa tesi è quello di verificare l'adeguatezza di una struttura in parete spessa in lega ultraleggera di alluminio-litio 2195, insieme all'utilizzo della tecnologia di saldatura della *Friction Stir Welding*, in sostituzione della classica struttura con centine e longheroni, per quanto riguarda le superfici alari, ma anche per quello che riguarda la fusoliera, che presentava come strutture di sostegno le classiche ordinate e le cosiddette “*z-stiffeners*”, elementi di collegamento e di rinforzo tra ordinate e pelle della fusoliera.

Una parte del lavoro decisamente onerosa è stata quella di sistemare nella maniera migliore, cioè nella maniera più adatta ai nostri fini, i modelli CAD (realizzati con *Solidworks 2009*) del *Macchi M.C 205 V*. Questi disegni erano realizzati con l'intento di mostrare il più fedelmente possibile la struttura dell'aereo, senza preoccuparsi di un possibile uso futuro di

tali disegni per eventuali analisi agli elementi finiti; Si è dovuto dunque provvedere a rendere questi modelli CAD adatti ad essere sottoposti ad analisi agli elementi finiti, in grado cioè di essere implementate nel *plug-in* di *Solidworks 2012, Solidworks Simulation*.

8.1.1 Scelta dei componenti da analizzare

Eseguito questo importante compito, si era inizialmente pensato di realizzare l'analisi statica di tutto l'aereo insieme, cosa peraltro sostenuta e suggerita anche dal fatto che, volendo realizzare una *mesh* di *shell*, per ovviare il più possibile al problema degli spessori piuttosto piccoli in gioco nei modelli previsti per le simulazioni, essa risultava piuttosto vantaggiosa e semplice da realizzare, soprattutto dal punto di vista del costo computazionale. Si è dovuto poi desistere da questo intento in quanto risultava molto complicato realizzare compiutamente gli accoppiamenti ottimali tra le varie parti dell'aereo, che non risultavano affatto precisi e dunque assolutamente inadatti alla realizzazione di una simulazione FEM.

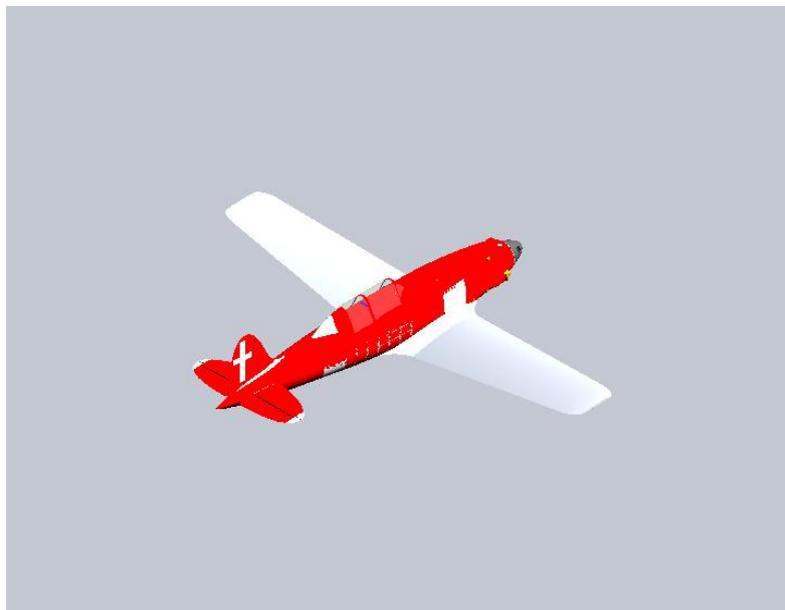


Figura 1 *Assemblaggio Macchi M.C 205 V*

A questo punto si è pensato allora di realizzare due diverse simulazioni, una riguardante la sola struttura principale della fusoliera, senza l'impennaggio e senza la parte anteriore, ed una riguardante la struttura alare, da analizzare accoppiata con i raccordi tra essi e la fusoliera. Purtroppo si è però dovuto desistere da questo intento, in quanto la simulazione FEM della semiala portava a risultati inaccettabili e non pertinenti con quanto ricercato, probabilmente a causa del fatto che risultava molto complicato applicare in maniera corretta un vincolo alla struttura, fattore indispensabile al fine dell'analisi. Come si può vedere in figura 2, la deformata a doppia gobba, in prossimità del foro realizzato giustappunto per vincolare la struttura, è sintomatico di una situazione inappropriata ed errata per un'analisi FEM. Questa idea ha trovato un' ulteriore conferma quando si è andati ad aumentare lo spessore della lamiera sia del raccordo che dell'ala senza riscontrare cambiamenti degni di nota, in quanto la situazione di instabilità evidenziata dalla doppia gobba è perdurata.

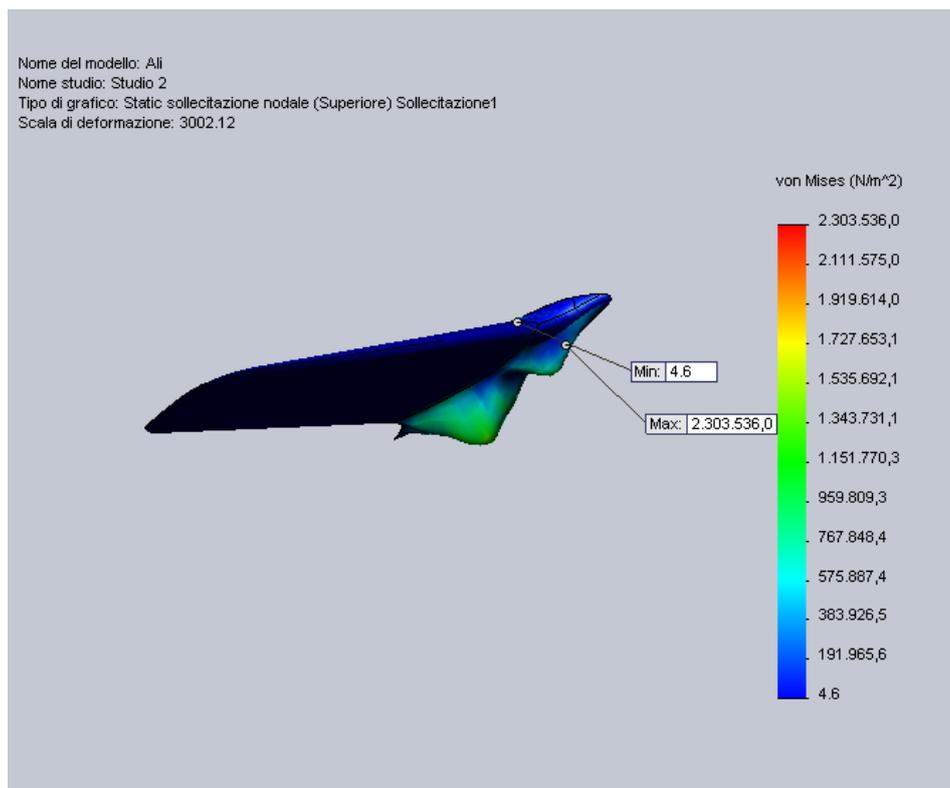


Figura 2 *Analisi FEM semiala destra: deformata a doppia gobba in corrispondenza del vincolo*

Si è così dunque deciso di completare l'analisi della struttura alare con la simulazione eseguita sulla struttura di rinforzo alare progettata per sostenere le forze dovute al carrello in fase di atterraggio. Si parlerà in seguito della realizzazione di questo rinforzo.

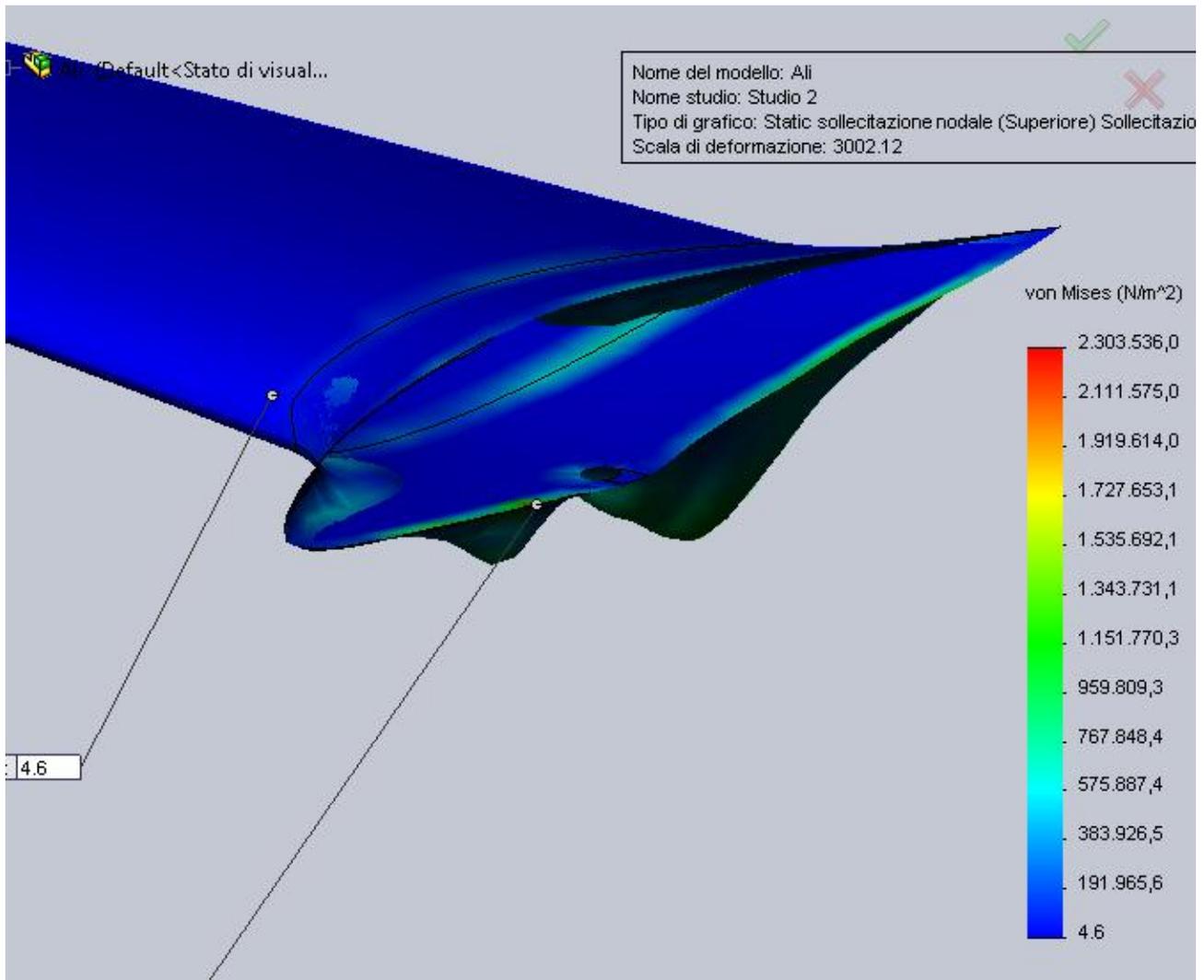


Figura 3 *Analisi FEM semiala destra: deformata a doppia gobba sul raccordo alare in prossimità del vincolo*

8.3 Scelta del materiale

Il passo successivo per realizzare l'analisi FEM è stato quello della scelta del materiale con cui realizzare tutti e tre i modelli in esame. Il campo nel quale si è andati a pescare è come

già detto più volte quello delle leghe Alluminio-Litio, e si è riscontrato che poteva risultare piuttosto interessante scegliere proprio la lega 2195, cioè la stessa lega con cui è realizzato il *Super Lightweight External Tank* di ultima generazione, costruito da *Lockheed Martin* per conto di NASA per le missioni *Space Shuttle* a partire dal 1998 (missione *STS-91*). Come già detto precedentemente, questa lega comporta sicuramente un innalzamento dei costi in fase di progettazione e realizzazione: per il *SLWT*, è stato stimato da NASA di un aumento dei costi di produzione che si aggira intorno ai 5 milioni di dollari, ed ad uno slittamento dei tempi di produzione di circa 4 mesi. Il vantaggio economico può essere comunque ricercato nel concetto di lega a bassa densità; questo comporta immediatamente un risparmio di carburante affatto trascurabile. In aggiunta è saldabile in maniera affidabile con la tecnologia FSW, raggiungendo caratteristiche meccaniche nei giunti paragonabili a quelle nel metallo base. Dall'utilizzo della *Friction Stir Welding* seguono inoltre due grossi vantaggi: in prima analisi si riscontra un ulteriore risparmio dal punto di vista della massa, in quanto non è necessario l'utilizzo di tutto l'apparato di rivettatura indispensabile nel caso della struttura originale di un qualsiasi velivolo e non solo; inoltre la manutenzione, sia ordinaria che straordinaria, risultano molto più rapide e, di conseguenza, più economicamente vantaggiose. Le caratteristiche meccaniche più importanti per questa lega sono le seguenti:

✓	Densità di massa	2685 kg/m ³	
✓	Carico di snervamento	521,6 MPa	a 25° C
✓	Modulo di Young	81.6 GPa	

8.4 Scelta dello spessore

Dopo aver svolto l'imbozzatura preliminare delle lamiere di superfici alari, raccordi, fusoliera e rinforzo alare, si è provveduto a scegliere lo spessore per la struttura in parete spessa di questi componenti, unica protagonista dell'analisi. Dopo alcune considerazioni di natura puramente pratica onde agevolare il lavoro da svolgere per il software dal punto di vista del costo computazionale, e dopo vari tentativi con spessori minori, risultati

fallimentari, si è giunti alla scelta di uno spessore della lamiera di 0.7 mm, una scelta che si è rivelata vincente in quanto il software ha portato a termine le simulazioni in tempi dell'ordine del minuto di calcolo, ed ha poi, ovviamente, avuto riscontri positivi anche in termini di risultati ottenuti.

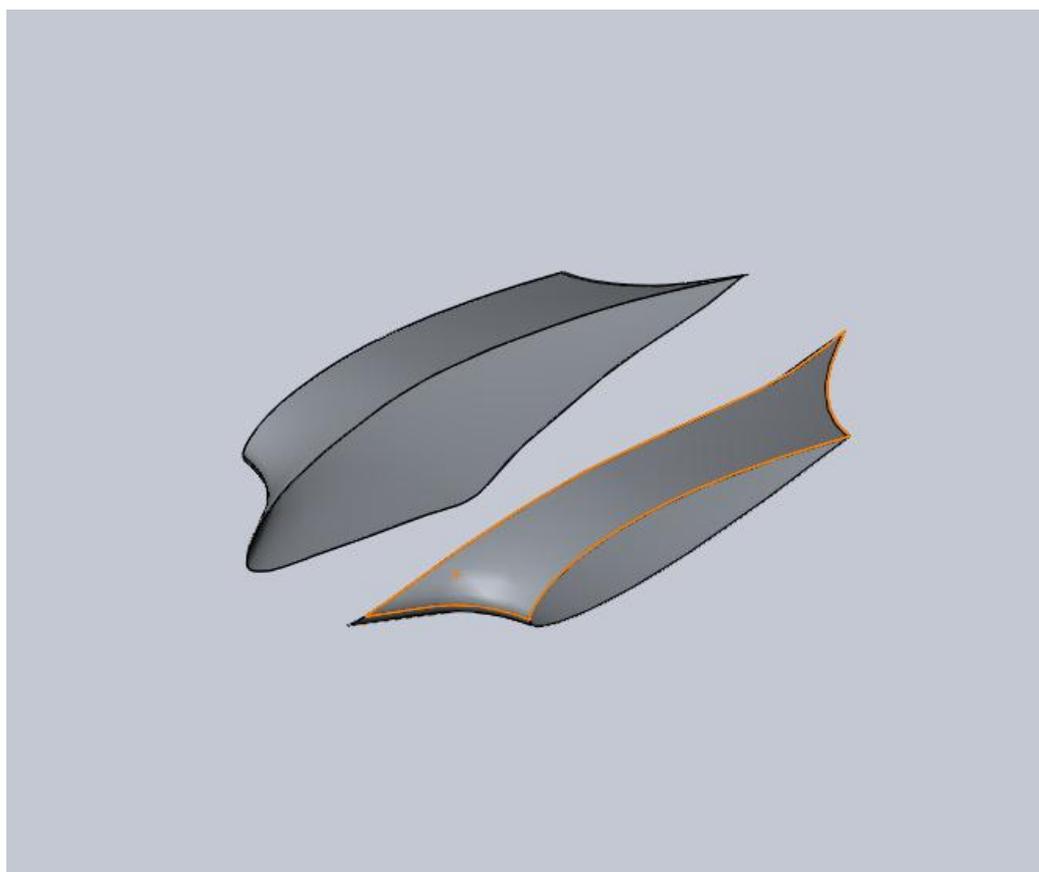


Figura 4 *Raccordi alari in lega 2195, spessore 0,7 mm*

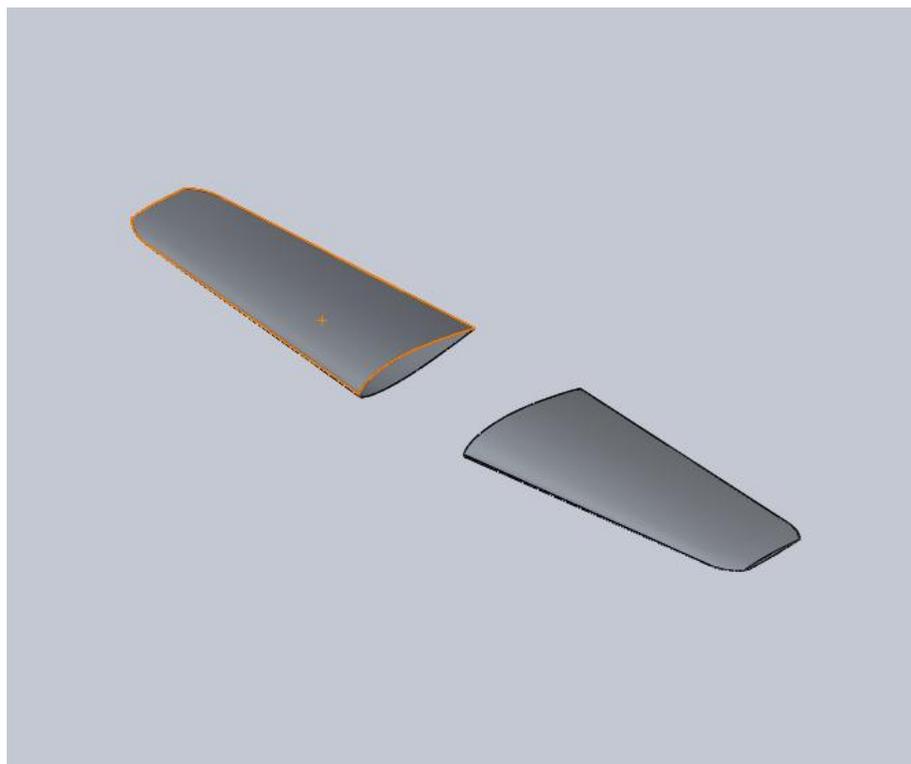


Figura 5 Superfici alari in lega 2195, spessore 0.7 mm

Con questi parametri di analisi si sono determinate gli ingombri ponderali dei componenti analizzati, in particolare:

- Fusoliera 36.4 kg
- Superfici alari con raccordi 61.8 kg
- Rinforzo alare 4.2 kg

8.4 Il rinforzo alare

In seguito all'aver compreso di dover realizzare un nuovo componente in grado di stabilizzare la struttura alare in fase di atterraggio, si è pensato ad un rinforzo, da realizzare sempre in lega 2195, sagomato seguendo il profilo alare interno e da saldare, sempre con tecnologia FSW, nelle estremità proprio sull'interno della pelle delle ali, e che riuscisse ad adempire a questa funzione ed allo stesso tempo non andasse ad inficiare in maniera preponderante il fine ultimo della struttura, vale a dire la leggerezza.

Come progetto di primo tentativo, si è realizzato un rinforzo che presentava lo spessore medio in tutta la sua struttura di 1 mm e che era stato forato in prossimità delle zone che, grazie a considerazioni di buon senso, erano state previste meno sollecitate. Questa prima idea, sottoposta anch'essa ad una simulazione, è caratterizzata da un ingombro di massa di circa 17.9 kg.

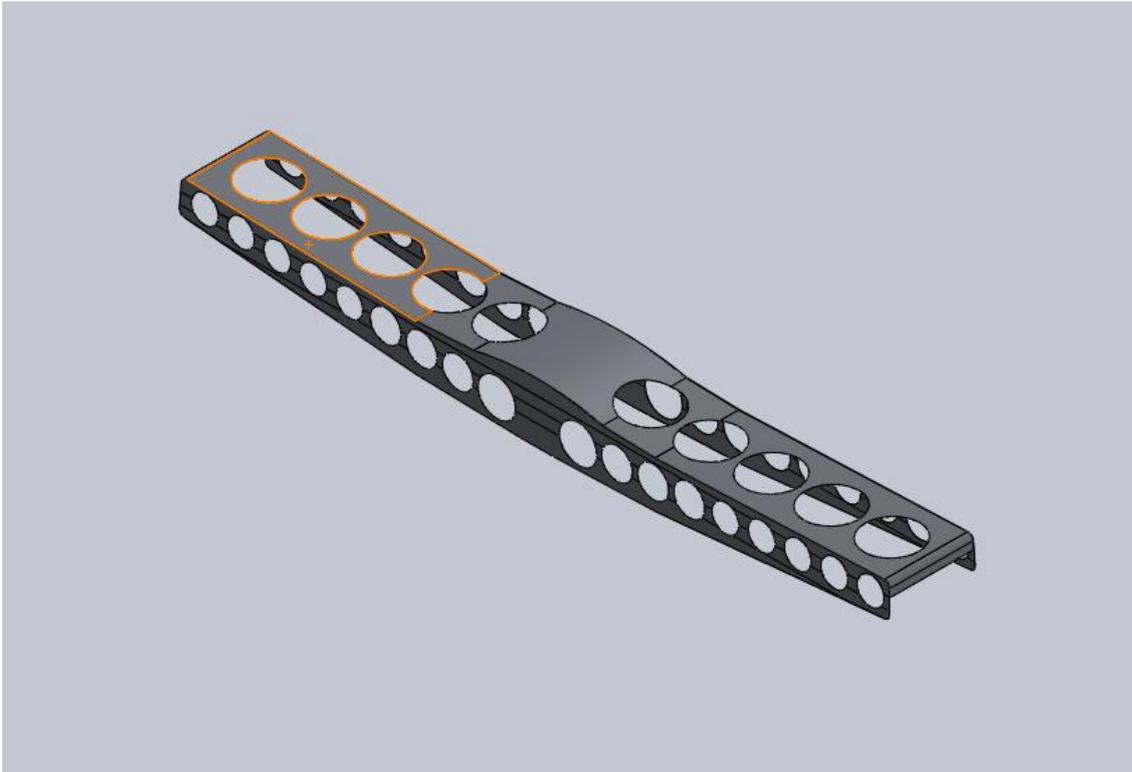


Figura 6 *Rinforzo forato*

Come secondo tentativo, si è andati a modificare il progetto precedente del rinforzo forato, realizzando un componente che avesse lo stesso ingombro, ma che presentasse le superfici anteriore e posteriore, quindi quelle fondamentalmente parallele all'asse di beccheggio del velivolo, costituite solamente da una cornice di 10 mm, che le collega direttamente con la superficie superiore del rinforzo. Quest'ultima superficie era invece stata pensata piena e con lo stesso spessore medio di 1 mm. In questa situazione è diminuito l'ingombro massico del componente fino a 11,5 kg, con un risparmio di massa del 35,9 % rispetto alla soluzione di primo tentativo (rinforzo forato).

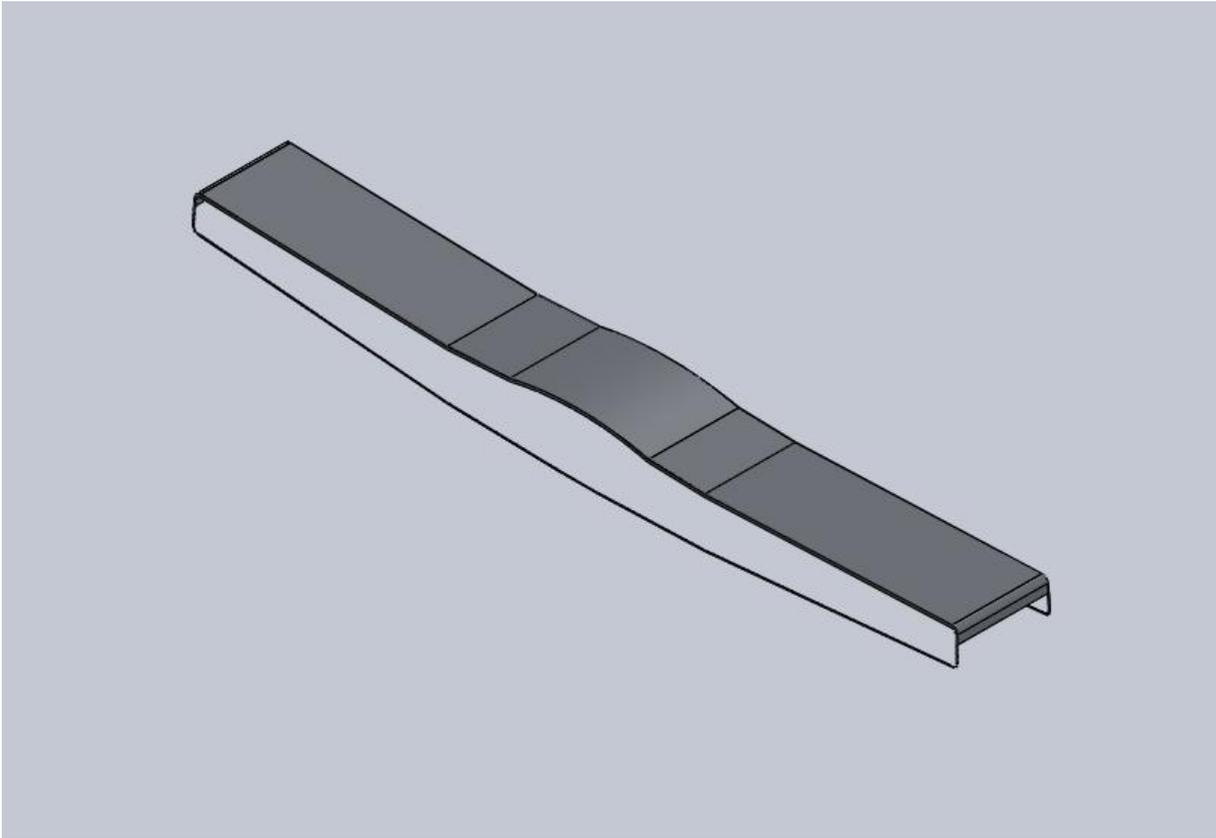


Figura 7 *Rinforzo con scassi laterali*

Non essendo ancora completamente soddisfatti dell'aumento di massa così apportato alla struttura e volendo cercare di spingersi ancora oltre, si è pervenuti ad una soluzione simile alla precedente, ma con degli scassi apportati anche sulla superficie superiore del rinforzo, conservando soltanto la zona centrale di essa. Si è così ottenuta una struttura con un ingombro massico di 4.2 kg, con un risparmio di massa del 63.3 % rispetto alla soluzione precedente (rinforzo con scassi laterali), e del 76.5 % rispetto alla soluzione di primo tentativo (rinforzo forato).

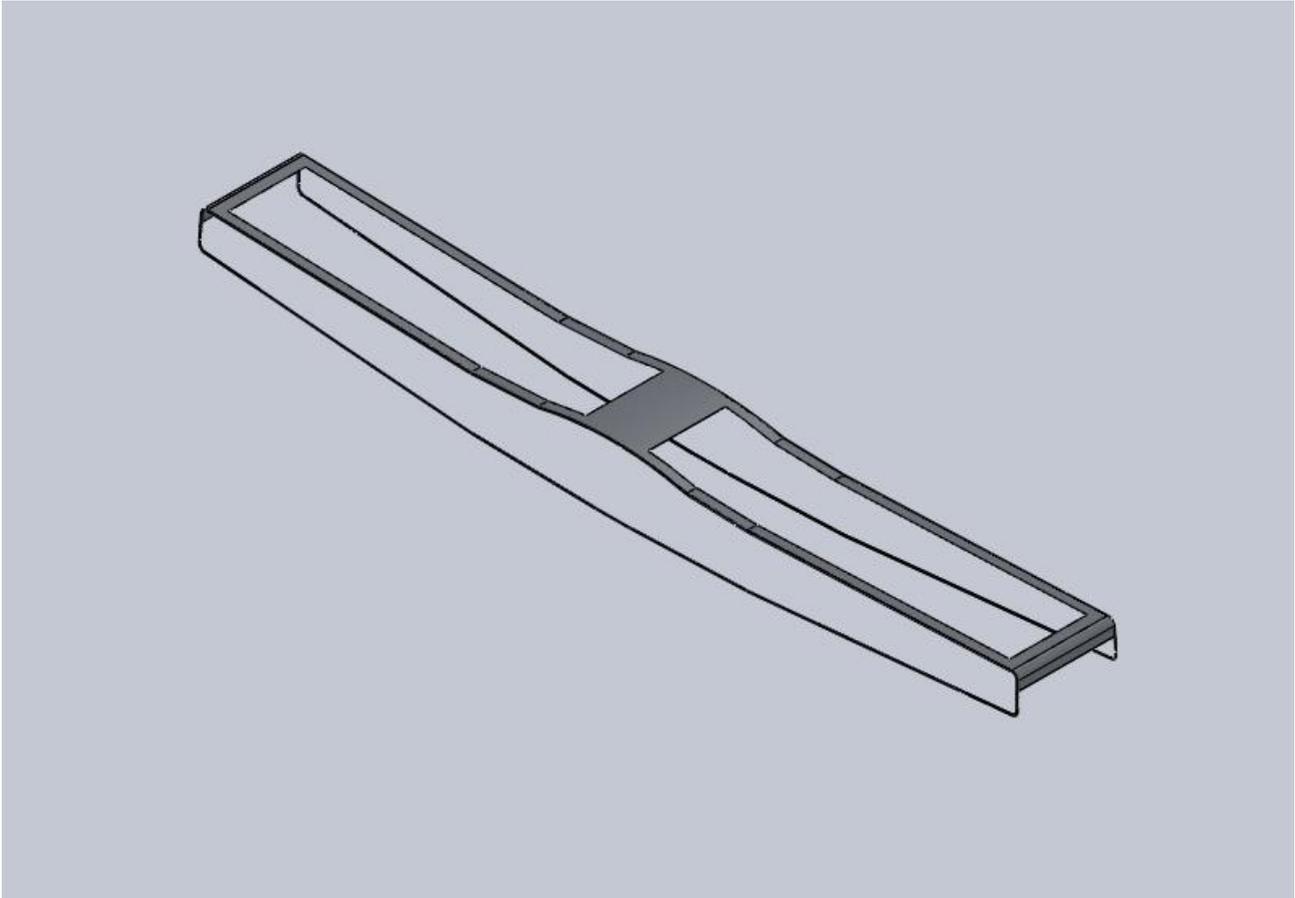


Figura 8 *Rinforzo con scassi – soluzione definitiva*

Come verrà esplicito in seguito, tutti e tre i rinforzi progettati, sottoposti ad analisi agli elementi finiti, hanno ottenuto risultati accettabili dal punto di vista delle sollecitazioni meccaniche. Per questo motivo, si è andati a privilegiare il componente più leggero.

8.5 Carichi applicati

Si è seguita, come detto, la normativa americana FAR 23, dedicata ai velivoli con peso al decollo inferiore ai 5670 kg. Si sono andate a introdurre in sede di analisi agli elementi finiti un'accelerazione verticale rivolta verso il basso di 6g, ed una accelerazione laterale di 2.5g. Inoltre si è introdotta la portanza, localizzata sul centro di pressione, stimabile intorno ai 100297 N per ogni semiala. Infine si sono localizzate la massa del motore, di 804 kg, e la

massa del resto della struttura, considerata come peso massimo al decollo e situata nel centro di massa, di 2604 kg.

Durante l'analisi delle superfici alari, si è inoltre introdotta la resistenza aerodinamica incidente sul bordo d'attacco.

8.5.1 Calcolo della resistenza aerodinamica

Non essendo in possesso di dati riguardanti la resistenza aerodinamica, si è dovuto procedere con una simulazione, utilizzando il *plug-in* di *Solidworks Flow Simulation*, per avere una stima dello sforzo imposto dall'aria in fase di volo. Si è preso dunque il modello del profilo alare in esame, utilizzando, per simmetria, soltanto una semiala, e si è imposto una velocità dell'aria sul bordo d'attacco di 150 m/s (540 km/h), ad una temperatura standard di 20° C e con una densità di 1.413 kg/m³, e si è richiesto come obiettivo la determinazione delle tre componenti della forza incidente sul bordo d'attacco e del modulo di tale forza.

Il calcolo è stato svolto dal calcolatore in circa 10 minuti, ed i risultati sono riportati nella tabella seguente.

Ali.SLDASM [resistenza su ala]					
Goal Name	Unit	Value	Averaged Value	Minimum Value	Maximum Value
GG Force 1	[N]	8722,23917	8604,419579	8470,440455	8722,23917
GG Force (X) 1	[N]	853,3392601	715,7336432	671,5395101	853,3392601
GG Force (Y) 1	[N]	8030,740419	7984,491486	7891,94917	8053,044315
GG Force (Z) 1	[N]	-3294,916776	-3125,286893	-3294,916776	-2989,036687

Iterations: 121
Analysis interval: 61

Tabella 1 Resistenza aerodinamica

Avendo questi dati, si sono introdotti i valori medi delle componenti lungo x, y e z della forza aerodinamica.

8.6 Analisi statica della fusoliera

Di seguito sono riportati i dati relativi alla simulazione lanciata sul modello della fusoliera del velivolo. Si sono lasciate sul modello due tronchi d'ala che sono serviti come vettori di carico. La lamiera era stata precedentemente preimbozzata secondo le tolleranze massime di fabbricazione, come del resto tutti gli altri componenti.

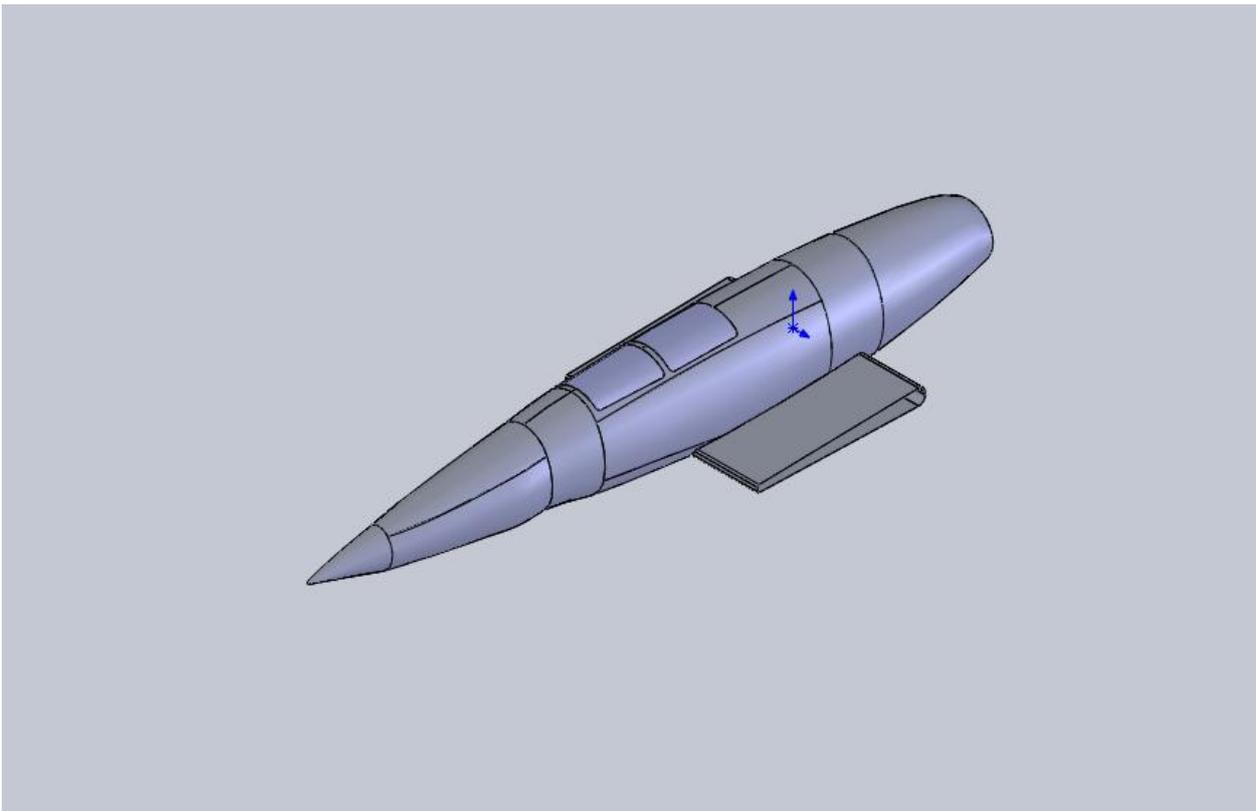


Figura 9 Fusoliera in legal 2195

Come si può notare dalla figura 10, il modello della fusoliera è stato volutamente predistorto, in prossimità della sezione a valle dello scasso adibito al pilota, sempre secondo le tolleranze massime di fabbricazione per tenere conto dell'instabilità elastica, cioè per metterci nella situazione più gravosa.

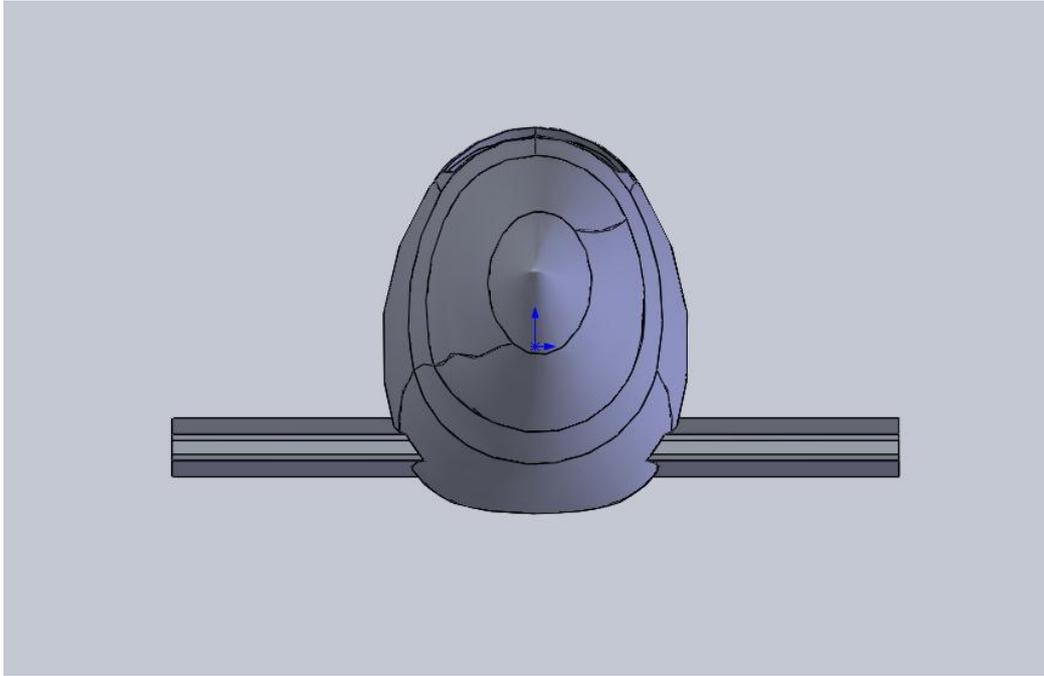


Figura 10 *Predistorsione della parte posteriore della fusoliera*

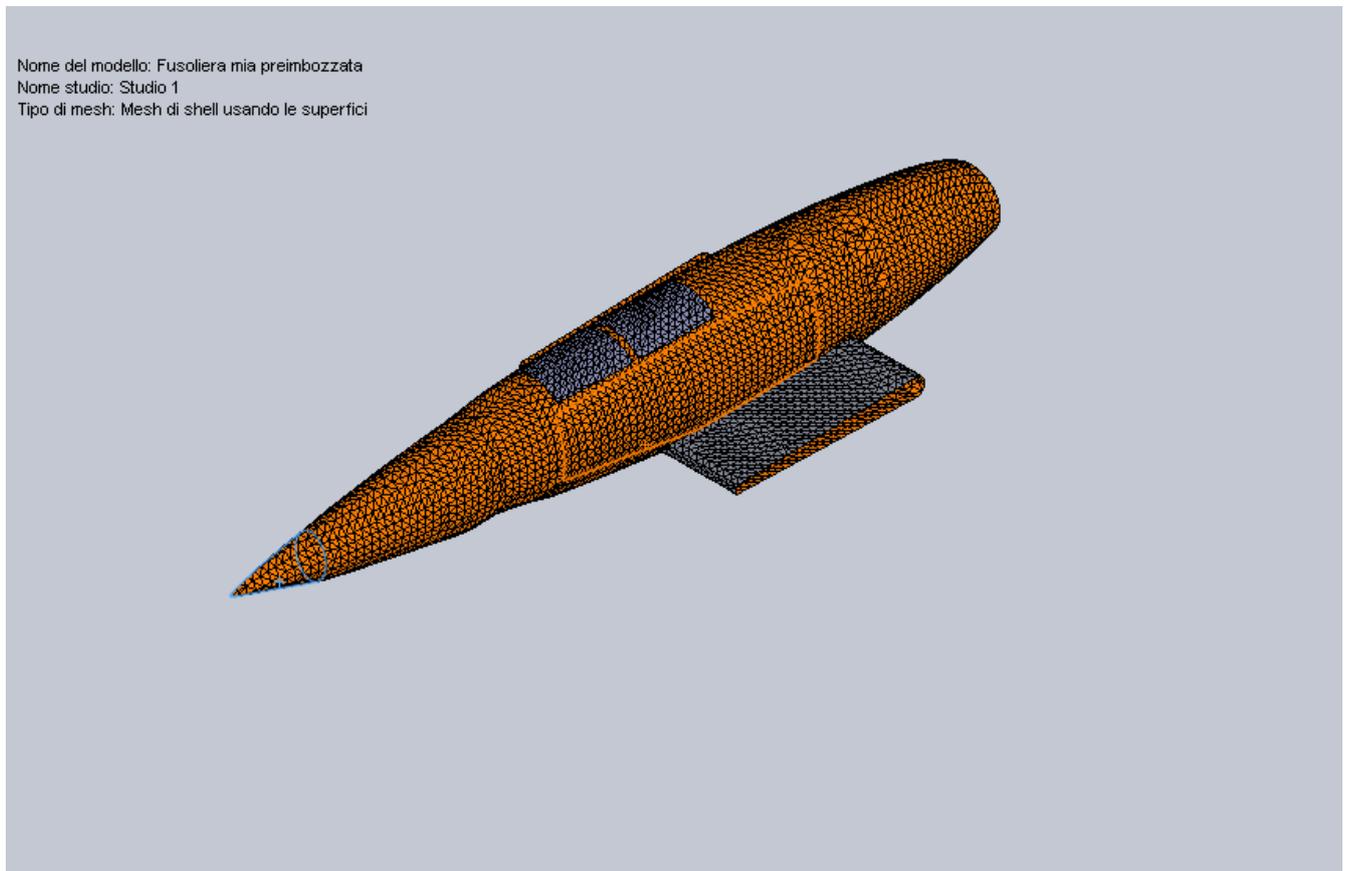


Figura 11 *Mesh fusoliera in lega 2195*

La *mesh* per la fusoliera sopra riportata presenta 9578 elementi totali, e 19395 nodi totali. Anche in questo caso il costo computazionale è stato trascurabile, nell'ordine della decina di secondi.

Di seguito si riportano le immagini della struttura a seguito della simulazione. La struttura era stata vincolata nella parte finale della fusoliera con un incastro, maniera non propriamente realistica ma piuttosto semplice da eseguire ed in grado comunque di fornire risultati attendibili. La sezione più sollecitata, esclusa naturalmente il tronco d'ala disegnato *ad hoc* e utile solamente come vettore di carico, risulta essere quella immediatamente o monte del vincolo.

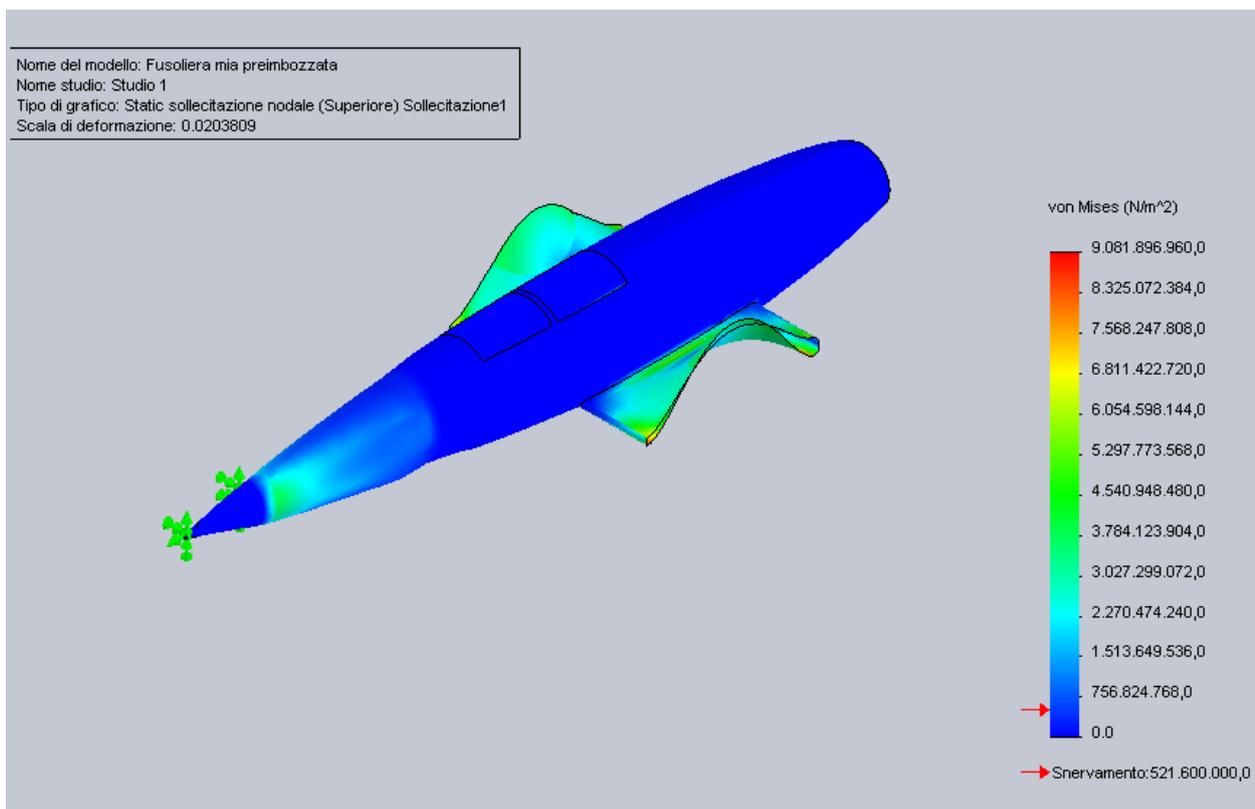


Figura 12 *Analisi statica fusoliera in lega 2195*

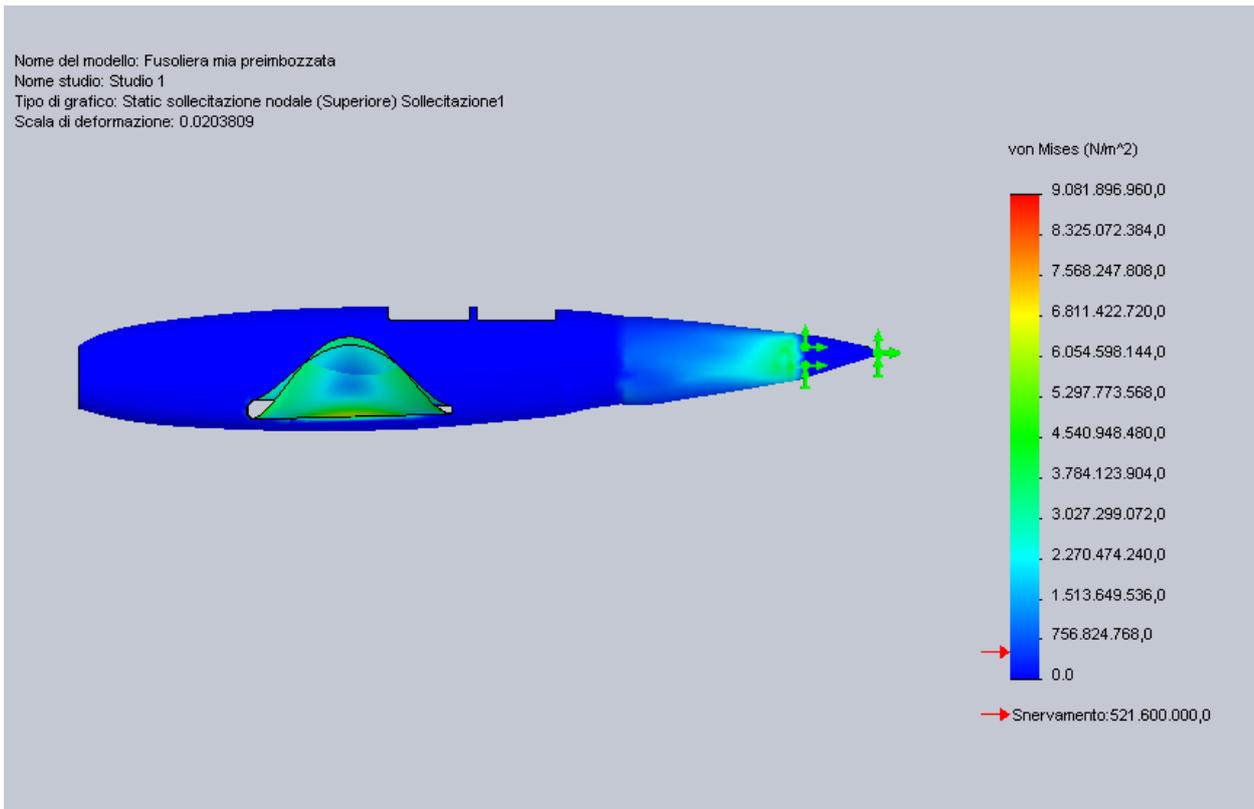


Figura 13 *Analisi statica fusoliera in lega 2195*

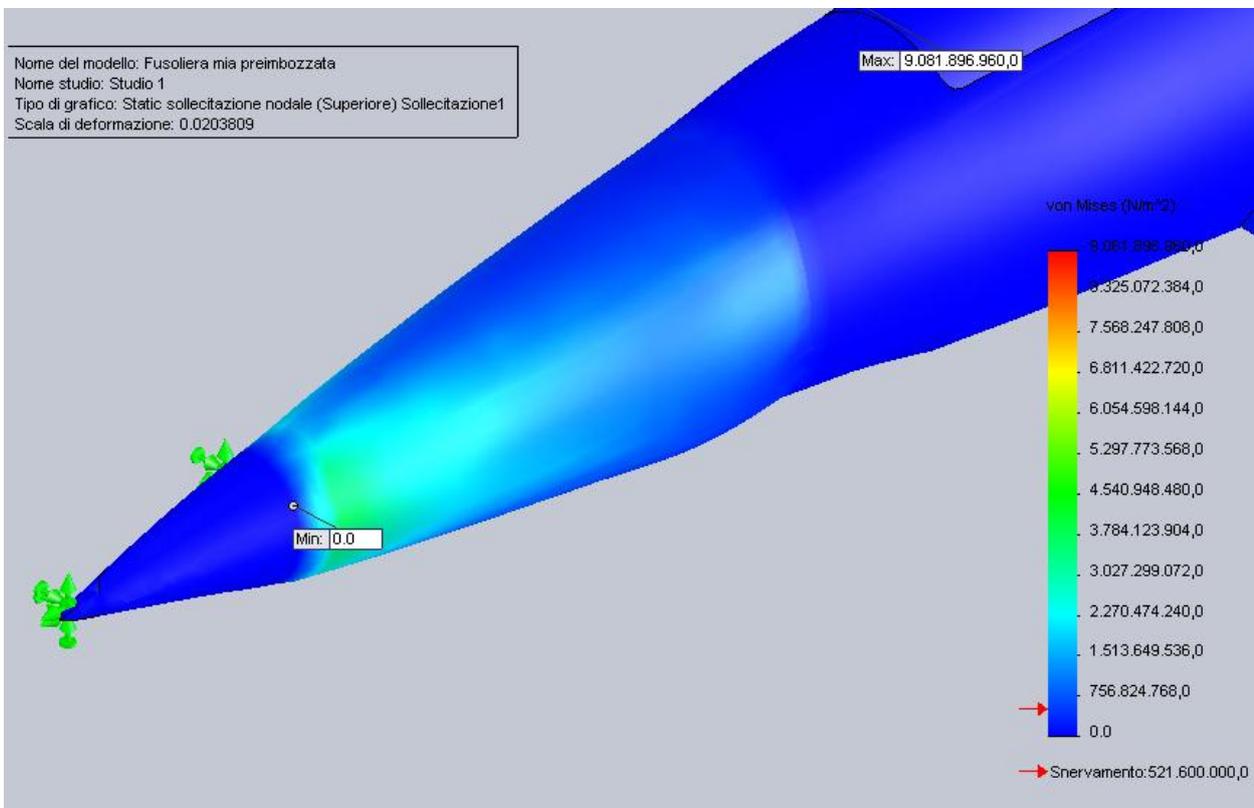


Figura 14 *Fusoliera in lega 2195 – particolare della zona più sollecitata*

In figura 13 si può notare facilmente che la zona immediatamente a valle del vincolo imposto risulta con tensioni dell'ordine dei 1500 MPa, oltre il limite di snervamento della struttura in 2195, pari a circa 521 MPa. Questo risultato porterebbe a pensare a situazioni non stabili per questa sezione. In realtà si può affermare che il vincolo imposto alla struttura non rappresenta una situazione reale, ma serve solamente a dare una stima iniziale dei carichi imposti. Facendo considerazioni di buon senso dunque, una situazione di snervamento così accentuata in quella sezione e di quella entità non sono realmente verificabili. Sarebbe necessaria una simulazione più pertinente e più inerente con la realtà.

8.7 Analisi statica del rinforzo alare

Di seguito si riportano i risultati ottenuti dalla simulazione di carico statica del rinforzo alare realizzato in lega 2195. Questo componente è destinato ad essere saldato sulla superficie interna delle ali, in maniera tale da assorbire quelle sollecitazioni che potrebbero risultare troppo gravose per la sola superficie alare del velivolo soprattutto in fase di atterraggio. Il suo ingombro massivo, di soli 4.21 kg, è risultato adatto a svolgere il compito per cui è stato progettato ed a soddisfare la primaria esigenza di questo elaborato, cioè il risparmio di massa.

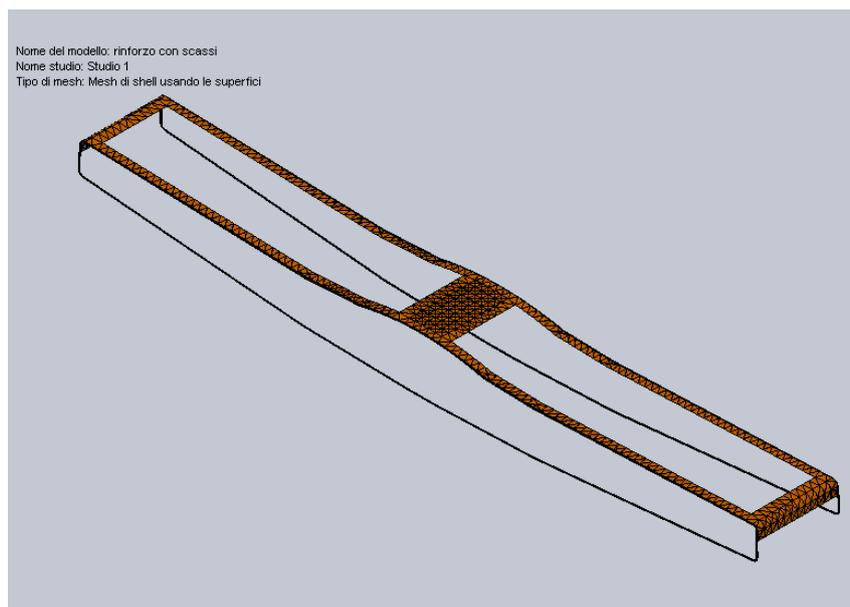


Figura 15 Mesh rinforzo alare in lega 2195

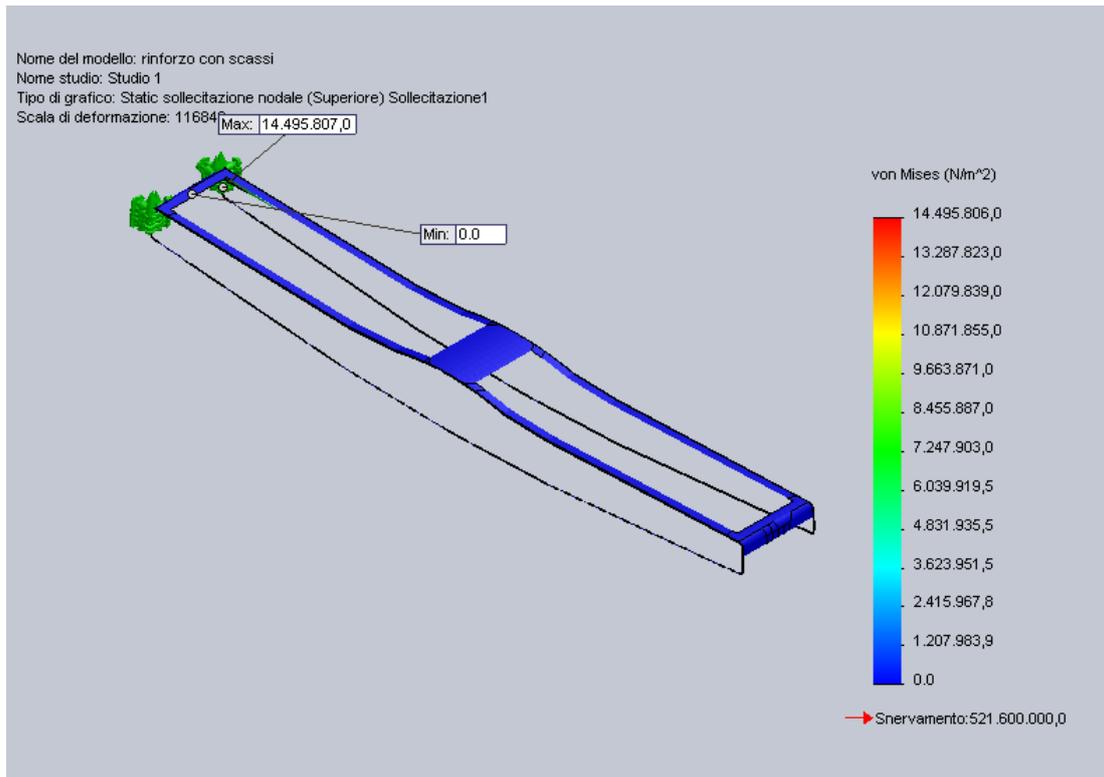


Figura 16 *Analisi statica rinforzo alare in lega 2195*

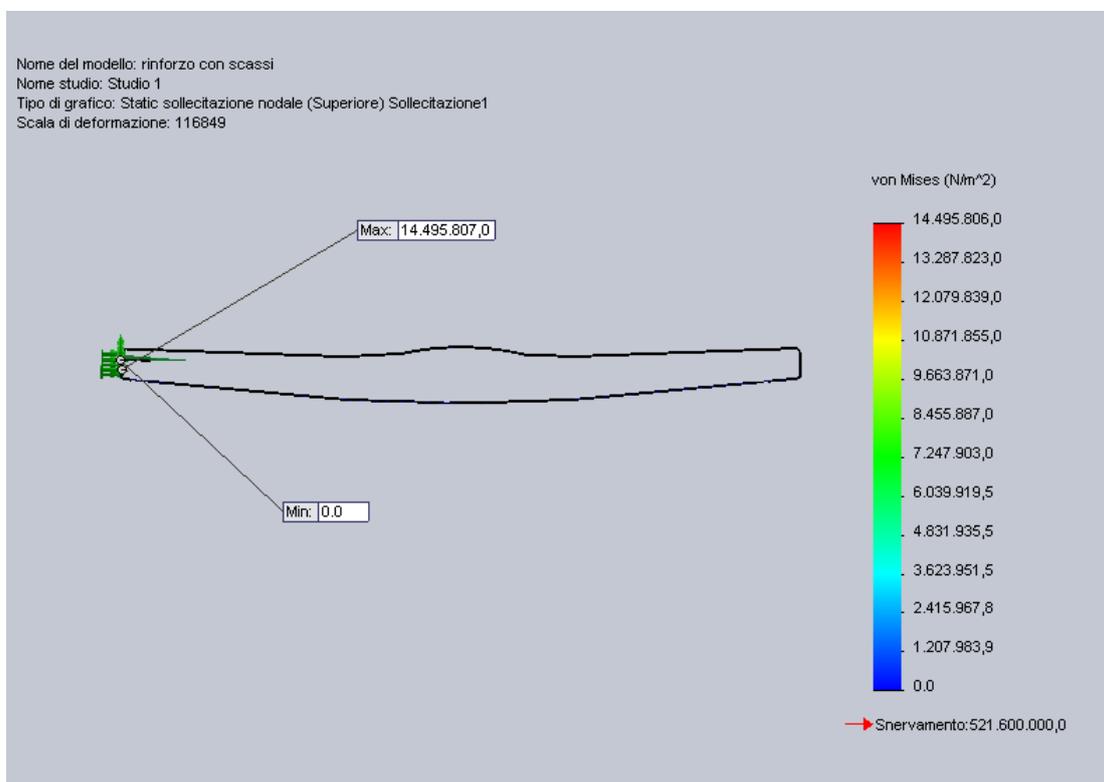


Figura 17 *Analisi statica rinforzo alare in lega 2195 – vista frontale*

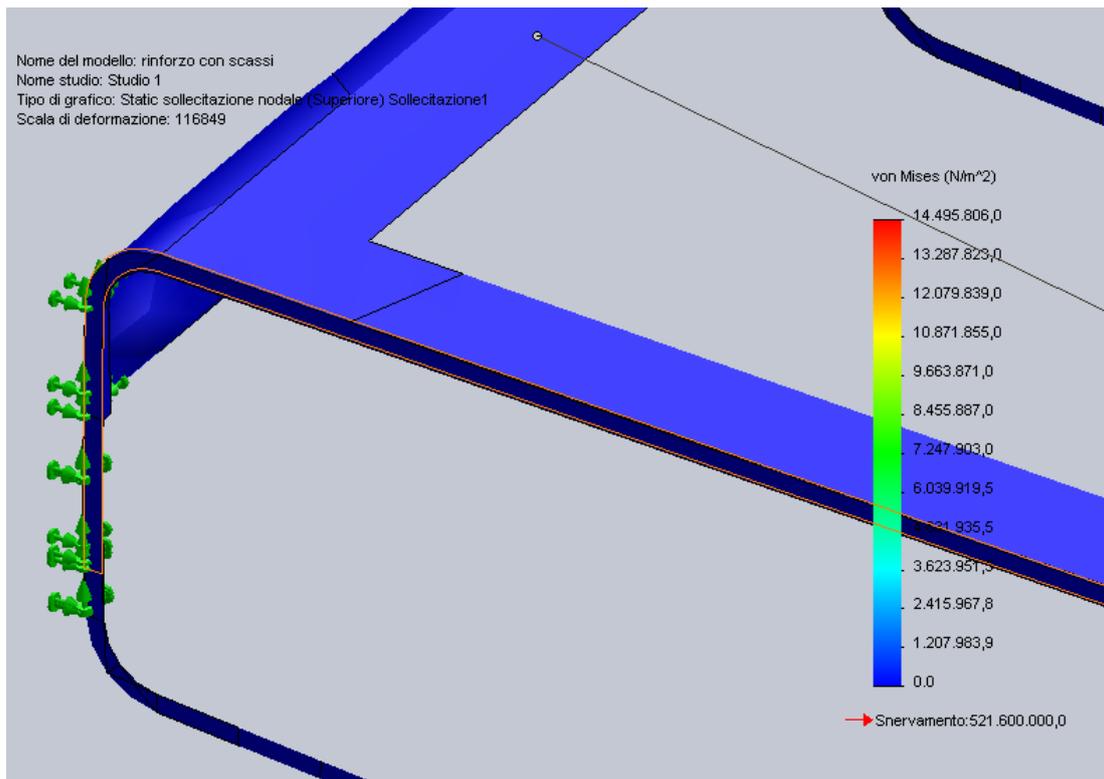


Figura 18 *Analisi statica rinforzo alare lega 2195 – condizione vincolare imposta*

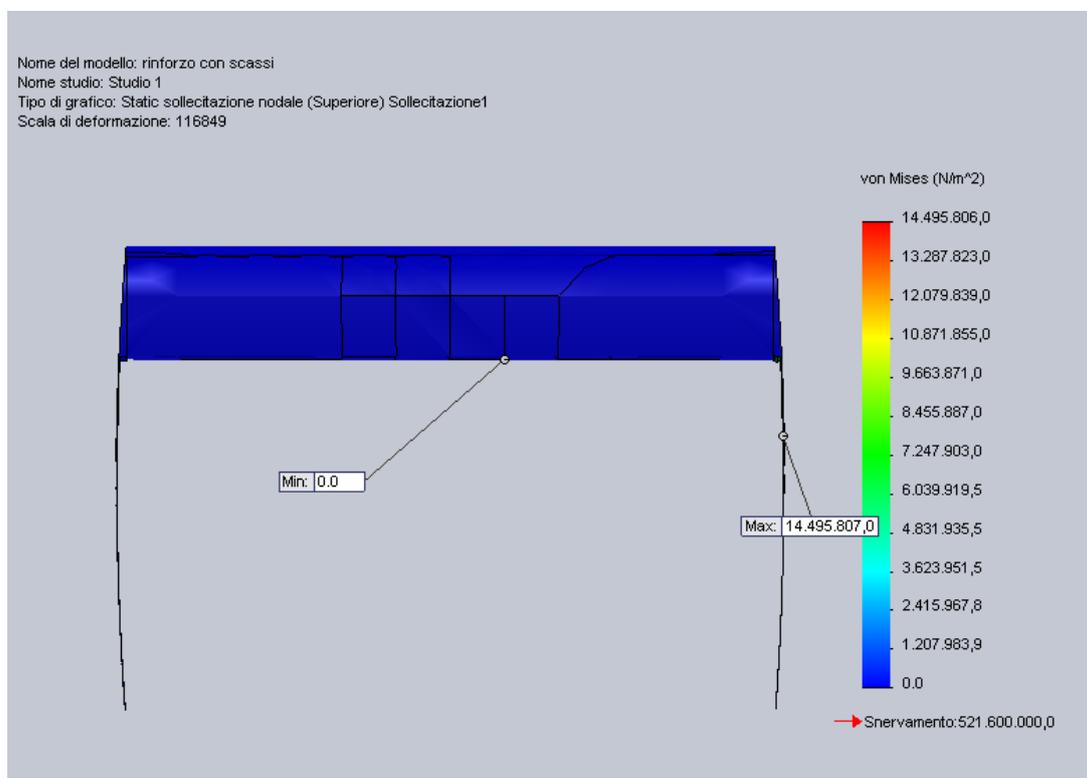


Figura 19 *Analisi statica rinforzo alare in lega 2195 – vista laterale*

L'analisi era stata pensata come la simulazione di un atterraggio di emergenza, cioè praticamente su una gamba sola del carrello. Per questo motivo si è vincolata la struttura da una parte, si sono applicate le accelerazioni verticale e laterale, le masse e la portanza soltanto dal lato opposto rispetto al vincolo.

Con una tensione massima di circa 15 MPa, le sollecitazioni sul rinforzo alare possono considerarsi tollerabili. Naturalmente, il software fornisce una tensione nulla sulle sezioni vincolate per la simulazione.

8.8 Analisi statica delle superfici alari

Nelle immagini seguenti, vengono riportate le immagini relativi alle indagini agli elementi finiti realizzate sui profili alari del *Macchi M.C 205 V*. Come detto in precedenza, esse non sono probabilmente affidabili nei risultati da un punto di vista ingegneristico. L'analisi è stata sviluppata soltanto su una semiala, sfruttando la simmetria. Il foro realizzato sul raccordo, non presente sul modello originale. La *mesh* per questo componente presenta 3882 elementi totali, di dimensione 100.7 mm ed un totale di 7779 punti nodali.

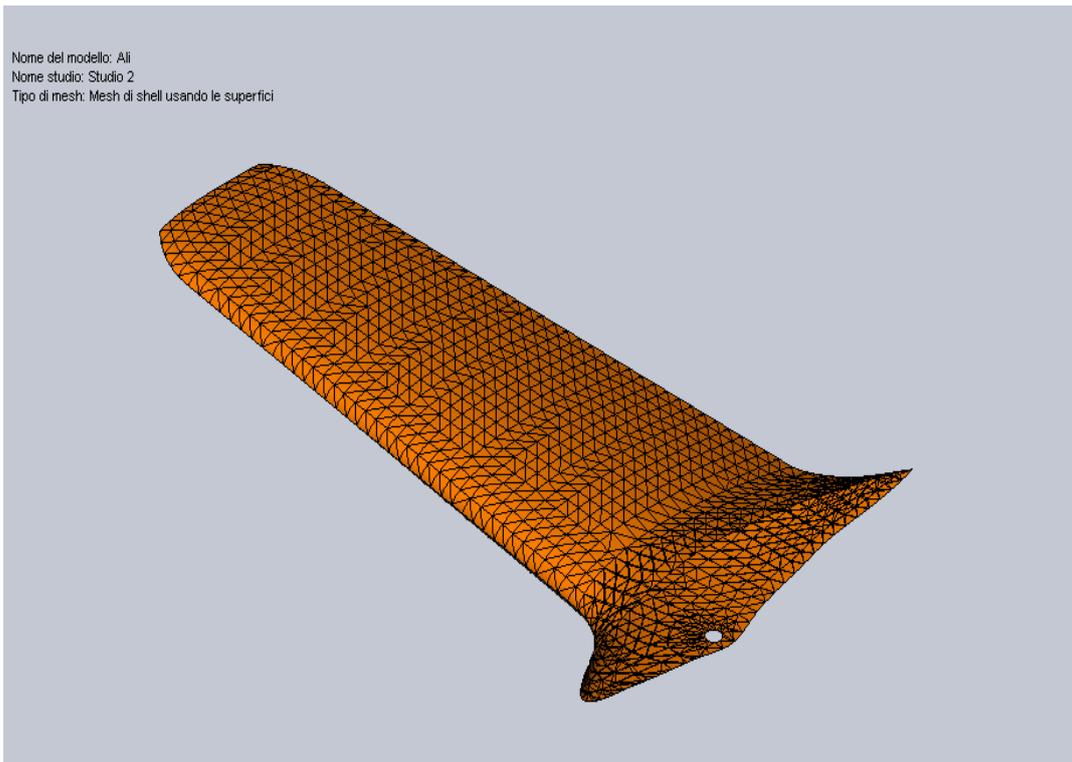


Figura 20 Mesh semiala destra in lega 2195

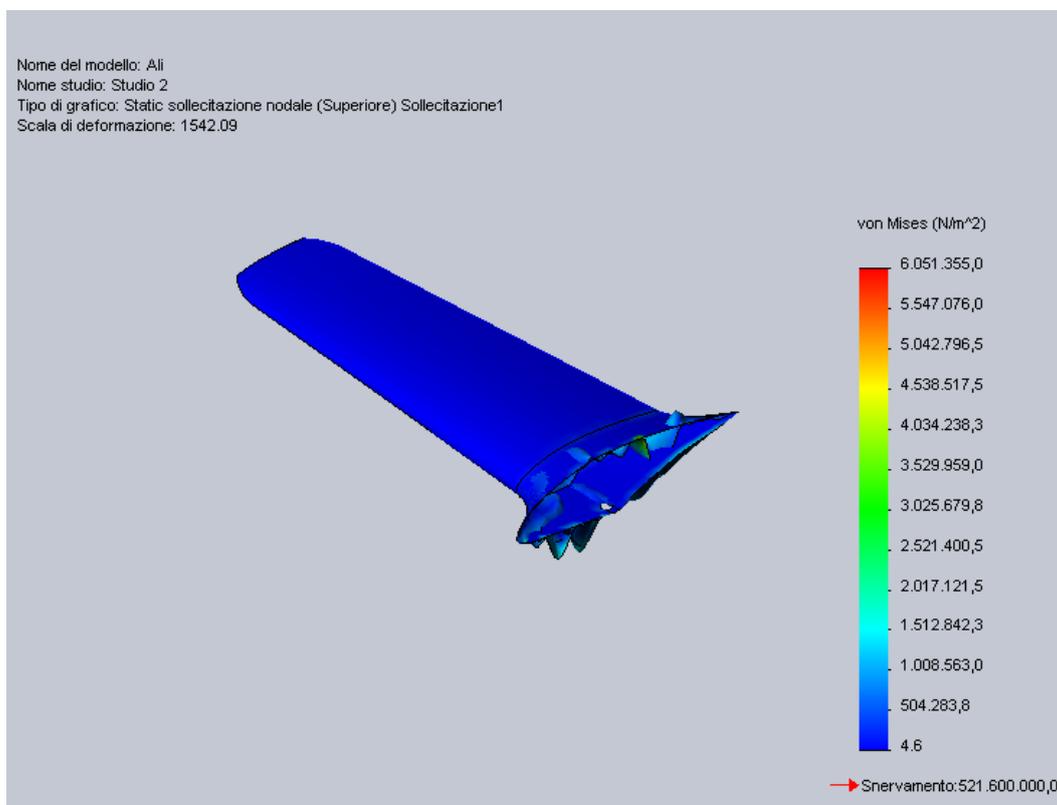


Figura 21 Analisi statica semiala destra in lega 2195

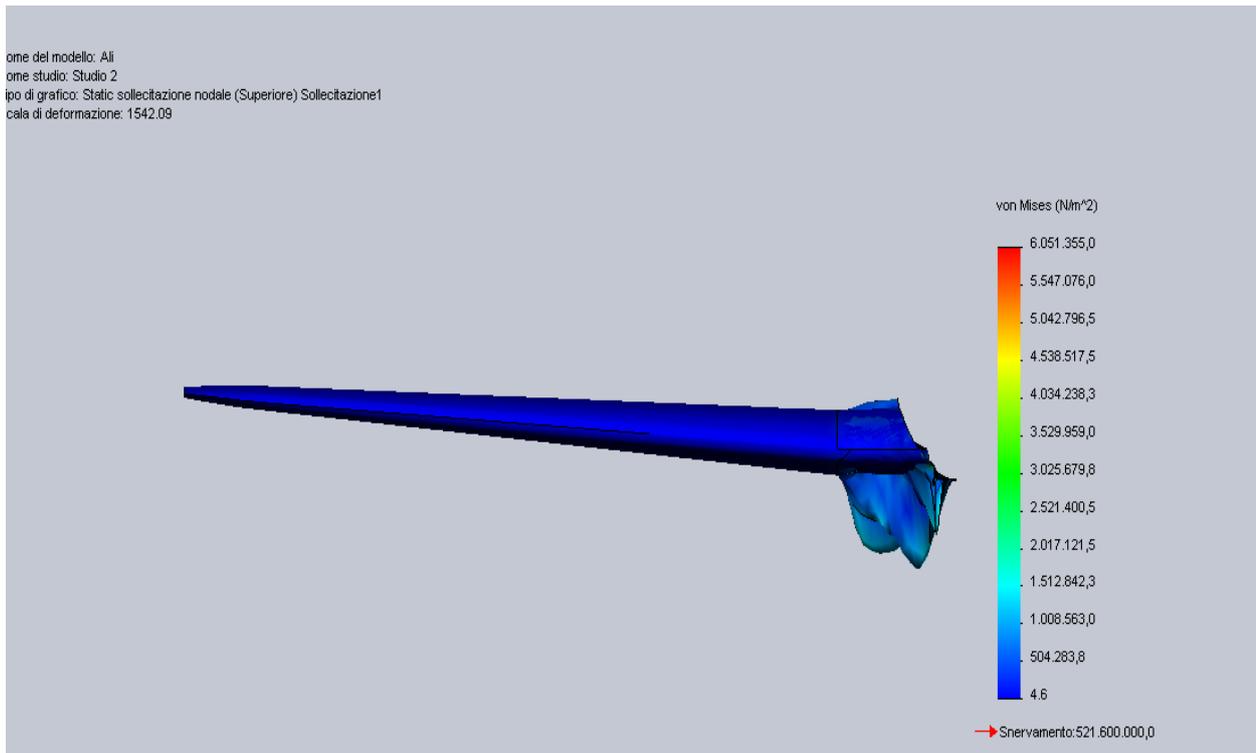


Figura 22 *Analisi statica semiala destra in lega 2195 – vista frontale*

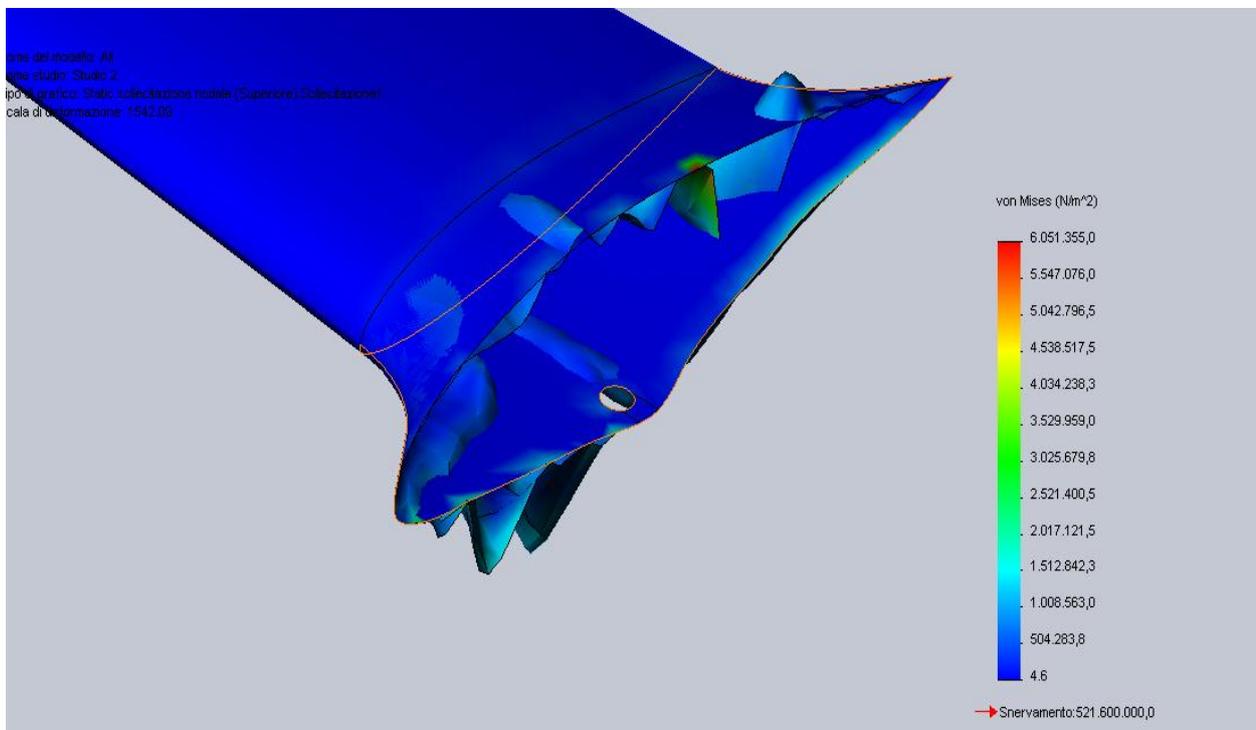


Figura 23 *Analisi statica semiala destra in lega 2195 – particolare del raccordo*

8.9 Valutazione del risparmio ponderale e considerazioni finali

Eseguite tutte le simulazioni necessarie, si è stati infine in grado di stimare il risparmio di massa ottenibile utilizzando una struttura in parete spessa in lega 2195. La fusoliera originale del *Macchi M.C 205 V*, completa di ordinate e strutture di rinforzo “*z-stiffeners*”, porta ad un ingombro di massa pari a circa 148 kg, mentre quella progettata in questo elaborato in lega di alluminio-litio pesa circa 36.4 kg.

Le superfici alari originali, complete di centine e longheroni, prevedono un ingombro massico di circa 195 kg, mentre quelle costituite dalla sola pelle in lega 2195, complete del rinforzo alare progettato “*ad hoc*”, pesa circa 66 kg.

Inoltre, poiché verrà utilizzata la tecnologia di ultima generazione di saldatura *Friction Stir Welding*, si otterrà un risparmio di massa anche dal non utilizzo di un sistema di rivettatura. I rivetti, non presenti nel modello CAD del velivolo in nostro possesso, possono essere ricondotti al rivetto standard da 3.2 mm, realizzati in lega d'alluminio commerciale. E' stata stimata la presenza, nel velivolo originale, di circa 3000 rivetti; poiché per essi si stima un ingombro massico di circa 1.88 kg ogni 1000 unità, tutto il sistema di rivettatura presente sul velivolo comporta un peso di circa 5.7 kg.

A questo punto, eseguendo una semplice addizione, si possono stimare il peso della struttura originale, che dunque ammonta a circa 348.7 kg, ed anche quello della struttura qui elaborata, che ammonta a circa 102.4 kg. Con un semplice proporzione, si è in grado di valutare il risparmio di massa della struttura in parete spessa con lega 2195, che è dunque pari a circa 246.3 kg, che corrisponde a circa il 70.6 % di peso in meno rispetto alla struttura originale.

8.10 Conclusioni

Si è cercato dunque di dimostrare in questo elaborato, senza presuntuose pretese e con un bagaglio di competenze non certamente completo, le enormi potenzialità delle leghe ultraleggere di Alluminio-Litio, in vantaggiosa simbiosi con il processo di saldatura Friction Stir Welding, in ambito aeronautico o, più complessivamente, ingegneristico. L'unico freno imposto a questo tipo di materiale rimane ad oggi solo il costo decisamente impegnativo che li contraddistingue.

Si può inoltre aggiungere che sono stati realizzati modelli CAD del velivolo in esame anche in fibra di carbonio, con uno studio delle sollecitazioni sulla falsa riga di questo. Al termine del processo si è stimato una massa della struttura portante di circa 108 kg, a causa del fatto che la struttura *full carbon* necessita di una telaio tubulare in fibra di carbonio e resina ipossidica e di un rivestimento dello stesso materiale, in modo che un eventuale impatto del velivolo interessi solo la struttura esterna, contro i quasi 103 kg di quella in alluminio-litio. Anche confrontato con questi materiali, la lega in esame risulta dunque vantaggiosa da un punto di vista del risparmio di massa.

Infine si può affermare che l'impiego di leghe alluminio-litio nel campo, soprattutto, dell'aeronautica commerciale, come già successo nel caso di Boeing, può certamente avere sviluppi consistenti ed una diffusione nel mercato di una certa consistenza, mentre la simulazione realizzata sul *Macchi M.C. 205 V* deve essere intesa ed interpretata come una semplice applicazione didattica, utilizzata in maniera esplicativa in questo elaborato ma senza una vera e propria possibile applicabilità in campo pratico, e col solo fine di definire una prima stima di risparmio di massa con l'utilizzo di queste leghe e queste strutture.

E' necessario però, per la definitiva affermazione delle leghe alluminio litio, che vengano sviluppate idonee attrezzature per la produzione in serie di saldature FSW, per le quali, attualmente, si riscontra il difetto di essere poco flessibili alle diverse tipologie di giunti da realizzare.

Bibliografia

- Vincenzo Mercurio – “*Costruzioni Aeronautiche*”
- Ira . H Abbot, Albert E. Von Doenhoff - “*Theory of wing sections*” - Dover Publications, INC New York, 1949
- Normativa - FAR 23
- E.F.Bruhn – “*Analysis and design flight veicle structures*”
- www.nasa.gov, External Tank section

RINGRAZIAMENTI

Dopo 4 anni vissuti in maniera così intensa, ed arrivato finalmente ad un primo traguardo, e volutamente non lo chiamo capolinea, viene naturale guardarsi per un attimo indietro e ricordare qualche attimo significativo di questa esperienza.

Ringrazio innanzitutto il Professor Piancastelli, che mi ha fornito tutto il necessario per realizzare il mio elaborato e non solo, condito sempre della sua proverbiale ironia.

Ringrazio l'Ing. Marco Cremonini, per la disponibilità e la prontezza dimostrata per aiutarmi.

Per prima cosa un ringraziamento va ai miei genitori, un ringraziamento che può sembrare banale lo so, ma è doveroso e tempestivo. E li ringrazio non tanto per le cose materiali fatte per me in questi anni, ma soprattutto per aver avuto il grande merito di non avermi mai messo sottopressione, neanche nei momenti di difficoltà e neanche quando forse me lo sarei meritato, forse perché erano convinti, come lo ero io, che prima o poi, sarei venuto fuori, come si suol dire, “alla distanza”. E così è stato.

Ringrazio mia sorella Elena, una sorta di seconda mamma per me, ed una mamma “prima” per mio nipote Simone, che ringrazio, anche se non è stato merito suo, per essere venuto al mondo quando potevo permettermi di stare alzato fino alle 2 per aspettarlo, e non in momenti più problematici per uno studente di Ingegneria.

Ringrazio Chiara, grazie alla quale dentro di me, tre anni e mezzo fa qualcosa è scattato, e il risultato si vede quest'oggi. Come mi ripete sempre “Quando ti laureerai tu, mi sentirò laureata anche io”. Non so se puoi provare la soddisfazione che provo io, ma sappi che una parte di questa soddisfazione è merito tuo.

Allo stesso modo ringrazio PierUgo e Daniela, persone in grado di farti sempre sentire a casa tua, che sia in viale Roma o in un carrello tenda sulle spiagge della Croazia.

Ringrazio mio cugino Riccardo, perché ha compiuto un mezzo miracolo, ed ha avuto tanta pazienza con chi, come me, con il computer aveva un rapporto terribile. Adesso siamo arrivati ad un compromesso forse, ma sarà sempre un rapporto difficile...

Ringrazio i miei, finalmente posso dirlo, Colleghi Simone e Alessio, compagni d'avventura ai quali mi sono attaccato, nei momenti di difficoltà, come una cozza allo scoglio.

Ringrazio il nuovo collega Luca Drei, per la compagnia che ci siamo scambiati durante la tesi, e augurandogli tanta fortuna per il suo progetto segretissimo...

Ringrazio i miei compagni di squadra, in particolare Malu e Morde, il rapporto con i quali va ormai al di là del rettangolo verde, arriverà presto anche il vostro turno...

Ringrazio i miei bimbi, perché ormai li sento un po' miei, dei pulcini 2002 della Tre Martiri, grazie ai quali ho imparato tanto, e che hanno sopportato qualche mia sgridata di troppo anche quando non ero nervoso a causa loro.

Ringrazio il Pinna, fratello con sangue diverso, lui sa per cosa...e non solo per quello.

Ultimi ma non ultimi, ringrazio tutti i membri dell'Allegra Combriccola, in particolare Malto, Meris e Furtaz, compagni inesauribili di studio, neve o canicola che fosse, amici di lotta e di governo, protagonisti e spettatori allo stesso tempo di tutte le mie fatiche studentesche. Tre ragazzoni seri come mi piace ripetere spesso, e senza i quali davvero non ce l'avrei mai fatta. Se penso a tutte le pagine studiate, le formule imparate, le dimostrazioni ingoiate...siamo forse un po' campioni di continuità, come Zanetti, che ringrazio, solo perché è Zanetti.

“Non avremo classe, ma abbiamo gambe e fiato finché vuoi...”

Auguro a tutte queste persone di provare un'emozione simile a quella che provo io oggi.

Con affetto

Fabio