

ALMA MATER STUDIORUM-UNIVERSITA' DI BOLOGNA

SCUOLA DI INGEGNERIA E ARCHITETTURA

**CORSO DI LAUREA
IN INGEGNERIA AEROSPAZIALE**

Sede di Forlì

TESI DI LAUREA

IN COSTRUZIONI AERONAUTICHE

***RIPARAZIONE DEL TRAVE DI CODA DI UN
CESSNA SUPER SKYMASTER 337A
DANNEGGIATO***

Candidato

Flamigni Alessandro

Relatore

Prof. Ing. Enrico Troiani

Anno Accademico 2014/2015

Sessione III

Indice

Capitolo 1 – Introduzione	5
1.1 Obiettivo	5
1.2 Il velivolo.....	6
1.3 Analisi del danno	8
Capitolo 2 – Progetto secondo normativa	11
2.1 Analisi delle normative vigenti.....	11
2.2 Service Manual.....	13
2.3 Dimensionamento della riparazione.....	18
Capitolo 3 – Analisi strutturale	23
3.1 Diagramma di manovra	23
3.2 Bilanciamento del piano di coda	26
3.3 Calcolo dei flussi di taglio	30
3.4 Verifiche di resistenza.....	37
Capitolo 4 – Materiali e tecniche di lavorazione	41
4.1 L'alluminio	41
4.2 La rivettatura	43
Capitolo 5 – Realizzazione	45
5.1 Rimozione parte danneggiata	45
5.2 Piastra e doublers.....	46
5.3 Foratura e rivettatura	49
5.4 Verniciatura	52
Capitolo 6 – Conclusioni	53
Ringraziamenti	55
Bibliografia	57

1. Introduzione

1.1. Obiettivi

Il presente elaborato ha lo scopo di descrivere le fasi di riparazione del trave di coda di un Cessna Super Skymaster 337A danneggiatosi durante le fasi di rimessaggio in hangar.

Per prima cosa andremo ad analizzare le normative in materia di manutenzione degli aeromobili, in particolare la circolare 13 del RAI (*Metodi accettabili per la manutenzione degli aeromobili*) e la circolare 43.13-1A delle FAA (*Acceptable methods, techniques, and practices-Aircraft inspection and repair*).

Verificheremo poi la tipologia del danno subito dal velivolo e, rifacendoci anche al *Service Manual* del costruttore, andremo a progettare la riparazione.

Riparazioni estese a rivestimenti resistenti su strutture a guscio, infatti, devono preferibilmente essere fatte seguendo le specifiche raccomandazioni del costruttore dell'aeromobile.

In molti casi, soprattutto se il danno non è esteso, le parti della riparazione possono essere progettate, e ne può essere dimostrata l'adeguata resistenza, senza calcolare i carichi e le sollecitazioni di progetto, considerando nel modo dovuto il materiale e le dimensioni delle parti originali e dei giunti chiodati.

La cosa importante è che la parte riparata dovrà risultare pari all'originale per quanto riguarda la robustezza in relazione a tutti i tipi di carichi e alla rigidità generale.

Nel nostro caso andremo comunque a effettuare un'analisi strutturale per verificare l'effettiva correttezza dei principi contenuti nel manuale di manutenzione.

Una volta verificato questo, procederemo con la realizzazione della riparazione soffermandoci sulle caratteristiche dei materiali utilizzati e sulle metodologie utilizzate durante la lavorazione.

A lavoro ultimato trarremo poi le dovute conclusioni.

1.2. *Il velivolo*



Il 337A Super Skymaster venne introdotto sul mercato da Cessna nel 1965 come evoluzione del modello 336 nato nel 1961. Il modello, oltre ad aumentare di dimensioni, aveva motori più potenti, il carrello retrattile e una presa d'aria dorsale per il motore posteriore.

Nel 1966 venne presentata la versione turbo (T337) con wastegates completamente automatica e nel 1973 quella con cabina pressurizzata (P337G) che garantiva una differenza di pressione massima di 3.35 dando una cabina di 10000 piedi a 20000 piedi. La cellula di base dal 1966 non subì grandi variazioni fino al 1980, anno in cui la Cessna ne cessò la produzione con un totale di 2993 esemplari costruiti.

Nel gennaio del 1967, su richiesta della United States Air Force, Cessna ne presentò una versione militare alla quale venne assegnata la designazione di O-2 prodotta in 532 esemplari.

I velivoli vennero utilizzati soprattutto in Vietnam come ricognitori, segnalando con dispositivi fumogeni la presenza di obiettivi nemici ai reparti di cacciabombardieri.

L'O-2 risultava particolarmente apprezzato dai piloti per la sua robustezza e, grazie alla particolare configurazione bimotore sullo stesso asse, per la maggior probabilità di conservare l'uso di almeno un motore in caso di attacco, inoltre era molto adatto a operare su piste improvvisate. La blindatura infine gli fece guadagnare la reputazione di essere quasi letteralmente a prova di proiettile.

Sicuramente l'innovazione più grande portata dalla Cessna con lo Skymaster è stata la gestione della piantata motore.

Lo Skymaster monta, infatti, due motori a sei cilindri Continental da 210 cv sullo stesso asse, uno traente sul muso, uno spingente sulla parte posteriore della fusoliera (*Figura 1.1.1*), questa configurazione detta *Push-Pull* consente infatti al pilota, in caso di motore fuori uso, di mantenere un assetto longitudinale simmetrico senza andare in imbardata.

Non si dovrà quindi correggere col timone e non avrà una Vmc (*with no one-engine-out minimum controllable speed*).

Questo mi darà in caso di piantata motore un maggiore controllo del velivolo, soprattutto in fase di decollo e atterraggio e una quota massima operativa maggiore rispetto ai bimotori convenzionali (7500 piedi con motore posteriore out, 9500 piedi con anteriore out).

Per contro questa configurazione ha l'inconveniente di un non adeguato raffreddamento del motore posteriore, problema che è stato ridotto con l'introduzione della presa d'aria sul dorso della fusoliera che nel 336 originale non era presente.

Un altro inconveniente è la rumorosità che si ha in cabina, dovuta alle vibrazioni causate dai due motori ma soprattutto all'interazione del flusso d'aria proveniente dall'elica anteriore quando colpisce quella posteriore.

Una particolare attenzione va inoltre osservata quando si vola con un solo motore, essendo i due propulsori non allineati sulla stessa linea orizzontale avrà un momento a picchiare se perderò il motore anteriore e viceversa a cabrare se mi pianterà quello posteriore.



Figura 1.1.1 Motore posteriore

1.3. Analisi del danno

Il Super Skymaster danneggiato è un velivolo del 1966 con 2622 ore di volo acquistato dall'Università degli Studi di Bologna nel 2003 e si trova attualmente all'interno dell'hangar che ospita ISAERS, una società consortile che svolge attività di formazione nell'ambito aeronautico in collaborazione con la facoltà di ingegneria.

Il velivolo, durante una fase di sbarcamento del motore anteriore, a causa di un non corretto posizionamento dei sostegni è caduto sulla coda lacerando parte del rivestimento di uno dei due travi di coda (*Figura 1.3.1*). Con un'attenta analisi della zona danneggiata, si nota come non siano stati compromessi né i correnti né le ordinate, che non presentano né deformazioni né ammaccature o crenature superficiali.

Alcuni ribattini (i tre sopra lo strappo) sono stati leggermente danneggiati dal sollevamento della lamiera circostante, andranno quindi sostituiti e andrà verificata l'eventuale ovalizzazione dei fori.

Anche gli organi di comando all'interno sono perfettamente integri.

La riparazione quindi riguarderà solo il rivestimento.



Figura 1.3.1 particolare del danno subito

2. Progetto secondo normativa

2.1. *Analisi delle normative vigenti*

La riparazione che andremo a effettuare sul nostro velivolo rientra nel complesso dei lavori non periodici e comunque non previsti nelle liste di manutenzione approvate, parliamo cioè di *manutenzione straordinaria* che comprende in genere i lavori inerenti a riparazioni, modifiche nonché sostituzioni di parti a seguito di inconvenienti.

Per manutenzione deve intendersi l'insieme delle operazioni che consentono di mantenere un aeromobile in stato di aeronavigabilità, il possesso cioè dei requisiti necessari per poter volare in condizioni di sicurezza entro certi limiti ammessi.

In Italia l'autorità di regolamentazione tecnica, certificazione e vigilanza nel settore dell'aviazione civile, è l'ENAC (*Ente Nazionale Aviazione Civile*); istituito nel 1997, unisce le competenze e le funzioni del RAI (*Registro Aeronautico Italiano*), della Direzione generale dell'aviazione civile del Ministero dei Trasporti e dell'Ente nazionale della gente dell'aria.

Per quel che riguarda la manutenzione si farà quindi affidamento alla circolare 13 emessa dal RAI (*Metodi accettabili per la manutenzione degli aeromobili*) il cui contenuto è quello della circolare FAA AC 43.13- 1 americana (*Acceptable methods techniques and practices aircraft inspection and repair*).

Poiché gli aeromobili impiegati in Italia sono prevalentemente di costruzione USA, si tende, infatti, a seguire per la manutenzione le metodologie e i criteri ivi applicati.

Ci si trova così ad utilizzare principalmente le normative della FAA (*Federal Aviation Authorities*) nelle cui Federal Aviation Regulations (FAR) sono definiti i criteri e le norme per la manutenzione degli aeromobili.

Questi criteri e norme sono così consolidati e comprovati dall'esperienza che la FAA li giudica, se non in contrasto con dati o istruzioni del costruttore, idonei per l'esecuzione di lavori su aeromobili senza ulteriori restrizioni, ovvero sono riconosciuti al pari delle istruzioni del manuale del costruttore.

Dai vari regolamenti comunque si evince chiaramente l'importanza delle raccomandazioni del costruttore. Citando testualmente le parole della circolare 13 riguardo alle procedure per riparazioni su metalli:

'Riparazioni estese a rivestimenti resistenti su strutture a guscio in lega d'alluminio devono preferibilmente essere fatte seguendo le specifiche raccomandazioni del costruttore dell'aeromobile.'

Ogni costruttore è tenuto a fornire per ogni velivolo prodotto una documentazione tecnica necessaria per il mantenimento continuo dell'aeromobile, documenti redatti secondo le normative ATA (*Air Transport Association of America*), che regola gli standard di presentazione, la suddivisione degli argomenti e il sistema di numerazione delle pagine in relazione alle operazioni che esse descrivono.

Questo mi consentirà una rapida localizzazione delle informazioni necessarie per l'esecuzione del lavoro in maniera identica per ogni aeromobile.

Per il nostro lavoro andremo quindi ad affidarci alle specifiche contenute nel Service Manual della Cessna, in particolare:

- *Sezione 1 - General Description*
- *Sezione 4 - Wings, Booms, and Empennage*
- *Sezione 16 - Structural Repair*
- *Sezione 17 - Exterior Painting*

2.2. Service Manual

Nel Service Manual troviamo innanzitutto informazioni più dettagliate sulla struttura del nostro trave di coda.

I due travi di coda sono di sezione ellittica, la loro struttura portante è costituita da otto ordinate la cui funzione è di mantenere la forma e da una serie di correnti, il cui numero varia da un minimo di sei nella sezione più piccola a un massimo di dodici all'incastro con l'ala, che sopportano quasi tutti gli sforzi normali longitudinali dovuti alle azioni degli impennaggi.

Il rivestimento invece contribuisce a irrigidire la struttura sottostante essendo sollecitato soprattutto a taglio. Ovviamente il carico aerodinamico sopportato dal rivestimento in questo caso sarà inferiore a quello che si ha su un profilo portante.

Tutte le giunzioni tra le parti sono infine ottenute tramite rivettatura.

Questa configurazione viene solitamente definita a *Semiguscio* e come vedremo più avanti, ci consentirà notevoli semplificazioni nell'analisi strutturale.

Venendo ora alla riparazione, il Service Manual ci dà delle linee guida da seguire in base alla tipologia del danno, alla sua estensione e alle parti coinvolte.

Ad esempio nel caso di danneggiamenti estesi che riguardino parti facilmente asportabili, è consigliabile la sostituzione dell'intera parte.

Nel caso di lacerazioni del rivestimento dovrà essere innanzitutto eliminata la zona danneggiata, facendo particolare attenzione durante il taglio ai raggi di curvatura dei contorni, per evitare l'insorgere di cricche; successivamente si inserirà una piastra di rappezzo di opportune dimensioni.

Cessna fa la seguente distinzione:

-Negligible damage

Rientrano in questa categoria le piccole ammaccature sull'ala che non presentano abrasioni, angoli vivi di piegatura, crepe e che non interessano aree particolarmente stressate o che interferiscono con organi o strutture interne.

Si possono ammettere piccole forature o abrasioni più piccole di due pollici in aree poco soggette a sforzi e distanti dalla rivettatura.

Solo in questi casi il danno può essere trascurato, lasciando comunque intendere che ne è consigliata la riparazione quando possibile.

-Repairable damage

Le figure seguenti ci illustrano vari metodi di riparazione che possono essere impiegati; nel caso di piccoli fori (*Figura 2.2.1*) dell'ordine di un pollice, ad esempio, non saranno necessari elementi di rinforzo sottostanti ma sarà sufficiente una piastra circolare 2.5 volte il diametro del foro fissata con 8 ribattini.

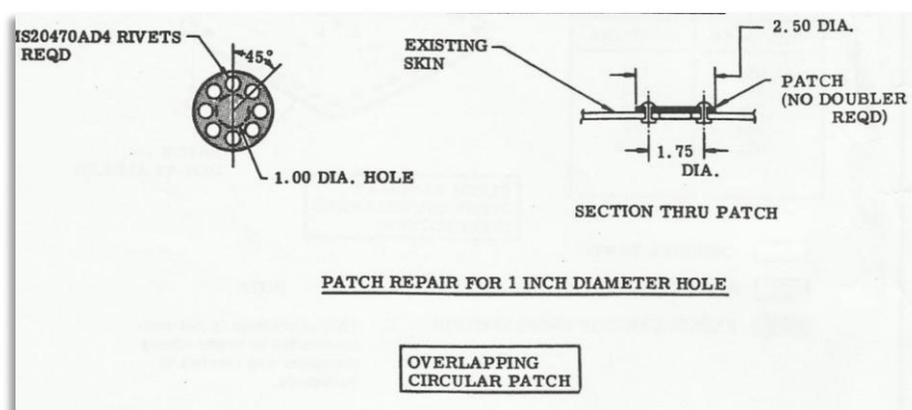


Figura 2.2.1 Skin Repair

In caso di danneggiamenti più estesi sarà necessario ricorrere all'applicazione di doublers per sostenere dall'interno la giunzione del rappizzo qualora non vi siano elementi cui vincolarsi (*Figura 2.2.2*).

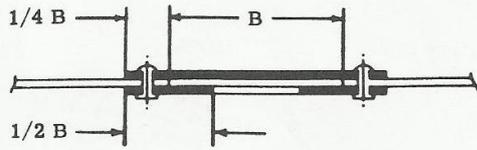
Se l'area interessata si trova su zone in cui va preservata l'aerodinamicità della superficie, ad esempio sul bordo d'attacco dell'ala, è consigliabile una riparazione di tipo incassato, cioè della stessa forma e dimensioni della parte asportata inserita e chiodata al rinforzo sottostante. Questo caso è illustrato in figura 2.2.3 nella quale si mostra anche come fissare i doublers ai correnti e alle centine se coinvolti.

Per quanto riguarda i materiali e gli spessori delle pezzature Cessna impone di utilizzare gli stessi delle parti originali, nel nostro caso Al 2024-T3, è concesso il 2024-T4 nel caso si debbano realizzare pezze con raggi di curvatura elevati.

Durante la costruzione inoltre si dovrà fare attenzione a evitare difetti dovuti ai processi e alle operazioni di fabbricazione come ad esempio segni di utensile, intaccature, ammaccature, sbavature, scalfittura e crenature di stampaggio.

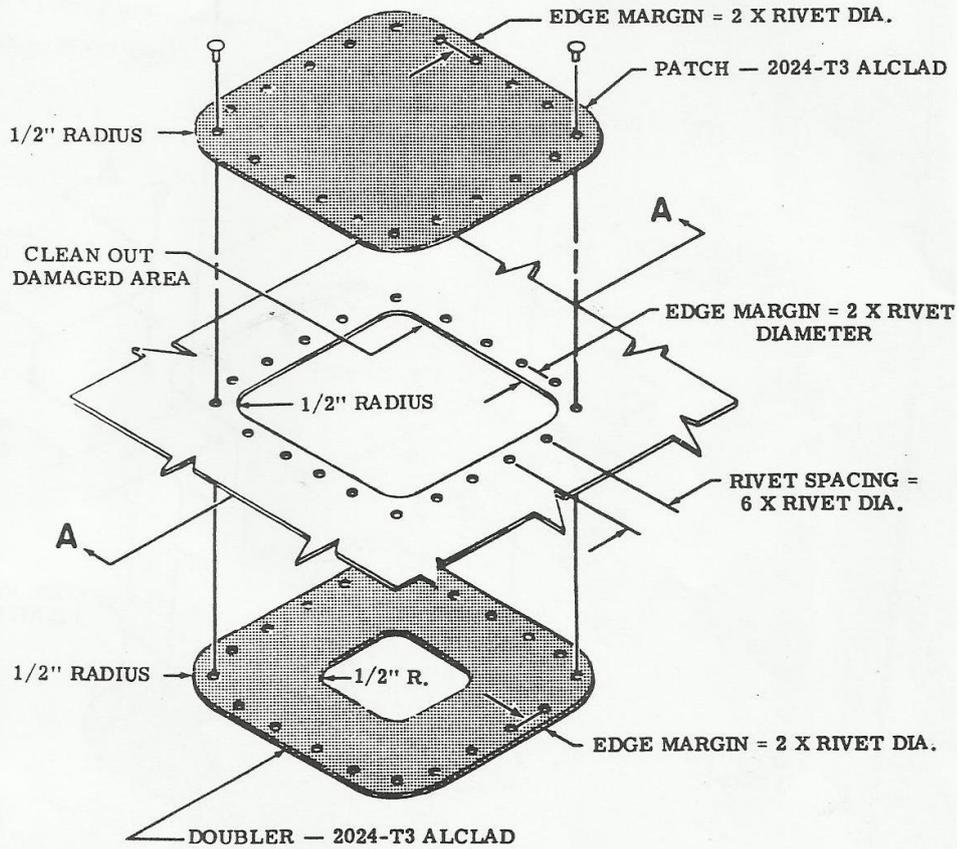
-Damage necessitating replacement of parts

Se la superficie è decisamente compromessa Cessna impone la sostituzione dell'intero pannello da un elemento strutturale all'altro ristabilendo esattamente l'integrità precedente. Dovranno essere utilizzati per le giunzioni rivetti delle stesse dimensioni e nella stessa disposizione originale. Nel caso in cui la riparazione termini su un corrente dove non era presente una giuntura, questa dovrà essere realizzata con gli stessi criteri di quelle esistenti.



SECTION THRU ASSEMBLED PATCH

A-A

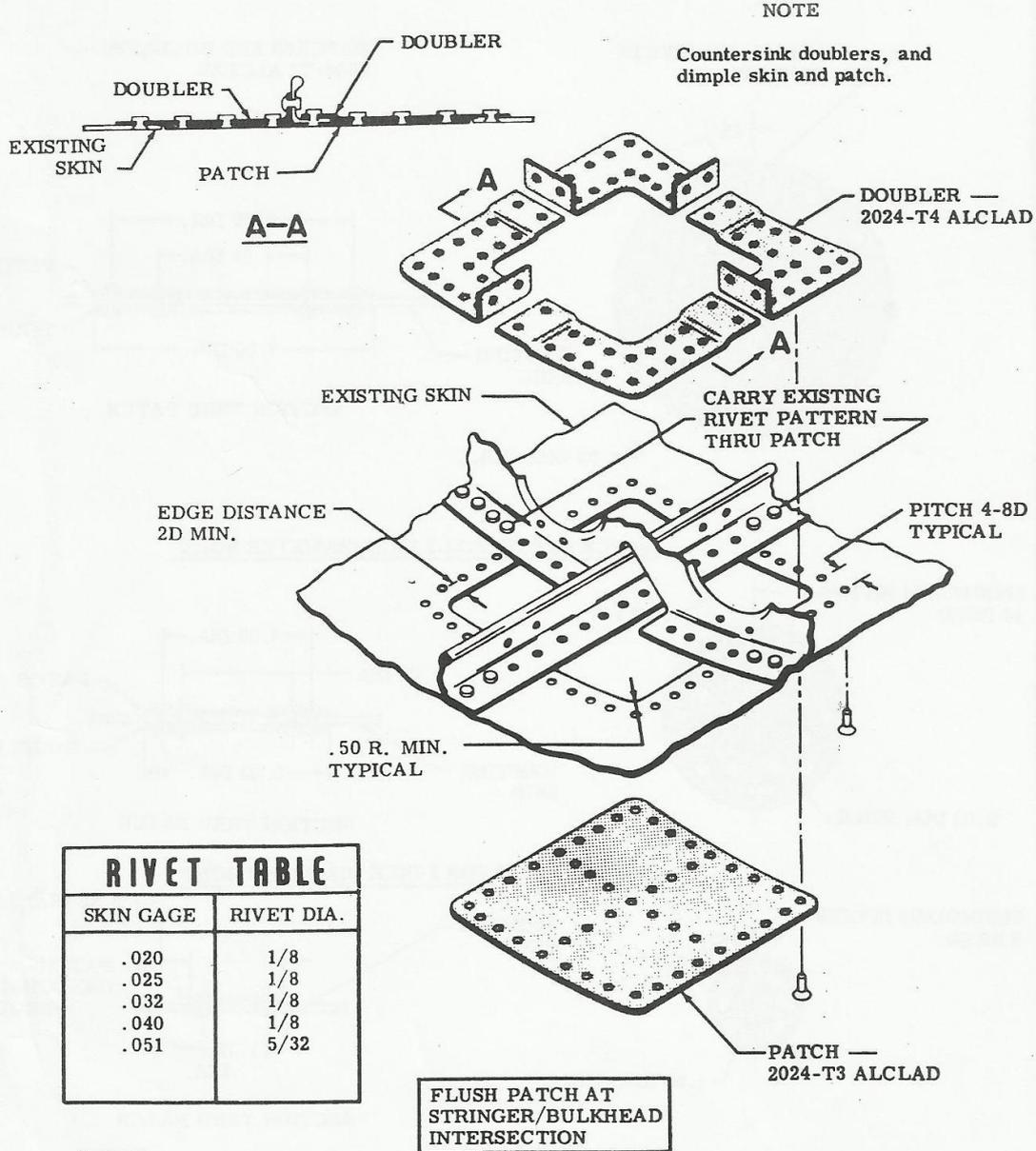


-  ORIGINAL PARTS
-  REPAIR PARTS
-  REPAIR PARTS IN CROSS SECTION

OVERLAPPING RECTANGULAR PATCH

RIVET TABLE	
SKIN GAGE	RIVET DIA.
.020	1/8
.025	1/8
.032	1/8
.040	1/8
.051	5/32

Figura 2.2.2 Skyn Repair



NOTE

Countersink doublers, and dimple skin and patch.

DOUBLER — 2024-T4 ALCLAD

CARRY EXISTING RIVET PATTERN THRU PATCH

PITCH 4-8D TYPICAL

.50 R. MIN. TYPICAL

RIVET TABLE	
SKIN GAGE	RIVET DIA.
.020	1/8
.025	1/8
.032	1/8
.040	1/8
.051	5/32

PATCH — 2024-T3 ALCLAD

FLUSH PATCH AT STRINGER/BULKHEAD INTERSECTION

- ORIGINAL PARTS
- REPAIR PARTS
- REPAIR PARTS IN CROSS SECTION

NOTE

This procedure is not recommended in areas where stringers are riveted to bulkheads.

Figura 2.2.3 Skyn Repair

2.3. Dimensionamento della riparazione

Seguendo le indicazioni del costruttore e analizzando la nostra situazione, andremo a dimensionare la nostra riparazione. Ovviamente il manuale dà delle linee guida che necessariamente non potranno coincidere con tutte le casistiche, si dovrà quindi fare affidamento al buon senso e all'esperienza riservandosi comunque di contattare direttamente il costruttore per eventuali chiarimenti.

Data la posizione del danno, non sarà necessaria una riparazione di tipo a incasso, il trave di coda, infatti, non necessita di particolari attenzioni aerodinamiche.

Come indicato in figura 2.2.2, realizzeremo una piastra di rappezzo di lato $1/2 b + b$, dove b è la larghezza dell'apertura, con raggi di curvatura di 1 pollice nei quattro angoli.

Saranno necessari due elementi di sostegno ai lati della piastra vincolati ai due correnti che delimitano l'apertura larghi $1/2 b$. Il lato superiore e inferiore saranno vincolati direttamente ai correnti. Lo spessore sia della piastra sia degli elementi di sostegno sarà di 0.02 pollici, identico a quello originale.

Per la disposizione dei ribattini le indicazioni sono di disporli a 6 diametri di ribattino uno dall'altro mantenendo una distanza dai bordi di almeno 2 diametri.

Dato che utilizzeremo ribattini da $1/8$ di pollice, nel fissaggio sui correnti aggiungeremo 4 ribattini ai 3 già esistenti nel lato superiore e ne posizioneremo 7 su quello inferiore, mentre per fissare la nostra piastra ai doublers, andremo a realizzare una fila da 5 ribattini equidistanti per lato.

In questo modo non dovremo modificare la posizione dei fori esistenti, daremo una continuità alla disposizione della rivettatura originale e inoltre rientreremo nei parametri del costruttore.

Per comprendere meglio la disposizione delle parti, il loro assemblaggio ed effettuare così un dimensionamento corretto della piastra, andremo a realizzare una ricostruzione al CAD del trave di coda e della riparazione.

Figura 2.3.1 Trave di coda

Figura 2.3.2 Struttura interna

Figura 2.3.3 Piastra di rappezzo

Figura 2.3.4 Sviluppo piastra di rappezzo

Figura 2.3.5 Doubler di rinforzo (sinistro)

Figura 2.3.6 Sviluppo doubler (sinistro)

Figura 2.3.7 Disposizione delle parti



Figura 2.3.1 trave di coda

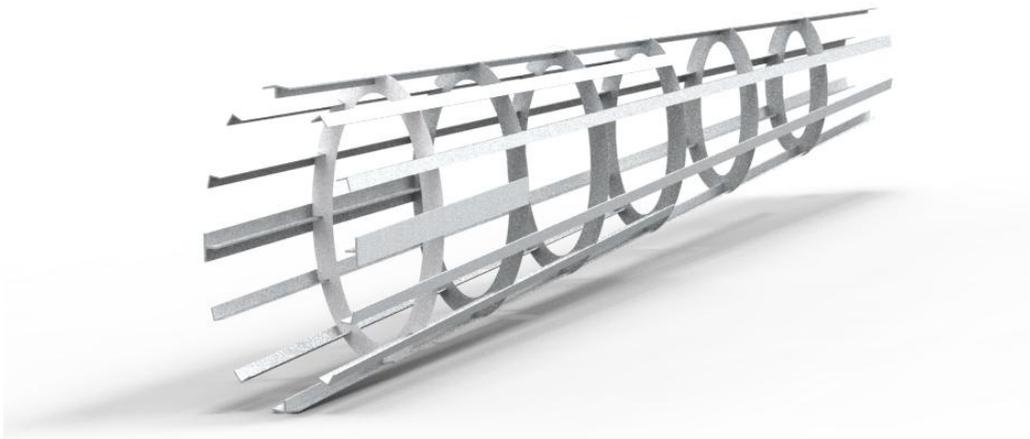


Figura 2.3.2 struttura interna



Figura 2.3.3 piastra di rappezzo

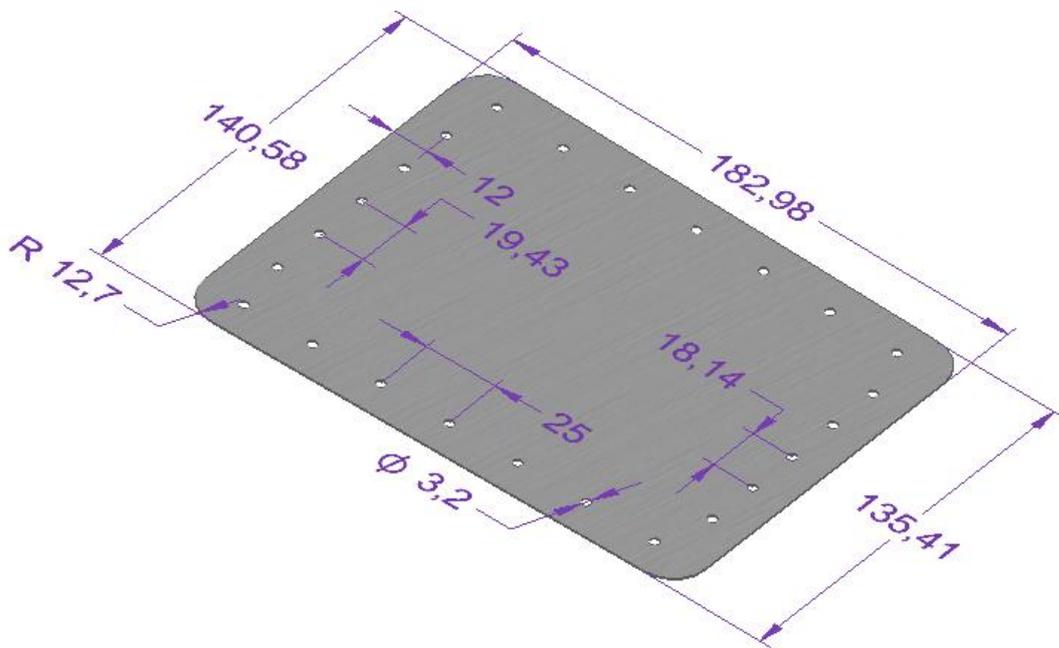


Figura 2.3.4 piastra di rappezzo sviluppo



Figura 2.3.5 doubler di rinforzo (sinistro)

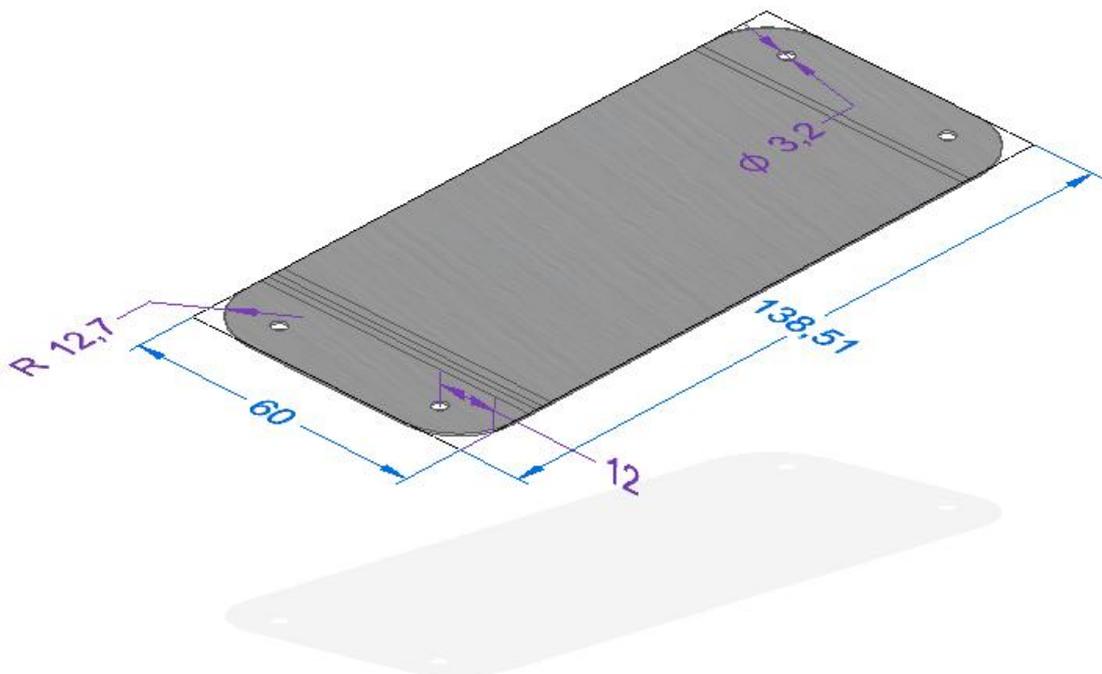


Figura 2.3.6 doubler sviluppo (sinistro)



Figura 2.3.7 disposizione delle parti

3. Analisi strutturale

3.1. Diagramma di manovra

In relazione a quanto detto in precedenza andremo ora a eseguire una verifica strutturale della riparazione progettata seguendo le indicazioni del Service Manual.

Andremo pertanto ad analizzare i carichi cui sarà soggetta la nostra piastra di rappezzo e a verificare il corretto dimensionamento della rivettatura. Per fare ciò inizieremo col calcolare il *diagramma di manovra* del velivolo.

Il diagramma di manovra rappresenta in un grafico l'andamento dei valori massimi del fattore di carico che può sopportare il velivolo in condizioni di sicurezza, senza compromettere l'integrità della struttura. Il fattore di carico è definito come il rapporto tra la componente della forza aerodinamica (che agisce normalmente all'asse longitudinale assunto dal velivolo) e il peso del velivolo.

Nel volo rettilineo uniforme la portanza dovrà eguagliare il peso, per cui il fattore di carico sarà uguale a uno. Durante le manovre la portanza dovrà eguagliare, oltre al peso del velivolo, anche le forze centrifughe o inerziali che nasceranno. Di conseguenza il fattore di carico sarà maggiore dell'unità. Per comodità si suppone che il velivolo sia sempre in volo orizzontale mentre il suo peso cambi secondo la manovra effettuata.

Si ottiene così la definizione di *peso apparente*:

$$P = n \cdot Q = Q + Fc$$

Il peso apparente si potrebbe definire come il peso che l'aereo avrebbe in volo rettilineo orizzontale per dare luogo alle stesse sollecitazioni indotte dalla manovra.

Un aeromobile è sottoposto a tre limiti oltre i quali non è più garantita la sua sicurezza:

-Limite aerodinamico: non può volare per incidenze maggiori a quelle di stallo.

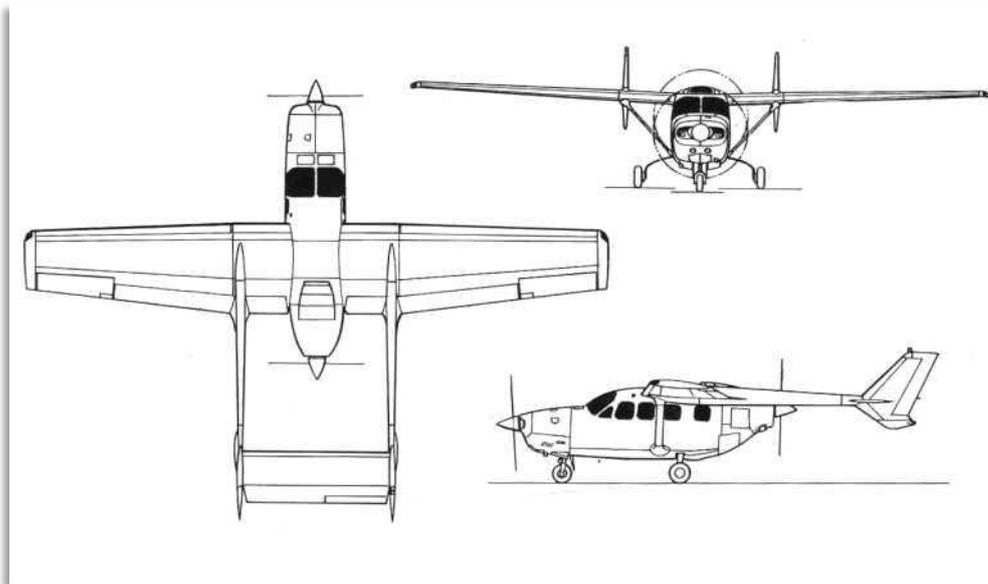
-Limite strutturale: non può essere superato il carico di sicurezza strutturale.

-Limite aeroelastico: le forze aerodinamiche diventano talmente elevate da provocare sia situazioni di anomale risposte ai comandi, sia l'innescarsi di fenomeni vibratorii tali da provocare rotture a fatica dei materiali (pone limiti alla velocità massima).

Questi limiti sono appunto quelli indicati nel diagramma di manovra, dove ogni suo punto rappresenta la condizione di carico nella manovra effettuata alla velocità corrispondente. All'interno del diagramma si avranno condizioni di volo sicure e garantite dalla casa costruttrice, fuori condizioni pericolose. Se a causa di manovre azzardate ci si trovasse a volare in una condizione esterna al diagramma, ciò non implicherebbe automaticamente il collasso dell'aeromobile; comunque le norme prescrivono che il velivolo venga messo a terra e revisionato anche se apparentemente non abbia riportato danni. (Figura 3.1.1)

Dal manuale d'uso dello Skymaster ricaviamo i dati necessari per la costruzione del diagramma (per comodità riporteremo i dati nel sistema di misura internazionale).

SPECIFICHE DEL VELIVOLO:



- *Peso massimo al decollo $Q_{max} = 1890 \text{ kg}$ (18540 N)*
- *Superficie alare $S = 18,673 \text{ m}^2$*
- *Apertura alare $b = 11,4 \text{ m}$*
- *Corda media aerodinamica $CMA = 1,638 \text{ m}$*
- *Fattore di carico massimo positivo $n_{max}^+ = 3,8$*
- *Fattore di carico massimo negativo $n_{max}^- = -1,52$*
- *Velocità di stallo $V_s = 33,08 \text{ m/s}$*
- *Velocità di manovra $V_a = 67,06 \text{ m/s}$*
- *Velocità massima di crociera $V_c = 84,94 \text{ m/s}$*
- *Velocità massima consentita $V_{max} = 97,90 \text{ m/s}$*
- *Ala profilo NACA 2412 , piano di coda profilo NACA 0009*

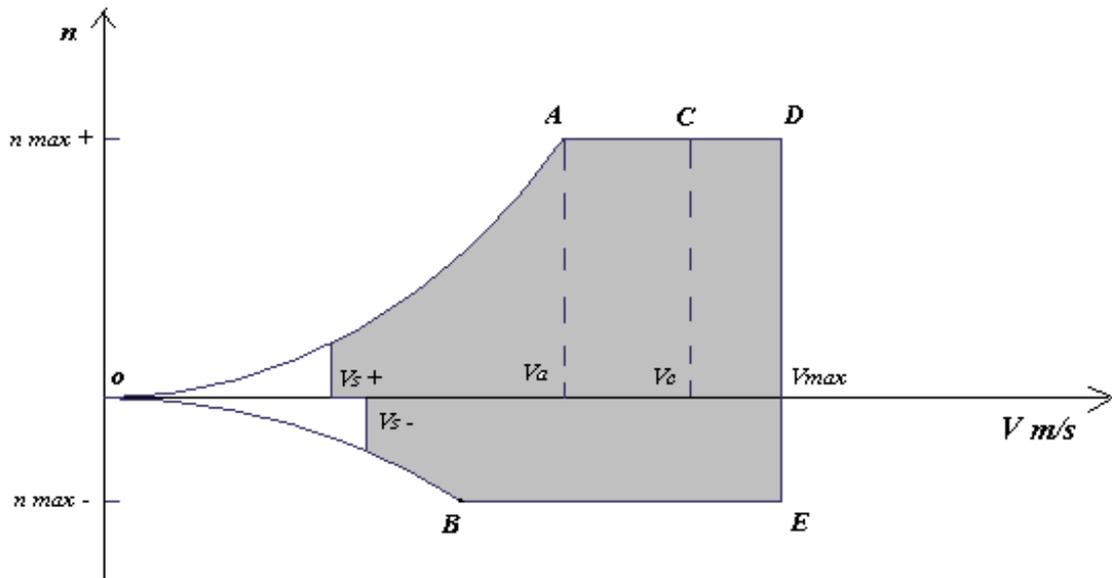


Figura 3.1.1 Diagramma di manovra

-Tratto OA

Questo tratto rappresenta tutte le condizioni di volo in cui il coefficiente di portanza del velivolo è massimo e sarà limitato a sinistra dalla velocità di stallo mentre a destra dal raggiungimento del fattore di carico massimo. Nel punto A (punto di manovra) si avrà la V_a , detta velocità di manovra che rappresenta la velocità massima alla quale si può effettuare una manovra anche brusca senza mettere in pericolo la sicurezza strutturale dell'aereo (al massimo stallerà).

Dalle relazioni:

$$P = n \cdot Q_{max}$$

$$P = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot C_p$$

dove $\rho = 1,225 \text{ kg/m}^3$ densità dell'aria

C_p coefficiente di portanza del velivolo

Si ricava l'equazione del tratto di curva OA, che non è altro che l'equazione di una parabola.

$$n = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot \frac{S}{Q} \cdot C_{pmax} \cdot V^2$$

$$\text{dove } C_{pmax} = \frac{2 \cdot Q}{S \cdot \rho \cdot V_s^2} = 1,481$$

si avrà quindi:

$$n = 9,138 \cdot 10^{-4} \cdot V^2$$

-Tratto AD

Questo tratto rappresenta tutte le condizioni in cui si ha $n = N_{max}$ mentre la velocità varia dal valore della velocità di manovra al valore della velocità massima del velivolo.

-Tratto DE

Si ha in questo tratto per ogni punto $V = V_{max}$ mentre il fattore di carico varia da N_{max} a N_{max}^- .

-Tratto EB

Per valori negativi del fattore di carico valgono considerazioni analoghe fatte per la parte positiva con l'avvertenza che essendo il velivolo in assetto non usuale, ad esempio in volo rovesciato, i valori dovranno essere più bassi.

3.2. Bilanciamento del piano di coda

Dopo aver tracciato il diagramma di manovra, è possibile per ogni punto del diagramma ottenuto, determinare i carichi agenti nelle varie parti del velivolo.

Valuteremo quindi la ripartizione della portanza complessiva tra l'ala e gli impennaggi, da essa dipenderanno i diagrammi di taglio e momento flettente del nostro trave di coda. Innanzitutto dovremo calcolarci la posizione esatta del baricentro, per fare questo utilizzeremo il rapporto di pesata dell'aeromobile. (Figura 3.2.1)

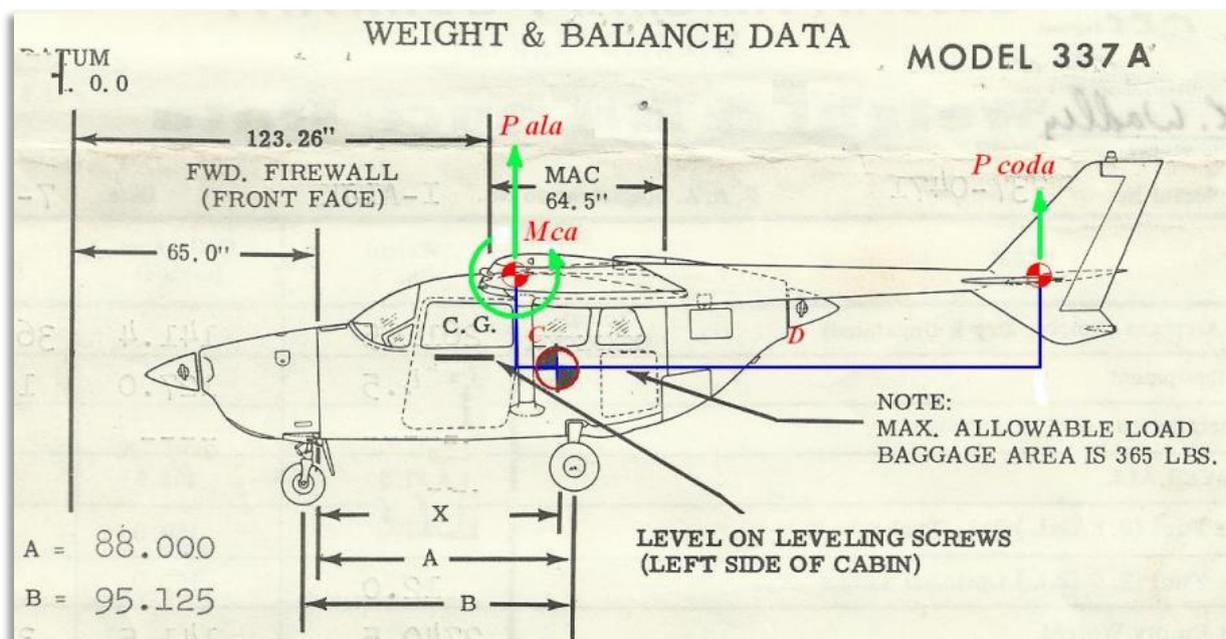


Figura 3.2.1 Bilanciamento piano di coda

Il baricentro è calcolato rilevando il peso nei tre punti d'appoggio.

$$X = A - (N \cdot B) / W \quad (N = \text{peso sul ruotino anteriore})$$

$$C.G. ARM = 65'' + X \quad (\text{distanza del baricentro da una linea virtuale posta a } 65'' \text{ di fronte al parafiamma})$$

Considerando il velivolo a pieno carico e nella situazione più sbilanciata possibile (con massimo carico consentito nell'area bagagli) si ottiene un **C.G. ARM di 142,5''**.

Formuliamo alcune ipotesi semplificative:

- Consideriamo solo le azioni verticali (portanza e peso) trascurando i termini dovuti alla resistenza perché piccoli e quelli dovuti alla trazione in quanto i due motori sono disposti in modo tale da non generare alcuna coppia nel baricentro.
- Consideriamo il fuoco del profilo alare distante 1/4 CMA dal bordo di attacco.

Dallo schema appare evidente che la forza di massa applicata nel baricentro ($n \cdot Q_{max}$) è equilibrata dalla portanza dell'ala e da quella di coda.

Poiché la portanza dell'ala è applicata nel fuoco, occorre aggiungere un momento aerodinamico M_{ca} . Questo momento si genera quando si trasporta la portanza, applicata nel centro di pressione, nel fuoco del profilo (in questo punto il momento non varia con l'assetto di volo). Il momento aerodinamico dipende dal tipo di profilo, in particolare è nullo se il profilo è simmetrico, è minore di zero (a picchiare) se i profili sono asimmetrici, maggiore di zero (a cabrare) per profili autostabili.

Dal REPORT 824 NACA ricaviamo per l'ala (profilo NACA 2412) un $C_{m,ca} = -0,05$ mentre per il piano di coda essendo il profilo simmetrico (NACA 0009) si avrà $M_{ca,e} = 0$

Avremo quindi:

$$M_{cg} = P_{ala} \cdot C + M_{ca} - P_{coda} \cdot D = 0 \quad (\text{momento nel baricentro})$$

$$P_{ala} + P_{coda} = P_{tot} = n \cdot Q_{max}$$

Poiché

$$M_{ca} = \frac{1}{2} \cdot \rho \cdot V^2 \cdot S \cdot CMA \cdot C_{m,ca}$$

Si ottiene:

$$P_{coda} = \frac{n \cdot Q_{max} \cdot C}{C+D} + \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot CMA \cdot C_{m,ca}}{C+D} \cdot V^2$$

Che può essere scritta nella forma:

$$P_{coda} = K1 \cdot n + K2 \cdot V^2$$

Dove

$$K1 = \frac{Q_{max} \cdot C}{C+D} = \frac{18540 \text{ N} \cdot 0,08 \text{ m}}{4,34 \text{ m}} = 341,76 \text{ N}$$

$$K2 = \frac{\frac{1}{2} \cdot \rho \cdot S \cdot CMA \cdot C_{m,ca}}{C+D} = \frac{0,5 \cdot 1,225 \text{ kg/m}^3 \cdot 18,673 \text{ m}^2 \cdot 1,638 \text{ m} \cdot (-0,05)}{4,34 \text{ m}}$$

$$= -0,216 \text{ kg/m}$$

Si ottiene così il seguente grafico della portanza in coda in funzione della velocità in corrispondenza dei diversi tratti del diagramma di manovra. (Figura 3.2.2)

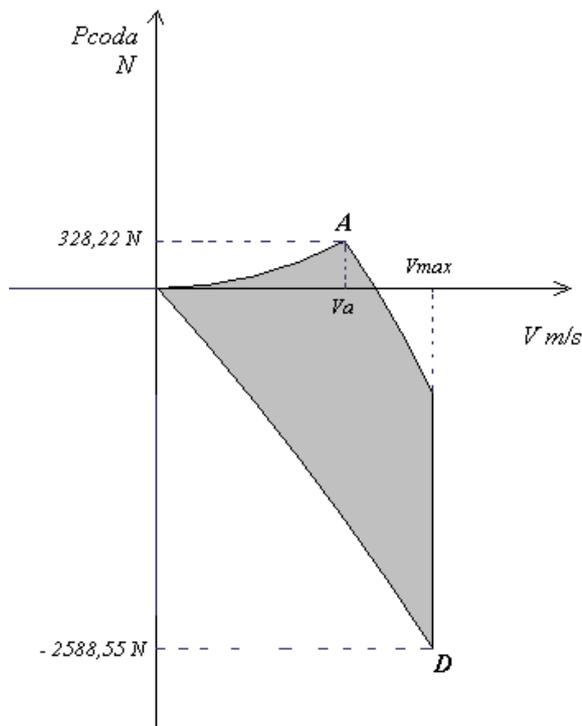


Figura 3.2.2 Bilanciamento piano di coda

Notiamo come i valori di sforzo maggiori si hanno nei punti A (Pcoda massima positiva) ed E (Pcoda massima negativa).

Punto A

$$V = Va$$

$$n = n_{max}^+$$

$$\begin{aligned} Pcoda &= K1 \cdot n_{max}^+ + K2 \cdot Va^2 = 341,76 N \cdot 3,8 - 0,216 \text{ Kg/m} \cdot (67,06 \text{ m/s})^2 \\ &= 328,22 N \end{aligned}$$

In questo caso l'equilibratore è portante, il velivolo è in assetto cabrato, la coda contrasta la tendenza a cabrare ulteriormente.

Punto E

$$V = Vmax$$

$$n = n_{max}^-$$

$$\begin{aligned} Pcoda &= K1 \cdot n_{max}^- + K2 \cdot Vmax^2 = 341,76 N \cdot (-1,52) - 0,216 \text{ Kg/m} \cdot (97,90 \text{ m/s})^2 \\ &= -2588,55 N \end{aligned}$$

L'equilibratore, come per la maggior parte dell'involucro di volo, è deportante.

In questa condizione l'aereo è in un assetto a g negativi ad esempio durante un'entrata in affondata o in una richiamata sul dorso eseguite alla massima velocità.

Sarà questo il valore che andremo a prendere come riferimento per verificare la nostra struttura.

Per tenere conto di possibili carichi asimmetrici (ricordiamo che fino ad ora abbiamo sempre considerato solo manovre di tipo simmetrico), la normativa prescrive di assumere che sulla superficie che si trova da un lato del piano di simmetria sia applicato il 100% del carico massimo per le condizioni di volo simmetrico e sulla superficie che si trova dal lato opposto, deve essere applicata la seguente percentuale:

$$100 - 10 \cdot (n - 1) = 100 - 10 \cdot (3,8 - 1) = 72 \%$$

Si andrà quindi a considerare tutto il carico massimo cui è soggetto il piano di coda concentrato sul nostro trave di coda.

Questa condizione imposta dalla normativa, per la natura non acrobatica e la conformazione (a due travi di coda) del nostro velivolo, ci porterà ad avere la struttura soggetta a carichi tali che sicuramente saranno maggiori di quelli derivanti da eventuali raffiche o dalle accelerazioni dovute a una manovra.

Per questa ragione sarebbe superfluo tenerli in considerazione.

3.3. Calcolo dei flussi di taglio

Andremo ora a calcolare i flussi di taglio in corrispondenza della nostra piastra di rappezzo.

Consideriamo il nostro trave di coda come una trave di De Saint Venant incastrata in corrispondenza dell'attacco sull'ala caricata a taglio all'estremità. (Figura 3.3.1)

Data la conformazione con doppio trave di coda, possiamo trascurare, infatti, il momento torcente.

Ipotesi di base:

- Piccole deformazioni.
- Campo elastico (vale la legge di Hooke).
- Le sezioni si inflettono senza ruotare.
- I momenti verranno considerati positivi in base alla regola della vite destrorsa.

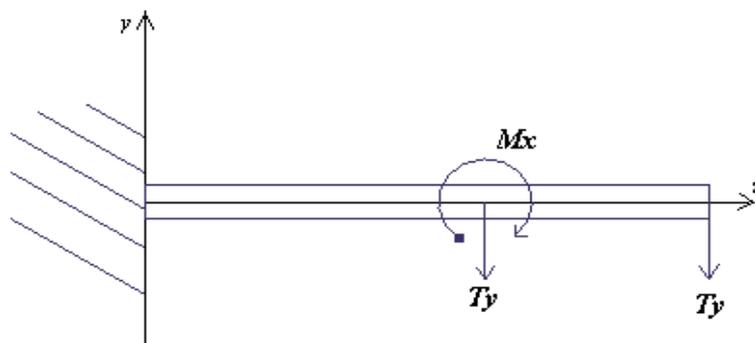


Figura 3.3.1 Semplificazione a trave di De Saint Venant

SEZIONE A-A

(Corrispondente alla fila di ribattini nel doubler di sinistra dista 1028 mm dall'estremità).

$$M_x = T_y \cdot L = 2588,55 \text{ N} \cdot 1028 \text{ mm} = 2661029 \text{ N} \cdot \text{mm} \quad (\text{Momento flettente})$$

$$T_y = -2588,55 \text{ N} \quad (\text{Taglio nella sezione})$$

Nelle strutture a semiguscio gli irrigidimenti longitudinali (solette comprese) sopportano quasi tutti gli sforzi normali longitudinali, mentre il rivestimento e così le anime dei longheroni, resistono principalmente a sforzi di taglio.

Idealizzeremo quindi il nostro trave di coda in una struttura in cui:

- I correnti supporteranno solo gli sforzi normali
- Il rivestimento supporterà solo le tensioni tangenziali

Così da poter schematizzare la sezione in un certo numero di correnti puntiformi, in cui si concentra tutta l'area, collegati da pannelli senza spessore all'interno dei quali il flusso di taglio è costante. (Figura 3.3.2)

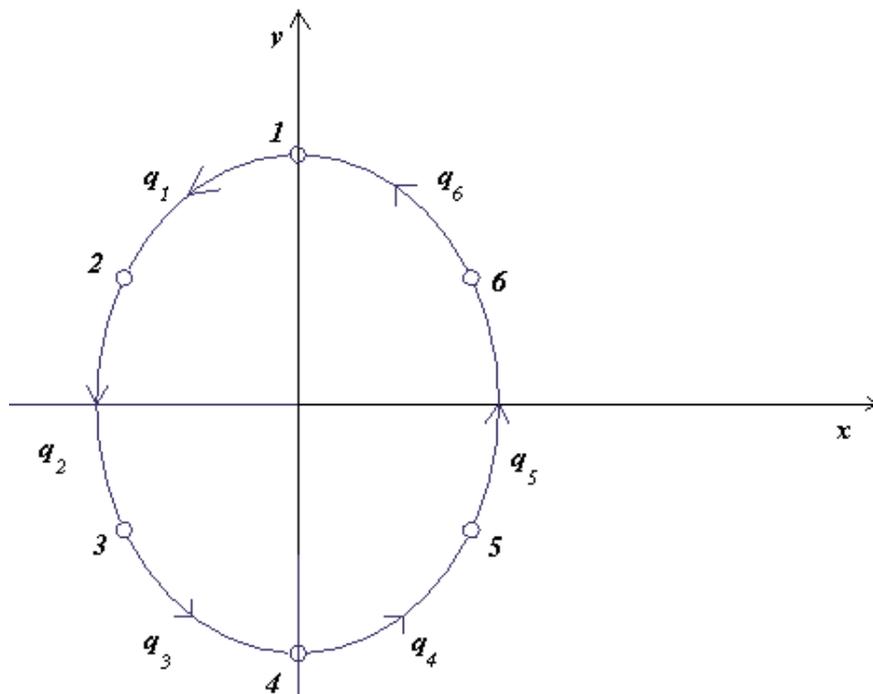


Figura 3.3.2 semplificazione modello a semiguscio

Area dei correnti:

$$A_2 = A_3 = A_6 = A_5 = 130 \text{ mm}^2$$

$$A_1 = A_4 = 220 \text{ mm}^2$$

(Avendo assegnato a ogni corrente anche la metà dell'area dei pannelli adiacenti)

Per un momento d'inerzia rispetto all'asse x uguale a:

$$I_x = 2 \cdot ((2 \cdot A_2 \cdot y(2)^2) + A_1 \cdot y(1)^2)$$

$$I_x = 2 \cdot ((2 \cdot 130 \text{ mm}^2 \cdot (60 \text{ mm})^2) + 220 \text{ mm}^2 \cdot (151 \text{ mm})^2) = 11904440 \text{ mm}^4$$

Vediamo ora l'effetto prodotto dalla rastremazione della sezione, sul calcolo dei flussi di taglio. Riportiamo in figura la vista dei correnti nei piani xz e yz. (Figura 3.3.3)

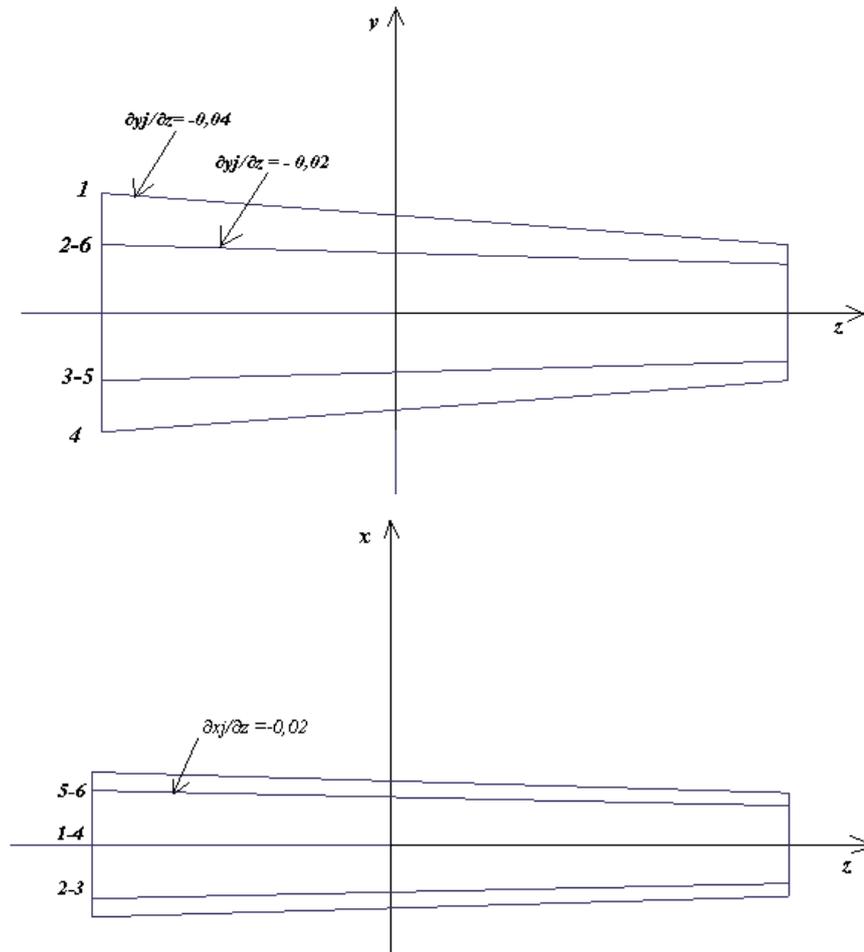


Figura 3.3.3 Rastremazione dei correnti

In ogni corrente, per effetto del momento flettente M_x , è presente uno stato di sforzo normale, in direzione z, cioè, dato da:

$$\sigma_j = \frac{M_x}{I_x} \cdot y(j)$$

Lo sforzo normale corrisponde a una forza in direzione z agente sul corrente:

$$P_{jz} = \sigma_j \cdot A_j \quad \text{con } A_j \text{ area del corrente } j\text{-esimo}$$

Le componenti nelle direzioni x e y del carico che agisce sul j-esimo corrente sono date da:

$$P_{jx} = P_{jz} \cdot \frac{\partial x_j}{\partial z} \qquad P_{jy} = P_{jz} \cdot \frac{\partial y_j}{\partial z}$$

Nella seguente tabella riportiamo i valori calcolati per ogni corrente.

Correnti	σ_j N/mm ²	P_{jz} N	$\partial x_j / \partial z$	$\partial y_j / \partial z$	P_{jx} N	P_{jy} N
1	33,75	7425	0	-0,04	0	-297
2	13,41	1743,3	0,02	-0,02	34,86	-34,86
3	-13,41	-1743,3	0,02	0,02	-34,86	-34,86
4	-33,75	-7425	0	0,04	0	-297
5	-13,41	-1743,3	-0,02	0,02	34,86	-34,86
6	13,41	1743,3	-0,02	-0,02	-34,86	-34,86

A causa delle componenti P_{jx} e P_{jy} il taglio reagito effettivamente dai pannelli sarà:

$$T_{xp} = T_x - \sum_j P_{jx} = 0 \text{ N}$$

$$T_{yp} = T_y - \sum_j P_{jy} = -2588,55 \text{ N} + 733,44 \text{ N} = -1855,11 \text{ N}$$

Come ci aspettavamo la rastremazione ha l'effetto di scaricare il taglio subito dai pannelli. Data la simmetria per calcolare i flussi di taglio consideriamo solo mezza sezione. (Figura 3.3.4)

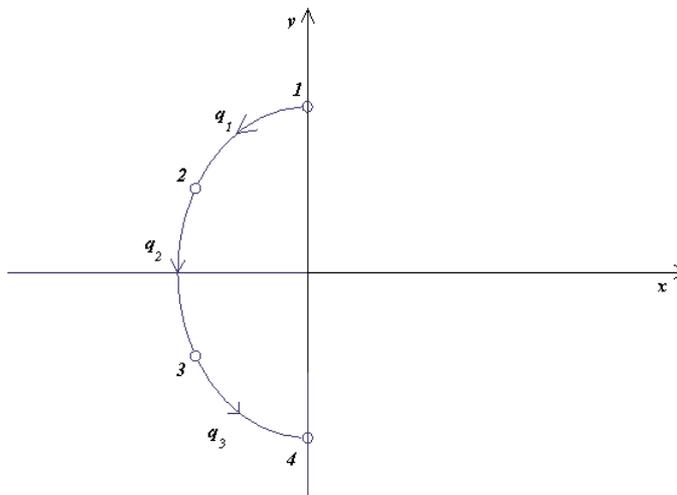


Figura 3.3.4 Flussi mezza sezione

Questo costituisce una notevole semplificazione del problema perché:

- Si riduce il numero di flussi da calcolare
- Questo approccio consente di passare da una struttura chiusa a un'aperta, più semplice da risolvere

I flussi nella parte rimanente saranno determinati per semplice simmetria.

$$q_1 = - \frac{T_{yp}/2}{Ix/2} \cdot S_{1x} \quad \text{dove } S_{1x} \text{ è il momento statico del corrente}$$

$$q_1 = - \frac{-1855,11 \text{ N}}{11904440 \text{ mm}^4} \cdot \frac{220 \text{ mm}^2}{2} \cdot 151 \text{ mm} = 2,59 \text{ N/mm}$$

$$q_2 = - \frac{T_{yp}/2}{Ix/2} \cdot S_{2x} + q_1$$

$$q_2 = - \frac{-1855,11 \text{ N}}{11904440 \text{ mm}^4} \cdot 130 \text{ mm}^2 \cdot 60 \text{ mm} + 2,59 \text{ N/mm} = 3,80 \text{ N/mm}$$

$$q_3 = - \frac{T_{yp}/2}{Ix/2} \cdot S_{3x} + q_2$$

$$q_3 = - \frac{-1855,11 \text{ N}}{11904440 \text{ mm}^4} \cdot 130 \text{ mm}^2 \cdot (-60 \text{ mm}) + 3,80 \text{ N/mm} = 2,59 \text{ N/mm}$$

$$q_4 = -2,59 \text{ N/mm} \quad \text{per simmetria}$$

$$q_5 = -3,80 \text{ N/mm} \quad \text{per simmetria}$$

$$q_6 = -2,59 \text{ N/mm} \quad \text{per simmetria}$$

SEZIONE B-B

E' la sezione corrispondente alla giunzione rivettata più vicina alla coda. Il procedimento per il calcolo è identico all'altro, semplicemente cambieranno i valori.

Riporto quindi per semplicità direttamente solo i risultati ottenuti:

$$Mx' = 2246861 \text{ N} \cdot \text{mm}$$

$$Tx' = -2588,55 \text{ N}$$

$$Ix' = 10552305 \text{ mm}^4$$

Correnti	σ_j N/mm ²	P_{jz} N	$\partial x_j / \partial z$	$\partial y_j / \partial z$	P_{jx} N	P_{jy} N
1	30,45	6622,8	0	-0,04	0	-264,9
2	12,14	1547,8	0,02	-0,02	30,95	-30,95
3	-12,14	-1547,8	0,02	0,02	-30,95	-30,95
4	-30,45	-6622,8	0	0,04	0	-264,9
5	-12,14	-1547,8	-0,02	0,02	30,95	-30,95
6	12,14	1547,8	-0,02	-0,02	-30,95	-30,95

$$T_{xp}' = 0 \text{ N}$$

$$T_{yp}' = -1934,9 \text{ N}$$

$$q_1' = 2,85 \text{ N/mm}$$

$$q_2' = 4,18 \text{ N/mm}$$

$$q_3' = 2,85 \text{ N/mm}$$

$$q_4' = -2,85 \text{ N/mm}$$

$$q_5' = -4,18 \text{ N/mm}$$

$$q_6' = -2,85 \text{ N/mm}$$

(indichiamo con " ' " i parametri riferiti alla sezione B-B).

Ora andiamo ad analizzare i flussi cui è soggetta la nostra piastra. La situazione sarà quella descritta in figura 3.3.5 .

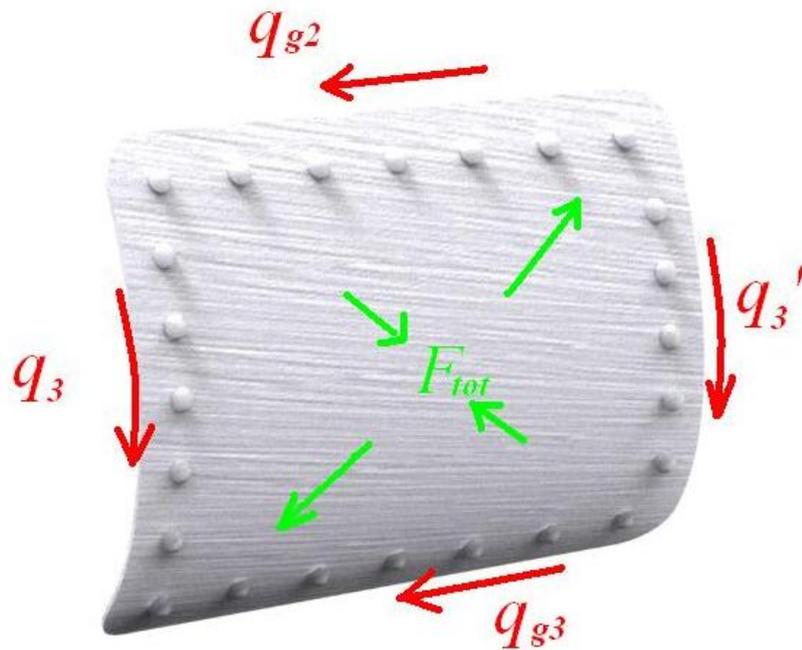


Figura 3.3.5 flussi nei rivetti

I flussi q_{g2} e q_{g3} sono i flussi di giunzione cioè la forza media trasmessa dalla giunzione per unità di lunghezza. Nel nostro caso saranno uguali al valore del flusso sorgente introdotto dal corrente 2 e 3 rispettivamente.

$$q_{g2} = q_3 - q_2 = -1,21 \text{ N/mm}$$

$$q_{g3} = q_4 - q_3 = -5,18 \text{ N/mm}$$

Le forze trasmesse dalle giunzioni saranno quindi:

$$F_3 = q_3 \cdot a = 2,59 \text{ N/mm} \cdot 117 \text{ mm} = 303,03 \text{ N}$$

$$F_{3'} = q_{3'} \cdot c = 2,85 \text{ N/mm} \cdot 111 \text{ mm} = 316,35 \text{ N}$$

$$F_{g2} = q_{g2} \cdot d = -1,21 \text{ N/mm} \cdot 159 \text{ mm} = -192,39 \text{ N}$$

$$F_{g3} = q_{g3} \cdot b = -5,18 \text{ N/mm} \cdot 159 \text{ mm} = -823,62 \text{ N}$$

(con a, b, c, d lunghezza delle giunzioni rivettate)

Dato che le forze sui lati opposti della piastra sono concordi, la nostra rivettatura risentirà di uno sforzo pari alla loro differenza d'intensità.

Sulla nostra piastra verrà quindi a crearsi un campo di tensione diagonale con una forza risultante (di compressione su una diagonale e trazione sull'altra) pari a:

$$F_{tot} = \sqrt{(F_3 - F_3')^2 + (F_{g2} - F_{g3})^2}$$

$$F_{tot} = \sqrt{(-13,32 \text{ N})^2 + (631,23 \text{ N})^2} = 631,37 \text{ N}$$

Supporremo che il carico si ripartisca allo stesso modo su ogni rivetto, in realtà i rivetti sugli angoli della piastra saranno i più sollecitati.

Considerando che nei dieci rivetti che fissano la piastra sui doublers saranno due le sezioni soggette a taglio, avremo un totale di 34 sezioni resistenti.

Il carico subito da ogni sezione dei rivetti sarà quindi:

$$F_i = \frac{F_{tot}}{34} = 18,56 \text{ N}$$

3.4. Verifiche di resistenza

Le strutture aeronautiche devono essere verificate a contingenza e a robustezza.

Nel primo caso si controlla che nessun elemento si snervi in seguito all'applicazione dei carichi massimi, cioè effettivamente agenti sul velivolo.

Nel secondo caso invece si verifica che la struttura sottoposta ai carichi di robustezza (che non sono altro che i carichi di contingenza moltiplicati per un fattore di sicurezza pari a 1,5) non vada a rottura o che le deformazioni non portino la struttura al collasso.

Le verifiche che andremo a effettuare sui nostri rivetti saranno:

- Verifica a taglio
- Verifica a bearing (ovalizzazione del foro)

Le verifiche andranno fatte a rottura quindi gli sforzi ammissibili saranno quelli di rottura supponendo applicati i carichi di robustezza.

Per la nostra riparazione utilizzeremo, su indicazione della Cessna ribattini in lega di alluminio 2117 T da 1/8” a testa protendente, che sono poi quelli più usati per le riparazioni in quanto non richiedono nessun trattamento termico e presentano una buona resistenza a corrosione e agli urti.

Nella tabella seguente sono indicate le resistenze a taglio per varie tipologie di rivetto.

LEGA	LETTERA	HEAD MARKING	CONDIZIONE DI FINISTRATURA	LIBBRE IN KSI
1100	A	LISCIO	1100-F	9.5
2117	AD	PUNTI IN RILIEVO	2117T3	30
5056	B	CROCE IN RILIEVO	5056H32	28
2017	D	PUNTO IN RILIEVO	2017T31	34
2017	D	PUNTO IN RILIEVO	2017T3	38
2024	DD	2 TRATTINI IN RILIEVO	2024T31	41
7050	E	CERCHIO IN RILIEVO	7050T73	43

NOTE: KSI = $\text{psi} \cdot 10^3$ (30 KSI = 30000 psi)

Nel nostro caso si avrà:

$$\tau_{amm} = 30000 \text{ psi} \quad (206,84 \text{ N/mm}^2)$$

Per uno sforzo di taglio calcolato sui nostri rivetti pari a:

$$\tau = \frac{F_i \cdot 1,5}{a} = \frac{18,56 \text{ N} \cdot 1,5}{7,91 \text{ mm}^2} = 3,51 \text{ N/mm}^2 \quad (a = \text{area sezione del ribattino})$$

Decisamente **verificato a taglio**.

La resistenza del materiale a bearing è d'importanza fondamentale per elementi nei quali sono presenti fori caricati tramite rivetti, bulloni oppure perni.

La tensione di bearing non è una tensione reale, ma è una tensione di riferimento data dal rapporto tra il carico applicato e l'area convenzionale di bearing (prodotto diametro del foro per spessore della lamiera). La tensione di bearing è un indice della pressione specifica esercitata dall'elemento caricante sul bordo del foro.

Per quanto riguarda il valore massimo ammissibile, viene determinato in base ai dati in figura 3.4.1. In questa tabella si osserva che $\sigma_{BR\ foro\ amm}$ dipende dal valore del parametro e/D , dove e rappresenta la distanza tra il bordo della piastra e l'asse del foro più vicino, mentre D il diametro del foro. Se il rapporto è maggiore di 2, come nel nostro caso, si prende il valore 2.

Tab.30.6 Aluminum-Alloy Sheet and Plate Bearing Factors^a
(K = ratio of actual bearing strength to 100 ksi)

Material	Thickness, in.	A values				B values			
		K (Ultimate)		K (Yield)		K (Ultimate)		K (Yield)	
		$e/D=2.0$	$e/D=1.5$	$e/D=2.0$	$e/D=1.5$	$e/D=2.0$	$e/D=1.5$	$e/D=2.0$	$e/D=1.5$
2024-T32 (heat treated by user) . . .	< 0.250	1.18	0.93	0.64	0.56
	0.250-0.500	1.22	.96	.61	.53
	.501-1.000	1.18	.93	.61	.53

Figura 3.4.1 Bearig factor

Avremo per cui:

$$\sigma_{BR\ foro\ amm} = 118000\ psi \quad (813,58\ N/mm^2)$$

Mentre il nostro sforzo sarà:

$$\sigma_{BR\ foro} = \frac{F_i \cdot 1,5 \cdot BF}{d_f \cdot t} = \frac{18,56\ N \cdot 1,5 \cdot 2}{3,2\ mm \cdot 0,5\ mm} = 34,8\ N/mm^2$$

Dove:

$BF = bearing\ factor$ (fattore di correzione in caso di urti vibrazioni o rotazioni relative) posto solitamente uguale a 2.

$d_f = diametro\ del\ foro$

$t = spessore\ della\ lamiera$

La nostra piastra è **verificata abbondantemente anche a bearing.**

Abbiamo quindi verificato che la riparazione progettata secondo le normative Cessna è dimensionata correttamente per i carichi cui sarà sottoposta.

In realtà siamo ben lontani dai valori di sforzo ammissibile, questo era abbastanza prevedibile in quanto il rivestimento del trave di coda ha più che altro una funzione di copertura degli organi di comando, e non trasmette sforzi paragonabili ad esempio a quelli cui sono soggetti i profili alari.

Ora prima di passare alla realizzazione vera e propria della nostra riparazione faremo una breve analisi sui materiali e sulle tecniche di lavorazione che andremo a utilizzare.

4. Materiali e tecniche di lavorazione

4.1. L'alluminio

Per la realizzazione della nostra piastra e dei doublers, come detto in precedenza, andremo ad utilizzare una lega di alluminio 2024-T4.

La principale caratteristica dell'alluminio è la leggerezza, caratteristica questa che lo indirizzò subito verso il settore aeronautico.

Data la sua densità ($2,7 \text{ Kg/dm}^3$) infatti, come materiale d'impiego strutturale è secondo in leggerezza solo al magnesio.

Non possiede però particolari doti di rigidità ($E=70 \text{ GPa}$) da qui la necessità di legarlo ad altri metalli quali zinco, rame, nichel, magnesio, silicio per citarne alcuni.

Un'altra caratteristica importante dell'alluminio è la sua ottima resistenza a corrosione atmosferica dovuta al fatto che naturalmente è ricoperto da uno strato passivo sottilissimo e molto aderente di allumina, un ossido che si forma a contatto con l'aria.

Inoltre è un materiale facilmente lavorabile grazie alla sua struttura reticolare che offre un minore impedimento allo spostamento delle dislocazioni rispetto ad altri tipi di reticolo.

Cattiva è invece la sua saldabilità a causa della presenza dell'ossido superficiale che è refrattario e crea inclusioni durante la saldatura.

Infine è dotato di buona conducibilità sia termica che elettrica.

La lega che andremo a utilizzare, la 2024 (*alluminio-rame-magnesio*), fa parte delle leghe leggere ottenute da lavorazione plastica, ed è spesso impiegata in parti strutturali fortemente sollecitate dei velivoli.

Il rame da solo o associato al magnesio conferisce elevate caratteristiche meccaniche e rende la lega suscettibile ai trattamenti termici.

Oltre alle caratteristiche tensili, importanza fondamentale per queste leghe assume la caratteristica di tenacità alla frattura cioè la capacità di resistenza del materiale alla propagazione instabile di una cricca.

Si riduce per contro però la resistenza a corrosione. A tale inconveniente si è ovviato placcando le leghe con alluminio puro (AlClad): lo strato protettivo viene fatto aderire passando al laminatoio le leghe rivestite di un foglio di alluminio. E' importante che le leghe placcate non subiscano riscaldamenti perché altrimenti il rame contenuto nella lega può diffondere verso la superficie riducendone la resistenza.

T4 invece indica il trattamento termico subito dalla lega. I trattamenti termici delle leghe leggere sono sempre basati sulla variazione della solubilità con la temperatura di uno o più composti intermetallici. I trattamenti che vengono eseguiti sulle leghe leggere sono:

- Tempra
- Invecchiamento
- Ricottura

T4 corrisponde a un trattamento di solubilizzazione e invecchiamento naturale fino a una condizione di stabilità. La solubilizzazione dei composti è ottenuta riscaldando le leghe e raffreddandole in acqua o aria. I composti passati in soluzione nell'alluminio non hanno il tempo di separarsi data l'elevata velocità di raffreddamento e si trovano in uno stato di equilibrio instabile. In seguito questi componenti tenderanno a separarsi dalla soluzione solida. Tale separazione in talune leghe avviene già a temperatura ambiente (invecchiamento naturale), mentre in altre deve essere facilitata mediante un leggero riscaldamento (invecchiamento artificiale).

Questo processo provoca una distorsione del reticolo cristallino dell'alluminio e uno stato di tensione interno a seguito del quale si produce un graduale aumento della durezza e della resistenza delle leghe.

4.2. La rivettatura

La piastra e i doublers saranno fissati tramite rivettatura, quindi andiamo ad analizzare brevemente questa tecnica di giunzione tra le più diffuse in campo aeronautico.

In generale possiamo suddividere i sistemi di collegamento in tre tipologie:

- Permanenti
- Semi-permanenti
- Rimovibili

In un sistema di collegamento permanente la disinstallazione dell'organo di collegamento avviene danneggiando l'organo e a volte anche il foro (ribattini); in un sistema semi-permanente invece la disinstallazione è possibile danneggiando solo l'organo di collegamento (tipo HI-LOCK). Per giunzioni rimovibili si utilizzano solitamente bulloni.

Per la giunzione della piastra utilizzeremo come abbiamo detto dei ribattini da 1/8" a testa protudente, tra i più comuni in campo aeronautico. Questo tipo di rivetto può essere utilizzato in superfici esterne non critiche dal punto di vista aerodinamico, dove invece sono di gran lunga preferibili quelli a testa svasata che però necessitano di una preparazione del foro.

Prima che un ribattino sia inserito, deve penetrare al di sotto del materiale base per almeno 1,5 volte il suo diametro. Nel nostro caso:

- Ribattini con gambo da 6 mm per collegare la piastra ai doublers
- Ribattini con gambo da 9 mm per collegare la piastra ai correnti

Una volta ribattuto il suo gambo si espande fino a riempire il foro in cui è alloggiato creando dall'altro lato una testa pari a 1,5 volte il suo diametro completando così il collegamento. I due o più elementi che devono essere rivettati devono essere sempre forati contemporaneamente per garantire la perfetta corrispondenza dei fori. Nel caso di zone poco accessibili sono utilizzati trapani inclinati.

Durante la foratura la struttura deve essere imbastita con ciamponetti (*elementi a molla per fissaggio rapido*). Conclusa la foratura, la struttura va smontata per effettuare la

sbavatura dei fori e rimontata per la rivettatura. Particolare attenzione va posta nella formatura della testa che è effettuata tramite piccoli martelli pneumatici sostenendo il rivetto dal lato opposto con un opportuno controstampo, operazione che richiede necessariamente due persone. Un posizionamento non corretto del martello può determinare, infatti, lo schiacciamento del rivetto o peggio lo strappo del foro.

Per fissare i doublers al corrente superiore, data la difficoltà d'accesso, saremo costretti a utilizzare dei rivetti ciechi di tipo Cherry-Lock, che vengono installati agendo soltanto su una loro estremità.

Il Cherry-Lock (*Figura 4.2.1*) è un rivetto a bloccaggio meccanico, il cui serraggio è effettuato estraendo un gambo dal suo interno per mezzo di una rivettatrice. Quando il gambo viene spinto all'interno del manicotto, si forma un bulbo sul lato cieco del rivetto che inizia a serrare insieme le parti. Una volta che queste sono ben serrate entra in funzione l'anello di taglio, che tagliandosi permette al gambo di essere spinto verso l'alto fino a che la testa da spingere non si ferma automaticamente in corrispondenza dell'incavo di rottura e il collare di bloccaggio è pronto per essere inserito. Una volta che il collare è stato completamente inserito, il gambo è tagliato appianando la testa del rivetto. I rivetti a bloccaggio meccanico sono stati progettati per impedire al gambo centrale di sfilarsi a causa di vibrazioni, questo determina resistenze al taglio e alla compressione tali da permettere l'utilizzo in sostituzione dei rivetti a gambo solido.

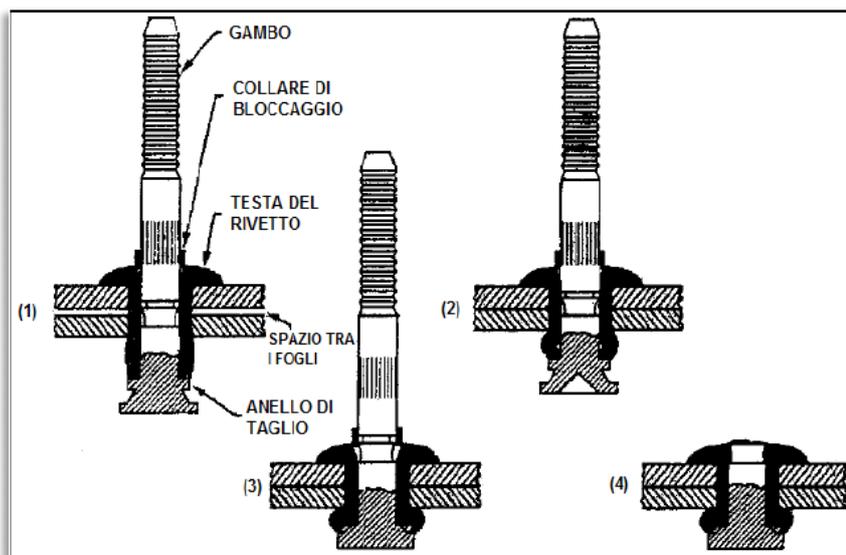


Figura 4.2.1 Cherry- lock

5. Realizzazione

Giunti a questo punto dopo aver verificato con un'analisi strutturale che le indicazioni date dal costruttore, per la progettazione della nostra riparazione, sono effettivamente corrette, possiamo procedere con la realizzazione del nostro progetto.

5.1. *Rimozione parte danneggiata*

Procediamo inizialmente con l'eliminare l'area interessata dallo squarcio utilizzando prima cesoie da lamiera e successivamente una fresa Dremel per rifinire i bordi in modo da ottenere un taglio senza sbavature.

Come indicato dal manuale, diamo agli angoli un raggio di curvatura di 1/2 pollice.

Vado poi a rimuovere i tre ribattini che andremo a sostituire. (*Figura 5.1.1*)



Figura 5.1.1 rimozione parte danneggiata

I ribattini vanno rimossi indebolendone la testa tramite foratura usando una punta dello stesso diametro del ribattino. La foratura deve essere perfettamente centrata e deve arrivare fino alla base della testa soltanto, per non rovinare il foro.

Dopo la foratura si trancia la testa e si sfilava il gambo.

Infine levighiamo tutta l'area togliendo eventuali imperfezioni e portando la superficie al metallo vivo. (Figura 5.1.2)



Figura 5.1.2 levigatura

5.2. Piastra e doublers

Andiamo ora a realizzare la nostra piastra e i doublers di supporto. Come detto in precedenza utilizziamo una lega 2024-T4 per effettuare la piegatura più facilmente. Ritagliamo da un foglio di alluminio da 0,5 mm di spessore lo sviluppo in pianta delle nostre parti.

Disegniamo su di esse anche la disposizione dei fori.

Foriamo la piastra solo in corrispondenza dei tre fori già esistenti sul corrente, questo ci aiuterà anche a tenerla in posizione corretta durante il montaggio. Il resto della foratura lo faremo solo dopo aver posizionato la piastra, garantendo così la perfetta corrispondenza dei fori.

Con una calandra diamo poi la giusta curvatura alla piastra e ai doublers verificando passo passo che siano perfettamente aderenti con la parte su cui andranno alloggiati in modo da favorirne poi il montaggio. (*Figura 5.2.1*)

Per le flange dei doublers utilizziamo invece una piegatrice. Levighiamo poi bene i bordi. Il risultato finale è quello in figura 5.2.2 e 5.2.3 .



Figura 5.2.1 piegatura



Figura 5.2.2 piastra



Figura 5.2.3 doublers

5.3. Foratura e rivettatura

Andiamo innanzitutto a inserire i nostri doublers. Con l'aiuto di un trapano a testa inclinabile foriamo la flangia superiore e il corrente contemporaneamente. Dopo aver sbavato i fori inseriamo due rivetti tipo Cherry-lock da 1/8 di pollice per doublers, come è evidente, infatti, l'utilizzo di ribattini è impossibile in questo caso. Le flange inferiori invece verranno forate direttamente insieme alla piastra. (Figura 5.3.1).



Figura 5.3.1 inserimento doublers

Si passa ora alla foratura della piastra. Inseriamo tre ciamponetti nei tre fori che abbiamo già fatto che corrispondono a quelli già esistenti sul corrente superiore, e dopo foro inseriamo gli altri in modo da creare un'imbastitura che mi tiene ben aderente la piastra alla struttura sottostante. Partiremo dall'alto scendendo verso il basso da entrambi i lati per 'accompagnare' la curvatura senza creare imbozzamenti.

(figura 5.3.2)

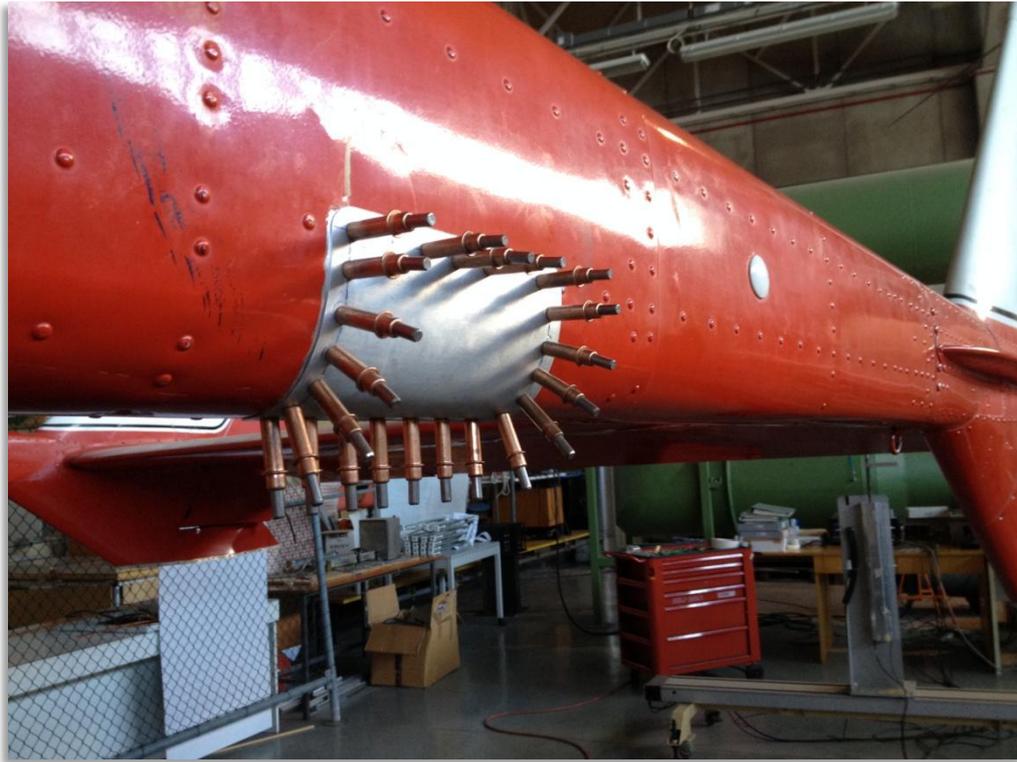


Figura 5.3.2 foratura

Terminata la foratura togliamo tutti i ciamponetti e sbaviamo bene tutti i fori controllando che non vi siano difetti tipo ovalizzazioni o imbozzamenti.

Andremo adesso ad applicare una prima mano di cromato di zinco sulla nostra piastra.

Il cromato di zinco è un inibitore inorganico di largo uso in campo aeronautico, oltre a inibire la corrosione ha anche il grosso vantaggio di depositarsi presso le zone danneggiate del rivestimento andando così ad annullare l'eventuale innesco di processi corrosivi. Questi tipi di primer vengono utilizzati per causare la passivazione dell'alluminio portando allo stesso tempo un forte miglioramento dell'adesione delle finiture.

Riposizioniamo ora la nostra piastra reinserendo tutti i ciamponetti e procediamo con la rivettatura. Con l'aiuto di un tecnico per posizionare la massa controbattente, andiamo a inserire e a battere i nostri ribattini con una pistola pneumatica togliendo di volta in volta il relativo ciamponetto. Anche questa volta partiremo dall'alto andando verso la curvatura più accentuata (*Figura 5.3.3*). Diamo infine una seconda mano di primer per proteggere anche le teste dei ribattini e le zone di contatto tra le lamiere (*Figura 5.3.4*).



Figura 5.3.3 rivettatura



Figura 5.3.4 finitura

5.4. Verniciatura

Per concludere non ci resta che verniciare la riparazione. Il Service Manual prevede per piccoli ritocchi la possibilità di utilizzare vernici di tipo acrilico.

Andiamo quindi con una carta vetrata molto fine (400) a togliere il leggero strato di trasparente della verniciatura circostante, questo darà alla vernice una miglior presa.

Diamo poi più mani intervallate nel tempo per evitare colature.

Data la difficoltà e soprattutto i tempi per reperire il colore originale di un velivolo del 1967, abbiamo scelto il colore disponibile in commercio più vicino all'originale.

Per il risultato lascio giudicare a voi! (*Figura 5.4.1*)



Figura 5.4.1 verniciatura

6. Conclusioni

Giunti a questo punto possiamo dire di aver soddisfatto a pieno gli obiettivi che ci eravamo prefissati. La riparazione è stata eseguita seguendo le indicazioni del costruttore, come prescritto dalle normative, ottenendo un ottimo risultato in linea con gli standard qualitativi richiesti. Prima di procedere con la riparazione siamo inoltre andati ad analizzare le forze che agiscono sulla nostra struttura, partendo dallo studio delle prestazioni del velivolo fino ad arrivare agli sforzi sui rivetti della nostra piastra di rappezzo, verificando così il dimensionamento fatto secondo il Service Manual.

I dati che abbiamo ottenuto durante l'analisi strutturale, se da un lato ci hanno confermato la bontà delle procedure seguite per la progettazione e la realizzazione della riparazione, dall'altro ci portano a fare una riflessione.

È evidente che il rivestimento del nostro piano di coda, dati gli sforzi che abbiamo calcolato, svolga principalmente una funzione di protezione degli organi di comando al suo interno; mi azzarderei quasi a dire che anche se non ci fosse, la struttura non collaserebbe.

Questa ridondanza non tanto nel trave di coda, ma in generale nell'intera struttura, avvalorata la scelta fatta per il suo impiego in campo militare; lo Skymaster garantiva infatti oltre alla possibilità di volare con un solo motore, senza particolari perdite di prestazioni, la robustezza tale da consentire l'atterraggio in condizioni critiche e su piste di fortuna.

Ringraziamenti

Vorrei ringraziare innanzitutto l'ingegner Carlo Bezziccheri di ISAERS, per avermi proposto la riparazione dello Skymaster, per la sua disponibilità e per l'interesse dimostrato durante tutte le fasi del progetto.

Il mio relatore, il professor Enrico Troiani per i consigli e l'assistenza accordatami.

I ragazzi di Professione Volare, in particolare Franco Galeotti e Giovanni Panicali, per l'aiuto e i preziosi insegnamenti di cui farò sicuramente tesoro.

La mia famiglia, per non aver mai smesso di credere in me e avermi sostenuto in tutti questi anni sperando di averli resi fieri e di aver dato giusto merito ai loro sacrifici.

Jenny, per la pazienza e per essermi sempre stata vicina.

Infine un grazie agli amici di una vita, a quelli che da sempre mi chiamano ingegnere e che mi hanno sempre incoraggiato a non mollare.

Bibliografia

Testi e riferimenti

- F.Persiani – *Dispense del corso di progetto di aeromobili*;
- L.Lazzeri – *Dispense del corso di Tecnologia delle costruzioni aeronautiche*;
- V.Bagassi – *Dispense del corso di Impianti aerospaziali*;
- RAI – *Parte 223 Norme di aeronavigabilità per velivoli di categoria normale, semiacrobatica, acrobatica e commuter*;
- RAI – *Circolare 13 Metodi accettabili per la manutenzione degli aeromobili*;
- FAA – *Advisory Circular 43.13-1A Acceptable methods techniques and practices aircraft inspection and repair*;
- Cessna – *Service Manual Super Skymaster Series*;
- Cessna – *Owner's Manual Super Skymaster 1966*;
- Cessna – *Weight e Balance Data Super Skymaster*;
- I.H.Abbot, A.E.Doenhoff, L.S.Stivers – *Report No. 824 Summary of Airfoil Data, NACA 1945*;
- K.Offer – *Non removable fasteners for aircraft structures VFW Fokker*;
- Guida Solid Edge ST7.

Siti Internet consultati

- AOPA – *Aircraft Owners and Pilots Association* (www.aopa.org)
- ENAC – *Ente Nazionale per l'Aviazione Civile* (www.enac.gov.it)
- Enciclopedia libera Wikipedia – (www.wikipedia.it)