

Università degli Studi di Pisa



FACOLTÀ DI INGEGNERIA

RELAZIONE PER IL CONSEGUIMENTO DELLA LAUREA  
SPECIALISTICA IN

INGEGNERIA MECCANICA

*“Ideazione e realizzazione di una procedura innovativa per la  
riparazione di danni da impatto al bordo d’attacco alare del  
velivolo C-130J”*

RELATORI

IL CANDIDATO

---

Prof. Ing. *Franco Failli*  
Dipartimento di Ingegneria Meccanica,  
Nucleare e della Produzione

---

*Fabio Leonardi*

---

Prof. Ing. *Gino Dini*  
Dipartimento di Ingegneria Meccanica,  
Nucleare e della Produzione

---

Cap. G.A.r.n. Ing. *Alessandro D’Auria*  
Aeronautica Militare, 46<sup>a</sup> Aerobrigata  
Gruppo Efficienza Aeromobili

Anno Accademico 2005-2006

## **Ideazione e realizzazione di una procedura innovativa per la riparazione di danni da impatto al bordo d'attacco alare del velivolo C-130J.**

In questa tesi viene sviluppata la progettazione di una procedura innovativa per la riparazione di danni da impatto al bordo d'attacco alare del velivolo C-130J, nata dall'esigenza di ridurre gli elevati costi e i lunghi tempi necessari per gli interventi di manutenzione straordinaria in campo aeronautico. Dopo una breve introduzione sulle funzioni e l'organizzazione dell'Aeronautica Militare, in particolare della 46<sup>a</sup> Aerobrigata di Pisa, sede di svolgimento del presente lavoro, è stata descritta la struttura del velivolo C-130J e del componente oggetto della riparazione. Si è potuto così analizzare la procedura standard d'intervento e si sono proposte le possibili alternative di ripristino. Per ognuna di esse sono state messe in evidenza pregi e difetti arrivando alla definizione di una soluzione ottimale. Si sono infine descritte le fasi realizzative della riparazione e analizzati i benefici apportati sia dal punto di vista economico che della tempistica di realizzazione.

## **Innovative procedure for the repair of the wing leading edge due to impact damage for the C-130J aircraft.**

In this thesis the development of an innovative procedure for the repair of damages caused by impacts on the wing leading edge of the C-130J aircraft is presented. It is well known that in cases of leading edge damage, maintenance and reconstruction procedures are very expensive and are often time-consuming. This thesis aims to reduce both the cost and the time required to repair such damages. The function and the organization of Aeronautica Militare will be introduced, with particular emphasis on Pisa's 46<sup>th</sup> Aerobrigata, where the present work has been carried out. A brief overview of the structure of the C-130J aircraft and the component to be repaired will be also be presented. Collaboration with the 46<sup>th</sup> Aerobrigata of Pisa has allowed for the analysis of the current standard procedures used in repairing leading edge damage, and it has facilitated the formulation of the alternative procedures proposed in this manuscript. The merits and drawbacks of each solution proposed are compared and an optimum solution is then determined. The final part of this paper is devoted to a description of the phases involved in the proposed leading edge reconstruction method, as well as an analysis of the economic benefits of the proposed method.

*A Chiara*

# Indice

<b>Introduzione</b>	<b>1</b>
<b>Capitolo 1 – L’Aeronautica Militare Italiana</b>	<b>3</b>
<i>1.1. Origini e storia</i>	3
1.1.1. L’Aeronautica Militare del dopoguerra	7
1.1.2. Gli inizi degli anni Novanta	7
1.1.3. Il settore spaziale	8
<i>1.2. I compiti dell’Aeronautica Militare</i>	9
<i>1.3. La 46<sup>a</sup> Aerobrigata di Pisa</i>	12
1.3.1. Stormi e brigate aeree	12
1.3.2. Evoluzione della 46 <sup>a</sup> Aerobrigata	16
1.3.3. Struttura e funzioni della 46 <sup>a</sup> Aerobrigata	16
1.3.3.1. Organizzazione	16
1.3.3.2. Compiti	18
<i>1.4. La flotta della 46<sup>a</sup> Aerobrigata</i>	21
1.4.1. Il C-27J Spartan	21
1.4.2. Il C-130J e il C-130J-30	22
<b>Capitolo 2 – La manutenzione in campo aeronautico</b>	<b>27</b>
<i>2.1. Sezione manutenzione meccanica C-130J</i>	28
2.1.1. Assistenza ai velivoli in linea volo	30
2.1.2. Manutenzione programmata	32
2.1.3. Manutenzione non programmata	33
<i>2.2. Operational Risk Management (O.R.M): la gestione del rischio</i>	35
<i>2.3. Il fenomeno del Bird Strike, l’impatto con volatili</i>	37
<i>2.4. Obiettivo della tesi</i>	42
<b>Capitolo 3 – Danneggiamento al bordo d’attacco del C-130J e analisi delle possibili operazioni di ripristino</b>	<b>44</b>
<i>3.1. Struttura alare del C-130J</i>	52

3.2.	<i>Rottura del bordo d'attacco e logica d'intervento</i>	57
3.2.1.	Sezione danneggiata	57
3.2.2.	Entità del danno e riparazione secondo la procedura standard	59
3.2.3.	Possibili alternative d'intervento	61
<b>Capitolo 4 – Studio e descrizione della riparazione</b>		<b>64</b>
4.1.	<i>Sistema di giunzione del bordo d'attacco</i>	66
4.2.	<i>Analisi dei carichi e metodologia di verifica</i>	68
4.3.	<i>Dimensionamento strutturale dei componenti critici</i>	73
4.3.1.	Determinazione della resistenza della sezione “A” del bordo d'attacco	78
4.3.2.	Scelta e dimensionamento degli organi di collegamento	82
<b>Capitolo 5 – Descrizione delle operazioni necessarie per la realizzazione della riparazione</b>		<b>92</b>
5.1.	<i>Profilatura dell'estruso a “T”</i>	92
5.1.1.	Il processo di calandratura	94
5.1.2.	Realizzazione del profilo	98
5.1.3.	Controlli non distruttivi	112
5.1.3.1.	Liquidi penetranti	114
5.1.3.2.	Metodo radiografico	122
5.2.	<i>Trattamento termico</i>	130
5.2.1.	Caratteristiche e proprietà generali dell'alluminio	130
5.2.2.	Elementi di lega	131
5.2.3.	Classificazione delle leghe d'alluminio	132
5.2.4.	Realizzazione del trattamento termico degli estrusi a “T”	133
5.3.	<i>Taglio del bordo d'attacco del C-130J e del C-130H</i>	143
5.4.	<i>Taglio delle centine in corrispondenza delle sezioni d'innesto</i>	153
<b>Capitolo 6 – Analisi economica</b>		<b>155</b>
6.1.	<i>Riduzione dei costi legati all'applicazione della procedura alternativa di riparazione</i>	155
6.2.	<i>Riduzione dei tempi di lavorazione legati all'applicazione della procedura alternativa di riparazione</i>	156

<b>Capitolo 7 – Conclusioni e sviluppi futuri</b>	<b>158</b>
<b>Bibliografia</b>	<b>160</b>
<b>Ringraziamenti</b>	<b>162</b>
<b>Appendice A – Alluminio Aeronautico 2024 (Scheda tecnica Aviometal)</b>	<b>163</b>
<b>Appendice B – Tabelle riassuntive delle caratteristiche delle leghe d'alluminio</b>	<b>168</b>

## Introduzione

Questa tesi di laurea è il frutto del lavoro svolto presso il Gruppo Efficienza Aeromobili della 46<sup>a</sup> Brigata Aerea di Pisa, che trae origine dal 46° Stormo Bombardamento Terrestre, costituito il 14 febbraio del 1940. La Brigata è attualmente una delle unità operative dell'Aeronautica Militare maggiormente impegnate nei teatri nazionali e internazionali e ha il compito di assicurare la mobilità di forze e di risorse, in scenari multiformi, a supporto della funzione d'intervento e presenza dello Stato. Le molteplici e diversificate attività svolte, la portano ad operare in tutto il mondo svolgendo numerose missioni che vanno dall'aerotrasporto ad alta e media quota, alla ricerca e soccorso per le aree oceaniche, all'aviolancio di personale e materiali.

L'Aeronautica Militare, impiegando il mezzo aereo per portare a termine i propri compiti, fa ruotare tutta la propria organizzazione attorno all'aeromobile e a quanto è necessario per renderlo affidabile e sicuro in qualsiasi situazione d'impiego. La manutenzione dei velivoli deve essere intesa nel senso più generale del termine, comprensiva di tutto ciò che è necessario per il mantenimento delle buone condizioni di aeronavigabilità e degli standard di sicurezza richiesti. Oltre a programmare le ispezioni e gli interventi in funzione delle scadenze manutentive, quindi, è necessario eseguire un'attività di manutenzione non programmata, anche in considerazione del fatto che le caratteristiche principali di un aereo militare, rispetto ad un aereo da trasporto civile, tendono ad esasperarne l'usura per il particolare impiego operativo.

In tale contesto è sorta l'esigenza di ideare e realizzare una procedura innovativa per la riparazione di danni da impatto al bordo d'attacco alare del velivolo C-130J, che insieme al G222 e a breve al C27J, costituiscono la flotta aerea della 46<sup>a</sup> Aerobrigata. Nelle organizzazioni aeronautiche e in particolare in quelle militari, infatti, l'associazione di un certo quantum di pericolo in ogni missione rappresenta semplicemente un dato di fatto, essendo il campo aeronautico-militare un ambito in cui vengono svolte attività rischiose e ricche d'incognite. L'equipaggio, o se vogliamo l'uomo, nel contesto di una missione, si trova nella strana duplice veste di rappresentare, nel sistema uomo-macchina-ambiente, da un lato l'elemento di forza e dall'altro l'anello più debole. La consapevolezza di questa condizione nel settore aeronautico è una realtà così diffusa che la *gestione del rischio* è divenuta, ormai da tempo, un'attività eseguita più o meno costantemente, in genere sufficientemente bene, e quasi sempre in maniera automatica. Talvolta, però, la

sottovalutazione di pericoli che appaiono o sono percepiti come troppo lontani dalla linea volo e il manifestarsi di eventi non prevedibili, come il fenomeno del *Bird Strike*, cioè l'impatto con volatili, portano al verificarsi di sinistri che quasi mai compromettono direttamente la sicurezza del volo, ma che comportano necessariamente interventi di manutenzione straordinaria. Tra i componenti di un aereo che possono essere soggetti a questo tipo d'incidenti, il bordo d'attacco alare è sicuramente quello maggiormente esposto, sia per la sua posizione che per l'ampia estensione.

Obiettivo di questa tesi è stato proprio quello di fornire all'Aeronautica Militare, e in particolare alla 46<sup>a</sup> Aerobrigata di Pisa, una metodologia di riparazione per far fronte alla rottura del bordo d'attacco del velivolo C-130J, impiegando minori risorse economiche e riducendo i tempi necessari rispetto a una riparazione "standard".

Dopo una breve introduzione sulle funzioni e l'organizzazione dell'Aeronautica Militare e della 46<sup>a</sup> Aerobrigata di Pisa (Capitolo 1), viene approfondito il tema della manutenzione in campo aeronautico e vengono presentate le possibili cause di danneggiamento del bordo d'attacco alare (Capitolo 2). Nel Capitolo 3 viene esaminato nel dettaglio il danneggiamento al bordo d'attacco alare del C130J e vengono analizzate le possibili operazioni di ripristino. Il Capitolo 4 approfondisce lo studio della riparazione compreso il dimensionamento strutturale delle parti critiche mentre il Capitolo 5 descrive nel dettaglio tutte le fasi realizzative. I Capitolo 6 e 7, infine, analizzano i benefici apportati sia dal punto di vista economico che della tempistica di realizzazione applicando della procedura ideata e indicano i possibili sviluppi futuri.



# Capitolo 1 – L'Aeronautica Militare Italiana

## *1.1. Origini e storia*

Insieme delle tecniche e delle attività relative all'impiego di aeroplani e altre macchine volanti per scopi militari, ecco quale potrebbe essere la definizione di Aeronautica Militare, la Forza Armata fondata il 28 marzo 1923, data in cui il Regio Decreto n. 645, firmato da Vittorio Emanuele III, sancisce la costituzione della Regia Aeronautica, a cui farà seguito, il 30 agosto 1925, la costituzione del Ministero dell'Aeronautica.

La storia dell'aviazione militare inizia tuttavia qualche decennio prima quando, sullo scenario del potenziale bellico nazionale, fa il suo primo e ancor timido ingresso una nuova specialità, il cui sviluppo è legato al “più leggero dell'aria”, al pallone aerostatico. Siamo nel 1884 per l'esattezza e, agli ordini del tenente Alessandro Pecori Giraldi, viene costituito a Roma un Servizio aeronautico che, nel gennaio dell'anno successivo diventa Sezione aerostatica del 30° Reggimento del Genio, il cui parco comprende due palloni da 550 metri cubi, l'“Africo” e il “Torricelli”, un generatore di idrogeno e un verricello a vapore per la manovra del cavo di ascensione.

Nell'estate di tre anni dopo la Sezione, grazie alla prima legge dello Stato relativa alla nuova specialità, viene assorbita, insieme a tutti gli altri servizi speciali del genio, dalla Compagnia specialisti, che ha subito modo di dimostrare sul campo le proprie capacità partecipando alla spedizione del generale Asinari di San Marzano; nei possedimenti italiani sul Mar Rosso, vengono impiegati in ascensioni frenate di ricognizione tre aerostati, il “Serrati” il “Volta” e il “Lana”.

Per la prima volta nella storia fa la sua comparsa quello che sarà poi il colore della forza armata. Una nappina azzurro cobalto viene infatti adottata come distintivo di specialità e va a fregiare il copricapo del personale assegnato alla Compagnia che, nel 1889, subisce un ulteriore aggiustamento ordinativo diventando Brigata mista del Genio,

articolata in una Compagnia treno per il trasporto dei materiali in dotazione e una Compagnia specialisti. Quest'ultima si impone nell'estate del 1894 agli onori della cronaca con la prima ascensione libera di un pallone militare di costruzione italiana, il "Generale Durand de la Penne", compiuta dal capitano Maurizio Moris e dal tenente Cesare Dal Fabbro, i quali si levarono in volo dalla piazza d'armi ai Prati di Castello (nei pressi dell'attuale piazza Mazzini in Roma), per discendere poi a qualche chilometro dalla capitale.

Nel novembre del 1894 il Ministero della Guerra decide di riunire in un unico reparto tutti i servizi di aeronautica: nasce così la Brigata specialisti che nel 1909 diventerà autonoma. I primi voli liberi con pallone, se da una parte avevano fatto già ampiamente intravedere le grandi potenzialità del nuovo mezzo, dall'altro ne avevano anche evidenziato tutti i limiti, soprattutto in applicazioni militari, derivanti dal fatto che la loro traslazione orizzontale era affidata esclusivamente ai venti. La necessità di dotarli di un sistema autonomo di navigazione rappresenta dunque, agli inizi del secolo, il maggior problema tecnico, alla cui soluzione vengono rivolti studi e ricerche che vedono seriamente impegnati anche gli uomini della Brigata. Questi sforzi si concretizzano nella realizzazione del primo dirigibile militare italiano, l'"N.1", ideato, progettato e costruito dai capitani Gaetano Arturo Crocco e Ottavio Ricaldoni. Questo semirigido di 2.500 m<sup>3</sup>, rivestito di seta verniciata, lungo 63 metri e con un diametro di 10 metri alla sezione maestra, effettua durante il mese di ottobre del 1908 quindici uscite, concludendo gli esperimenti con il volo Vigna di Valle-Anguillara-Roma e ritorno, per un totale di 80 chilometri percorsi in un'ora e trentacinque minuti. Per la prima volta nella storia un dirigibile vola, a 500 metri di quota, sulla capitale del Regno. Esattamente un anno dopo il "N.1 bis" parte da Vigna di Valle ed effettua, in 14 ore di volo senza scalo, una crociera di 470 chilometri nel corso della quale vengono sorvolate Napoli e Roma.

Il progresso ormai incalza e, accanto agli studi sul "più leggero" e alle relative realizzazioni, il nuovo secolo vede schiudersi un nuovo decisivo capitolo nella storia del volo. Il 17 dicembre 1903 un velivolo a motore realizzato da due fratelli, Orville e Wilbur Wright, si alza a tre metri da terra sulla spiaggia di Kitty Hawk e compie per dodici secondi un volo di trentasei metri, troppo modesto - dirà poi lo stesso Orville - se paragonato a quello degli uccelli, ma pur tuttavia il primo nella storia del mondo. La grande impresa è compiuta e ovviamente enorme è lo scalpore che essa suscita ovunque. Gli Stati Uniti per primi, ma anche il Vecchio Continente grazie soprattutto alla Francia, iniziano la costruzione delle nuove macchine volanti.

In Italia ci si limita all'acquisto da parte del Club degli aviatori del velivolo Wright n. 4, costruito in Francia e capace di una velocità di 58 chilometri l'ora con un carico utile di 120 chilogrammi. Ben presto, però, anche nel nostro Paese sorgono le prime case costruttrici, certamente con strutture e metodologie ancora artigianali, ma che di fatto aprono la strada a quella che, di lì a pochi anni, diventerà una vera e propria industria aeronautica. Nascono così, nel 1909, il triplano di Aristide Faccioli sul quale, particolare curioso, il pilota manovra stando in piedi; il primo biplano Caproni, dell'anno successivo, capostipite di una gloriosa serie di velivoli; i motori Anzani a raffreddamento ad aria; le costruzioni aeronautiche di Franz Miller, di Mario Cobianchi, di tanti altri, noti e meno noti, la cui opera contribuirà comunque al progresso dell'aviazione.

Il 1910 rappresenta un anno decisivo per le sorti della nuova specialità e segna storicamente il primo atto ufficiale del riconoscimento della validità dell'aeroplano come mezzo operativo e, quindi, della nascita dell'aviazione militare. Si organizza a Centocelle la prima Scuola militare di aviazione; le nascenti forze aeree vengono riordinate e potenziate con la costituzione del Battaglione specialisti autonomo del genio nel quale viene inserita la nuova Sezione aviazione, con sede a Torino. Il Parlamento, soprattutto, ratifica ufficialmente l'importanza dell'aviazione approvando uno stanziamento, cospicuo per l'epoca, di 10 milioni di lire, per la costruzione di nove dirigibili, l'acquisto di 10 aeroplani e il pagamento delle indennità speciali spettanti a tutto il personale del settore. Una materia, quest'ultima, che sarà più compiutamente disciplinata l'anno successivo con il Regio Decreto n. 1265 del 25 settembre. Alla sua costituzione il Battaglione può contare su una forza di otto piloti e altrettanti velivoli, tre Farman e cinque Blériot tutti dislocati a Centocelle, che rappresentano, insieme a due dirigibili e ad alcuni aerostati, tutta la nostra forza aerea.

E' il conflitto italo-turco per il possesso della Libia, scoppiato nel settembre del 1911, che assume particolare rilevanza nella storia dell'aeronautica, in quanto ha costituito il primo caso al mondo di impiego bellico dell'aeroplano. Da allora nomi come quello di Piazza, Gavotti o Moizo, tanto per limitarci ai più noti, sono ormai legati storicamente alla prima missione di ricognizione strategica, al primo bombardamento, al primo volo di guerra notturno, alla prima missione di aerocooperazione e alla prima concezione dell'aviazione da caccia.

Tutto ciò, più di ogni teoria, convince le autorità di governo che è ormai impensabile trascurare la nuova specialità e gli atti ordinativi si susseguono per razionalizzarne e potenziarne l'organizzazione. Il Regio Decreto 25 febbraio 1912 n. 182 istituisce a Vigna

di Valle la prima unità di quello che diventerà il Servizio meteorologico dell'aeronautica: la Regia Stazione aerologica principale.

Con la legge 27 giugno 1912 n. 698 viene istituita, nell'ambito del Ministero della Guerra, un'organizzazione aeronautica che, attraverso un Ufficio d'ispezione dei servizi aeronautici, si articola sul preesistente Battaglione specialisti di Roma (al quale viene affidato l'impiego esclusivo di dirigibili e palloni), un Battaglione aviatori con sede a Torino e uno Stabilimento costruzioni ed esperienze, sempre nella capitale, alle cui dipendenze viene posto il Cantiere sperimentale di Vigna di Valle. Contemporaneamente prende il via un programma di potenziamento che prevede, entro la primavera del 1913, la costruzione di dieci dirigibili e la costituzione di dieci squadriglie con 150 aeroplani. Anche l'idroaviazione trova intanto applicazione in campo militare. Dopo i riusciti esperimenti di Guidoni, Crocco e Ginocchio, che avevano dato risultati concreti intorno al 1911, nell'ottobre dell'anno successivo viene costituita a Venezia la Sezione idroaeroplani; prima nell'ambito del Regio Esercito, poi, l'anno successivo, in quello della Marina.

Nel cominciare a porre concretamente le basi della sua organizzazione aeronautica militare, negli stessi anni l'Italia è anche il primo paese, e per lungo tempo l'unico, nel quale si sviluppa, grazie a Giulio Douhet, una vera e propria dottrina del potere aereo e del suo impiego nel campo strategico, una dottrina che fa del "dominio dell'aria" la chiave di volta decisiva per il conseguimento della vittoria finale in un conflitto moderno.

Il 1915, alla vigilia del nostro intervento in guerra, vede intanto configurarsi con maggior chiarezza un'organizzazione aeronautica sempre più staccata dall'Arma del Genio. Il Regio Decreto del 7 gennaio di quell'anno, poi convertito in legge nel 1917, istituisce infatti il Corpo aeronautico militare, dipendente dal Ministero della Guerra e articolato fondamentalmente su due Comandi, quattro Battaglioni, uno Stabilimento costruzioni aeronautiche, una Direzione tecnica dell'aviazione militare e un Istituto centrale aeronautico, il quale, insieme all'ispettorato sommergibili e aviazione che vedrà ufficialmente la luce l'anno successivo nell'ambito dello Stato Maggiore Marina, rappresenta il quadro di tutta la forza aerea nazionale, al momento in cui i colpi di pistola sparati a Sarajevo danno inizio a una terribile guerra.

### **1.1.1. L' Aeronautica Militare del dopoguerra**

Nel dopoguerra lo sviluppo ormai raggiunto dall' aviazione determinò la creazione dell' Arma Aeronautica e di un Commissariato per l' Aeronautica. Nel 1927 fu istituita a Desenzano la Scuola di alta velocità e più tardi sorsero a Orbetello la Scuola di navigazione aerea di alto mare e a Guidonia il Reparto alta quota; presso questi centri vennero conquistati i primati di velocità (709 km/h, dal maresciallo Agello, il 23 ottobre 1934) e di altezza (17.083 m, dal colonnello Pezzi, il 22 ottobre 1938). Eccezionale banco di prova per uomini e macchine furono le pattuglie acrobatiche. L' Aviazione Militare Italiana partecipò alla campagna etiopica (1935-36) con materiale eterogeneo (circa 350 aerei) che andava dai residuati della I guerra mondiale fino ai più moderni "Ro 37" da ricognizione e "Ca 111" e "Ca 133" da bombardamento e trasporto, mentre i velivoli da caccia erano biplani "FIAT CR 20". Subito dopo le operazioni in Etiopia, equipaggi volontari si unirono in Spagna alla Aviacion del Tercio, quella che sarebbe poi diventata l' Aviazione Legionaria, con circa 250 aerei

All' atto dell' intervento nella II guerra mondiale l' Aviazione Militare Italiana disponeva di un totale di 3296 aerei (1332 bombardieri, 1160 caccia, 804 ricognitori) dei quali, però, solo la metà efficienti. La vastità e la dispersione dei vari fronti e, soprattutto, il modesto potenziale industriale in confronto a quello degli avversari, determinarono un rapido squilibrio qualitativo e quantitativo a sfavore delle forze aeree italiane. Nel giugno 1943 l' Aviazione Militare Italiana disponeva di 5000 aeroplani efficienti solo per la metà, situazione che precipitò nel successivo breve periodo che va fino all' 8 settembre, quando sui campi di volo non se ne contarono che 1306, dei quali solo un terzo efficienti.

Nel secondo dopoguerra l' Aviazione Militare Italiana fu dotata, in coincidenza con l' ingresso dell' Italia nella N.A.T.O., di velivoli ceduti da potenze alleate e in particolar modo dagli Stati Uniti; vari modelli di aerei americani sono stati e vengono tuttora costruiti da industrie italiane su licenza americana.

Nel 1961 venne infine costituita la pattuglia acrobatica nazionale "Frecce tricolori".

### **1.1.2. Gli inizi degli anni Novanta**

Agli inizi degli anni Novanta, come le altre forze aeree occidentali, l' Aviazione Militare Italiana ha rivisto i propri programmi e obiettivi a seguito della dissoluzione

dell'Unione Sovietica e della cessazione dell'ostilità tra N.A.T.O. e Patto di Varsavia. Tale circostanza, unita alle ristrettezze di bilancio derivanti dalla difficile situazione italiana, ha imposto una razionalizzazione dell'organizzazione, con la diminuzione del numero delle unità operative e l'accentramento di più unità sulla medesima base. Inoltre, la partecipazione ai vari fatti d'arme che hanno visto in prima linea le forze aeree (invasione del Kuwait, missioni N.A.T.O. in Bosnia e soprattutto nel Kosovo), ha messo in luce varie carenze nel campo sia dei velivoli che degli armamenti. La maggiore è senza dubbio quella di velivoli da superiorità aerea, dovuta allo slittamento del programma Eurofighter. La carenza è stata tamponata tramite il rimodernamento dell'ormai obsoleto e non più operativo F104 (che grazie all'Aviazione Militare Italiana è divenuto l'aereo da caccia che ha avuto la permanenza più lunga in unità operative, con quasi cinquant'anni di servizio) e l'acquisizione di un'aliquota di caccia Tornado ADV (Air Defense Variant), versione da difesa aerea del Panavia Tornado, precedentemente in servizio con la Royal Air Force.

Oltre alla già approvata acquisizione dei Typhoon, il rimodernamento delle forze riguarda anche l'avionica linea Aermacchi MB339 e la linea Alenia AMX. I quattro aerorifornitori B707 riceveranno un nuovo equipaggiamento standard per poter rifornire tutti i velivoli in flotta. L'acquisizione di C-130J Lockheed Martin e di Alenia C-27J Spartan ha rinnovato le capacità di trasporto della 46<sup>a</sup> Aerobrigata, sede in cui è stato svolto il presente lavoro di tesi.

La missione balcanica e le esigenze di garantire la sicurezza anche negli aeroporti da cui partono le missioni hanno peraltro mostrato la necessità di rinforzare alcuni comparti quali le munizioni d'attacco, con particolare riferimento alle munizioni guidate ad alta precisione, e la protezione degli aeroporti dagli attacchi condotti con armamenti Stand-Off (ovvero con missili o altri armamenti sganciati da velivoli al di fuori del raggio di azione della difesa contraerea locale). Va segnalato, inoltre, il completo rinnovamento della linea di velivoli da collegamento e trasporto autorità con l'acquisto di due Airbus A319 ACJ (destinati soprattutto al trasporto del presidente della Repubblica) e di due Dassault Falcon 900EX.

### **1.1.3. Il settore spaziale**

Nel settore spaziale militare, l'Italia dispone del satellite di osservazione Helios 1, realizzato congiuntamente con Francia e Spagna e messo in orbita il 7 luglio 1995.

L'Aviazione Militare Italiana ha inoltre, sempre nei primi anni Novanta, notevolmente rafforzato la DASRS (Divisione Aerea Studi Ricerche e Sperimentazione); nata alla fine del precedente decennio dall'accorpamento del Reparto Sperimentale di Volo e di altri reparti tecnici (chimico, medicina aeronautica e spaziale, armamento, ecc.), la Divisione ha come fine il progresso tecnico e la sicurezza del volo della forza armata, oltre alle perizie su incidenti aerei che vengono richieste dai tribunali d'Italia. Situata a Pratica di Mare, presso Roma, la divisione occupa la maggiore base dell'Aviazione Militare Italiana, che si estende per oltre 7500 ettari e impiega 4500 persone.

Settori principali della DASRS sono i collaudi di aerei nuovi o forniti di nuove apparecchiature di bordo, l'informatica, la medicina aerospaziale, chimica-fisica dei materiali attraverso prove non distruttive e accertamento di cause di incidenti. Al centro lavorano ufficiali dell'Aviazione Militare Italiana specializzati in ingegneria, fisica, chimica, medicina e biologia, che utilizzano attrezzature altamente sofisticate.

Nella base si trovano anche le infrastrutture di Terra utilizzate per il controllo del satellite di ricognizione militare Helios.

## ***1.2. I compiti dell'Aeronautica Militare***

Lo strumento militare nazionale è attualmente chiamato a fronteggiare un quadro strategico fortemente mutato nel quale, al bipolarismo tra blocchi contrapposti, sono subentrati assetti geopolitici più fluidi e instabili, fonti di rischio e di conflittualità. Lo scenario internazionale, se da un lato ribadisce il ruolo centrale dell'Italia rispetto alle possibili aree di crisi e di conflitto, dall'altro esalta la funzione primaria delle sue Forze Armate quale indispensabile strumento a sostegno della politica estera.

Le ragioni della difesa e della sicurezza, cui le Forze Armate si ispirano, non sono infatti più confinate all'interno del territorio nazionale, ma al contrario sono proiettate ovunque si manifesti un rischio diretto o indiretto per il nostro paese e per le alleanze e le organizzazioni internazionali alle quali l'Italia aderisce.

Presenza e sorveglianza, difesa degli interessi esterni e contributo alla sicurezza internazionale, difesa integrata degli spazi nazionali, sono dunque queste le tre nuove funzioni principale dello strumento militare nazionale.

Per l'Aeronautica Militare ciò implica l'assolvimento di compiti più vasti e differenziati rispetto al passato e dai quali dipende la capacità per le Forze Armate italiane

di promuovere la stabilità internazionale, di scoraggiare atti ostili, di rilevare l'insorgere di situazioni di rischio, reagendo tempestivamente per prevenirle, fermo restando, naturalmente, il costante impegno a salvaguardia delle libere istituzioni e il determinante concorso negli eventi in occasione di pubbliche calamità.

In base alla normativa in vigore, i compiti assegnati all'Aeronautica Militare possono essere suddivisi in quattro grandi categorie:

- compiti operativi;
- compiti complementari;
- compiti di concorso alle autorità civili;
- compiti derivanti da accordi internazionale

I *compiti operativi* sono:

- assicurare la difesa contro attacchi aerei, esercitando, sin dal tempo di pace, un costante controllo dello spazio aereo sovrastante il territorio dello Stato e dei mari adiacenti;
- essere in grado di condurre con immediatezza operazioni aeree di attacco contro le forze offensive nemiche e contro i centri militari o industriali del nemico;
- partecipare alle azioni combinate con le forze terrestri e navali mediante il controllo del cielo della battaglia, l'interdizione dell'area della battaglia, l'appoggio diretto, il concorso della difesa aerea del traffico marittimo, il trasporto aereo e quello logistico;
- concorrere, con le altre Forze Armate e Corpi Armati dello Stato, alla difesa interna del territorio, con operazioni aeree di ricognizione, appoggio e trasporto e con la protezione delle installazioni aeronautiche.

Sono, invece, *compiti complementari* dell'Aeronautica Militare:

- raccogliere ed elaborare gli elementi della situazione meteorologica, diffondendo le relative previsioni agli enti militari e civili interessati;



- assicurare il controllo del traffico aereo militare e civile e i servizi di assistenza al volo, limitatamente alle aree di propria competenza;
- assicurare il servizio di ricerca e soccorso aereo;
- provvedere alla formazione professionale di piloti di aeroplano e di elicottero delle altre Forze Armate e al rilascio dei relativi brevetti;
- predisporre, con gli altri organi competenti, i piani di impiego in caso di emergenza dell'Aviazione Civile;
- assicurare i collegamenti aerei per esigenze militari e civili, in caso di interruzione dei collegamenti normali;
- concorrere a ricerche, studi e sperimentazioni nel campo aerospaziale.

*I compiti di concorso alle autorità civili sono:*

- concorrere con le altre Forze Armate, quando richiesto, a svolgere operazioni di difesa civile, di ordine pubblico, di assistenza alle popolazioni in caso di calamità e assicurare, su richiesta, i servizi essenziali di pubblica necessità;
- provvedere, quando richiesto, alla formazione professionale di piloti destinati ad attività civili.

*I compiti derivanti da accordi internazionali sono infine:*

- integrare la difesa aerea con quella dell'Europa NATO;
- condurre le operazioni aeree offensive previste dai piani strategici alleati;
- fornire il supporto logistico alle forze aeree alleate operanti o in transito sul territorio nazionale;
- mantenere i collegamenti e svolgere i servizi per l'esercizio del traffico aereo, della sicurezza del volo e del soccorso aereo;
- fornire assistenza e consulenza tecnico-amministrativa alle forze aeree di altre nazioni;

fornire personale qualificato in qualità di osservatore o di consulente ad organizzazioni internazionali quali le Nazioni Unite e l'Unione Europea Occidentale.

## **1.3. La 46<sup>a</sup> Aerobrigata di Pisa**

### **1.3.1. Stormi e brigate aeree**

Per capire il ruolo e le attività svolte dalla 46<sup>a</sup> Aerobrigata di Pisa bisogna innanzitutto analizzare la componente operativa dell'organizzazione periferica dell'Aeronautica Militare. Questa è rappresentata dagli *stormi* e dalle *brigade aeree*.

Gli *stormi* sono unità operative organicamente costituite, dotate di autonomia nel campo dell'impiego e in quello logistico, tecnico e amministrativo, tale da consentire lo svolgimento dei compiti assegnati.

Nell'espletare la sua funzione di comando, il comandante dello stormo si avvale di un proprio staff e di un certo numero di reparti posti alle proprie dipendenze.

Lo staff del comandante comprende:

- *comando di stormo*, per la trattazione delle pratiche di carattere generale dello stormo - comprese le “pubbliche relazioni” - nonché degli aspetti relativi al personale e alla sicurezza della base;
- *ufficio operazioni*, per la pianificazione e il coordinamento dell'attività operativa e addestrativa dello stormo, nonché del supporto tecnico-logistico e tecnico-operativo della base. Operano, tra gli altri, alle dipendenze dell'ufficio operazioni, sia il centro operativo di base (W/BOC, Wing/Base Operation Center) attivato H24 (24 ore su 24), la sezione simulatori di volo (quando presente) e la squadriglia collegamenti. Tra i compiti della squadriglia quello di assicurare il servizio di “corriere aereo” e, nel caso di squadriglia collegamenti e soccorso, di concorrere all'attività SAR (Search and Rescue) ad integrazione del servizio SAR nazionale;
- *ufficio sicurezza volo*, per gli aspetti connessi con la prevenzione degli incidenti di volo, attraverso l'applicazione delle direttive e delle disposizioni vigenti in materia;
- *medico di stormo*, con il compito di vigilare sull'efficienza psicofisiologica del personale navigante, mediante controlli sanitari periodici;
- *cappellano militare*, per l'assistenza spirituale del personale;

- *sezione P.Uma.S.S.* (Promozione Umana attività Sociali e Sportive), per l'attuazione dei necessari interventi nel settore della promozione umana, sociale e sportiva del personale e dei familiari.

I reparti posti alle dipendenze del comandante di stormo sono normalmente il Gruppo Volo, il Gruppo Servizi Tecnico-Operativi (STO), il Gruppo Servizi Tecnico Logistici (SLO), il Gruppo Difesa e il Servizio Amministrativo.

Il Gruppo di Volo è l'unità operativa elementare dell'A.M.. Il comandante di gruppo è responsabile dell'attività operativa, addestrativa e tecnica del personale navigante e degli specialisti, assicurando il corretto svolgimento delle operazioni aeree, il rispetto delle regole del volo e delle normative tecniche al fine di consentire al gruppo la piena capacità di assolvere il compito assegnato. Il gruppo, normalmente, non ha autonomia logistica e amministrativa, ma si avvale del supporto fornito dagli enti dello stormo.

Ogni gruppo dispone, tra l'altro, di:

- *squadriglie volo*, unità sulle quali si basa la struttura dei gruppi di volo dell'A.M.;
- *ufficiale sicurezza volo*, che vigila affinché tutte le operazioni, in volo e a terra, siano effettuate nel rispetto delle direttive emanate, collaborando con l'ufficiale SV di stormo nell'elaborazione e nella diffusione delle norme di sicurezza;
- *sala operativa di gruppo* (SOR, Squadron Operation Room) che monitorizza le varie attività operative di volo;
- *sezione tecnica* che, sotto il controllo tecnico del centro manutenzione di stormo, mette in atto tutte le azioni per assicurare la massima efficienza dei velivoli del gruppo, dei relativi componenti nonché delle attrezzature di supporto;
- *sezione aerofotografica* (APID, Air Photographic Interpretation Detachment) che, ove prevista, assicura l'efficienza degli apparati e dei relativi componenti in carico al gruppo.

Il Gruppo STO è responsabile del supporto tecnico-operativo di tutti gli enti dello stormo. Ad esso, in particolare, fanno capo:

- il *centro manutenzione* (CM), responsabile dell'efficienza degli aeromobili dello stormo, dei relativi equipaggiamenti di bordo e di supporto a terra, utilizzando il materiale speciale approvvigionato dal servizio rifornimenti. Il CM effettua le manutenzioni programmate e straordinarie, applicando le prescrizioni tecniche emanate dagli enti competenti. Impartisce direttive alle sezioni tecniche dei gruppi e della squadriglia collegamenti, concorrendo alle rispettive attività operative e addestrative, in sede e fuori sede, con personale ed equipaggiamenti. Fornisce, infine, il medesimo supporto anche ai gruppi di volo rischierati sulla base nonché ai velivoli di passaggio;
- il *servizio rifornimenti*, responsabile del flusso di materiale speciale aeronautico (MSA) necessario a garantire l'operatività dello stormo e degli altri enti aeronautici dislocati sulla base. Il servizio assicura anche il controllo delle scorte, il rilevamento statistico dei consumi, nonché le azioni di competenza che ne derivano e garantisce la ricezione, la custodia, la manutenzione, il rifornimento del materiale MSA;
- il *servizio telecomunicazioni e assistenza al volo* (TLC/AV), responsabile del corretto funzionamento delle telecomunicazioni, delle radioassistenze, del servizio informazioni meteorologiche e del servizio di controllo del traffico aereo di competenza dello stormo.

Il *Gruppo SLO* provvede al supporto logistico-operativo di tutti gli enti dello stormo. Ad esso in particolare fanno capo:

- il *servizio autotrasporti* che soddisfa le esigenze di trasporto e collegamento su strada del reparto, assicurando la manutenzione degli automezzi in dotazione e la formazione del personale autista;
- il *servizio impianti* che provvede a soddisfare le esigenze di mantenimento in efficienza delle infrastrutture del reparto;
- il *servizio sanitario* che assicura, senza soluzione di continuità, nell'arco delle ventiquattro ore, l'assistenza sanitaria sia al personale del reparto che per eventuali attività SAR;

- i *servizi vari*, responsabili dei servizi di supporto indispensabili al funzionamento del reparto: il servizio antincendi, il servizio mensa, il laboratorio fotografico, il servizio alloggi, la pulizia dei locali e delle aree comuni.

Il *Gruppo difesa* è l'organismo che, nell'ambito dello stormo, provvede ad attuare e a coordinare le predisposizioni e le attività necessarie a garantire la vigilanza delle installazioni. Di conseguenza, il gruppo difesa, è responsabile dell'addestramento del personale assegnato e di quello precettato per l'impiego in periodo di emergenza o di crisi. In particolare dipendono dal gruppo difesa i militari di truppa inquadrati nella sezione VAM (Vigilanza A.M.) che assicura il servizio di vigilanza delle installazioni con il supporto della sezione "Specialisti e Servizi", da cui dipende il personale di leva non specializzato in compiti di difesa. Ove prevista, nel gruppo difesa è inquadrata anche la Batteria SPADA per la difesa contraerea della base. Dipendono, infine, dal gruppo difesa, l'armeria di base e il nucleo responsabile delle operazioni EOD/EOR (Explosive Ordnance Disposal/Explosive Ordnance Reconnaissance).

Il *Servizio Amministrativo* è incaricato dell'esecuzione degli atti amministrativi riguardanti le forniture, i lavori e le spese; assicura l'amministrazione del personale militare e civile dello stormo e degli enti ai quali esso fornisce supporto, ed elabora le previsioni di fabbisogno sia del contante che del materiale ordinario, formulando le richieste di fondi per l'approvvigionamento.

Nell'ambito dell'A.M. sono inoltre costituite tre *brigade aeree*, la cui organizzazione si discosta solo in minima parte da quella descritta per lo stormo. Il relativo organigramma prevede, pertanto, un Comando di Brigata, un Reparto Servizi Tecnico-Operativi (STO), un Reparto Servizi Tecnico-Logistici (SLO), il Gruppo Difesa e un Servizio Amministrativo. Per quanto riguarda l'articolazione delle unità operative, la 1<sup>a</sup> Brigata Aerea di Padova e la 9<sup>a</sup> Brigata Aerea di Pratica di Mare hanno entrambe alle dipendenze due stormi; dal comandante della 46<sup>a</sup> Brigata dipende invece un Reparto Volo nel quale sono inquadrati i tre gruppi di volo di cui dispone.

### **1.3.2. Evoluzione della 46<sup>a</sup> Aerobrigata**

Il presente lavoro di tesi è stato svolto presso la 46<sup>a</sup> aerobrigata che trae origine dal 46° Stormo Bombardamento Terrestre, costituito sull'aeroporto "Arturo dall'Oro" di Pisa il 14 febbraio 1940 sui gruppi 104° e 105°, entrambi su "S.79". Trasformatosi in reparto aerosiluranti, lo Stormo viene attivamente impegnato durante il secondo conflitto mondiale, contribuendo anche alla difesa del territorio nazionale. Dopo l'armistizio, i velivoli superstiti sono riuniti nella 253<sup>a</sup> Squadriglia che prende parte alla guerra di Liberazione. E' di questo periodo la costituzione dello Stormo Trasporti che inizialmente operava dall'aeroporto di Centocelle a Roma e che darà vita, nel 1949, al 46° Stormo Trasporti, ricostituito a Pisa.

Con l'arrivo dei C-119, i celebri "Vagoni Volanti", lo Stormo si trasforma in 46<sup>a</sup> Aerobrigata Trasporti Medi. Gli avvenimenti successivi portano gli equipaggi della 46<sup>a</sup> sulle rotte di tutto il mondo. Con l'arrivo, nel 1972, dei C-130H, assegnati al 50° Gruppo e, nel 1978, dei G.222 che sostituiscono definitivamente i C-119, la capacità dell'Aerobrigata viene notevolmente ampliata. Nel 1985 viene adottata l'attuale denominazione di 46<sup>a</sup> Brigata Aerea.

Nella Brigata di oggi, dislocata sull'aeroporto di Pisa San Giusto, operano il 2°, il 50° e il 98° Gruppo (riuniti in un Reparto Volo), il 446° Reparto STO, il 546° Reparto SLO e il Gruppo Difesa con la 746<sup>a</sup> Batteria SPADA.

I velivoli impiegati sono il C-130J, con cui sono stati riequipaggiati il 2° e il 50° Gruppo che hanno progressivamente radiato dalla linea di volo i G-222 e i C-130H, e a breve il C-27J Spartan, evoluzione del G-222, che condivide con il C-130J i motori e gran parte dell'avionica.

### **1.3.3. Struttura e funzioni della 46<sup>a</sup> Aerobrigata**

#### **1.3.3.1. Organizzazione**

L'organizzazione di una brigata, come precedentemente visto, non si discosta molto da quella dello stormo. Nel caso della "46<sup>a</sup>" la struttura organizzativa è rappresentata nel seguente organigramma:

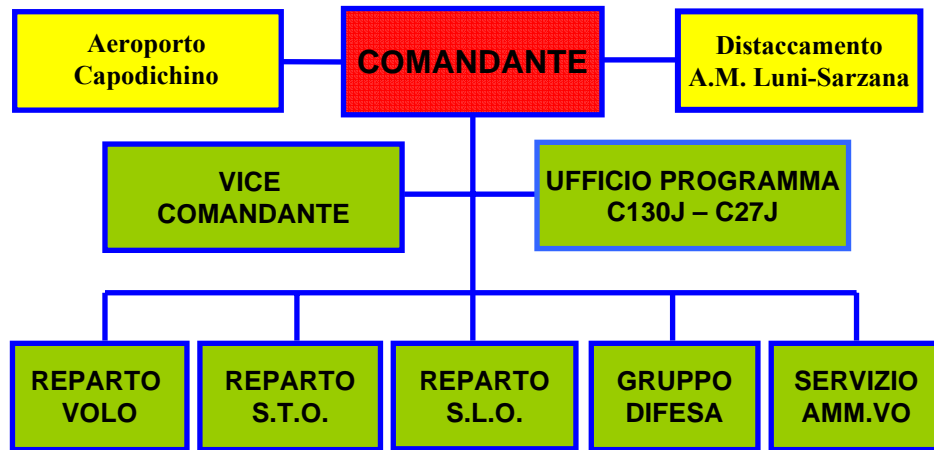


Figura 1. Organigramma 46ª Aerobrigata.

Il comandante collabora con l'aeroporto Capodichino e il distaccamento dell'Aeronautica Militare a Luni. Alle sue dipendenze si trovano il vice comandante che ha e l'ufficio programma C-130J e C-27J. A questi fanno riferimento i vari reparti e gruppi della brigata, il Reparto Volò, il Servizio Tecnico Operativo (S.T.O), il Servizio Tecnico Logistico (S.L.O), il Gruppo Difesa e il Servizio Amministrativo le cui funzioni sono state ampiamente descritte nel paragrafo precedente.

I bracci operativi della brigata sono i reparti volo, quindi il 2°, il 58° e il 98° gruppo che vedono schierati i C-130J e i G-222, il Centro Addestramento Equipaggi che, costruito in tempi rapidissimi, è oggi il più moderno simulatore di volo dell'A.M. e d'Europa, meta di visite conoscitive da parte delle forze aeree di altre nazioni e il G.E.A, Gruppo Efficienza Aeromobili.

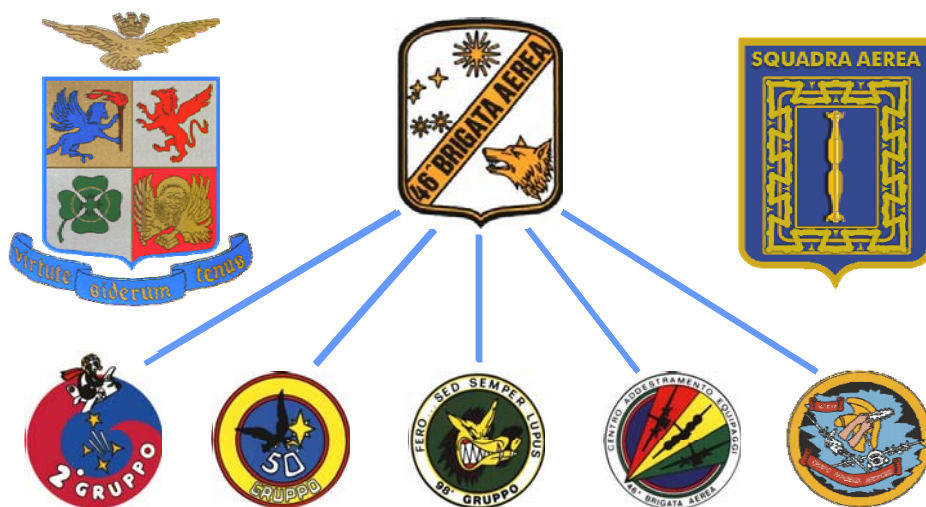


Figura 2. Bracci operativi della brigata.

Nella Figura 2 sono rappresentati i distintivi dei vari reparti e lo stemma, in alto a sinistra, dell'Aeronautica Militare, che raggruppa i distintivi delle quattro Squadriglie che furono tra le prime ad essere costituite e che, nel corso del primo conflitto mondiale, si distinsero per coraggio e atti eroici. Esso è sormontato dall'aquila turrata, simbolo degli aviatori militari, mentre il cartiglio riporta il motto "Virtute siderum tenus" (con valore fino alle stelle).

Primo in alto a sinistra, dello stemma dell'A.M., è il distintivo della "X Squadriglia Barman" che rappresenta un *quadrupede chimerico* con la parte anteriore da leone e quella posteriore da cavallo. La squadriglia costituita il 1° aprile 1913 si distinse nelle operazioni di ricognizione e bombardamento leggero, successivamente denominata "27<sup>a</sup> Squadriglia Aeroplani" eseguì nel corso della Prima Guerra oltre 900 missioni belliche.

A destra, il *grifo rampante*, rappresenta l'insegna della "91<sup>a</sup> Squadriglia Caccia", nota come "Squadriglia degli Assi", in quanto ebbe tra le proprie fila piloti come Francesco Baracca, Piccio, Ruffo di Calabria e Ranza. Costituita il 1° maggio 1917 sul campo di S. Caterina a Udine conta 60 aerei nemici abbattuti.

Il *quadrifoglio* è stato il simbolo della "10<sup>a</sup> Squadriglia da bombardamento Caproni", costituita il 25 maggio 1916, compì circa 300 audaci missioni di bombardamento in territorio nemico.

Il *Leone di S. Marco* identifica, invece, la "87<sup>a</sup> Squadriglia Aeroplani" denominata "La Serenissima", costituita a Ghedi nell'aprile del 1918. Tra i circa 160 voli di guerra compiuti, sicuramente il più epico è stato il volo su Vienna al comando di Gabriele D'Annunzio.

### 1.3.3.2. Compiti

Per quanto riguarda i compiti della 46<sup>a</sup> Aerobrigata, molteplici e diversificate sono le attività che vedono impegnati i C-130J e i C-27J. Gli equipaggi della Brigata vengono addestrati per poter operare in vari teatri ed effettuare missioni di:

- aerotrasporto ad alta e media quota;
- ricerca e soccorso (S.A.R) per le aree oceaniche;
- aviolancio di personale e materiali;
- volo a bassa quota e atterraggio su piste semipreparate;



- rifornimento in volo sia come aviocisterna che come ricevente.

Tra le altre attività svolte dalla 46<sup>a</sup> ci sono anche operazioni di aviosbarco, protezione civile, supporto Onu – Nato – Cri e, fino al 2000 lotta antincendi, che da quella data è diventata esclusiva competenza della protezione civile.

In sintesi la 46<sup>a</sup> Aerobrigata deve assicurare la mobilità di forze e di risorse, in scenari multiformi, d'ambientazione sia nazionale che internazionale, a supporto della funzione di intervento e presenza dello stato.

Queste attività portano ad operare in tutto il mondo svolgendo numerose missioni. I principali teatri di tali missioni e delle esercitazioni svolte nell'ultimo periodo sono rappresentate nella seguente immagine:



**Figura 3.** Teatri delle principali missioni ed esercitazioni della 46<sup>a</sup> Aerobrigata.

Tra le missioni ancora in atto si possono ricordare la **ISAF COALITION** (*International Security Assistance Force*) in Afghanistan, operazione iniziata il 10 gennaio 2002 che ha comportato, tra l'altro, l'attivazione del NAI (*Nucleo Aeroportuale Interforze*) di Al Bateen, negli Emirati Arabi Uniti, diventato successivamente 7° ROA (Reparto

Operativo Autonomo). Il compito di tale missione è quello di assicurare il supporto della componente dell'Esercito rischierata in Afghanistan nell'ambito dell'ISAF e gestire, attraverso il NAI di Al Bateen, il flusso di personale e materiali che, provenienti o diretti dall'Italia, devono poi proseguire per l'Afghanistan o rientrare in Patria. L'assetto operativo prevede uno o due C-130J e circa 35 uomini.

Il 7° ROA effettua, con i velivoli C-130J, voli tattici da e per i teatri operativi (IRAQ e AFGHANISTAN) e conduce missioni strategiche di collegamento con l'Italia, necessari a garantire l'afflusso del personale, mezzi e materiali ai contingenti nazionali impiegati anche nelle operazioni ENDURING FREEDOM (con lo scopo di concorrere alla lotta contro il terrorismo internazionale attraverso personale distaccato presso posizioni isolate o comandi della Coalizione multinazionale antiterrorismo) e ANTICA BABILONIA (con lo scopo di concorrere, con le altre componenti del contingente militare italiano, a garantire le condizioni di sicurezza e stabilità necessarie a consentire l'afflusso e la distribuzione degli aiuti umanitari e contribuire alla condotta delle attività di intervento più urgenti per il ripristino delle infrastrutture e dei servizi essenziali, contribuendo alla gestione dell'Aeroporto di Tallil e assicurando la disponibilità degli assetti aerei). Il Reparto inoltre è predisposto per effettuare MEDEVAC (missioni di evacuazioni sanitaria).

Molto importanti sono anche le esercitazioni sia a livello nazionale e internazionale che a livello nato, in cui si ha modo di poter perfezionare le tecniche di volo e di confrontarsi con contingenti alleati. Tra queste si può sicuramente annoverare l'esercitazione internazionale RED FLAG che si svolge ogni anno negli Stati Uniti, presso la Nellis AFB, nel Nevada. Il particolare scenario dell'esercitazione consente ai "Tornado" lo svolgimento di missioni OAS (*Offensive Air Support*), BAI (*Battlefield Air Interdiction*), AI (*Air Interdiction*), anche a bassissima quota (fino a 150 piedi), e a C-130, G.222 e prossimamente a C-27J di effettuare missioni di trasporto e aviolancio tattico scendendo fino a 250 piedi. Lo scopo è quello di consolidare la capacità d'impiego dei sistemi d'arma in dotazione e verificare la validità delle rispettive tattiche, organizzare e gestire "pacchetti" costituiti da un elevato numero di velivoli, coordinandone l'impiego, e consolidare la capacità di operare congiuntamente ad altri reparti alleati. Altro obiettivo è quello di verificare la capacità della struttura tecnico-logistica nel garantire il supporto ai velivoli rischierati fuori dal territorio nazionale.

## **1.4. La flotta della 46<sup>a</sup> Aerobrigata**

La flotta aerea della 46<sup>a</sup> Aerobrigata di Pisa è stata recentemente rinnovata con l'acquisto di dieci C-130J Standard e di dodici C-130J-30 (versione allungata) che hanno sostituito i C-130H e che, con un totale di 22 macchine, consentono all'Aeronautica di disporre della seconda flotta di "Super Hercules" operante in Europa. La conclusione del programma di rimodernamento della flotta vede, entro il 2007, anche l'arrivo dei C-27J Spartan che sostituiranno i G-222 e andranno ad affiancare i C-130J.

### **1.4.1. Il C-27J Spartan**

Il C-27J, rappresentato nella figura seguente, è un velivolo da trasporto leggero adatto a terreni semipreparati. Il suo impiego prevede missioni di trasporto tattico, trasporto cargo e sanitario, aviolancio di materiali e paracadutisti, pattugliamento marittimo, ricerca e soccorso antincendio.



**Figura 4.** C-27J Spartan.

L'aereo è sviluppato dall'italiana Alenia come versione avanzata del G 222 ed è prodotto in collaborazione con la statunitense Lockheed Martin. Il programma sarà

completato con l'acquisizione di un simulatore di volo "full motion" che permetterà di innalzare la qualità dell'addestramento esplorando tutte le capacità del velivolo e riproducendo situazioni estreme irrealizzabili in sicurezza durante un volo reale.

### 1.4.2. Il C-130J e il C-130J-30

Maggior approfondimento merita il C-130J in quanto è l'aereo oggetto di questa tesi. La tendenza attuale, per quanto riguarda gli aerei militari, è di aggiornare gli aerei anziché sostituirli, o per lo meno sostituirli con nuove versioni dello stesso aereo, al fine di contenere il più possibile i costi. Anche per il C-130J e il C-130J-30 (versione allungata), è stata adottata questa politica, anche se il "J" è più di una semplice evoluzione del suo predecessore. Sono stati infatti riprogettati e rinnovati l'apparato propulsivo, l'avionica e l'impiantistica. Esteriormente, la modifica più evidente è costituita dalle grandi eliche a sei pale con profilo a scimitarra Dowty R391 in materiale composito e con passo variabile in volo azionato da sistema idraulico completamente automatico.



**Figura 5.** C-130J.

Il C-130 Hercules è impiegato principalmente nella parte tattica delle missioni di trasporto. L'aereo è in grado di operare su piste irregolari di fortuna ed è il principale mezzo di trasporto, in aree ostili, per truppe ed equipaggiamenti. E' impiegato in modo

globale anche dall'U.S. Air Force con funzioni di: Comando Mobile Aereo (di base a terra), Comando Operazioni Speciali, Comando Strategico, Comando Guardia Nazionale Aerea e Riserva dell'Air Force, adempiendo ad una vasta gamma di missioni operative in situazioni di pace e di guerra. Le versioni di base e quelle specializzate sono utilizzate con diversi compiti, tra cui il trasporto aereo, approvvigionamenti nell'antartico, missioni di aiuto sanitario, ricognizioni meteorologiche, lanci di spray, servizi antincendio per le forze forestali e missioni di soccorso in caso di disastri naturali.

Per mezzo della rampa posteriore di carico, il C-130 può accogliere un'ampia varietà di carichi fuori misura, dagli elicotteri, ai mezzi corazzati a sei ruote, ai carichi standard pallettizzati e personale militare.

Nel ruolo di trasporto aereo può portare un carico di oltre 19.000 kg e utilizzare il suo speciale carrello di atterraggio per effettuare consegne su piste di fortuna non regolari.



**Figura 6.** C-130J in decollo da una pista semi-preparata.

Il design flessibile dell'Hercules permette configurazioni per missioni diversificate, consentendo a ogni velivolo di eseguire svariati compiti. Molti degli equipaggiamenti speciali sono rimovibili, in questo modo, se necessario, si può riportare l'aereo al suo compito iniziale, il trasporto.

La nuova versione “J” del C130 utilizza la tecnologia più avanzata, riduce le richieste di personale e di manutenzioni e presenta un più economico costo di mantenimento rispetto ai modelli precedenti. L’evoluta avionica ha permesso di ridurre l’equipaggio necessario alla conduzione del C-130, passando dai 5 componenti tra piloti e specialisti indispensabili nel passato (due piloti, navigatore, ingegnere di volo, responsabile dei carichi), a due piloti e un operatore di sistema, ora denominato DCL (*Direttore Carico e Lanci*) che ha il compito di gestire gli impianti di autoprotezione in particolari missioni, gestire combustibile, impianti di pressurizzazione e condizionamento, oltre naturalmente ad avere le competenze specifiche per quanto riguarda il carico (stesura del piano di carico e bilanciamento).

In confronto ai precedenti modelli, la versione “J” ha una velocità di salita superiore e raggiunge quote più elevate, ha una maggiore autonomia di volo, è più veloce e riesce a decollare e ad atterrare in spazi più ristretti. Il C-130J-30 è una versione allungata di circa 4,57 m, e dispone quindi di uno spazio superiore per il carico.

I principali aggiornamenti dei sistemi del C-130J/J-30 comprendono: doppia stazione di volo per due piloti con avionica digitale completamente integrata, display a cristalli liquidi, a colori e multifunzionali, sistema di navigazione all’avanguardia con doppia navigazione inerziale e GPS; sistemi di difesa completamente integrati, radar a colori di bassa potenza, display della mappa digitale; nuovi motori a turbo-propulsione a sei pale, propulsore all-composite, pilota automatico digitale e migliore sistema per le operazioni di carico.





**Figura 7.** Cockpit del C-130J.

Altro elemento estremamente innovativo per un velivolo di questo tipo è la presenza dell' HUD per entrambi i piloti (*Head Up Display*, letteralmente display [visibile] a testa alta), che consente di visualizzare, proiettate davanti a se, tutte le principali informazioni inerenti quota, velocità e assetto, che normalmente sono visibili solo abbassando gli occhi sulla strumentazione.



**Figura 8.** Head Up Display del C-130J.

Questo strumento è diventato un mezzo fondamentale per la condotta del velivolo, anche perché perfettamente compatibile con gli speciali occhiali per visione notturna all'infrarosso NVG (*Night Vision Goggles*) che, dopo la certificazione presso il Reparto Sperimentale, hanno permesso di essere, nel teatro afgano, la prima forza aerea del mondo a impiegare operativamente il C-130J con gli NVG.

Di seguito sono riportate le principali caratteristiche tecniche del velivolo:

#### Dimensioni

apertura alare: 40,41 m;

altezza: 11,84m

lunghezza: 29,79 m;

superficie alare: 161,12 m<sup>2</sup>

#### Pesi

a vuoto: 34.274 Kg

massimo al decollo: 79.380 Kg

carburante: 20.819Kg

#### Prestazioni

velocità massima: 645 Km/h;

tangenza: 9315 m

autonomia: 5250 Km

#### Equipaggio

2 piloti

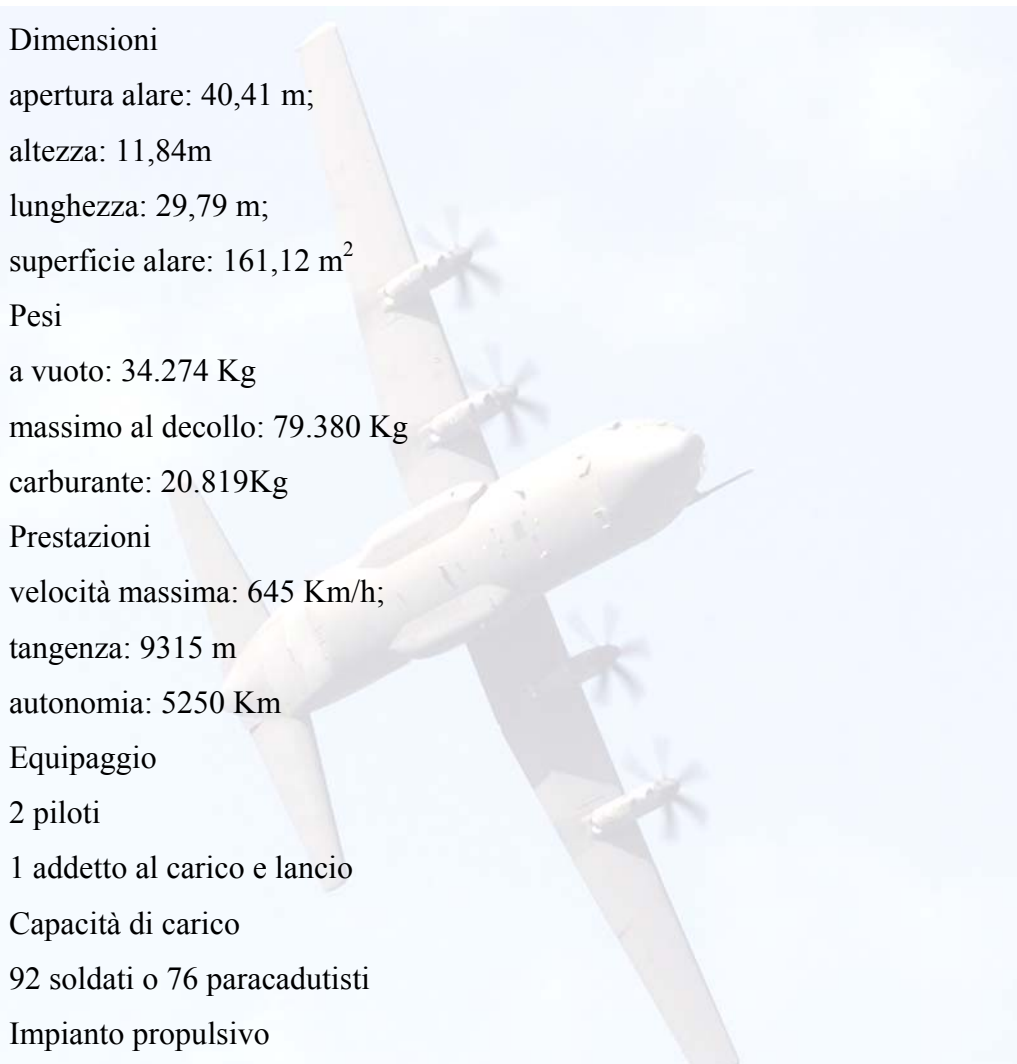
1 addetto al carico e lancio

#### Capacità di carico

92 soldati o 76 paracadutisti

#### Impianto propulsivo

Quattro turboelica Rolls-Royce (Allison) AE2100D3 da 4.700 sHP





## Capitolo 2 – La manutenzione in campo aeronautico

L'Aeronautica Militare impiega il mezzo aereo per svolgere i propri compiti, quindi tutta l'organizzazione ruota attorno all'aeromobile e a quanto è necessario per renderlo affidabile e sicuro in qualsiasi situazione d'impiego. La manutenzione dei velivoli deve essere intesa nel senso più generale del termine, comprensiva di tutto ciò che è necessario per il mantenimento delle buone condizioni di aeronavigabilità dell'aeromobile, incluse quindi:

- ispezioni;
- prove;
- operazioni di servizio;
- sostituzione di componenti;
- lavori di rettifica degli inconvenienti;
- riparazioni,

e in generale di tutti gli interventi necessari a mantenere nel tempo gli adeguati standard di sicurezza richiesti per l'esercizio dell'attività aeronautica.

In campo militare una buona parte dell'organizzazione è dedicata al controllo e alla manutenzione delle parti meccaniche ed elettroniche di un aeromobile, anche in considerazione del fatto che le caratteristiche principali di un aereo militare rispetto ad un aereo da trasporto civile tendono ad esasperarne l'usura per il particolare impiego operativo. In generale, infatti, il volo militare non è un volo "standard" come quello civile, ci sono particolari voli in cui vengono eseguite manovre al limite dei carichi strutturali sopportabili dall'aereo o che richiedono improvvise variazioni di regime dei motori. I particolari teatri in cui operano i velivoli portano spesso a confrontarsi con condizioni

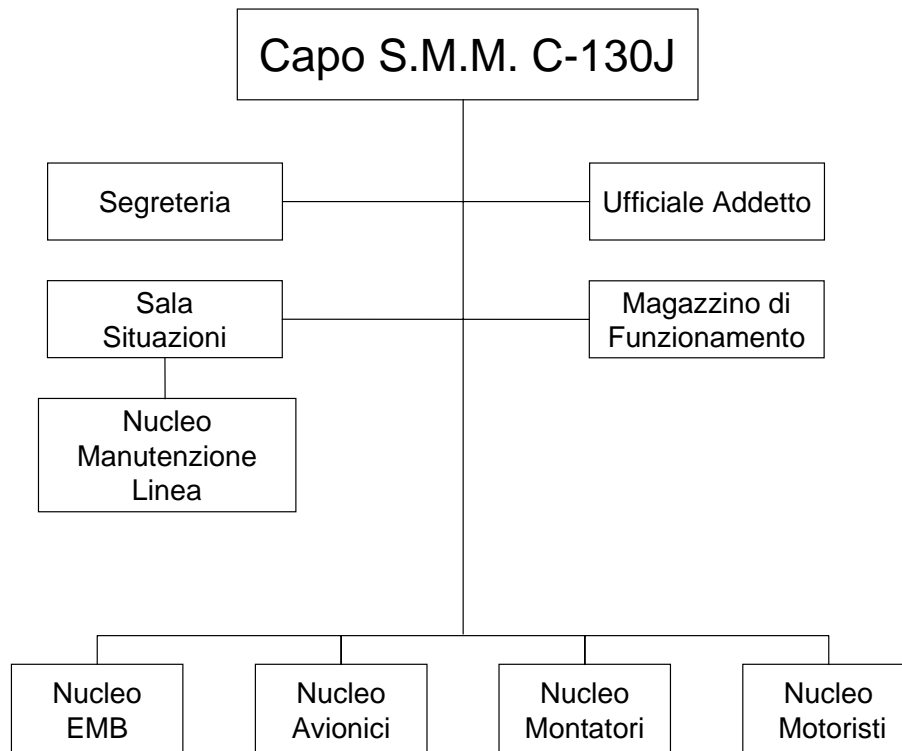
climatiche estreme, dal gelo polare artico alle alte temperature equatoriali senza contare che, come precedentemente detto, alcuni aerei come il C-130J atterrano e decollano su piste semipreparate e sono quindi soggetti a nubi di polvere e sassi creati dalla turbolenza delle eliche. La manutenzione di un aereo e di tutte le sue parti è quindi effettuata con meticolosa pianificazione in base a scadenze temporali, sia calendariali sia in base alle ore di volo effettuate.

Oltre alla manutenzione programmata viene eseguita una manutenzione “on condition” tutte le volte che, in base a controlli pre e post volo, vengono rilevati parametri che ne suggeriscono l’adozione. Nel vasto panorama della manutenzione svolta sui velivoli dell’Aeronautica Militare, sono inseriti anche i Laboratori Tecnici di Controllo, dipendenti dal Reparto Servizi di Supporto del Comando Logistico, che svolgono una costante e capillare azione di controllo su prodotti quali carburanti, lubrificanti e fluidi idraulici, che sono elementi essenziali per il funzionamento delle superfici mobili e dei motori degli aerei. In un velivolo, infatti, non solo le sue parti costituenti devono essere sempre efficienti, ma anche tutto quello di cui esso ha bisogno per volare deve corrispondere a determinate e ben definite specifiche qualitative.

## ***2.1. Sezione manutenzione meccanica C-130J***

Le Sezione Manutenzione Meccanica del C-130J si trova presso la 46<sup>a</sup> Aerobrigata e ha il compito di effettuare tutte le attività di manutenzione necessarie a garantire l’efficienza della flotta C-130J, nel rispetto delle disposizioni impartite dal Comandante del G.E.A. (Gruppo Efficienza Aeromobili). Il Capo Ufficio Tecnico del GEA ha infatti autorità, su delega del Comandante, di indicare alla sezione modi e tempi di effettuazione dei lavori di manutenzione, programmata e non, che potranno svolgersi sia sull’aeroporto di Pisa che fuorisede.

Di seguito viene riportato l’organigramma della sezione:



**Figura 9.** Organigramma della Sezione Manutenzione Meccanica C-130J.

Dal capo Sezione Manutenzione Meccanica C-130J dipendono i quattro Nuclei di Manutenzione “EMB” (elettromeccanici), “Avionici”, “Montatori” e “Motoristi” e il “Nucleo Manutenzione Linea”. Alle dipendenze funzionali del Capo S.M.M. C-130J sono posti inoltre il “Magazzino di Funzionamento” e la “Sala Situazioni del G.E.A.”, dipendenti in linea gerarchica dal comandante del G.E.A.

La “Sala Situazioni” rappresenta il centro di controllo di tutte le attività manutentive della Brigata e ha il compito di monitorizzare lo stato di avanzamento dei lavori notificandone il completamento, ovvero segnalando eventuali ritardi sulle tempistiche stimate dall’Ufficio Tecnico, oltre a gestire direttamente l’impiego del “Nucleo Manutenzione Linea”. Il compito di tale nucleo è principalmente quello di effettuare assistenza ai velivoli in linea di volo, organizzandosi in due turni di otto ore in maniera tale da coprire l’attività volativa giornaliera che, in linea di massima, si svolge dalle ore 06:30 alle ore 22:00. Seppur dotato di completa autonomia, esso lavora sotto le indicazioni del Capo S.M.M. C-130J, tramite il Capo della Sala Situazioni o di un Supervisore, in turno settimanale, che lo sostituisce al di fuori del normale orario di servizio.

Il “Magazzino di Funzionamento”, seppur dipendente gerarchicamente dal Comandante del G.E.A., dipende funzionalmente dal capo S.M.M. C-130J. Gestisce le attrezzature AGE (*Air-Ground Equipment*) peculiari del sistema d’arma C-130J, il

materiale di consumo (minuteria) e le attrezzature speciali comuni alle linee G-222, C-130J e C-27J, monitorandone scadenze e consumi, in maniera tale da assicurare un'adeguata consistenza delle scorte presenti in magazzino e garantendo che tutto il materiale in dotazione sia sempre disponibile e in condizioni di perfetta efficienza (batterie cariche, accessori presenti ed efficienti, etc.).

La Sezione Manutenzione Meccanica C-130J svolge essenzialmente tre attività, sia in sede che fuori sede:

- assistenza ai velivoli in linea di volo;
- manutenzione programmata
- manutenzione non programmata.

Ulteriore compito della sezione è quello di gestire le attrezzature peculiari al sistema d'arma C-130J e organizzare il flusso delle parti di ricambio da e verso il magazzino principale, per mezzo del “*Magazzino di Funzionamento*”.

### **2.1.1. Assistenza ai velivoli in linea volo**

Per garantire la necessaria assistenza ai velivoli presenti in linea volo, la Sezione Manutenzione Meccanica C-130J si avvale di un “*Nucleo manutenzione Linea*” (N.M.L.) composto da circa trenta specialisti con la qualifica di “Capovelivolo”, provenienti dai Nuclei di Manutenzione con cadenza semestrale, secondo le aliquote definite dal Capo Sezione.

Esso deve garantire:

- la presenza di una squadra formata da almeno sette Capivelivolo nel turno mattutino;
- la presenza di una squadra formata da almeno tredici Capivelivolo ne turno serale;
- la presenza di operatori GMS in missioni in cui è richiesto l'intervento della squadra manutentiva.

Le squadre hanno il compito di:

- effettuare le attività di pre-volo, post-volo, servicing, etc.;
- effettuare i debriefing GMS;
- garantire l'assistenza al decollo e all'atterraggio dei velivoli in linea;
- garantire l'assistenza ai velivoli di passaggio, qualora richiesto;
- effettuare attività manutentive che non superino le due ore di lavoro.

Durante il turno pomeridiano vengono effettuate tutte le attività necessarie a garantire l'attività di volo del giorno successivo; nel turno mattutino si effettua, invece, assistenza ai decolli e atterraggi, oltre alle eventuali ispezioni pre-volo rinviate dalla sera precedente.

Le squadre sono coordinate da un capo turno che ha il compito di distribuire le risorse in funzione delle esigenze e di tenere costantemente informata la Sala Situazioni sullo stato dei lavori in corso, comunicando l'inizio di un attività, sia esso check o intervento manutentivo, e ogni eventuale problema che potrebbe causare ritardi rispetto ai tempi medi necessari per il completamento dei lavori.

Il coordinamento delle attività in rampa è effettuato tramite l'expediter che ha il compito di:

➤ ***prima del decollo di un velivolo:***

- “presentare” il velivolo al capo equipaggio, comunicandogli eventuali problemi manutentivi non ancora risolti;
- Coordinare l'intervento del personale di linea in caso di avarie.

➤ ***all'atterraggio di un velivolo***

- Ricevere dal capo equipaggio informazioni su eventuali problemi tecnici occorsi durante il volo.

### 2.1.2. Manutenzione programmata

La programmazione delle ispezioni è elaborata a cura della Sezione Lavori dell'Ufficio Tecnico, in funzione delle scadenze manutentive e degli impegni operativi della Brigata. Ogni settimana, in occasione dello "Staff Meeting" presso la Sala Riunioni del G.E.A., viene aggiornato il "*Maintenance Activities Planner*" (MAP), che costituisce il documento di riferimento per le attività in cui è impegnato il personale del G.E.A durante il bimestre.

Nel MAP sono riportate:

- Le attività manutentive programmate;
- Le scadenze delle ispezioni maggiori ISO (Ispezione Isocrona) e HSC (Home Station Check) con relativi intervalli temporali in cui possono essere anticipate o posticipate;
- Le attività non programmate la cui risoluzione superi una giornata lavorativa;
- Gli aeroplani rischierati per attività operative o addestrative;
- L'attività di volo, durante i periodi particolarmente impegnativi.

Il capo Sezione Manutenzione Meccanica C-130J è responsabile della corretta esecuzione dei lavori programmati e ha il compito di coordinare con l'Ufficio Tecnico le eventuali variazioni al MAP.

Le attività programmate possono essere di due tipi:

- *Ispezione Isocrona* (ISO), cioè svolta a scadenze di tempo calendariali, generalmente da una squadra di specialisti composta da cinque montatori, tre motoristi, un avionico e un elettromeccanico (EMB); ha una durata media venti giorni lavorativi, necessari per effettuare il lavaggio del velivolo e concludere la fase ispettiva (primi quindici giorni), nonché procedere al ripristino dell'efficienza ed effettuare le opportune prove funzionali (cinque giorni, variabili tuttavia in funzione delle avarie riscontrate);

- *Home Station Check (HSC)*, svolta in genere da una squadra composta da cinque montatori, tre motoristi, un avionico e un elettromeccanico, ha una durata di cinque giorni lavorativi, salvo imprevisti.

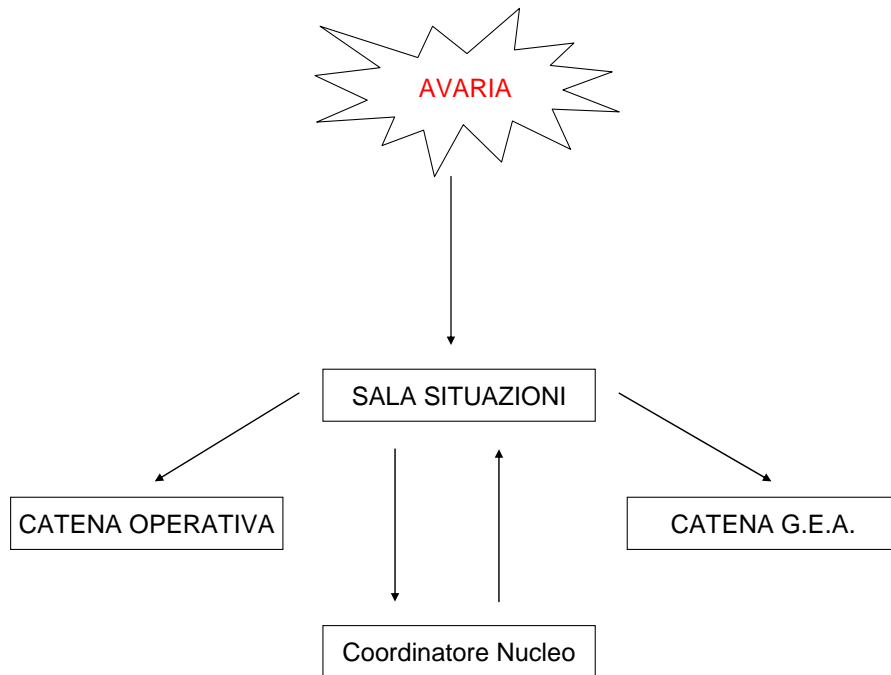
Le attività di manutenzione programmata avvengono normalmente presso la “Home Base” di Pisa e, a meno di esigenze contingenti, il personale specialista componente le squadre ispettive non può essere impiegato in altre attività concomitanti.

### **2.1.3. Manutenzione non programmata**

La manutenzione non programmata è coordinata dal Capo Sezione Manutenzione Meccanica C-130J mediante due briefing giornalieri (la mattina alle 8:15 e il pomeriggio alle 14:00) cui partecipano i cinque Capi Nucleo, il sottufficiale ATC (Assistente Tecnico) impiegato presso la Sala Situazioni, un sottufficiale addetto al Nucleo Tecnico dell’Ufficio Tecnico e, solo per la riunione delle 14:00, il supervisore alle attività pomeridiane. Durante ogni riunione viene analizzato lo stato dei velivoli con le relative scadenze e lavori da effettuare, coordinando il proseguimento dei lavori non conclusi la sera precedente e pianificando le attività in funzione dell’ordine di volo del giorno successivo. E’ compito del Nucleo Manutenzione Linea tenere costantemente aggiornata la Sala Situazioni sull’organizzazione e l’avanzamento dei lavori, curando il flusso di informazioni verso L’Ufficio Tecnico. La Sala Situazioni è quindi il centro di controllo di tutte le attività manutentive e ad essa viene fatto riferimento per fornire e ricevere qualsiasi informazione circa lo stato dei velivoli. Molto importante è quindi il flusso di informazioni che deve permettere a tutti gli organi predisposti di intervenire tempestivamente nel caso si presenti un’avaria.

Nella Figura 10 è rappresentato, attraverso uno schema a blocchi, il flusso di informazioni nel caso venga appunto riscontrata un’avaria. La Sala Situazioni, una volta ricevuta la segnalazione, invia una comunicazione al coordinatore del nucleo interessato e, successivamente, informa la catena G.E.A. e la Sala Operativa dell’indisponibilità del velivolo. Il coordinatore, entro dieci minuti, sceglie la squadra di specialisti che viene fatta intervenire sul velivolo ed entro trenta minuti dall’intervento fornisce alla Sala Situazioni informazioni dettagliate sul tipo di avaria riscontrata e sui tempi stimati per il ripristino dell’efficienza dell’aeromobile, al fine di consentire l’aggiornamento della situazione della

flotta. Ogni ulteriore variazione, compresa la risoluzione dell'avaria viene comunicata in tempo reale alla Sala Situazioni che provvede ad informare la catena GEA e la Sala Operativa.



**Figura 10.** Flusso di informazioni in caso di avaria.

Di seguito viene riportata una foto dell'hangar in cui vengono effettuate tutte le operazioni di manutenzione ordinaria e straordinaria del C-130J, compresa la riparazione oggetto di questa tesi



**Figura 11.** Hangar del C-130J.



## **2.2. Operational Risk Management (O.R.M): la gestione del rischio**

L'obiettivo di questa tesi è stato quello di fornire all'Aeronautica Militare, in particolare alla 46<sup>a</sup> aerobrigata di Pisa, una metodologia di riparazione per far fronte alla rottura del bordo d'attacco dell'aereo C-130J, impiegando minori risorse economiche e riducendo i tempi necessari rispetto ad una riparazione "standard". La rottura di un bordo d'attacco, nella quasi totalità dei casi, è dovuta ad eventi straordinari, come l'impatto con volatili o errate manovre di rullaggio. Alcuni di questi eventi sono imprevedibili, altri invece possono essere controllati, entro certi limiti, attraverso un'opportuna analisi del rischio.

La cosiddetta "**Gestione del Rischio**" è uno degli elementi chiave nella prevenzione di incidenti ed è particolarmente importante in campo aeronautico-militare poiché è un ambito in cui vengono svolte attività rischiose e ricche di incognite. Sviluppare l'abilità di gestire il rischio, qualsiasi sia l'attività che si prende in considerazione, significa dunque porsi nelle condizioni di affrontare i pericoli associati a tale attività, con una probabilità ragionevolmente alta di non soffrire perdite, penalizzazioni o spiacevoli imprevisti, proprio in ragione di quei pericoli. In generale, gestire il rischio diventa un'attività tanto più importante quanto più scarse sono le risorse disponibili e allo stesso tempo quanto più difficoltose, impegnative, ricche di incognite e pericolose sono le attività che si devono intraprendere.

Nelle organizzazioni aeronautiche e in particolare in quelle militari, l'associazione di un certo quantum di pericolo in ogni missione rappresenta semplicemente un dato di fatto. I velivoli, preziosissimi gioielli tecnologici, per gli altissimi costi di acquisizione e mantenimento, sono in numero sempre più limitato; gli equipaggi di volo, d'altro canto, rappresentano un bene ancora più prezioso, perché formare equipaggi addestrati a conseguire task operativi sempre più complessi rappresenta ormai un investimento e uno sforzo organizzativo costantemente crescente. L'equipaggio, o se vogliamo l'uomo, nel contesto della missione, si trova quindi nella strana duplice veste di rappresentare, nel sistema uomo-macchina-ambiente, da un lato l'elemento di forza e dall'altro l'anello più debole. La consapevolezza di questa condizione nell'ambito aeronautico è una realtà così diffusa che la gestione del rischio è divenuto, ormai da tempo, una attività svolta più o meno costantemente, in genere sufficientemente bene, e quasi sempre in maniera automatica.

Nell'approccio al volo, infatti, il ricorso ad operazioni codificate e ripetitive da parte degli equipaggi, come ad esempio il controllo delle condizioni meteo lungo la rotta e nella base di destinazione, o anche l'esteso utilizzo di procedure standard, rappresentano in realtà dei veri passaggi finalizzati alla riduzione del rischio di missione. La gestione del rischio, quindi, almeno quella fatta a questo livello, non sembra essere nulla di particolare ed è probabilmente nata assieme all'aeroplano, o quasi. Una misura di gestione del rischio è stata sicuramente rappresentata dall'adozione di una lista di controlli finalizzata a ridurre gli effetti del pericolo rappresentato da possibili dimenticanze verificatesi nell'esecuzione di una serie, per quanto breve essa possa essere, di controlli o di operazioni nel cockpit.

L'introduzione e l'uso della checklist delle emergenze, ad esempio, rappresenta uno dei primi e dei più classici esempi di misura di gestione del rischio nell'ambito del cockpit. Naturalmente i rischi del volo non sono solo all'interno dell'abitacolo; la storia degli incidenti aerei ha infatti insegnato che il pilota o l'equipaggio di volo, benché quasi sempre protagonisti attivi degli incidenti aerei, spesso sono soltanto gli ultimi attori in atto di un copione molto più complessa, che coinvolge più soggetti e che vede venire a galla errori, difetti e lacune organizzative, tanto che è comune pratica quella di parlare degli incidenti di volo in termini di "incidenti organizzativi". Ciò ha portato ad "allargare" il concetto di gestione del rischio estendendolo a tutto ciò che orbita attorno alla missione di volo, a come essa viene non solo pianificata e condotta, ma anche concepita, organizzata e gestita dal suo nascere.

E' in tale ottica che, a partire dal mondo aeronautico anglosassone, si è passati gradualmente dal concetto di "gestione del rischio" puro e semplice a quello di O.R.M. (*Operational Risk Management*). L'aggiunta del termine "Operational" non è casuale, questo termine è stato infatti adottato per esprimere la volontà di allargare il concetto di "gestione del rischio" elevandolo dal tradizionale livello "tattico" (la gestione del rischio finalizzata allo svolgimento della missione e alle operazioni nel cockpit), ad un livello superiore quale appunto quello "operativo", ossia alla gestione del rischio che riguarda la "missione" nel suo significato più ampio.

L'O.R.M. allarga il problema della risoluzione dei rischi connessi con la condotta in sicurezza della singola missione di volo e inquadra la missione nel contesto più ampio delle "operazioni di volo", nella cui condotta si presentano spesso pericoli che l'approccio tradizionale alla gestione del rischio solo raramente permette di individuare e di gestire efficacemente. Questo probabilmente proprio perché certi pericoli appaiono o sono percepiti come troppo lontani dalla linea di volo ed è quindi la sottovalutazione di tali

rischi e l'assenza di un efficace Operational Risk Management che può portare ad incidenti come la rottura del bordo di attacco nelle fasi di rullaggio, causata dall'impatto accidentale delle ali con strutture mobili e fisse a bordo pista.

L'O.R.M. si prefigge dunque di individuare e risolvere in maniera globale i rischi insiti nella condotta delle attività operative e quindi, in maniera quasi logica e sequenziale, dare risposta ai rischi legati allo svolgimento della singola missione. In sostanza l'Operational Risk Management è un processo mirato a svolgere una analisi approfondita della missione (o operazione) e parte in genere dalla sua scomposizione in un insieme o sequenza di più semplici operazioni. Ciò equivale a compiere l'esercizio di ridurre un problema complesso a problemi più semplici e meglio gestibili e quindi meglio comprensibili e risolvibili. Un tale approccio permette di effettuare una analisi accurata delle operazioni di volo e permette così di individuare e risolvere, non solo i pericoli evidenti ma anche i pericoli che si nascondono nelle pieghe, per esempio, di una organizzazione non scrupolosa, di predisposizioni qualitativamente e/o quantitativamente non idonee, di una non appropriata selezione del personale o degli equipaggi, di livelli addestrativi non perfettamente compatibili con la complessità del task e di altre, più o meno evidenti, limitazioni e lacune. Si parla chiaramente di limitazioni e lacune spesso invisibili, a volte trascurabili ad un'analisi superficiale, che a onor del vero quasi mai riescono a compromettere direttamente la sicurezza della singola missione di volo, ma che allo stesso tempo creano il contesto organizzativo e ambientale che, rendendo l'operatore di prima linea prone all'errore, rende necessariamente l'organizzazione incline a subire incidenti di volo.

E' chiaro che da questo punto di vista l'impatto dell'introduzione dell'O.R.M. ha un effetto quasi rivoluzionario nell'approccio alla missione di volo, ma probabilmente rappresenta l'unica soluzione percorribile per abbattere ulteriormente il rateo degli incidenti aerei e in sostanza ridurre gli odierni crescenti costi della sicurezza.

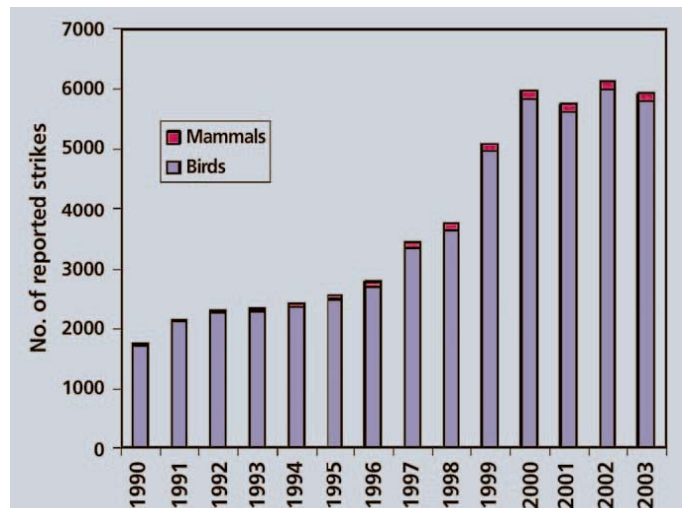
### ***2.3. Il fenomeno del Bird Strike, l'impatto con volatili***

Come detto in precedenza, una possibile causa del danneggiamento del bordo di attacco è l'impatto con volatili, il cosiddetto fenomeno del *Bird Strike*. Tale fenomeno ha accompagnato la storia dell'aviazione fin dal suo principio quando, nel 1908, a solo cinque anni dal volo del Flyer, è avvenuto il primo impatto tra un volatile e un velivolo. Da allora

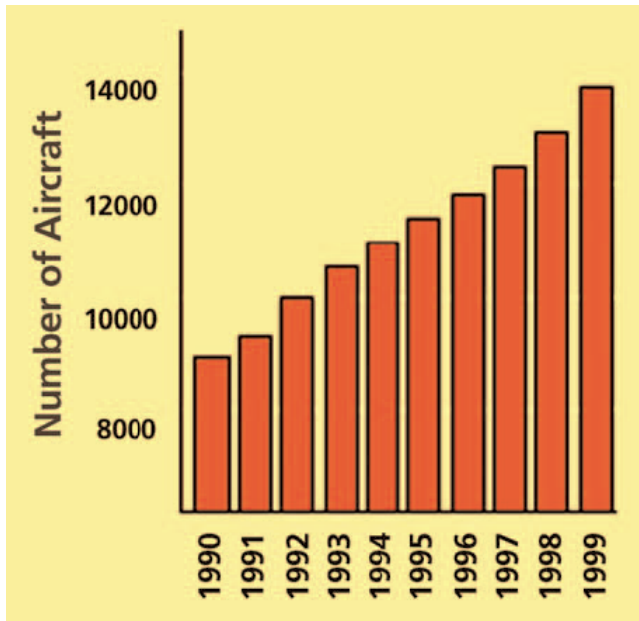
numerosi sono stati gli incidenti dovuti al Bird Strike che ha portato alla distruzione di oltre quattrocento aerei tra aviazione civile e militare oltre naturalmente a numerose perdite di vite umane. Tutto questo senza contare gli enormi danni economici provocati in 95 anni: è stato stimato dalla Federal Aviation Administration [1] che ogni anno gli scontri tra velivoli e animali (di cui il 97% è dato da impatti con volatili) costano 300-500 milioni di dollari nei soli Stati Uniti e un ammontare complessivo tra uno e ben tre miliardi di dollari in tutto il mondo.

Il fenomeno è in costante e vertiginoso aumento, tanto che, nella sola Australia, ha subito un incremento dell'80,5% tra il 1991 e il 2001 [2-3] e percentuali ancora maggiori si possono evincere dal grafico di Figura 12, riportato in [4], relativo all'aviazione civile statunitense.

L'analisi del fenomeno non è semplice e interessa vari aspetti. Seguendo i dettami della teoria del rischio, per cui esso è dato dalla moltiplicazione dell'esposizione per la probabilità per la severità di un pericolo, si può essere portati ad imputare i dati di cui sopra allo sviluppo dei volumi di traffico degli aeromobili. Negli Stati Uniti, secondo la Federal Aviation Administration, i passeggeri dell'aviazione sono passati dai 310 milioni del 1980 ai 643 milioni del 2003 (+2,1% all'anno), mentre il traffico aereo commerciale è passato da 17,8 milioni di partenze del 1980 a 28,1 milioni del 2003 (+2,1% all'anno) ed è addirittura cresciuto del 3% all'anno fra il 1985 e il 1997. Stessa percentuale, negli ultimi quindici anni, si è registrata in Canada. Per avere una stima dell'accrescimento nel mondo possiamo fare riferimento al grafico seguente illustrato in [5], relativo alle flotte commerciali del globo, che mostra un tasso annuale medio di aumento del 7,6%.



**Figura 12.** Numero dei reported strikes emessi dall'aviazione civile statunitense tra il 1990 ed il 2003.



**Figura 13.** Numero di aeromobili delle flotte commerciali nel mondo dal 1990 al 1999.

all'aumento di volume del traffico aereo. Un secondo aspetto su cui bisogna quindi spostare l'attenzione è l'altro elemento del Bird Strike, i volatili. Da recenti studi illustrati in [6] è stato osservato che alcune specie, come le oche canadesi, i pellicani del Nord America e i cormorani sui Grandi Laghi, hanno visto crescere, quasi esponenzialmente, la loro popolazione.

Estremamente importante è anche analizzare quale sia l'interazione tra i comportamenti dei volatili e quelli dell'uomo. Sebbene sia ampiamente accettato che la razza umana abbia un significativo impatto negativo sugli animali attraverso la distruzione degli habitat naturali, molte specie di uccelli si sono rivelate adattabili all'ambiente umano, anzi, proprio questo si è dimostrato capace di incrementare la disponibilità di luoghi per loro adatti a nidificare e nutrirsi. Tralasciando gli aeroporti di meno recente costruzione, sorti magari in siti poco idonei dal punto di vista del rapporto con l'ambiente od ormai inglobati nelle città, vediamo che quelli più moderni, costruiti a decine di chilometri di distanza dalle metropoli che servono, in aree ottimali scelte dopo accurati studi, diventano essi stessi poli di attrazione per attività industriali, agricole e di smaltimento rifiuti, che mal si conciliano con la presenza di una numerosa popolazione nelle vicinanze.

Proprio queste attività, e in particolar modo le ultime due citate, sono fortemente attrattive per i volatili. Poco importa, quindi, che sul suolo aeroportuale vengano attuati piani di controllo e mitigazione della fauna o che attorno alle piste di decollo vengano create più o meno ampie "bolle di sicurezza", dal momento che gli uccelli percorrono

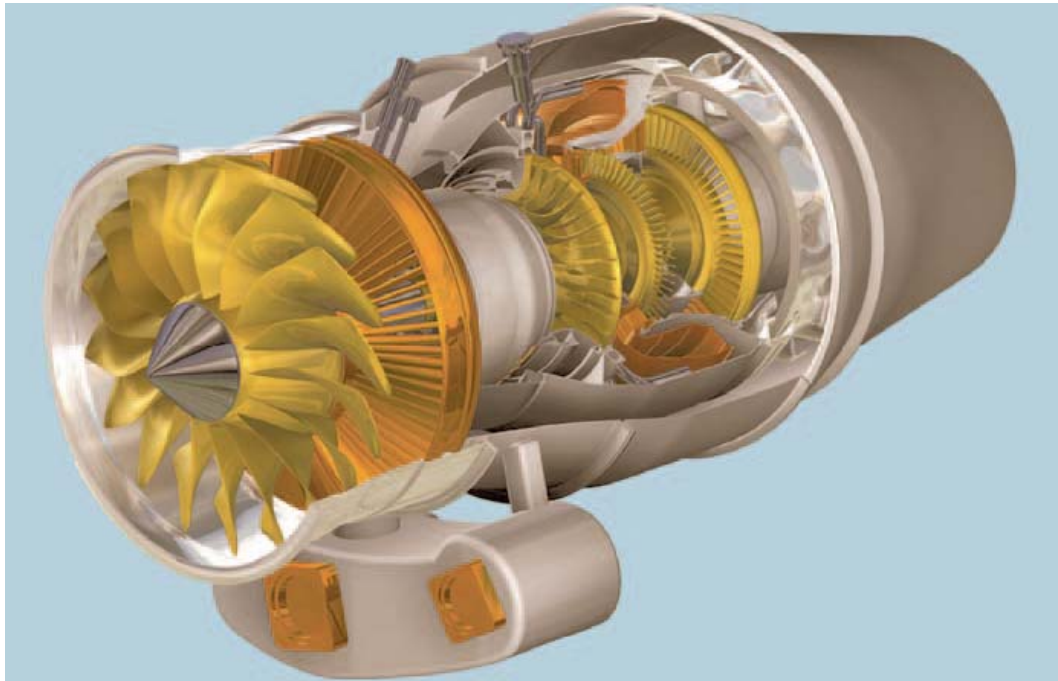
Se si osserva il fenomeno focalizzando sul rateo degli impatti, invece che sul loro numero totale, si nota che il ragionamento appena fatto è, quantomeno, superficiale, dato che la crescita delle collisioni per numero di decolli è comunque impressionante, come risulta anche dallo studio effettuato in [4] negli Stati Uniti dalla sola aviazione civile tra il 1990 e il 2003.

Questo significa che la crescita del fenomeno non può essere ricondotta semplicemente

tranquillamente cinquanta chilometri in un giorno per spostarsi dal luogo di nidificazione a quello dove si nutrono. Basta quindi che il tragitto che unisce zone boschive o con presenza di acqua ad una discarica o a luoghi di produzione, coltivazione o lavorazione di cereali incroci il sentiero di decollo o atterraggio di traffico aereo, per creare un potenziale di bird strike elevato.

Approfondendo ulteriormente l'analisi si può rilevare come anche alcuni fattori prettamente tecnici riguardanti la costruzione degli aeroplani contribuiscano ad aumentare la probabilità di impatti con volatili. Può risultare abbastanza intuitivo come il passaggio dagli aerei dotati di motori a pistoni, relativamente lenti e rumorosi, comuni negli anni '50, a quelli con propulsione a getto, più veloci e silenziosi, abbia contribuito a rendere più facili gli scontri con avifauna.

Meno intuitivo è lo studio dei fattori che favoriscono il bird strike legati all'introduzione dei *turbofan* (Figura 14), in cui il flusso d'aria che entra nel motore è diviso in una parte "calda", che viene compressa e passa nella camera di combustione, e una parte "fredda" che, attraversati gli stadi più esterni del compressore di bassa pressione (detti, appunto, fan), viene espulsa o miscelata nel cono di scarico con quella proveniente dalla turbina.



**Figura 14.** Vista in sezione di un turboreattore a doppio flusso comunemente detto turbofan.



**Figura 15.** Segni di impatto con volatile nel condotto della presa d'aria del velivolo AMX.

Ciò permette di avere un motore più efficiente, con consumi più bassi, con miglior rapporto peso-potenza, più silenzioso e meno inquinante. Più grande è il fan e, quindi, il rapporto tra aria “fredda” e “calda” (*bypass ratio*), più queste caratteristiche vengono esaltate. Ecco i motivi che hanno portato, dagli anni '60, a raddoppiare il diametro della sezione frontale dei motori, aumentando la probabilità di un'ingestione.

Nella tabella seguente viene riportato il rapporto tra il diametro del fan e le performance dei motori dei velivoli a propulsione

Engine By Year of Introduction	Bypass Ratio	Fan Diameter (Inches)	Power (Lbs Thrust x 1000)	Aircraft Applications
Early 1960s				
P&W JT3D	1,4	53	19-17,5	B707, DC-8
RR Conway	0,3			DC-8, VC10
P&W JT8D	1,74	54	15-21	DC-9, V727, B737, MD80
1970S				
RR RB211	4,3	74-86	42-60	L1011, B747, B757
P&W JT9D	4,8	94	45-56	B747, DC-10, B767, A300
1980s				
P&W 2037/2043	6,0	79	38-43	B757
GE CF6/50,80	4,97-5,31	93	52-60	B747, DC-10, MD11, B767
CFM56	6,0	61-72	22-31	DC-8, B737, A319/320, A340
P&W 4000 Series	4,8-5,1	94-100	50-60	B747, B767, A300, A310, MD11
IAE V2500	5,4	64	22-33	A319/320, MD90
1990s				
RR Trent 553/768	8,5	98	53-62	A330
RR Trent 875/8104	5,8	110	78-104	B777
P&W 4084/4098	5,8-6,4	112	87-98	B777
GE90	9,0	123	85-115	B777

**Figura 16.** Rapporto tra il diametro del fan e le performance dei motori degli aerei a propulsione.

Tutte le considerazioni sopra effettuate portano a sottolineare quanto il problema degli impatti tra aeromobili e volatili sia complesso e difficilmente riconducibile, se non dopo un'analisi ampia, approfondita e accurata, ad indicazioni oggettive che possano contribuire fattivamente ad una sua soluzione o, perlomeno, mitigazione del fenomeno.

## ***2.4. Obiettivo della tesi***

Dalle osservazioni fatte fino a questo momento ci si può render conto di come il bird strike, oltre ad essere un fenomeno in continua e vertiginosa crescita, sia estremamente complesso e coinvolga numerosi aspetti, sia di tipo tecnico che di interazione comportamentale tra volatili e uomo. E' stato inoltre sottolineato come l'evoluzione degli aeromobili abbia favorito tale fenomeno con l'introduzione di aerei a propulsione jet, più veloci e silenziosi, e con l'impiego di motori turbofan caratterizzati da diametri delle sezioni frontali sempre più grandi.

L'impatto con i volatili tuttavia non interessa solo i motori di un aereo ma tutte le superfici esposte, come il bordo d'attacco delle ali, del timone di coda e, più raramente, dello stabilizzatore orizzontale, elementi che verranno descritti dettagliatamente nel Capitolo 3.

La figura seguente mostra il caso specifico di un bordo d'attacco alare di un C-130J danneggiato a seguito dell'impatto con un volatile.



**Figura 17.** Bordo d'attacco del C-130J a seguito di impatto con volatile.



Come si può notare dalla Figura 17, l'impatto ha provocato non solo il danneggiamento dello skin esterno (vedi paragrafo 3.2.1), ma anche di parte della struttura interna del bordo, come il sistema anti-ice (vedi paragrafo 3.2.1) utilizzato per evitare la formazione di ghiaccio sulle ali, e parte delle centine che costituiscono lo scheletro stesso del bordo.

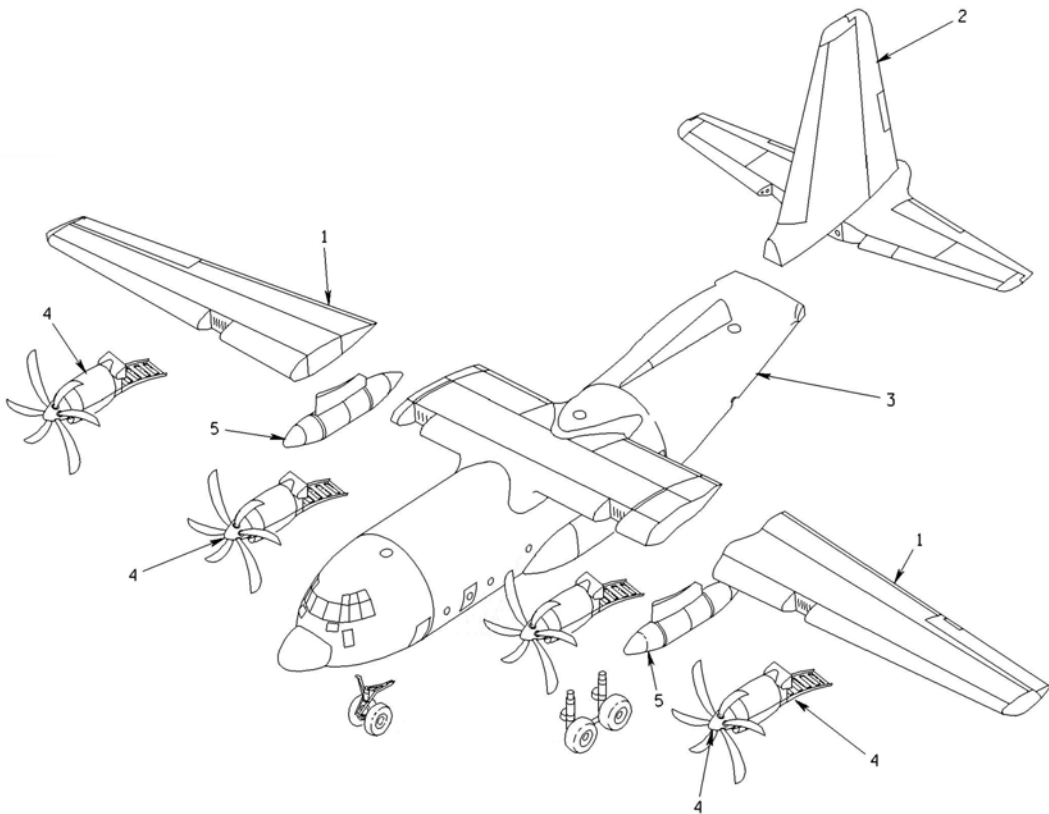
Tra le componenti di un aereo che possono essere soggette al bird strike, il bordo d'attacco alare è sicuramente quella maggiormente esposta, sia per la sua posizione che per l'elevata estensione. Questo fa sì che sia soggetto non solo a danni causati da eventi imprevedibili, come appunto l'impatto con volatili, ma anche da incidenti che potrebbero essere controllati, entro certi limiti, attraverso un'opportuna analisi del rischio (vedi paragrafo 2.2), come nel caso di errate manovre di rullaggio.

L'obiettivo di questa tesi è stato quello di ideare e realizzare una procedura innovativa per la riparazione di danni da impatto al bordo d'attacco alare del velivolo C-130J, che ne consenta il ripristino impiegando minori risorse economiche e riducendo i tempi necessari rispetto ad una riparazione "standard".

## **Capitolo 3 – Danneggiamento al bordo d'attacco del C-130J e analisi delle possibili operazioni di ripristino**

Prima di analizzare nel dettaglio la rottura del bordo d'attacco, è utile esaminare quali sono le principali componenti del C-130J e le forze cui esso è soggetto durante le fasi di volo.

Nonostante l'Hercules sia una macchina estremamente complessa si possono, in modo molto schematico, rappresentare le sue parti essenziali nella figura seguente:



**Figura 18.** Componenti principali del C-130J.

I componenti raffigurati, ad eccezione dei serbatoio ausiliari, sono comuni, anche se con caratteristiche diverse, a tutti gli aerei. Per comprendere le scelte e il lavoro svolto durante questa attività di tesi è opportuno descrivere le principali caratteristiche di tali elementi.

### Ali (1)

E' facile comprendere che un qualsiasi aeromobile, per sollevarsi dal terreno e cominciare il suo volo, ha bisogno di sviluppare una forza che si opponga al suo peso, in modo da creare un'accelerazione verticale che gli permetta di guadagnare quota o, comunque, che sia pari al peso stesso nel caso in cui il velivolo si porti nelle condizioni di volo orizzontale e quindi in assenza di accelerazioni verticali. Per i dirigibili, le mongolfiere e altri velivoli detti "più leggeri dell'aria", questa forza viene fornita dalla spinta di Archimede generatasi dalla differenza di densità e, quindi, di peso specifico esistente tra il gas contenuto all'interno del velivolo e l'aria che lo circonda. Per i "più pesanti dell'aria" invece, cioè per tutti gli aerei ed elicotteri, questa forza viene prodotta grazie alla differenza di pressione generata dal moto relativo delle particelle d'aria attorno al profilo delle ali (nel caso di aerei) o delle pale dei rotori (nel caso di elicotteri).

Le ali sono state create appositamente per sfruttare le differenze di pressione che vengono a generarsi tra la parte superiore del profilo alare (dorso) e la parte inferiore (ventre) durante il moto relativo tra aria e ala stessa.

Nella seguente immagine si può vedere l'andamento dell'aria che fluisce attorno al profilo di un'ala ferma nella galleria del vento.

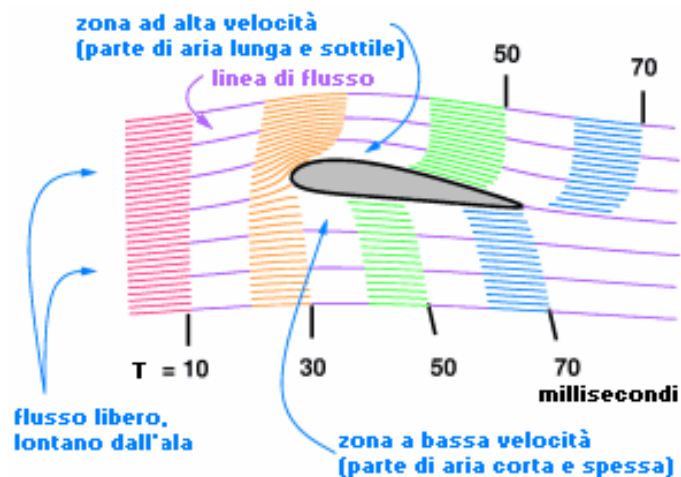


Figura 19. Flusso d'aria attorno all'ala.

Immergendo in un fluido in movimento (il fluido in questione è l'aria) un profilo, si nota che, data la forma dello stesso, per raggiungere contemporaneamente il bordo d'uscita due particelle che si muovono una sul dorso e una sul ventre viaggiano a velocità diverse, in quanto la particella sul dorso deve compiere un percorso più lungo. Questa differenza di velocità porta, per il teorema di Bernoulli, ad una differenza di pressione nelle due parti del profilo: sul ventre le particelle d'aria sono costrette a rallentare il loro moto a causa dell'attrito con la superficie, portando così ad un aumento di pressione in questa zona; sul dorso, invece, l'aumento di velocità che le particelle d'aria subiscono (causato dal principio di continuità) porta ad una diminuzione di pressione. La somma della depressione



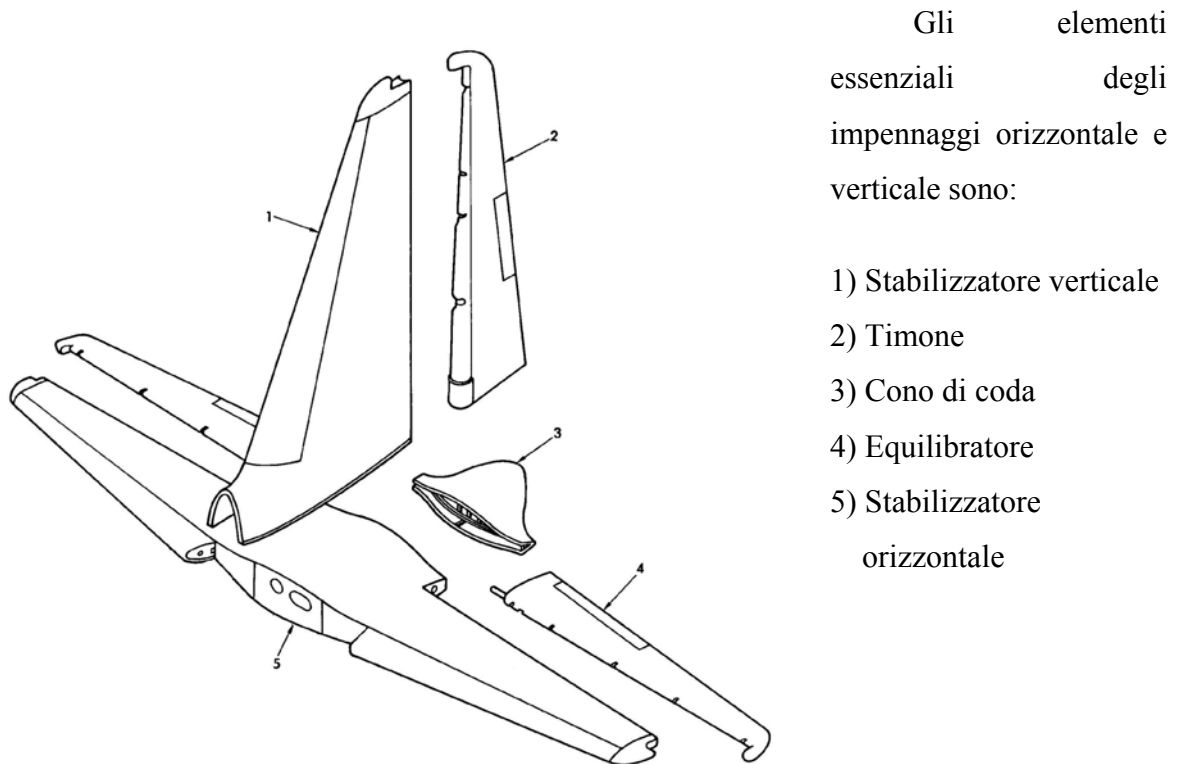
**Figura 20.** Forze aerodinamiche sul profilo alare.

dorsale e della sovrappressione ventrale, causa la formazione di quella che viene denominata forza aerodinamica "F", la quale è solitamente scomposta nelle sue due componenti: la portanza "P", normale alla

direzione del moto del fluido e opposta alla forza peso e la resistenza aerodinamica "R", tangenziale al moto del fluido. La forza peso tiene conto dei carichi di massa, quali il peso dell'ala, quello del carburante che è sempre contenuto all'interno delle ali e quello dei motori anch'essi generalmente installati sulle ali.

### **Impennaggi (2)**

Con il termine "impennaggi", vengono indicate l'insieme delle superfici aerodinamiche che non hanno come compito principale quello di generare portanza, ma quello di permettere il controllo e la manovrabilità dell'aeromobile. Gli impennaggi, generalmente, si suddividono in impennaggio orizzontale e impennaggio verticale.



**Figura 21.** Componenti principali dello stabilizzatore orizzontale e verticale.

L'impennaggio orizzontale, avente normalmente una parte fissa detta stabilizzatore e una parte mobile, equilibratore, denominato anche timone di profondità o elevator, ha un compito essenziale per l'aeroplano in quanto ne consente il bilanciamento e gli permette di variare l'incidenza di volo controllando le rotazioni del velivolo intorno al proprio asse di rollio. Nei velivoli con ala a delta può mancare e in questo caso le sue funzioni sono devolute ad altri sistemi come il controllo del baricentro o le alette canard, utilizzate ad esempio nell'Efa, European Fighter Aircraft, il più moderno caccia da combattimento.

Anche l'impennaggio verticale ha una parte fissa, stabilizzatore, detta deriva e una parte mobile detta timone. Il suo compito è quello di permettere le rotazioni rispetto all'asse verticale dell'aereo dovute sia a fattori esterni quali venti laterali, che interni quali quelli innescate da virate (imbardata inversa), controllando appunto le rotazioni del velivolo intorno all'asse di imbardata.

### **Fusoliera (3)**

La fusoliera da un punto di vista aerodinamico ha il compito di collegare le superfici portanti alari con le superfici di controllo poste dietro al baricentro (impennaggi orizzontale e verticale), senza i quali non sarebbe possibile il volo, a meno di utilizzare

accorgimenti particolari come profili alari autostabili o controllo dinamico del baricentro. Naturalmente la fusoliera ha anche la funzione di ospitare cabina di pilotaggio, carico utile ed eventualmente l'apparato propulsore.

Attualmente molta parte del successo del mezzo aereo è legato proprio al passaggio da semplici travi di coda alle fusoliere di grandi dimensioni con quattro o più file di posti affiancati (6 file nel comunissimo A320), che consentono una capienza sempre maggiore di passeggeri e di merci.

#### **Gruppo propulsivo (4)**

Il gruppo propulsivo è costituito dal propulsore vero e proprio e dalla gondola motore cioè la "cappottatura" che racchiude il motore e che ha, tra gli altri, il compito di ridurre la resistenza aerodinamica dell'aeromobile, di permettere una facile ispezione e manutenzione e di collegare il motore alle strutture dell'aeromobile riducendo vibrazioni e rumori nocivi.

La spinta per un aereo in volo può essere ottenuta fondamentalmente tramite due sistemi: le eliche e la propulsione a getto. Le eliche funzionano praticamente come ali rotanti e la coppia motrice che le mette in rotazione può essere ottenuta sia con motori alternativi che a turbina. I motori alternativi, che realizzano generalmente il ciclo Otto o il ciclo Diesel e prevedono quasi sempre l'utilizzo di benzina, possono avere la disposizione dei cilindri in linea, a V o a stella.

I motori di maggiori dimensioni utilizzati in aeronautica sono stati per lo più a stella, data la simmetria che questa configurazione conferisce al motore e, di conseguenza, alla sua carlinga, garantendo anche una migliore efficienza del sistema di raffreddamento. Tali motori sono formati da un numero dispari di cilindri al fine di avere una componente di spinta da parte delle bielle sul collo della manovella sempre positiva, determinando un momento motore attivo e garantendo quindi la fluidità di funzionamento. Per aumentare il rendimento termodinamico e rimediare alla perdita di rendimento volumetrico che si verifica quando, salendo di quota, l'aria diventa rarefatta, viene spesso associato allo scarico del motore una turbina a gas che aziona un compressore di alimentazione, cioè un compressore d'aria nel sistema di aspirazione del motore.

Oggi i motori a pistoncini vengono adottati solo sui piccoli aeroplani dell'aviazione generale. Sui grandi aeroplani, infatti, l'azionamento delle eliche viene effettuato tramite motori a turbina che realizzano il ciclo di Brayton-Joule e che non vengono adoperati nei



### **Serbatoi esterni (5)**

Sono serbatoi ausiliari che, nel caso del C-130J, contengono 8255 kg di combustibile. Possono essere installati e rimossi rapidamente e vengono impiegati quando è necessario aumentare l'autonomia del velivolo o disporre di maggiore carburante per rifornire altri aerei in volo

### **Principali carichi agenti su un velivolo**

Durante un volo, su di un qualsiasi aereo agiscono essenzialmente cinque forze che, variando di modulo direzione e punto di applicazione, danno origine ad una serie di momenti che permettono al velivolo di compiere tutte le manovre per cui è stato progettato. Queste cinque forze sono: il peso "Q", la portanza "P", la trazione "T", la resistenza aerodinamica "R" e la forza centrifuga "Fc".

Il *peso* di un aeromobile dipende essenzialmente dalla sua massa, e questa, durante un volo, può variare solamente a causa del consumo di carburante o dello sganciamento di alcuni carichi appesi o contenuti nel velivolo.

La *portanza* è, invece, una forza ben più variabile del peso; essa dipende da quattro fattori principali: la densità del fluido " $\rho$ " nel quale è immerso il velivolo, la velocità relativa di tale fluido "V", la superficie alare del velivolo "S" e il coefficiente di portanza "Cp", variabile da profilo a profilo e, per uno stesso profilo, da incidenza ad incidenza. Da numerosi studi è stato ricavato che la portanza varia secondo la formula

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

da cui si intuisce che, per uno stesso velivolo, cioè mantenendo costante "S", la portanza assume valori massimi quando  $\rho$ , Cp e S raggiungono i loro massimi relativi. Per quanto riguarda  $\rho$ , il suo valore aumenta con il diminuire della quota, raggiungendo il massimo a quota zero, cioè ad un'altitudine pari a quella del livello del mare. Il valore standard di densità a questa quota è di 1,225 kg/m<sup>3</sup>. Per quanto riguarda i valori di Cp e di V, solitamente, sono impostati dal progettista, il quale è colui che stabilisce la velocità massima del velivolo e il tipo di profilo da impiegare per la costruzione dell'ala.

Con il termine generico di *trazione* possono venir indicate due diverse forze agenti sull'aereo: la trazione disponibile, cioè la forza fornita dal propulsore che permette



all'apparecchio di avanzare, e la trazione necessaria, cioè la forza necessaria per il suo moto. Indipendentemente dal fatto che il velivolo in considerazione sia dotato di un normale motore alternativo o di una turbina a gas, la trazione massima disponibile, cioè la massima forza propulsiva che il motore riesce ad esprimere, diminuisce con l'aumentare della quota a causa della diminuzione della densità dell'aria. Ad una determinata quota, comunque, la trazione massima disponibile può essere considerata costante. La trazione necessaria, invece, aumenta con l'aumentare della quota, in quanto deve aumentare la velocità di volo, in modo da compensare la diminuzione del valore della densità all'interno della formula della portanza.

Con il simbolo "R" viene generalmente indicata la *resistenza* di un determinato profilo o velivolo, cioè quella forza che si sviluppa durante il suo moto e che vi si oppone. La resistenza totale di un aereo, comunque, è il risultato della sommatoria di una serie di forze distinte, come la resistenza di forma, la resistenza di attrito e la resistenza indotta. Nelle pagine seguenti, con il termine "resistenza" verrà intesa la resistenza totale, in quanto sarà questa ad avere la maggior influenza in tutti i calcoli e considerazioni. La resistenza dipende essenzialmente dagli stessi fattori da cui dipende la portanza, con la sola differenza che, al posto di un coefficiente di portanza "Cp" vi è un coefficiente di resistenza "Cr". La resistenza totale sarà quindi data da:

$$R = \frac{1}{2} \rho C_r S V^2$$

Durante alcune manovre, principalmente durante una richiamata od una virata, il velivolo viene costretto a seguire delle traiettorie curve. Questa condizione porta alla formazione di una accelerazione centripeta e quindi una *forza centrifuga*, le quali dipendono dal raggio della curva percorsa e dalla velocità con la quale viene affrontata. La forza centrifuga assume una notevole importanza, in quanto sommandosi al peso del velivolo da origine a quello che viene comunemente chiamato "peso apparente".

Durante il corso di questa trattazione, tutte le considerazioni e i calcoli che verranno esposti si baseranno su di un principio fondamentale, e cioè che il volo si svolga nelle condizioni di regime. Questa semplificazione della realtà non comporta, comunque, sostanziali variazioni, in quanto si tralasciano quei periodi di transizione tra una fase di volo e l'altra che generalmente assumono un tempo molto limitato o che dipendono in particolar modo dal pilota.

Secondo questo principio, quindi, la trazione deve essere sempre uguale alla resistenza e la portanza uguale al peso. Questa considerazione è di carattere puramente generale, in quanto, così scritta, vale esclusivamente per il volo orizzontale rettilineo uniforme. È facile immaginare come la portanza, cioè la componente della forza aerodinamica ortogonale alla direzione del moto del fluido in cui si muove il velivolo, possa trovarsi ad agire lungo una direzione diversa da quella della forza peso, la quale è sempre orientata verso il centro del nostro pianeta. In queste condizioni, quindi, la portanza si troverà a contrastare solo una componente del peso, mentre le componenti rimanenti andranno ad incrementare la trazione, la resistenza o la forza centripeta in base alla manovra considerata.

### ***3.1. Struttura alare del C-130J***

Nel paragrafo precedente è stata fatta una breve descrizione dei principali elementi che costituiscono un aeroplano. Ora vediamo di analizzare più in dettaglio la struttura alare e il bordo d'attacco del C-130J, i quali, essendo oggetto della riparazione, hanno richiesto uno studio e un'analisi più approfonditi.

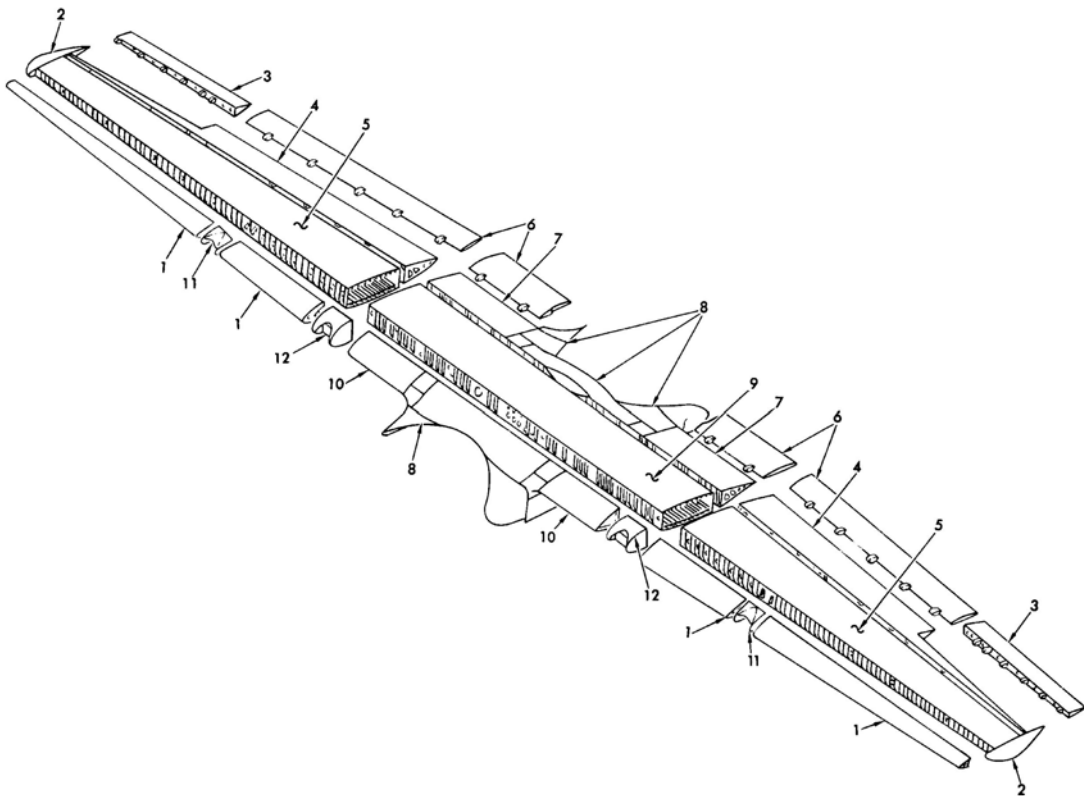
L'ala, generalmente formata da due semiali, rappresenta l'elemento portante di un aeroplano e quindi, tale struttura, deve essere in grado di sviluppare la portanza necessaria per il volo. Analizzando la formula della portanza è possibile affermare che, fissati i valori di quota (che è sinonimo di densità, nell'ipotesi che il volo avvenga in aria calma e con le stesse caratteristiche dell'aria tipo), velocità e  $C_p$ , il valore della portanza dipenderà solamente dalla superficie alare di cui il velivolo dispone. Quindi, maggiore è la superficie, maggiore è la portanza che un dato aeromobile è in grado di sviluppare. Una superficie alare molto estesa, però, implica l'impiego di un'ala molto grande, e cioè di un peso considerevole. Anche le dimensioni dell'ala, quindi, sono da tenere in grande considerazione come molta rilevanza assume la sua forma: diverse forme della pianta alare danno origine a diverse distribuzioni di portanza, creando, magari, degli effetti indesiderati.

A seconda quindi delle caratteristiche che i vari costruttori vogliono conferire ai propri aeroplani si possono avere ali di forma rettangolare, ellittica, trapezoidale, a freccia, bi trapezoidale, a delta e con differenti valori di superficie. Le ali, inoltre, possono avere diedro positivo o negativo a seconda che siano rivolte al di sopra o al di sotto della retta

immaginaria che, parallela all'asse longitudinale del velivolo, passa per il baricentro, in modo da conferire, specialmente ai velivoli ad ala bassa, una maggiore stabilità.

I principali elementi che compongono la struttura alare del C-130J, rappresentati nelle due seguenti figure, sono:

- (1) Bordo d'attacco ala esterna (outer wing leading edge)
- (2) Tip
- (3) Alettoni (aileron)
- (4) Bordo d'uscita ala esterna (outer wing trailing edge)
- (5) Cassone ala esterna (outer wing box beam)
- (6) Flap ala esterna e ala centrale (center and outer wing flap)
- (7) Bordo d'uscita ala centrale (center wing trailing edge)
- (8) Carenatura ala-fusoliera (wing-to-fuselage fairing)
- (9) Cassone ala centrale (center wing box beam)
- (10) Bordo d'attacco ala centrale (center wing leading edge)
- (11) Carenatura motore esterno (outer wing to outboard engine nacelle fairing)
- (12) Carenatura motore interno (center wing to inboard engine nacelle fairing)



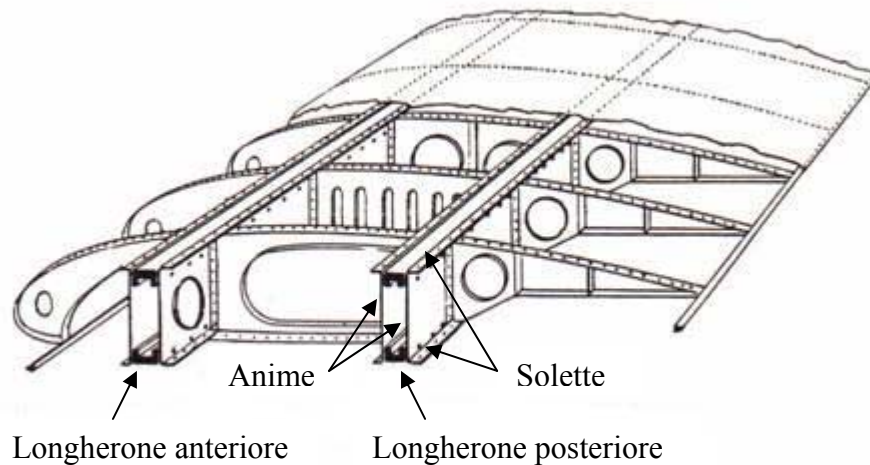
**Figura 23.** Struttura alare del C-130J.



**Figura 24.** Ali del C-130J.

Gli elementi costruttivi fondamentali di tali strutture sono i longheroni, i correnti le centine e il rivestimento.

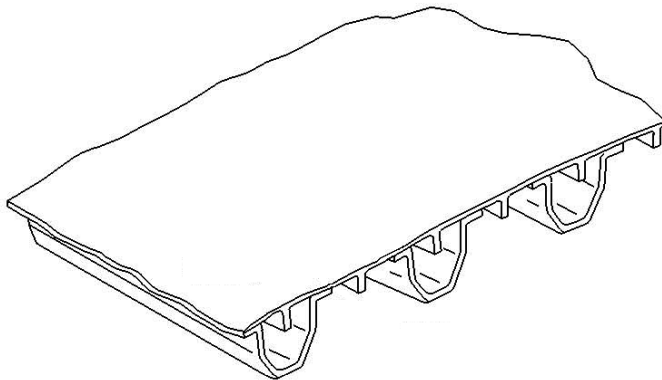
I *longheroni* sono delle travi che attraversano, longitudinalmente, tutta l'ala da un estremo all'altro. Costituiscono la spina dorsale dell'ala e staticamente possono essere visti come travi a mensola incastrate nella fusoliera. Gli elementi che concorrono per la costruzione di un longherone sono principalmente due, una serie di anime che resistono agli sforzi di taglio e una coppia di solette o correnti che reagiscono principalmente agli sforzi di flessione. I longheroni, quindi, possono avere diverse forme (ad anima piena, reticolari, rastremati) e diverse sezioni (principalmente a doppio "T" con anima in lamiera e solette con sezioni rettangolari, a "C" o a "L").



**Figura 25.** Ala bilongherone.

Le ali possono avere uno o più longheroni (ala mono longherone, bi longherone, poli longherone), a seconda dell'entità dei carichi che devono sopportare.

I *correnti* sono dei traversini di piccola sezione (profilati o estrusi) che attraversano, longitudinalmente, l'ala (sono presenti nelle ali di elevate dimensioni e nelle ali a freccia).

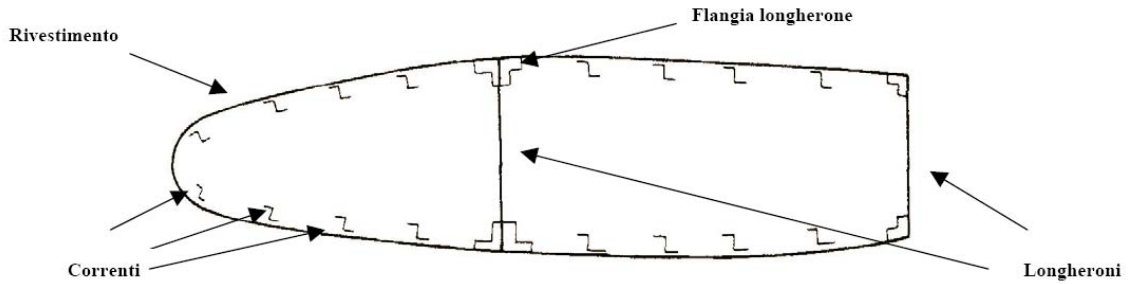


**Figura 26.** Correnti a forma di “Ω” del C-130J.

Spesso sono in numero maggiore in prossimità dell'attacco dell'ala con la fusoliera per poi andare a diminuire verso l'estremità alare. Hanno varie sezioni ma tali da permettere un facile collegamento con il rivestimento e le centine (sezioni tipiche sono a “C”, a “L”, a “Z”, a “Ω”).

La loro funzione è quella di contribuire alla resistenza flessionale dell'ala insieme ai longheroni. Essi, inoltre, irrigidiscono la lamiera di rivestimento evitando che questa entri in instabilità da compressione.

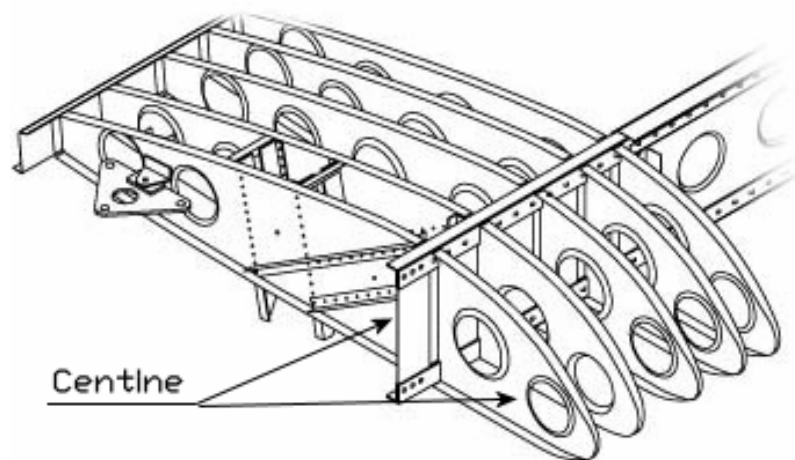
La seguente figura mostra schematicamente la sezione di un'ala bilongherone e la disposizione dei correnti a forma di “Z”



**Figura 27.** Disposizione dei correnti in una sezione alare

Le *centine* sono elementi posti trasversalmente l'ala, sono quindi ortogonali ai longheroni e hanno la funzione di fornire la forma aerodinamica dell'ala stessa. Vengono poste con interasse vario a seconda dell'entità della sollecitazione flessionale e quindi sono più fitte in prossimità della fusoliera. Normalmente le centine non hanno compiti strutturali ma solo di forma, devono cioè garantire che non si abbiano deformazioni locali nella struttura alare e collegare i vari elementi (rivestimento, correnti, longheroni) tra loro. In casi particolari (attacchi carrelli, motori, o altro) esse possono essere rinforzate e avere il compito di distribuire i carichi concentrati al resto della struttura (centine di forza).

Hanno la forma di un profilo aerodinamico e sono costruite in modo molto vario (in lamiera, alleggerite o rinforzate, reticolari, particolari).



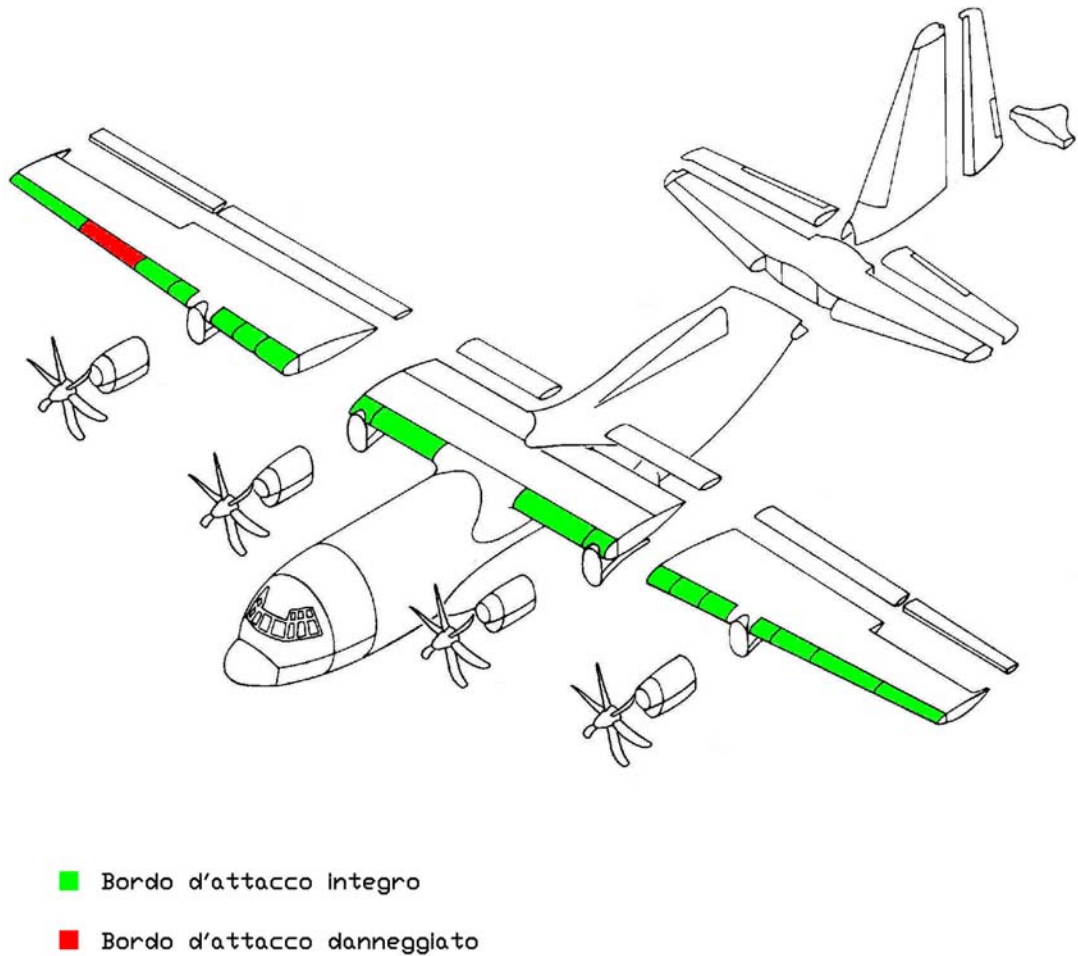
**Figura 28.** Esempio di centine in un ala monolongherone

Per quanto riguarda invece il *rivestimento*, esso ha il compito di creare una barriera tra il fluido che scorre sul dorso dell'ala, in depressione, e quello che si trova sul ventre, in sovrappressione, in modo che si crei la risultante aerodinamica e quindi la portanza. La sua funzione principale è dunque quella di raccogliere la spinta aerodinamica locale che si forma sull'ala e trasmetterla ai longheroni, sia attraverso le centine, sia direttamente, anche se questo avviene assai raramente. Nei primi velivoli era costituito da tela e aveva solo compiti di forma non partecipando alla resistenza complessiva della struttura. Attualmente esso è metallico, costituito da una lamiera di alluminio di piccolo spessore e ha quindi il compito di contribuire alla resistenza alare (resistenza alle tensioni tangenziali dovute al taglio e alla torsione).

## ***3.2. Rottura del bordo d'attacco e logica d'intervento***

### **3.2.1. Sezione danneggiata**

L'incidente occorso al C-130J Vega 47 ha interessato parte della struttura alare con un danno limitato al solo bordo d'attacco, lasciando così completamente intatta la struttura del cassone alare. Il bordo, essendo la parte anteriore dell'ala, è soggetto principalmente ad incidenti causati dall'impatto con volatili, fenomeno in continua crescita e ampiamente descritto nel paragrafo 2.3. In questo caso la rottura non è stata provocata dal cosiddetto fenomeno del *Bird Strike* ma da un'errata manovra di rullaggio, che ha portato l'aereo ad impattare parte dell'ala contro una scaletta di servizio posta in prossimità di un raccordo hangar-pista. La zona danneggiata riguarda la penultima sezione del bordo d'attacco dell'ala destra ed è evidenziata in rosso nella figura seguente:



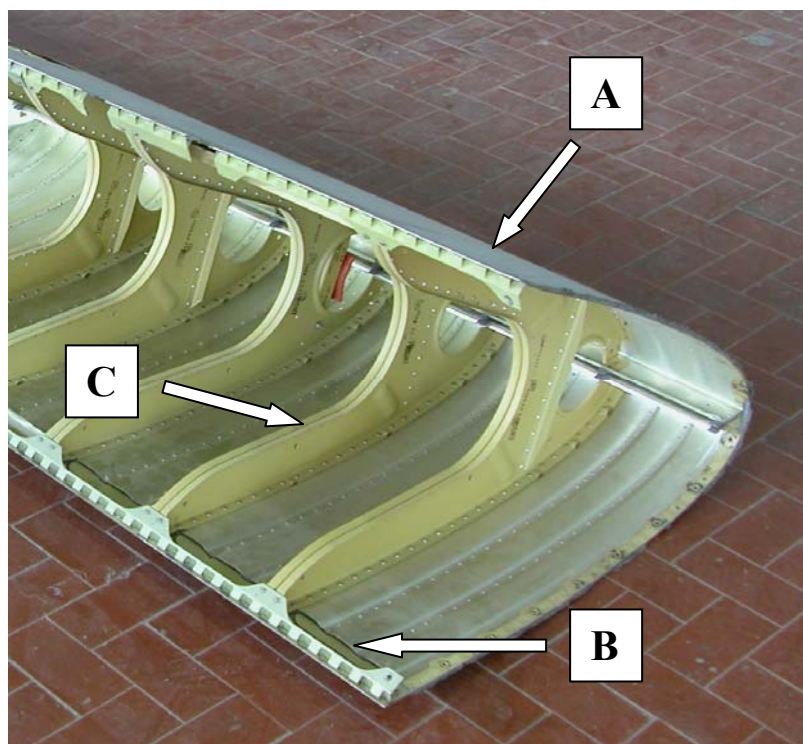
**Figura 29.** Sezione danneggiata del bordo d'attacco.

Il bordo d'attacco è diviso in varie sezioni, data la notevole apertura alare del velivolo, ed è essenzialmente composto da tre elementi: le centine, l'outer skin e l'inner skin.

Le *centine* conferiscono al bordo la sua forma esterna, determinando il profilo aerodinamico della parte anteriore dell'ala; l'*outer skin* costituisce il rivestimento esterno mentre l'*inner skin* convoglia l'aria calda che viene utilizzata per eliminare la formazione di ghiaccio sul bordo.

Nella foto seguente viene mostrata una sezione del bordo d'attacco e i tre elementi essenziali che lo costituiscono.



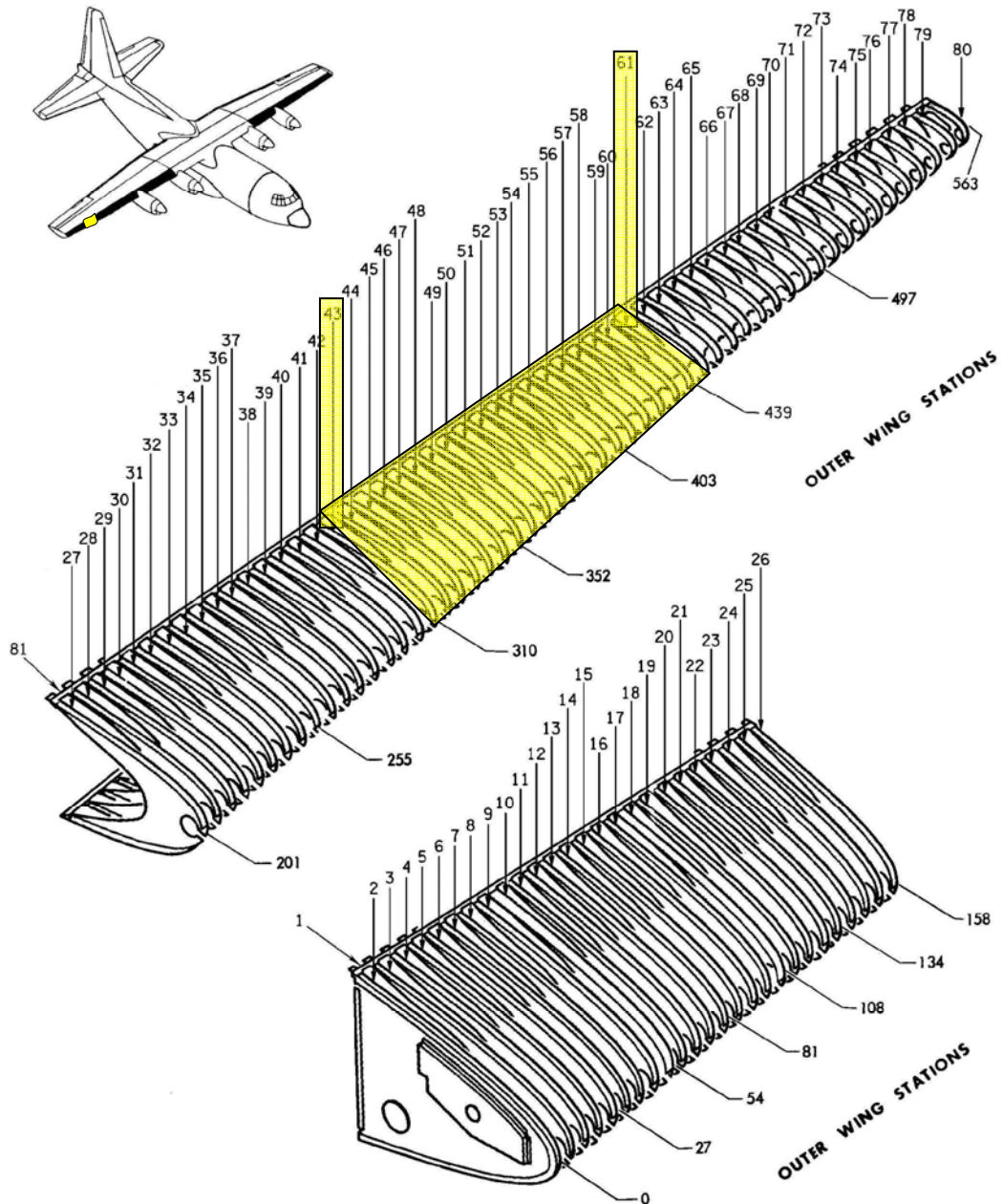


**Figura 30.** Bordo d'attacco del C-130J: A) Outer Skin B) Inner Skin C) Centina

### **3.2.2. Entità del danno e riparazione secondo la procedura standard**

Tutti gli interventi e le riparazioni che vengono effettuati sull'aeroplano devono seguire delle precise e rigorose procedure. La Lockheed fornisce un manuale di manutenzione in cui viene riportato ogni minimo particolare dell'aereo, i possibili interventi effettuabili e, per ognuno, la procedura da seguire. Quando si presenta una rottura bisogna quindi effettuare una serie di operazioni che permettano la valutazione del danno e le possibilità di intervento.

La prima operazione eseguita è stata quella di localizzare ed ispezionare la zona interessata dalla rottura. La parte danneggiata riguarda la penultima sezione del bordo d'attacco, cioè la parte che va dalla quarantatreesima alla sessantunesima centina, evidenziate in giallo nella figura seguente.



**Figura 31.** Sezione del bordo d'attacco danneggiato.

Le cifre nella parte superiore del bordo indicano il numero identificativo della centina a cui far riferimento per risalire alle sue caratteristiche e alle riparazioni effettuabili, mentre quelle nella parte inferiore indicano la distanza in inch dalla sezione d'attacco dell'ala esterna. Dopo aver individuato la zona da riparare si è passati alla valutazione del danno.



**Figura 32.** Bordo d'attacco danneggiato.

La Figura 32 mostra il bordo interessato dalla rottura; la larghezza della sezione è di 3276mm mentre la parte danneggiata si limita a circa 920mm. Già da un'analisi superficiale si può intuire che la parte danneggiata è difficilmente ripristinabile. Tale ipotesi è stata confermata dalla consultazione del manuale di manutenzione, il quale non prevede alcun tipo di riparazione nel caso di incidenti di questa entità. Per quanto riguarda il bordo d'attacco, infatti, sono previste riparazioni solo nel caso di danneggiamenti che interessino una piccola superficie del bordo e non un'intera sezione come avviene in questo caso. La stessa cosa vale per le centine, i cui interventi riguardano il ripristino nel caso di cricche o di piccole parti danneggiate. Per una rottura di questo tipo, il manuale di manutenzione prevede la sostituzione completa del bordo d'attacco, cioè dell'intera parte che va dalla quarantatreesima alla sessantunesima centina. Non è quindi contemplato alcun tipo di riparazione, ad eccezione del montaggio di un nuovo bordo d'attacco costituito dallo skin esterno, dalle centine e dal convogliatore d'aria calda usato per il sistema antighiaccio.

### **3.2.3. Possibili alternative d'intervento**

Il manuale di manutenzione del C-130J prevede vari tipi di riparazione, che variano in funzione della parte strutturale del velivolo e dall'entità della rottura. Nel caso specifico del bordo d'attacco alare, come detto in precedenza, non è prevista

alcuna riparazione ma solo la sua sostituzione. Questa può essere effettuata in due modi:

1. Acquistando da Lockheed la sezione completa del bordo d'attacco danneggiato e provvedendo alla relativa sostituzione;
2. Acquistando da Lockheed le singole componenti del bordo d'attacco (inner skin, outer skin e centine), assemblandole e sostituendole al bordo danneggiato.

Entrambe le soluzioni, dunque, non contemplano una vera e propria riparazione ma l'intera sostituzione del bordo d'attacco. Questo comporta elevati costi dovuti all'alto prezzo d'acquisto del bordo che è di circa 280000\$ e considerevoli tempi di ripristino legati principalmente alla fornitura e spedizione del materiale che viene importato dall'America e che richiede tempi medi di circa 5 mesi.

L'obiettivo è stato quello di ideare una soluzione alternativa di riparazione che consenta di rendere nuovamente efficiente l'aereo con costi e tempi ridotti, aspetto quest'ultimo particolarmente importante in un reparto operativo come quello della 46<sup>a</sup> Aerobrigata.

Le alternative di riparazione, in linea teorica, possono essere diverse; a livello pratico, però, si riducono notevolmente a causa delle prescrizioni imposte dal manuale di riparazione del velivolo. Si è già illustrato come nel caso specifico del bordo d'attacco, non siano previste riparazioni per danni analoghi a quello in esame. E' prevista, tuttavia, la possibilità di effettuare riparazioni non necessariamente specifiche per un componente, ma valide in generale per differenti elementi strutturali, purché:

- vengano montate le stesse componenti originali;
- vengano adottate soluzioni analoghe a quelle già presenti sull'aereo;
- non vengano modificati in alcun modo i profili aerodinamici.

L'idea è stata quindi quella di sfruttare le possibilità concesse da queste condizioni, utilizzando, per quanto possibile, materiale già a disposizione della 46<sup>a</sup> Aerobrigata ed

effettuando operazioni direttamente gestibili dal Gruppo Efficienza Aeromobile, per ridurre i costi e i tempi necessari alla riparazione.

## Capitolo 4 – Studio e descrizione della riparazione

L'obiettivo principale che sta alla base dell'ideazione di una procedura alternativa per la riparazione del bordo d'attacco alare del C-130J, nel caso di danni da impatto che prevedono l'intera sostituzione del bordo, è principalmente quello di ridurre i costi e i tempi necessari a ripristinare l'efficienza dell'aeromobile. L'unica soluzione adottabile è quella di ricorrere a riparazioni di carattere generale, valide per differenti componenti strutturali del velivolo, per cui non sono previste procedure specifiche di riparazione, ma interventi regolati dall'osservanza di opportune disposizioni riportate nello stesso manuale di riparazione. Tali norme prevedono l'utilizzo delle stesse componenti originali presenti prima della rottura e l'utilizzo di soluzioni analoghe a quelle già adottate sull'aereo o previste per le riparazioni specifiche.

Le figure Figura 33 e Figura 34, mostrano nel dettaglio la parte di bordo d'attacco danneggiata. Si può osservare come la gravità della rottura escluda il ripristino, attraverso interventi di riparazione, delle componenti costituenti il bordo d'attacco, cioè dell'inner skin, dell'outer skin e delle centine.



**Figura 33.** Vista interna della sezione danneggiata.



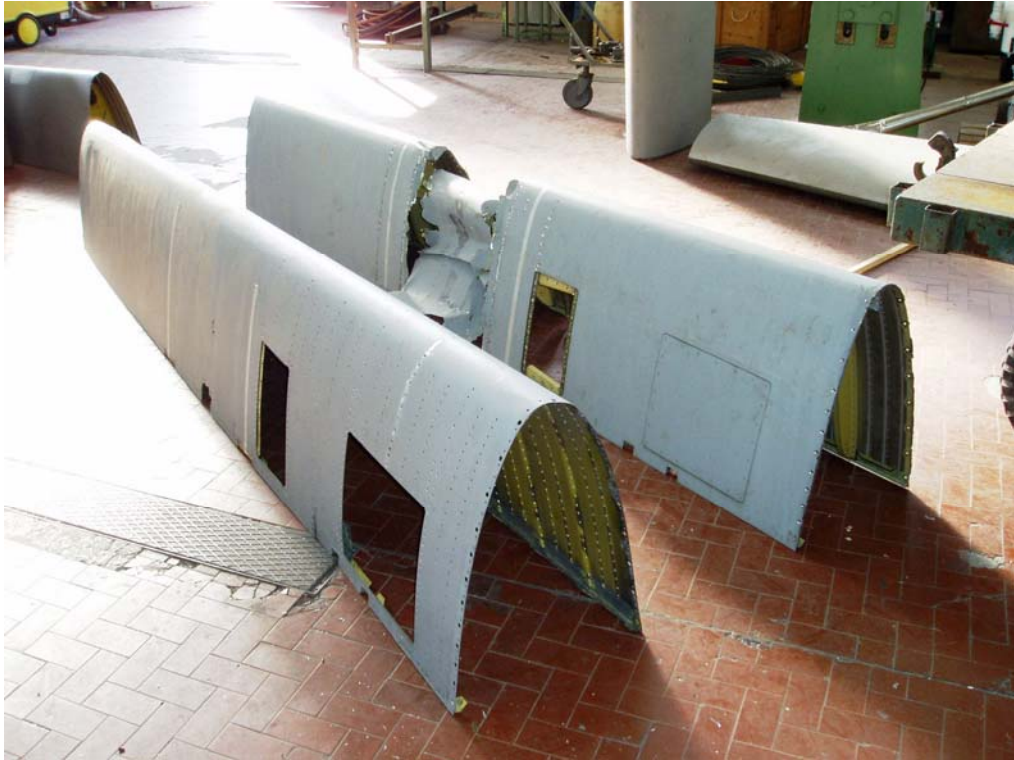
**Figura 34.** Vista esterna della sezione danneggiata.



La soluzione ideata è stata quella di sfruttare il bordo d'attacco del velivolo C-130H, versione precedente a quella attualmente utilizzata dall'Aeronautica Militare Italiana, con cui condivide la quasi totalità degli elementi strutturali e si differenzia invece totalmente per quelli elettronici e avionici. Parte dei componenti dei C-130H, non più operativi in Italia, sono stati conservati dalla 46<sup>a</sup> Aerobrigata per essere utilizzati come eventuali parti di ricambio per il C-130J. Dopo aver quindi verificato la disponibilità della sezione di un bordo "H", corrispondente a quella interessata dalla rottura, si è studiata l'applicabilità di una riparazione a carattere generale.

Tale studio ha avuto come obiettivo principale quello di ideare e realizzare una procedura innovativa che permettesse di far fronte sia a questo particolare caso, che a tutti quei danni da impatto al bordo d'attacco la cui gravità obbliga a sostituire l'intera parte danneggiata. Questo per mettere in grado la 46<sup>a</sup> Aerobrigata di avere una metodologia di riparazione che consenta di essere applicata in qualsiasi punto del bordo d'attacco alare e, in generale, anche al bordo d'attacco dello stabilizzatore orizzontale e verticale, caratterizzati da un analogo schema costruttivo. E' ovvio che tutte le considerazioni inerenti al dimensionamento strutturale specifiche per questo particolare caso non sono valide per le altre sezioni, ma lo schema logico e la procedura generale di riparazione può essere applicata a qualsiasi altro punto dei bordi d'attacco del C-130J.

Ogni elemento montato sull'aeroplano riporta una sigla identificativa, detta *part number*, che ne permette l'identificazione e la possibilità di risalire, attraverso i manuali dell'aeromobile, a tutte le relative informazioni, quali: tipo di materiale, forma, spessore, numero di componenti, posizione all'interno dell'aereo e possibili interventi di riparazione effettuabili. Si è provveduto quindi a verificare che tutti le componenti del bordo "H" fossero le stesse ed avessero il medesimo part number di quelle del bordo "J".



**Figura 35.** Bordo d'attacco del C-130J danneggiato e del C-130H utilizzato nella riparazione.

A questo punto si è dovuto studiare il tipo di intervento da eseguire tenendo conto delle limitazioni imposte dal manuale e si sono pianificate le operazioni necessarie per realizzare l'intera operazione.

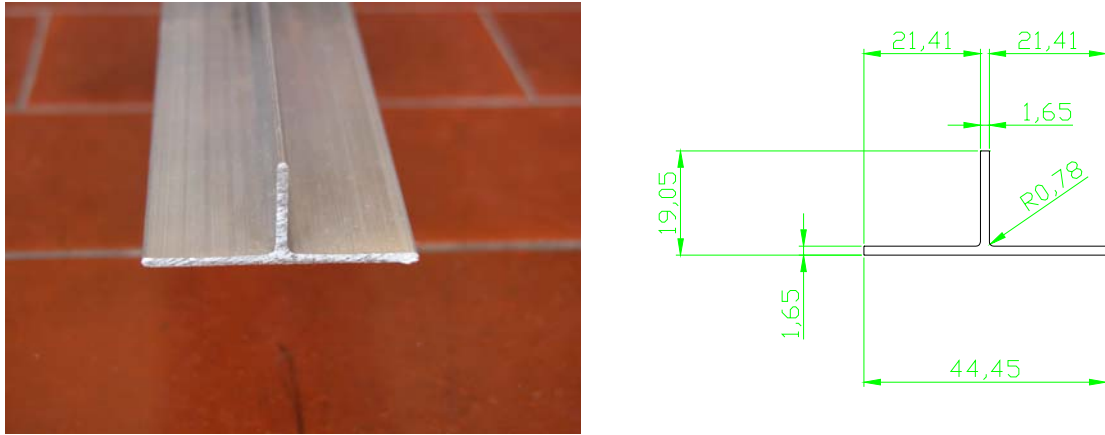
La riparazione consiste nell'effettuare una sorta di innesto, sostituendo la sezione danneggiata del bordo d'attacco del C-130J con un'analogica sezione del C-130H. Il principale problema è quello di stabilire la modalità di unione della parte innestata con quella originale del bordo. Anche in questo caso, le possibili soluzioni di giunzione si riducono notevolmente a causa delle prescrizioni imposte dal manuale di riparazione. Di seguito verrà illustrata nel dettaglio l'intera procedura e le varie fasi che hanno portato alla realizzazione dell'operazione.

#### ***4.1. Sistema di giunzione del bordo d'attacco***

Il primo problema affrontato è stato quello di stabilire quale tipo di collegamento potesse essere impiegato per unire le due sezioni del bordo d'attacco. Dovendo rispettare le prescrizioni del manuale di riparazione, descritte precedentemente, si è deciso di utilizzare la soluzione già impiegata da Lockheed per unire le varie sezioni del bordo d'attacco. La

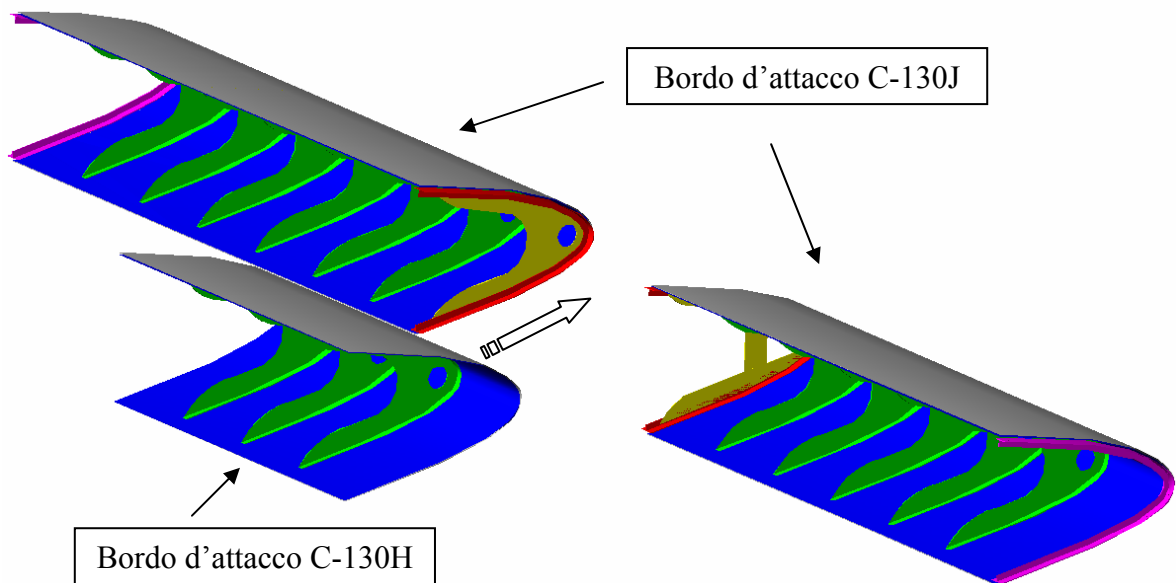


notevole apertura alare del C-130J (circa 42 metri), fa sì che il bordo d'attacco non sia realizzato in un unico pezzo ma sia diviso in più parti. Ogni sezione è collegata all'altra attraverso un estruso a forma di "T" di alluminio aeronautico 2024, rappresentato nelle due seguenti figure.



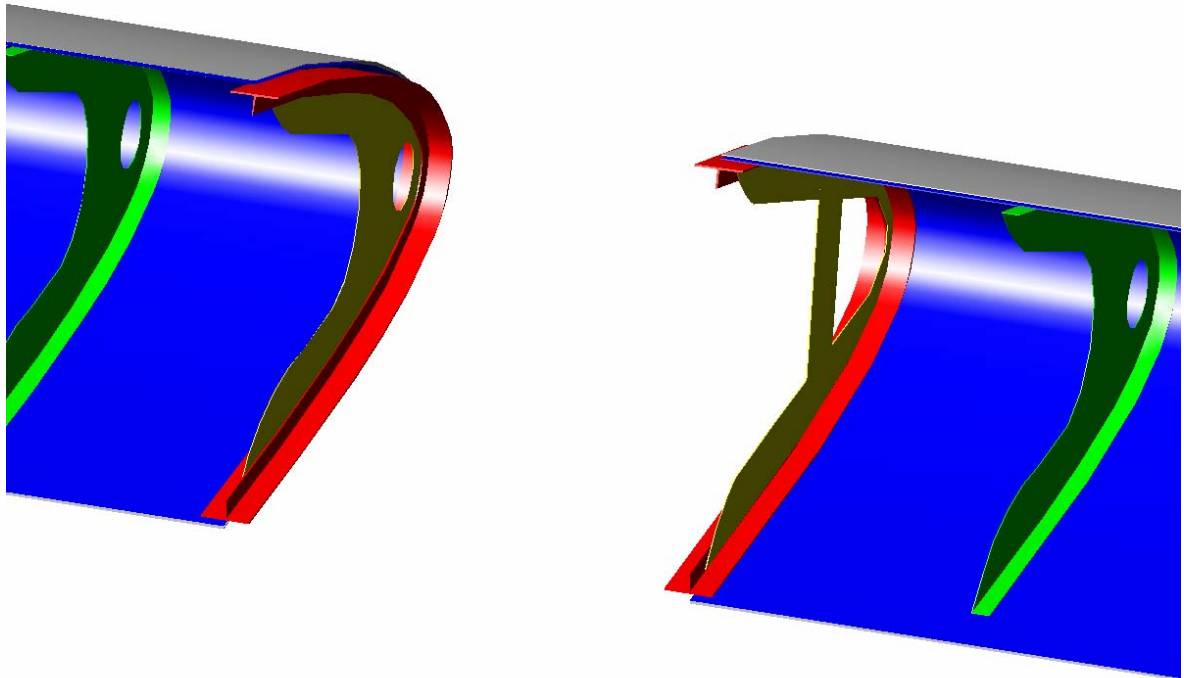
**Figura 36.** Immagine e dimensioni in mm dell'estruso a "T" utilizzato come elemento di giunzione tra i due bordi d'attacco.

Nella **Errore. L'origine riferimento non è stata trovata.** viene mostrata l'intera stazione del bordo d'attacco del C-130J interessata dalla rottura e la sezione di bordo del C-130H che andrà a sostituire la parte danneggiata.



**Figura 37.** Bordo d'attacco del C-130J interessato dalla rottura e sezione del C-130H che sostituirà la parte danneggiata.

La Figura 38, invece, mostra il dettaglio dell'estruso a "T" che collegherà i due tronconi di bordo.

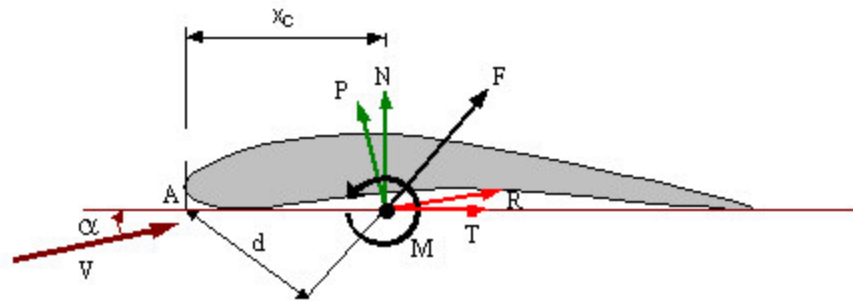


**Figura 38.** Dettaglio dell'estruso a "T".

In rosso sono rappresentati gli estrusi a "T", in verde le centine del bordo d'attacco non soggette a variazioni, in giallo quelle modificate per permettere il montaggio delle due sezioni e infine con i colori blu e grigio sono riprodotti rispettivamente l'inner e l'outer skin.

## ***4.2. Analisi dei carichi e metodologia di verifica***

Prima di poter effettuare il dimensionamento strutturale dei vari componenti impiegati nella riparazione bisogna analizzare i carichi applicati al bordo d'attacco. I carichi più importanti che normalmente agiscono sull'ala, e quindi anche sul bordo d'attacco, sono: la portanza (P), la resistenza (R), il momento della forza aerodinamica totale rispetto al bordo d'attacco (M) e i carichi di massa, quali il peso dell'ala, quello del carburante e quello dei motori. Il punto di applicazione della risultante delle forze di portanza e resistenza che nascono sull'ala viene definito centro di pressione (C.P.) o centro aerodinamico (C.A.) ed è mostrato nella figura seguente.



**Figura 39.** Rappresentazione delle principali forze agenti su un profilo alare.

La forza aerodinamica totale che si sviluppa su un profilo quando è investito da una corrente fluida viscosa, genera un momento aerodinamico  $M$  rispetto al suo bordo d'attacco, valutabile con l'espressione:

$$M = F \cdot d$$

dove  $F$  rappresenta la forza aerodinamica totale e  $d$  la distanza fra tale forza e il bordo d'attacco alare. Tuttavia è molto difficile determinare quest'ultima distanza per cui, applicando il principio secondo cui il momento di una forza, rispetto ad un punto, è uguale alla somma dei momenti delle componenti della forza rispetto allo stesso punto, si ottiene:

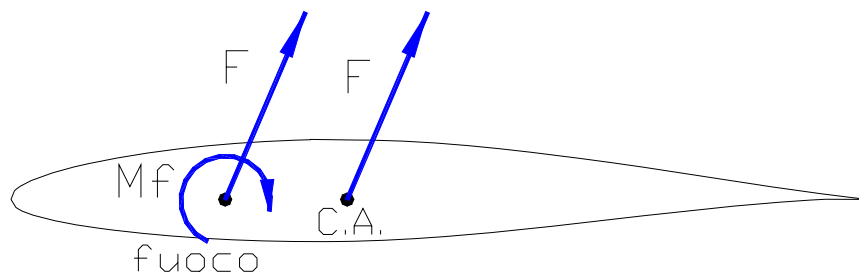
$$M = N \cdot x_c$$

dove  $x_c$  è la distanza tra il bordo d'attacco e il centro di pressione.  $N$ , nelle normali incidenze di volo, è molto simile alla portanza alare, quindi il momento può essere approssimato con la seguente equazione:

$$M \cong P \cdot x_c$$

Poiché il punto in cui nasce la forza portante sul velivolo, centro di pressione o centro aerodinamico, varia posizione al variare dell'incidenza, il momento che ne consegue è di difficile determinazione, poiché per ogni incidenza di volo occorrerebbe ricavare la posizione del punto in cui nasce la portanza. Per condurre i calcoli, quindi, si fa riferimento ad un punto caratteristico di ogni profilo, denominato fuoco; questo particolare punto fisso

nel profilo alare è caratterizzato dal fatto che il momento aerodinamico attorno ad esso rimane praticamente costante col modificarsi dell'incidenza. Esso è posto a circa il 25% della corda. Avendo un punto di riferimento fisso sul profilo, che non varia con l'assetto di volo, il momento aerodinamico è costante, dato che aumentando l'incidenza la forza aerodinamica totale diminuisce, mentre il braccio aumenta e viceversa. Trasponendo quindi le forze aerodinamiche nel fuoco del profilo bisognerà anche sommare al sistema di forze un determinato momento di trasporto, definito momento focale, che rappresenta il momento dovuto alla trasposizione della forza.



**Figura 40.** Trasposizione della forza aerodinamica nel fuoco del profilo.

Per la determinazione dei carichi agenti sull'ala bisogna supporre nota la condizione di utilizzo del velivolo in quanto, variando la configurazione di volo, varia la distribuzione delle forze. Nel nostro caso ipotizzeremo le condizioni più sfavorevoli in cui l'aereo può trovarsi, caratterizzate dal fattore di carico massimo ( $n_{max}$ ) sopportabile dal C-130J. Il fattore di carico  $n$  rappresenta una misura adimensionale dell'accelerazione del velivolo. Le accelerazioni possono essere dovute a fattori volontari, quali quelle generate durante le manovre, o involontarie come quelle generate dalle raffiche di vento.

Esistono dei fattori di carico secondo i tre assi corpo  $x$ ,  $y$ ,  $z$ , così definiti:

1.  $n_x = a_x/g$ ;
2.  $n_y = a_y/g$ ;
3.  $n_z = g + a_z/g$ .

Il fattore di carico  $n_z$  è il più importante, viene normalmente indicato con la lettera  $n$  e chiamato contingenza. Durante il volo rettilineo tale fattore è uguale a 1 mentre aumenta positivamente durante le richiamate e può diventare, in funzione del tipo di manovra, anche negativo.

Per garantire la sicurezza dei velivoli durante la loro vita operativa, gli enti aeronautici hanno definito specifiche per i vari tipi di categorie di velivolo, relative alla grandezza dei carichi da utilizzare durante il progetto strutturale.

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

In questo modo, utilizzando i carichi di robustezza durante il progetto, si assume un certo margine di sicurezza nei confronti di un eventuale superamento dei carichi di contingenza (o carichi limite). La ragione dell'applicazione del coefficiente di sicurezza è dovuta al fatto che, in condizioni di emergenza, oppure per azione esterne violente dovute a fenomeni atmosferici, i carichi limiti possono essere superati; avendo introdotto un coefficiente di sicurezza questo eventuale superamento non è tale da comportare gravi rischi alla struttura e quindi al buon funzionamento del velivolo.

È da notare che ogni qual volta la struttura è sottoposta ad un carico superiore a quello di contingenza, occorre verificare l'integrità della struttura tramite dei controlli di revisione; le deformazioni dovute ai carichi devono essere tutte di natura elastica, devono poter consentire il buon funzionamento degli altri organi (specialmente quelli di manovra), e non devono superare il limite della freccia massima sotto carico.

Per ricavare dunque la portanza, uno dei carichi principali agenti sulle ali, è necessario moltiplicare il peso massimo del velivolo per il fattore di carico massimo sopportabile dall'aereo che, nel caso del C-130J, è pari a 3.

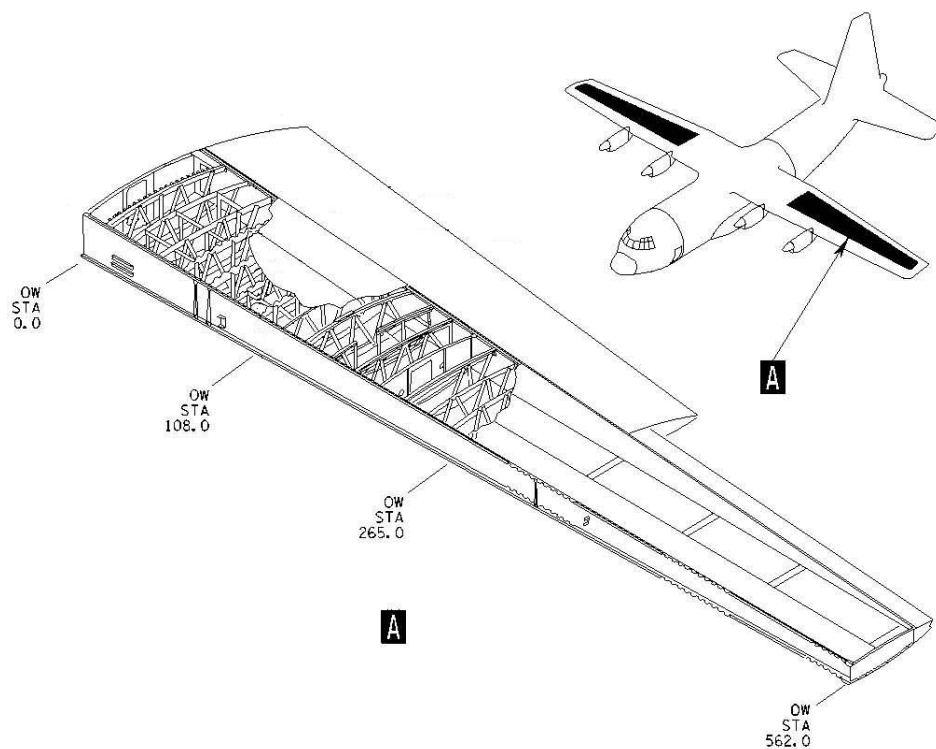
$$P = n \cdot W = 211500 \text{ Kg}$$

Generalmente la portanza è distribuita lungo l'ala con un andamento ellittico, affermazione tanto più vera quanto più la forma della pianta dell'ala si avvicina a quella di un'ellissi. Si avrà quindi una distribuzione di portanza simile a quella rappresentata in rosso nella Figura 41.



**Figura 41.** Andamento ellittico della distribuzione di portanza.

La portanza agente sulle ali del C-130J verrà assorbita principalmente dal cassone alare che costituisce la spina dorsale dell'ala e ha funzione strutturale.



**Figura 42.** Rappresentazione del cassone alare del -130J.

Una piccola percentuale verrà invece assorbita dal bordo d'attacco che ha sostanzialmente funzione di forma. Naturalmente, per dimensionare gli elementi impiegati nella riparazione, è necessario conoscere tale percentuale. Questo è possibile solo determinando le proprietà geometriche della sezione alare le cui caratteristiche resistenti sono date principalmente dai longheroni, dai correnti e dal rivestimento.

Trattandosi di un aereo militare, però, parte delle informazioni relative a quest'ultimi componenti rimangono riservate, quindi non è possibile determinare la percentuale di forze che viene assorbita dal cassone alare e quella invece assorbita dal bordo d'attacco.

Questo ha comportato lo studio di un approccio alternativo che permettesse di effettuare ugualmente la verificare degli elementi utilizzati per la riparazione. Si è adottato un processo di “reverse engineering”, partendo non dai carichi agenti sulla struttura, data l'impossibilità di determinarli, ma dalla resistenza dei componenti installati prima dell'incidente, per poter così dimensionare quelli impiegati per il ripristino della sezione danneggiata.

### ***4.3. Dimensionamento strutturale dei componenti critici***

Per valutare quali sono i componenti critici che devono essere sottoposti a verifica strutturale bisogna analizzare tutti gli elementi interessati dalla riparazione (estruso a “T”, centine, skin, ribattini) e, per ognuno, considerare le variazioni introdotte e l'eventuale necessità di effettuare verifiche per il ripristino della resistenza originale del bordo d'attacco.

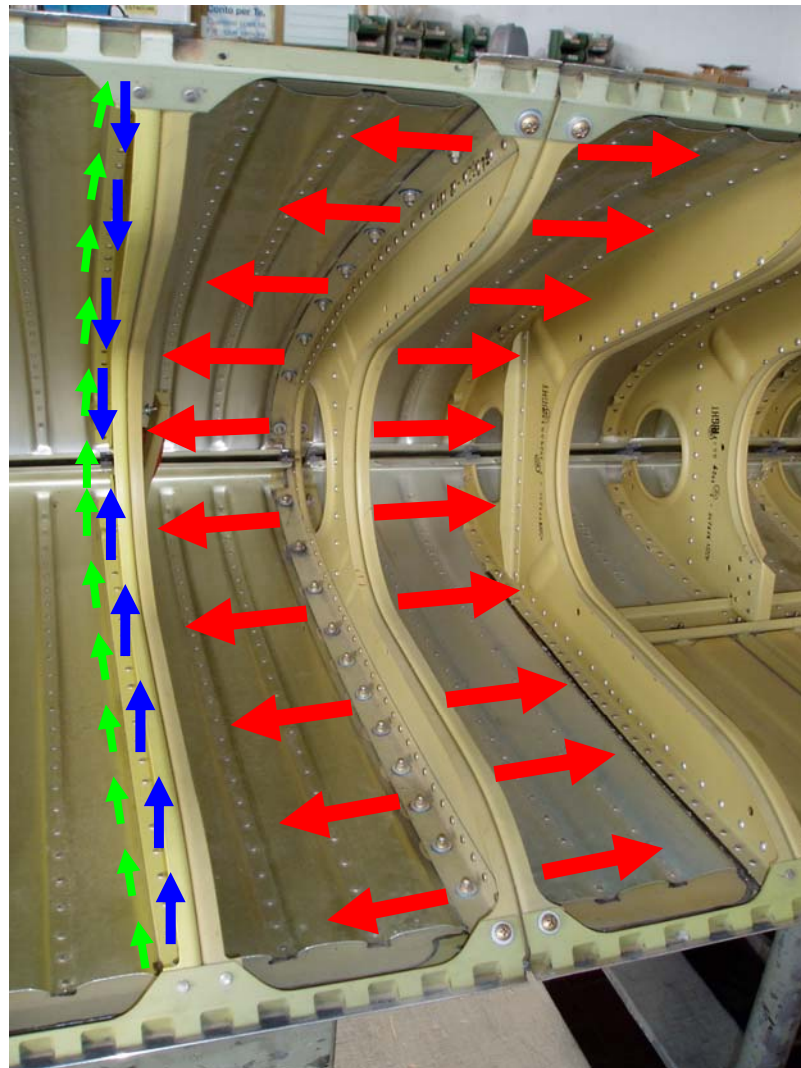
Nel caso dell'**estruso a “T”** non è necessario eseguire alcuna verifica strutturale, essendo quest'ultimo analogo sia dimensionalmente che per materiale e processo realizzativo a quelli già adottati dalla Lockheed per giuntare le altre sezioni del bordo d'attacco. Analoga è anche la distribuzione di forze cui esso è soggetto durante le fasi di volo.

Le **centine** installate nelle due sezioni di giunzione del bordo d'attacco “H” con quello “J”, sono le stesse presenti prima della riparazione, come uguali sono i carichi cui esse sono sottoposte. Le forze necessarie a tenere unite le due parti di bordo sono infatti assorbite dall'estruso a “T”. Per tali motivi anche le centine non necessitano di verifiche strutturali.



L'inner e l'outer skin non variano rispetto al resto del bordo d'attacco pertanto anche in questo caso non viene effettuata alcuna verifica strutturale.

I ribattini sono gli elementi che collegano tra loro lo skin, l'estruso a "T" e le centine. La loro funzione e il tipo di forze cui sono soggetti varia notevolmente rispetto a quella originale. La seguente figura mostra le principali forze cui sono soggetti i ribattini di una centina e le forze che agiscono sulle viti installate nella "T" Lockheed.



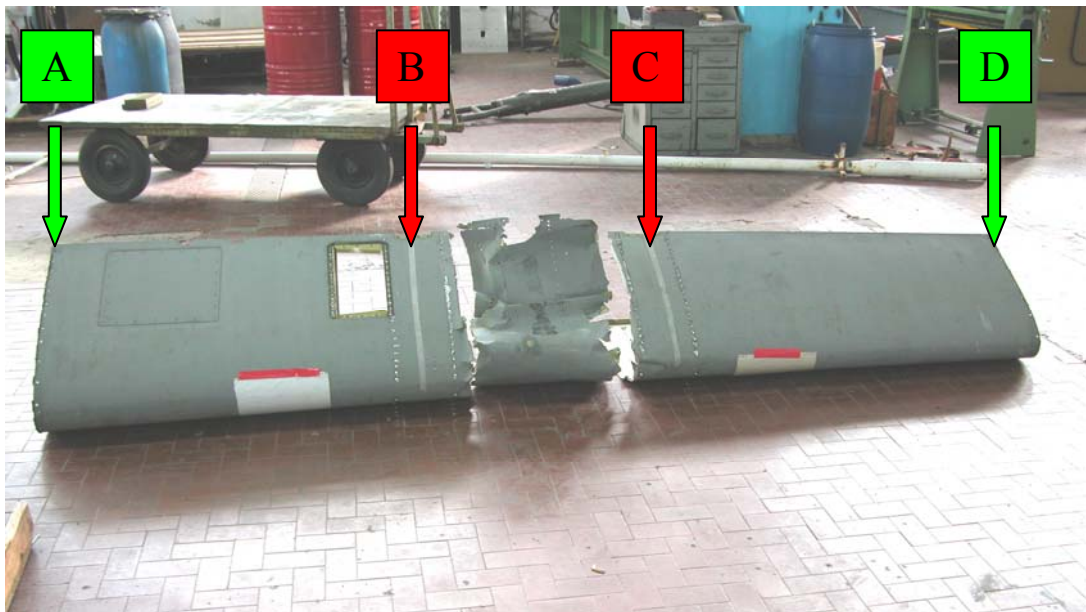
**Figura 43.** Sollecitazioni cui sono sottoposti i ribattini delle centine e le viti della "T".

In condizioni normali, nel punto in cui viene effettuata la riparazione, i ribattini sono sottoposti principalmente ad una forza di trazione, rappresentata dalle frecce blu di Figura 43, causata dalla maggior curvatura della skin rispetto alla centina, e ad una forza di taglio (frecce verdi di Figura 43) dovuta al momento torcente sull'ala. A seguito della

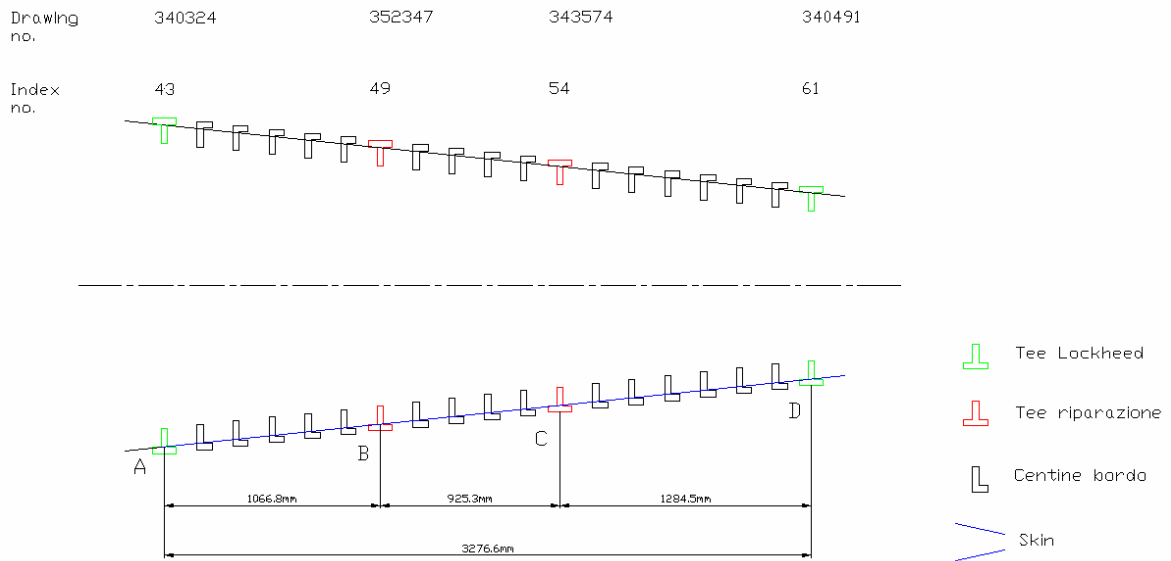


riparazione, invece, si aggiunge a tali forze l'azione di taglio dovuta al momento flettente dell'ala, rappresentata dalle frecce rosse di Figura 43, che è predominante rispetto alle altre e che non viene più assorbita dallo skin la cui continuità è stata interrotta dalla rottura dello stesso. In questo caso, quindi, bisognerà verificare la resistenza dei ribattini e provvedere ad un eventuale ridimensionamento.

Come detto in precedenza, la metodologia di verifica che si adotterà non partirà dall'analisi dei carichi agenti sul bordo d'attacco, in questo caso impossibili da determinare, ma dal ripristino della resistenza originale della zona danneggiata. Le due figure seguenti mostrano l'immagine dell'intera sezione del bordo e la relativa schematizzazione.



**Figura 44.** Bordo d'attacco danneggiato.



**Figura 45.** Schematizzazione dei principali elementi del bordo d'attacco danneggiato.

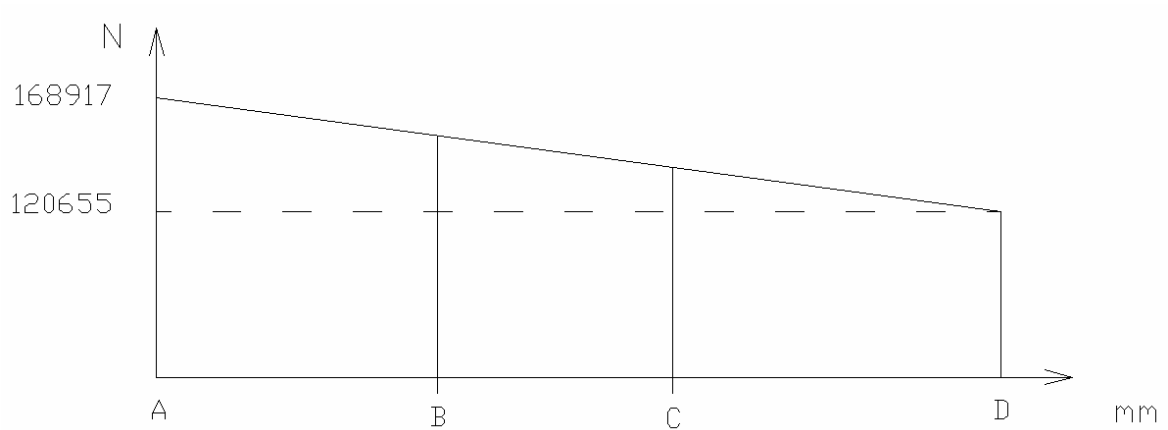
Le stazioni identificate con le lettere A e D sono le estremità della sezione del bordo danneggiato. In questi punti la Lockheed utilizza degli estrusi a forma di “T”, già mostrati in Figura 36, che fungono da elementi di giunzione tra questo e le altre parti di bordo. Le stazioni identificate con le lettere B e C sono, invece, quelle in cui verrà effettuato l'innesto del bordo d'attacco del C-130H. In questa posizione verranno montati degli estrusi a “T” della stessa sezione e dello stesso materiale utilizzato per quelli presenti nelle stazioni A e D. Quello che varierà sarà la forma, in quanto l'estruso deve copiare esattamente il profilo dell'ala che varia da punto a punto, essendo l'ala rastremata sia in senso longitudinale che trasversale.

Ciò che bisogna ripristinare con la riparazione, è la continuità del bordo tra i punti A e D, interrotta in questo caso nelle sezioni B e C dalla rottura occorsa.

Per dimensionare gli elementi di tali sezioni si impone che la resistenza nelle stazioni B e C sia analoga a quella della stazione A. Questa ipotesi è cautelativa in quanto il principale carico aerodinamico agente sull'ala, cioè la portanza, decresce all'aumentare della apertura alare, così come decresce il relativo andamento del momento flettente, massimo nel punto di giunzione dell'ala con la fusoliera e nullo all'estremità alare.

E' possibile valutare teoricamente tale riduzione costruendo un grafico che riporta la resistenza massima sopportabile dalle varie sezioni del bordo d'attacco in funzione dell'apertura alare. Tale grafico, riportato in Figura 46, è stato costruito ricavando le forze

massime sopportabili dalle sezioni A e D (la procedura utilizzata è illustrata nel paragrafo seguente) e ipotizzando tra le due una riduzione lineare dei carichi.



**Figura 46.** Andamento qualitativo delle massime forze sostenibili dalle varie sezioni del bordo d'attacco.

Da una semplice proporzione geometrica si ha:

$$\frac{168917 - 120655}{3276.6} = \frac{\overline{y_B}}{2209.8} \Rightarrow \overline{y_B} = 32548.8$$

$$\Rightarrow y_B = 153203.8 \text{ N}$$

$$\frac{168917 - 120655}{3276.6} = \frac{\overline{y_C}}{1284.5} \Rightarrow \overline{y_C} = 18919.8$$

$$\Rightarrow y_C = 139574.7 \text{ N}$$

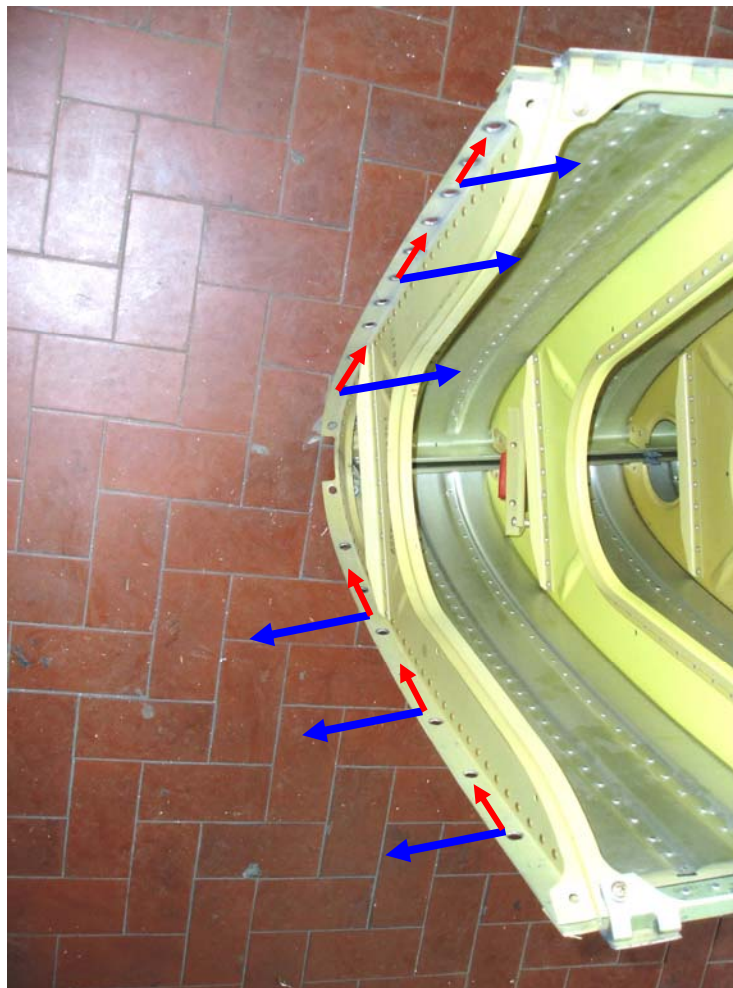
da cui risulta in B una ipotetica riduzione di resistenza del 9.3% rispetto alla resistenza di A, e in C una riduzione del 17.3%.

Nelle verifiche viene inoltre utilizzato un coefficiente di sicurezza pari a 1.5, valore standard impiegato nel progetto di strutture aeronautiche.

### 4.3.1. Determinazione della resistenza della sezione “A” del bordo d’attacco

Le forze agenti nella sezione A dovute al momento flettente  $M_f$  dell’ala sono rappresentate dalle frecce blu di Figura 47, mentre quelle dovute al momento torcente  $M_t$  dalle frecce rosse. L’effetto della portanza fa sì che la parte inferiore del bordo d’attacco sia soggetta a trazione mentre quella superiore a compressione; questo è il motivo per cui le frecce rosse hanno direzioni opposte.

Le componenti dovute ai due momenti daranno origine ad una forza risultante che eserciterà un’azione di taglio sia sulle viti che sui fori dello skin. Per determinare quale dei due elementi sia critico è necessario ricavare sia la resistenza totale offerta dalle viti che quella offerta dall’Outer Skin. Nel calcolo non viene considerato l’Inner Skin in quanto non contribuisce a tale resistenza.

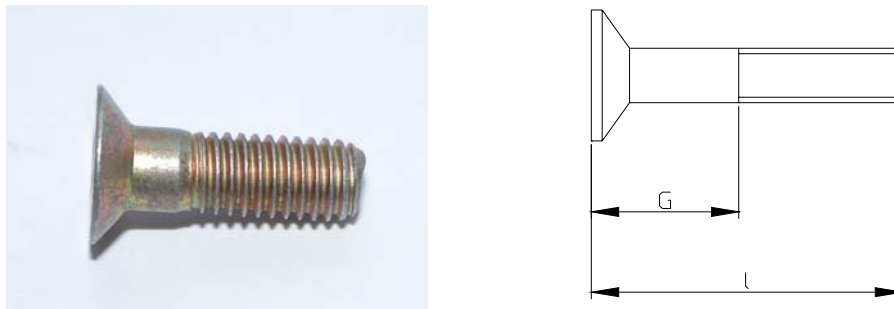


**Figura 47.** Azioni agenti sulla sezione A del bordo d’attacco dovute al momento flettente e torcente dell’ala.

### Calcolo della forza massima totale trasmissibile dalle viti installate nella sezione “A”

L'elemento di giunzione tra l'estruso a “T” e lo skin è costituito da una serie di viti NAS 517-3-3 le cui caratteristiche sono elencate di seguito:

Modello vite:	NAS 517-3-3 (Flush head screw)
Diametro:	3/16in. (0.1875 in. = 4.76mm)
Filettatura:	0.190-32 (10-32)
Lunghezza (l):	0.594in. (15.087mm)
Grip (G):	0.188in. (4.77mm)
Tensione di rottura:	160000Psi (1103.16Mpa)



**Figura 48.** Vite NAS 517-3-3.

Il materiale delle viti, che fa riferimento alla MIL-S-6049 (conforme alla AMS 6322 e alla AISI 8740), corrisponde all'acciaio da bonifica 40NiCrMo2 che ha le seguenti proprietà meccaniche:

Carico unitario di rottura:	740-1230N/mm <sup>2</sup>
Tensione di snervamento ( $\sigma_{0.2}$ ):	540N/mm <sup>2</sup>

Dalla tabella illustrata in [11] che riporta le dimensioni unificate dei filetti (unificazione americana) sia a passo fine (UNF: Unified National Fine) che a passo grosso (UNC: Unified National Course), tratta dalla norma ufficiale americana ANSI (American

National Standards Institute) pubblicata a cura dell'ASME (American Society of Mechanical Engineers), si hanno le seguenti caratteristiche per il filetto della vite in esame:

Diametro maggiore (d):	0.1900in (4.826mm)
Diametro di nocciolo ( $d_r$ ):	0.1517in (3.853mm)
Sezione resistente ( $A_t$ ):	0.0200in <sup>2</sup> (12.9mm <sup>2</sup> )

Nel caso di un collegamento analogo a quello mostrato in Figura 49, la sezione del bullone di area A (indicata con 1) è soggetta ad una tensione tangenziale di valor medio

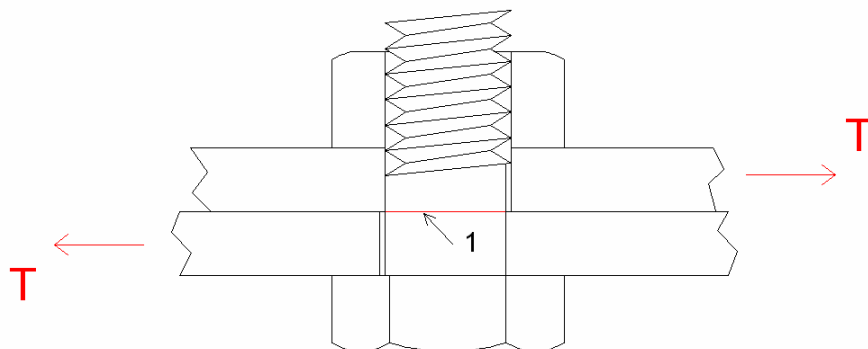
$$\tau = \frac{T}{A}$$

Dovendo risultare

$$\tau = \frac{T}{A} \leq \tau_{am}$$

possiamo ricavare il carico massimo T trasmissibile da una singola vite:

$$T = \tau_{am} \times A$$



**Figura 49.** Giunzione con bullone soggetto a taglio semplice.

Nel nostro caso, la forza totale ( $T_{tot}$ ) trasmissibile dall'insieme delle viti installate nella sezione "A" del bordo d'attacco è:

$$T_{tot} = n \times \tau_{am} \times A_t = 168917 \text{ N}$$

Con:

$$- n = \text{numero totale viti} = 21 \times 2 = 42$$

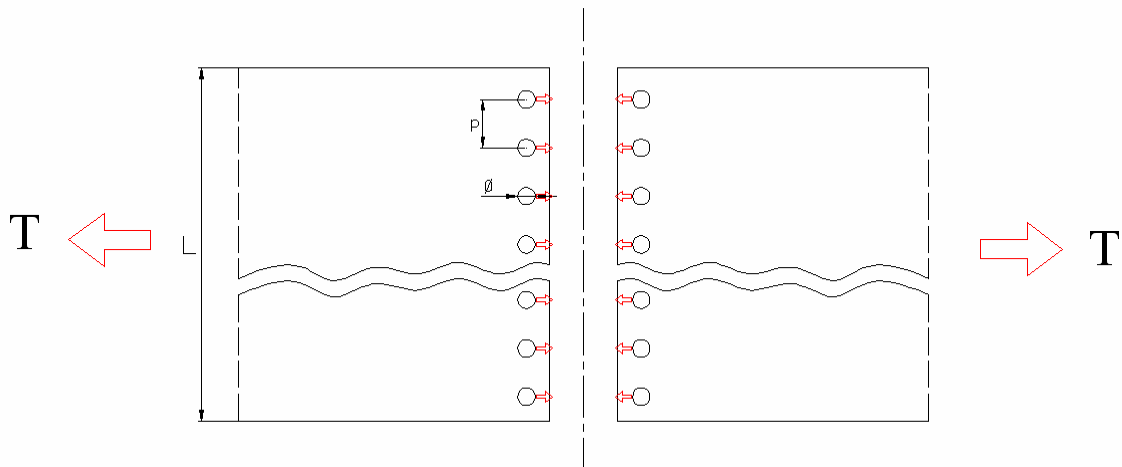
$$- \tau_{am} = \frac{\sigma_{am}}{\sqrt{3}} = \frac{\sigma_{0.2}}{\sqrt{3}} = \frac{540}{\sqrt{3}} = 311.77 \text{ Mpa} \quad (\text{Von Mises})$$

$$- A_t = 0.0200 \text{ in}^2 \quad (12.9 \text{ mm}^2)$$

= Area della sezione resistente riferita ad un cerchio avente diametro pari alla media tra il diametro di passo e quello di nocciolo. L'area della sezione di rottura viene infatti stimata tenendo conto anche del contributo del filetto elicoidale.

#### Calcolo della forza massima totale trasmissibile dallo Skin nella sezione "A"

Lo Skin è costituito da un sottile foglio di alluminio 2024 T81 avente tensione di snervamento pari a 450Mpa (65300Psi). Se per semplicità, rappresentiamo lo skin come se si sviluppasse nel piano e indichiamo sempre con T la massima forza trasmissibile a taglio si avrà:



**Figura 50.** Sviluppo nel piano dello skin.

$$p = \text{passo fori} = 65.7 \text{ mm}$$

$$n = \text{numero fori} = 21$$

$\emptyset$  = diametro foro = 0.375in. (9.525mm)

L = perimetro skin = 1390mm

T = forza massima trasmettibile = incognita

s = spessore skin = 0.032in. (0.8128mm)

T sarà dunque pari a:

$$T = \sigma_{0.2} \times [L - (n \times \phi)] \times s = 435284 \text{ N}$$

Nei calcoli effettuati per le viti e per lo skin non si è tenuto conto del preserraggio poiché le specifiche del manuale prescrivono di allentare di un quarto di giro i dadi, una volta raggiunto il momento torcente specificato. Non essendo nota la forza di preserraggio non viene nemmeno considerato l'attrito tra le superfici da collegare. Tali ipotesi sono comunque cautelative.

Dal confronto dei valori di T ricavanti nei due casi precedenti, si evince che l'elemento critico è costituito dalle viti, essendo la loro resistenza inferiore a quella dello skin. Per il dimensionamento degli organi installati durante la riparazione si farà quindi riferimento al valore di T pari a 168917 N.

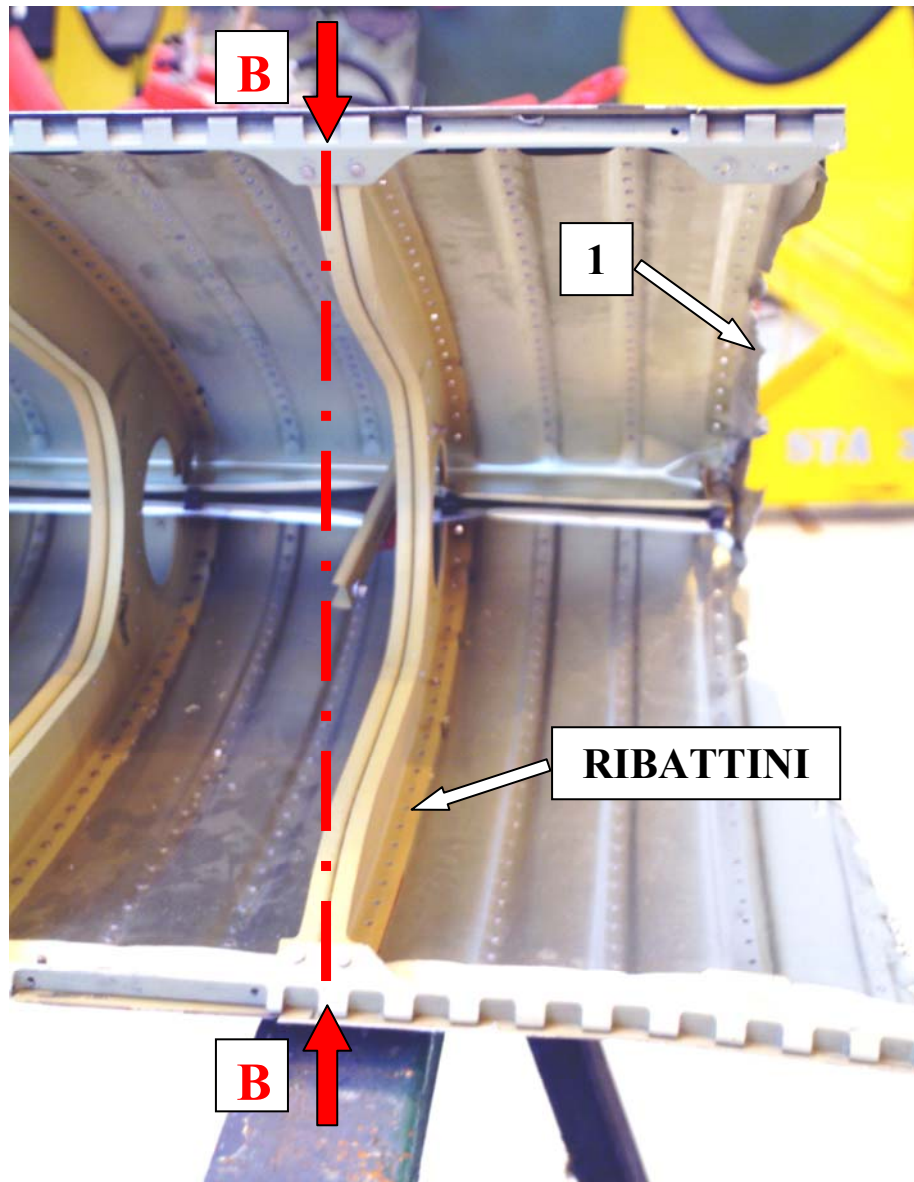
### 4.3.2. Scelta e dimensionamento degli organi di collegamento

Una volta stabilito il carico massimo a cui devono resistere le sezioni B e C, bisogna dimensionare gli organi di collegamento che permettono l'unione dello skin con l'estruso a "T" e la centina. La configurazione originale della sezione B è mostrata in Figura 51. Tale sezione non è quella corrispondente al punto in cui è avvenuto il reale tranciamento del bordo (posizione 1), ma è la più vicina posizione della centina in cui era possibile ottenere un profilo dello skin "pulito", cioè privo di difetti.

Come si può notare dall'immagine, il collegamento è effettuato attraverso una serie di ribattini che, in questa configurazione, sono sottoposti principalmente ad una forza di trazione causata dalla maggior curvatura della skin rispetto alla centina e ad una forza di taglio dovuta al momento torcente sull'ala (vedi Figura 43). Sezionando il bordo in questa posizione si interrompe la continuità dello skin sottoponendo i ribattini ad un'ulteriore forza di taglio, predominante rispetto alle altre forze presenti, dovuta al momento flettente

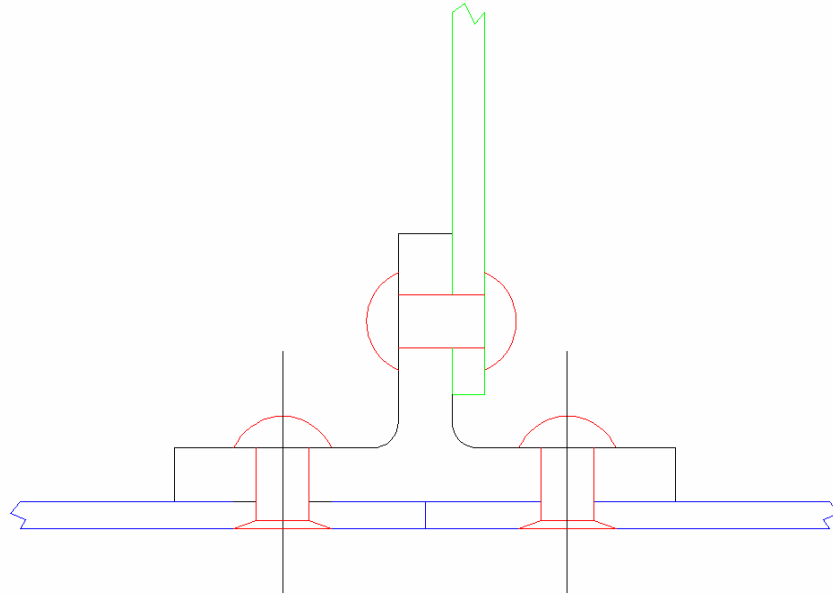


dell'ala. Si ricrea così l'analogia distribuzione di forze presente nei punti di giunzione delle varie parti di bordo d'attacco, compresa la "A", della quale è stata precedentemente calcolata la resistenza totale che dovrà essere ricreata in questa sezione. Analogo ragionamento vale per la stazione "C".



**Figura 51.** Centina in corrispondenza della sezione B del bordo d'attacco.

Il collegamento che si andrà a realizzare sarà a semplice coprigiunto e viene schematizzato in Figura 52.

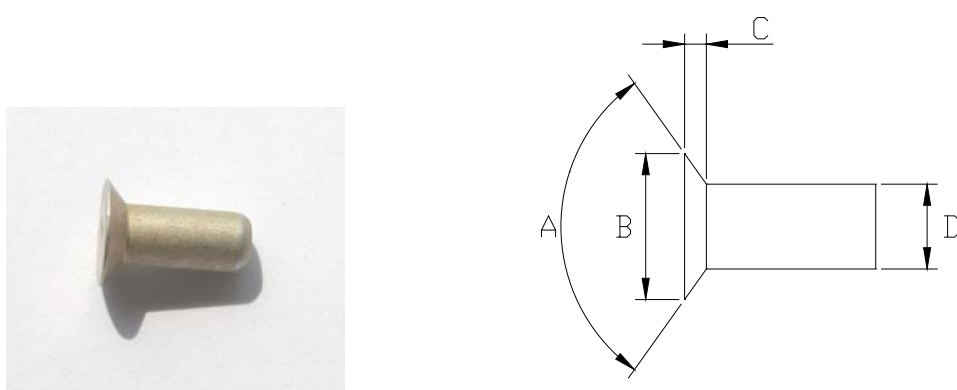


**Figura 52.** Schema di giunzione tra skin, estruso a “T” e centina nelle sezioni B e C del bordo d’attacco.

In blu sono rappresentati gli skin delle due parti di bordo d’attacco che dovranno essere giuntati, in verde e nero rispettivamente la centina e l’estruso a “T”, mentre in rosso sono messi in evidenza i ribattini.

Analizziamo inizialmente il dimensionamento che riguarda i ribattini congiungenti la “T” con gli skin.

Di seguito sono riportate le principali caratteristiche:



**Figura 53.** Tipo di ribattino presente prima della riparazione nella sezione B del bordo d’attacco.

Modello ribattino:

MS-20426 AD 4

Materiale:

Alluminio 2117 T4

Tensione di snervamento ( $\sigma_{0.2}$ ): 24000Psi (165.48Mpa)

A: 100°

B: 0.255in. (6.477mm)

C: 0.042in. (1.066mm)

D: 1/8in. (3.175mm)

Come detto in precedenza, si deve ricreare nelle due sezioni B e C la stessa resistenza presente nella sezione A, incrementata di un opportuno coefficiente di sicurezza. Anche in questo caso, però, si hanno delle limitazioni legate al processo stesso di riparazione. Lo skin del bordo d'attacco che si andrà ad innestare, infatti, presenta nelle due sezioni i fori utilizzati per il collegamento delle centine. Questo fa sì che il numero e la posizione dei ribattini non possa essere modificata. L'unico parametro variabile, solo però entro certi limiti, è il diametro dei ribattini stessi. Il manuale di riparazione dell'aeromobile, infatti, impone che tra un ribattino e l'altro venga mantenuta una distanza minima pari a due volte e mezzo il diametro del ribattino stesso.

Vediamo quindi quale deve essere tale diametro affinché le sezioni B e C abbiano la stessa resistenza della sezione A

### Sezione B:

Il numero di ribattini presenti in questa sezione è pari a 110. Il diametro di 38 di questi, però, non può essere modificato in quanto essi si trovano in corrispondenza di uno sportello ricavato sul bordo d'attacco e utilizzato per ispezionare le sonde del sistema antighiaccio. Il dimensionamento andrà quindi effettuato su 72 ribattini utilizzando la  $T_{tot}$  ricavata per la sezione A, diminuita della resistenza totale offerta dai 38 ribattini non modificabili.

In una sezione circolare piena soggetta a taglio la  $\tau_{max}$  vale:

$$\tau_{max} = \frac{4}{3} \frac{T}{A}$$

quindi la tensione tangenziale massima in ogni ribattino deve essere uguale a:

$$\tau_{max} = \frac{4}{3} \times \frac{n}{A} \frac{T_{tot}}{A} \leq \tau_{am}$$

con

$$T_{\text{tot}} = 138660 \text{ N}$$

$$\tau_{am} = \frac{\sigma_{am}}{C.S. \times \sqrt{3}} = \frac{\sigma_{0.2}}{1.5 \times \sqrt{3}} = \frac{165.48}{1.5 \times \sqrt{3}} = 63.7 \text{ Mpa (C.S. = Coefficiente di Sicurezza)}$$

$$n = \text{numero totale ribattini} = 72$$

Attraverso la relazione  $\tau_{\text{max}} = \frac{4}{3} \times \frac{T_{\text{tot}}}{A} \leq \tau_{am}$  possiamo quindi ricavare il diametro

minimo  $\phi$  dei ribattini:

$$\phi = \sqrt{\frac{16}{3} \frac{T_{\text{tot}}}{n \times \pi \times \tau_{am}}} = 7.3 \text{ mm}$$

### Sezione C:

Per la sezione C valgono le stesse considerazioni fatte per la sezione B. L'unica differenza sarà costituita dal numero dei ribattini, che in questo caso è pari a 96, e dalla forza  $T_{\text{tot}}$  pari a 168917 N.

Attraverso quindi la relazione

$$\tau_{\text{max}} = \frac{4}{3} \times \frac{T_{\text{tot}}}{A} \leq \tau_{am}$$

con

$$T_{\text{tot}} = 168917 \text{ N}$$

$$\tau_{am} = \frac{\sigma_{am}}{C.S. \times \sqrt{3}} = \frac{\sigma_{0.2}}{1.5 \times \sqrt{3}} = \frac{165.48}{1.5 \times \sqrt{3}} = 63.7 \text{ Mpa (C.S. = Coefficiente di Sicurezza)}$$

$$n = \text{numero totale ribattini} = 96$$

si ottiene

$$\phi = \sqrt{\frac{16}{3} \frac{T_{\text{tot}}}{n \times \pi \times \tau_{am}}} = 6.8 \text{ mm}$$

I diametri necessari a ristabilire la resistenza della sezione A sono in entrambi i casi troppo elevati in quanto non permettono di mantenere la distanza minima tra i ribattini imposta dal manuale. Si è allora pensato di adottare un sistema misto di fissaggio, utilizzando sia le viti impiegate da Lockheed per unire le varie sezioni di bordo d'attacco, in modo da garantire un'adeguata resistenza, sia i ribattini, in modo da avere un collegamento non smontabile, proprietà intrinseca delle due sezioni prima della rottura.

Vediamo dunque quale deve essere il numero di viti e di ribattini da installare per ricreare la stessa resistenza della sezione A con un coefficiente di sicurezza pari a 1.5.

### Sezione B:

attraverso la relazione

$$(\tau_{am}^{viti} \times A_{viti} \times x) + [\tau_{am}^{rib} \times A_{rib} \times (72 - x)] = 138660 \text{ N}$$

possiamo ricavare il numero di viti

$$x = \frac{138660 - (\tau_{am}^{rib} \times A_{rib} \times 72)}{\tau_{am}^{viti} \times A_{viti} - \tau_{am}^{rib} \times A_{rib}}$$

con

$n =$  numero fori presenti nella sezione B = 72

$$\tau_{am}^{viti} = \frac{\sigma_{am}}{C.S. \times \sqrt{3}} = \frac{540}{1.5 \times \sqrt{3}} = \frac{540}{\sqrt{3}} = 207.8 \text{ Mpa}$$

$$\tau_{am}^{rib} = \frac{\sigma_{am}}{C.S. \times \sqrt{3}} = \frac{165.48}{1.5 \times \sqrt{3}} = 63.7 \text{ Mpa}$$

$A_{viti}$  = area sezione resistente viti

$A_{rib}$  = area sezione resistente ribattini

Variando il diametro delle viti e dei ribattini varieranno anche le relative aree resistenti e di conseguenza la configurazione installabile. Vediamo quindi quale soluzione risulta essere ottimale.

Per quanto riguarda le viti, si utilizzeranno le stesse impiegate dalla Lockheed in A e nelle altre sezioni del bordo d'attacco.

Nel caso dei ribattini, invece, sono possibili tre differenti diametri: 1/8in, diametro originale, 5/32in. e 3/16in. Verrà analizzata solo l'installazione dei diametri da 5/32in. e 3/16in. poiché durante la fase di smontaggio dei ribattini presenti nel bordo d'attacco da installare, si può avere deformazione dei fori ed è quindi buona norma installare ribattini aventi un diametro maggiore di quelli inizialmente presenti.

Utilizzando un diametro dei ribattini pari a 5/32in. si ha:

$$x = 24 \quad \text{quindi:} \quad \begin{array}{l} 24 \text{ viti} \\ 48 \text{ ribattini} \end{array}$$

Utilizzando un diametro dei ribattini pari a 3/16in. si ha:

$$x = 20 \quad \text{quindi:} \quad \begin{array}{l} 20 \text{ viti} \\ 52 \text{ ribattini} \end{array}$$

La soluzione più equilibrata è quella di utilizzare un diametro di ribattini pari a 5/32in. che consente di installare un'alternanza di una vite e due ribattini. Utilizzando infatti ribattini da 3/16in. si avrebbe la stessa distribuzione di viti e ribattini, un maggior indebolimento dello skin e dell'estruso a "T" dovuto al maggior diametro dei fori e un incremento del coefficiente di sicurezza non necessario.

### Sezione C:

$$\left(\tau_{am}^{viti} \times A_{viti} \times x\right) + \left[\tau_{am}^{rib} \times A_{rib} \times (96 - x)\right] = 168917 \text{ N}$$

$$\Rightarrow x = \frac{168917 - \left(\tau_{am}^{rib} \times A_{rib} \times 96\right)}{\tau_{am}^{viti} \times A_{viti} - \tau_{am}^{rib} \times A_{rib}}$$

con

$$n = \text{numero fori presenti nella sezione B} = 96$$

$$\tau_{am}^{viti} = \frac{\sigma_{am}}{C.S. \times \sqrt{3}} = \frac{540}{1.5 \times \sqrt{3}} = \frac{540}{\sqrt{3}} = 207.8 \text{ Mpa}$$

$$\tau_{am}^{rib} = \frac{\sigma_{am}}{C.S. \times \sqrt{3}} = \frac{165.48}{1.5 \times \sqrt{3}} = 63.7 \text{ Mpa}$$

$A_{viti}$  = area sezione resistente viti

$A_{rib}$  = area sezione resistente ribattini

Anche in questo caso si utilizzeranno le stesse viti della sezione A e si analizzeranno le configurazioni ottenibili con diametri dei ribattini da 5/32in. e 3/16in.

Utilizzando un diametro dei ribattini pari a 5/32in. si ha:

$$x = 27 \quad \text{quindi:} \quad \begin{array}{l} 27 \text{ viti} \\ 69 \text{ ribattini} \end{array}$$

Utilizzando un diametro dei ribattini pari a 3/16in. si ha:

$$x = 19 \quad \text{quindi:} \quad \begin{array}{l} 19 \text{ viti} \\ 77 \text{ ribattini} \end{array}$$

In questo caso la soluzione con diametro dei ribattini pari a 5/32in. consente di utilizzare un'alternanza di una vite e due ribattini quindi, mentre quella con ribattini da 3/16in. consente anche l'alternanza di una vite e quattro ribattini. Per le stesse considerazioni fatte per la sezione B, la miglior soluzione risulta essere l'adozione di ribattini da 5/32in.

A questo punto bisogna verificare la riduzione di resistenza dello skin dovuta alla variazione di diametro dei fori

Per quanto riguarda la sezione B si avrà:

$$T = \sigma_{0.2} \times \{L - [(n_{rib} \times \phi_{rib}) + (n_{viti} \times \phi_{viti})]\} \times s = 288154.4N$$

Nel caso invece della sezione C risulterà:

$$T = \sigma_{0.2} \times \{L - [(n_{rib} \times \phi_{rib}) + (n_{viti} \times \phi_{viti})]\} \times s = 294454N$$

Tale resistenza è rimasta, in entrambe le sezioni, superiore a quella offerta dalle viti e dai ribattini, che rimangono quindi gli elementi critici.

L'ultimo dimensionamento da effettuare riguarda i ribattini che collegano la centina all'estruso a "T". Anche in questo caso si effettua una verifica per analogia ricreando la stessa resistenza offerta da quelli presenti nella sezione A, essendo le sezioni B e C sottoposte alla stessa distribuzione di carichi e avendo analoga geometria.

Nella sezione A il collegamento tra centina ed estruso a "T" viene effettuato con 68 ribattini MS-20470 AD 4 con diametro da 1/8in. Tali ribattini si differenziano da quelli usati per collegare skin con estruso a "T" solo per la forma della testa. Nel caso dello skin, infatti, è necessario usare viti e ribattini a testa svasata in quanto il profilo esterno deve risultare perfettamente liscio, mentre nella parte interna del bordo d'attacco, non essendoci esigenze di natura aerodinamiche che lo impongono, si possono utilizzare normali ribattini a testa tonda.

La resistenza totale dei ribattini è:

$$T_{tot} = n \times \tau_{am} \times A = 51324 N$$

Sapendo che  $\tau_{max} = \frac{4}{3} \times \frac{n}{A} \leq \tau_{am}$  posso ricavare, al variare di  $\phi$ , i ribattini

necessari per avere la stessa resistenza della sezione A con un coefficiente di sicurezza di 1.5.

Anche in questo caso si prenderanno in esame solo i diametri da 5/32in. e 3/16in. per le stesse ragioni illustrate precedentemente.

Utilizzando un diametro dei ribattini pari a 5/32in. si ha:

$$n = 87$$

$$p = 20.5\text{mm (passo tra i ribattini)}$$



Utilizzando invece un diametro dei ribattini pari a  $3/16$ in. si ha:

$$n = 60$$

$$p = 30\text{mm (passo tra i ribattini)}$$

La soluzione ottimale, per avere un passo e un diametro dei ribattini equilibrato, è quella di installare ribattini con diametro di  $5/32$ in.

## **Capitolo 5 – Descrizione delle operazioni necessarie per la realizzazione della riparazione**

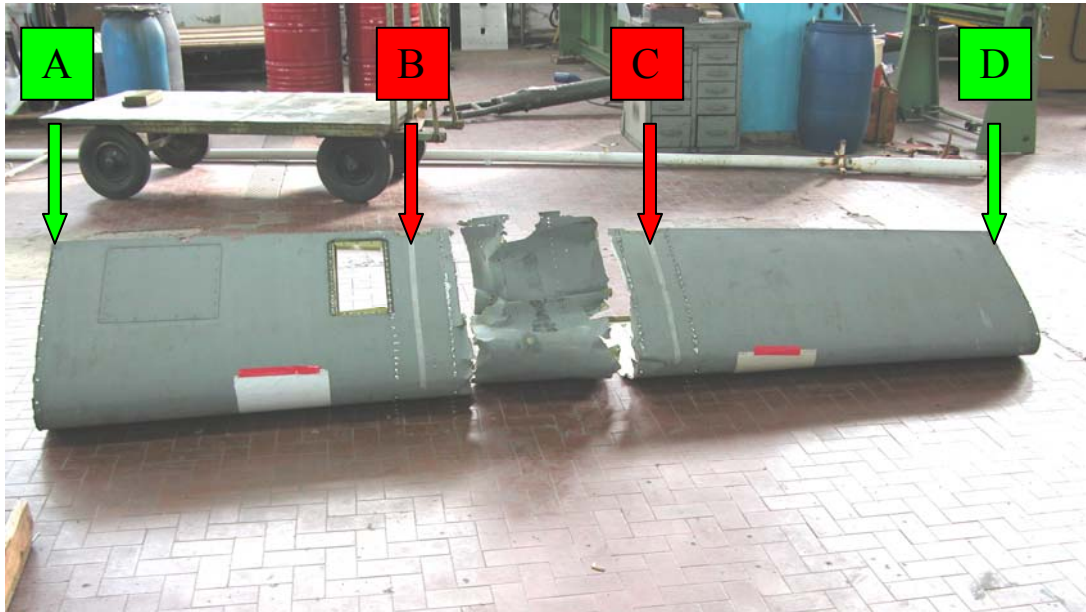
Fino a questo momento è stata descritta la dinamica dell'incidente, le conseguenze provocate e la metodologia d'intervento, compreso il dimensionamento degli organi necessari al ripristino del bordo d'attacco. Naturalmente l'intera operazione si è sviluppata in più fasi, ognuna delle quali ha visto la realizzazione di specifici interventi necessari al rispetto delle prescrizioni imposte dal manuale e alla realizzazione fisica della riparazione. Tali fasi sono essenzialmente tre e verranno descritte dettagliatamente di seguito.

### ***5.1. Profilatura dell'estruso a "T"***

Come visto in precedenza, la riparazione consiste nella sostituzione della parte danneggiata del bordo d'attacco del C-130J con un analogo sezione di bordo del C-130H. L'elemento di giunzione tra i due è costituito da un estruso a "T" che viene già utilizzato dalla Lockheed per unire le varie sezioni che compongono l'ala. Una di queste, quella interessata dalla rottura, è mostrata in Figura 54.

Le lettere A e D indicano le estremità di giunzione nelle quali sono presenti gli estrusi installati dalla casa madre, le lettere B e C, invece, identificano i punti in cui verranno installati quelli necessari alla riparazione.

La realizzazione di tali estrusi, in linea teorica, può avvenire attraverso diverse tecnologie. Si può adottare un processo di imbutitura o stampaggio che, attraverso la realizzazione di punzone e matrice, permette di realizzare l'estruso a "T" profilato secondo la geometria delle sezioni B e C. Si potrebbe ottenere tale profilo anche attraverso un processo di fresatura a Controllo Numerico o far realizzare l'estruso a disegno.



**Figura 54.** Bordo d'attacco danneggiato.

Per il rispetto delle specifiche imposte dal manuale di riparazione, però, nelle sezioni B e C, dovranno essere installati estrusi dello stesso materiale, aventi la stessa sezione e le stesse proprietà di quelli presenti nelle sezioni A e D. Le tecniche descritte fino a questo momento, quindi, non sono idonee a rispettare tali caratteristiche, in quanto il processo stesso di realizzazione comporta una variazione del comportamento meccanico dei pezzi originali, ottenuti invece attraverso un processo di calandratura.

L'unica soluzione possibile è quella di acquistare gli estrusi direttamente dalla casa costruttrice del velivolo. Tale necessità è legata soprattutto al fatto che i pezzi sono provvisti di certificazione aeronautica che ne attesta le proprietà e ne consente il montaggio sull'aereo ed esclude quindi anche la possibilità, per esempio, di far realizzare estrusi a disegno dello stesso materiale privi però di tale certificazione. Non esistono dunque sul mercato componenti analoghi se non quelli commercializzati dalla Lockheed, la quale li fornisce in due configurazioni: estrusi conformati secondo le sezioni standard di giunzione del bordo d'attacco ed estrusi sotto forma di barre.

Le sezioni alari, comprese la B e la C, variano da punto a punto, essendo l'ala rastremata in senso longitudinale e trasversale. Questo fa sì che gli estrusi già conformati abbiano una geometria diversa dalle due sezioni interessate dalla riparazione. Si deve quindi acquistare i profilati e sagomarli tramite un processo di calandratura in modo da ottenere la geometria voluta.

### 5.1.1. Il processo di calandratura

Lo scopo della calandra è quello di eseguire la curvatura di lamiera e generare, solitamente, un solido di rivoluzione chiamato virola, che verrà poi saldata lungo la generatrice rimasta aperta. Talvolta, però, scopo della calandratura è quello di ottenere semplici archi o profili ricurvi che trovano impieghi ad esempio in campo navale, aeronautico o nella costruzione di grandi serbatoi di stoccaggio.

Il notevole sviluppo delle tecnologie operanti sulla lamiera, ha portato un sostanziale sviluppo anche nel campo della calandratura, passando da macchine che piegavano la lamiera alla stregua di una pressa meccanica, ad una macchina in grado di deformare direttamente per rotazione anche le lamiere più spesse, ottenendo le più strette tolleranze di cilindricità e distorsione.

Le tradizionali trasmissioni totalmente meccaniche sono state abbandonate. Da un lato esse non sono in grado di sopportare gli enormi momenti torcenti richiesti per eseguire una deformazione in rotazione, e dall'altro i rulli, specie quelli motori, devono effettuare durante le varie fasi di lavorazione moti di traslazione complessi da sviluppare mediante una tecnologia puramente meccanica. La calandra attuale è una macchina a comando misto meccanico-oleodinamico oppure a comando completamente oleodinamico, realizzato soprattutto nelle macchine di più elevato contenuto tecnologico e qualitativo.

Contrariamente all'apparenza, il campo delle calandre è oltremodo variegato, essendo numerosissimi i tipi e sottotipi esistenti. Si può fare una classificazione in base al sistema realizzativo del comando che vede:

- calandre a comandi meccanici;
- calandre a comandi oleodinamici;

e in funzione della diversa posizione dei rulli:

- calandre verticali;
- calandre orizzontali.

Infine si può suddividere le calandre secondo il numero di rulli che la macchina stessa possiede:

- calandre a due rulli
- calandre a tre rulli
- calandre a quattro rulli
- calandre speciali

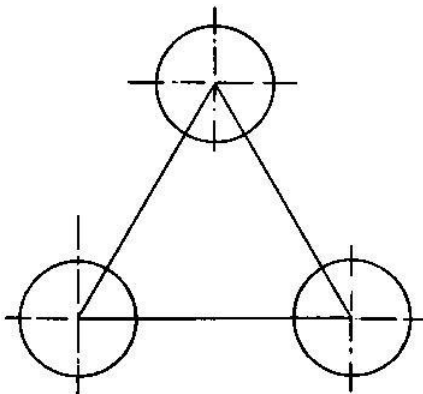
Le più antiche e quelle che hanno dato una migliore risposta alle esigenze del mercato sono le calandre a tre rulli che hanno subito nel tempo una continua evoluzione, non terminata ancora oggi.

All'interno di questo gruppo si dividono tre sottotipi fondamentali, secondo la disposizione spaziale dei rulli:

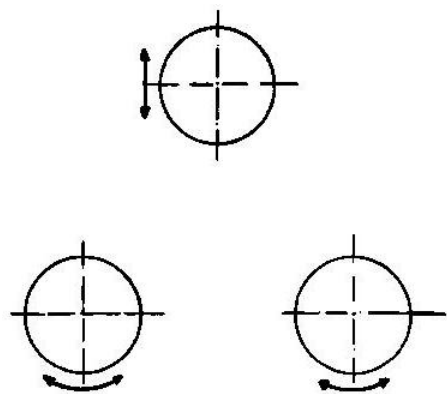
- disposizione simmetrica o piramidale
- disposizione asimmetrica
- disposizione mista

Si analizzerà solo la disposizione simmetrica in quanto è stata quella utilizzata per realizzare il profilo degli estrusi.

Il nome deriva dal fatto che i tre rulli sono disposti simmetricamente ai vertici di un triangolo isoscele, con base circa uguale al lato.



**Figura 55.** Schematizzazione della disposizione dei rulli in una calandra di tipo simmetrico o piramidale.

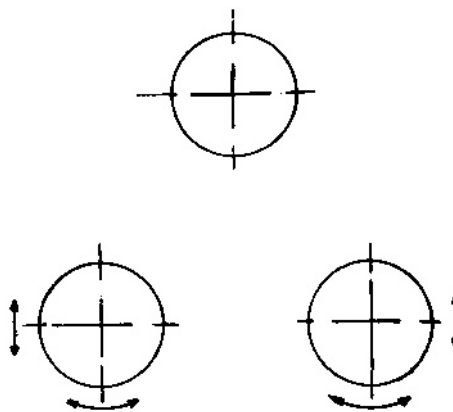


**Figura 56.** Disposizione a tre rulli con rullo superiore mobile verticalmente.

I pregi fondamentali di questa configurazione sono la semplicità del disegno e l'economicità; il campo d'impiego riguarda gli spessori sottili e medio-piccoli, sino a 30÷40mm. Il difetto principale, consiste nell'impossibilità di registrare in senso orizzontale la posizione relativa dei rulli; questo comporta un'eccessiva lunghezza delle estremità dritte della lamiera rendendo impossibile l'operazione di formazione delle teste. Se non si ricorre quindi al taglio di queste parti diritte o non curvate a raggio desiderato, è necessario procedere prima della rullatura alla preparazione dei bordi sotto una pressa con punzone e matrice di raggio opportuno.

Per ciò che riguarda il tipo di finitura, le superfici lisce possono presentare graffi e piegature, dovuti alla difficoltà di trascinamento. La versatilità della macchina è piuttosto limitata, anche se può essere facilmente attrezzata per lavorare come una pressa piegatrice.

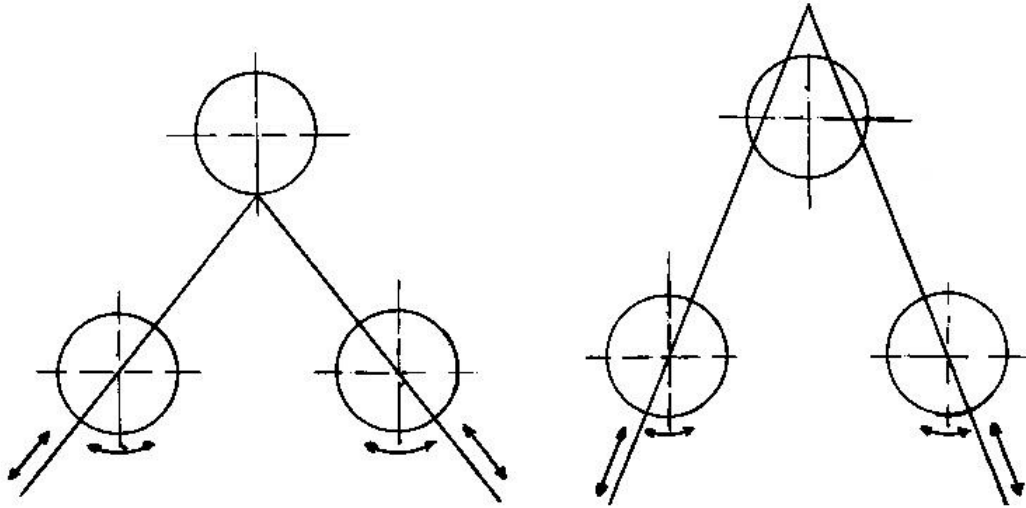
Un miglioramento si ottiene con la tipologia indicata in Figura 57.



**Figura 57.** Disposizione a tre rulli con rulli inferiori mobili verticalmente.

Il rullo superiore generalmente è fisso e per lo più folle, trascinato in rotazione per attrito dalla lamiera. I rulli inferiori traslano verticalmente, sono indipendenti e motorizzati per la rotazione. Il rullo superiore è motorizzato solo sulle macchine che devono lavorare spessori sottili al fine di evitare slittamenti. Poiché i rulli inferiori sono indipendenti è possibile effettuare l'operazione di formazione delle teste, con valore minimo di bordo dritto pari a circa tre volte lo spessore. In virtù di un miglior effetto di trascinamento il grado di finitura sulle superfici è superiore a quello del modello precedente. Questo modello di calandra trova applicazione in qualunque settore della carpenteria generale, soprattutto quando le esigenze produttive sono estremamente variabili e non si necessita di una produttività spinta.

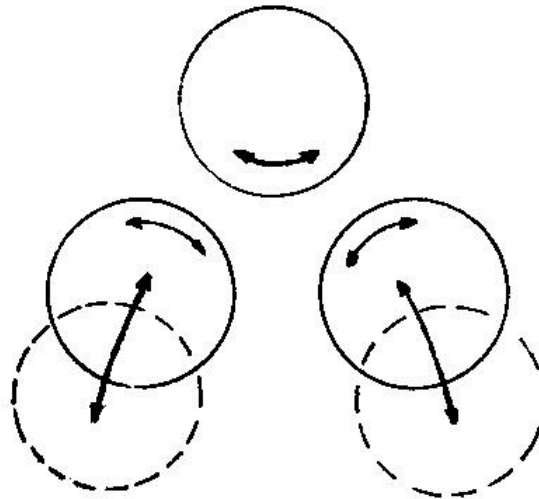
Nel capo delle tre rulli piramidali il tipo più avanzato è quello illustrato in Figura 58.



**Figura 58.** Disposizione a tre rulli con rulli inferiori traslanti obliquamente e con inclinazione delle guide.

Il rullo superiore è fisso e generalmente folle. I rulli inferiori traslano obliquamente lungo le due guide, la cui inclinazione varia da tipo a tipo in relazione alle dimensioni, agli sforzi da trasmettere e al tipo di lavorazione cui è rivolta la calandratura. L'operazione di formazione delle teste è facilmente attuabile senza bisogno di girare la lamiera e il minimo bordo dritto ottenibile è di circa due volte lo spessore. La produttività è la migliore nel campo delle piramidali così come la finitura.

Un interessante variante è la calandra illustrata in Figura 59. In questo modello i rulli inferiori, anziché correre su guide piane inclinate, si muovono su guide sagomate ad arco di cerchio. Con questo tipo di montaggio i cilindri idraulici possono assumere facilmente la posizione più favorevole per una regolare e uniforme distribuzione dei carichi sui rulli. Questo sistema costruttivo, a parità di condizioni, diminuisce la distanza tra i centri dei rulli inferiori assicurando un buon trascinamento anche per le lamiere di piccolo spessore e una finitura superficiale migliore rispetto a tutte le altre configurazioni di macchina.



**Figura 59.** Dispositivo a tre rulli con rulli inferiori mobili ad arco di cerchio.

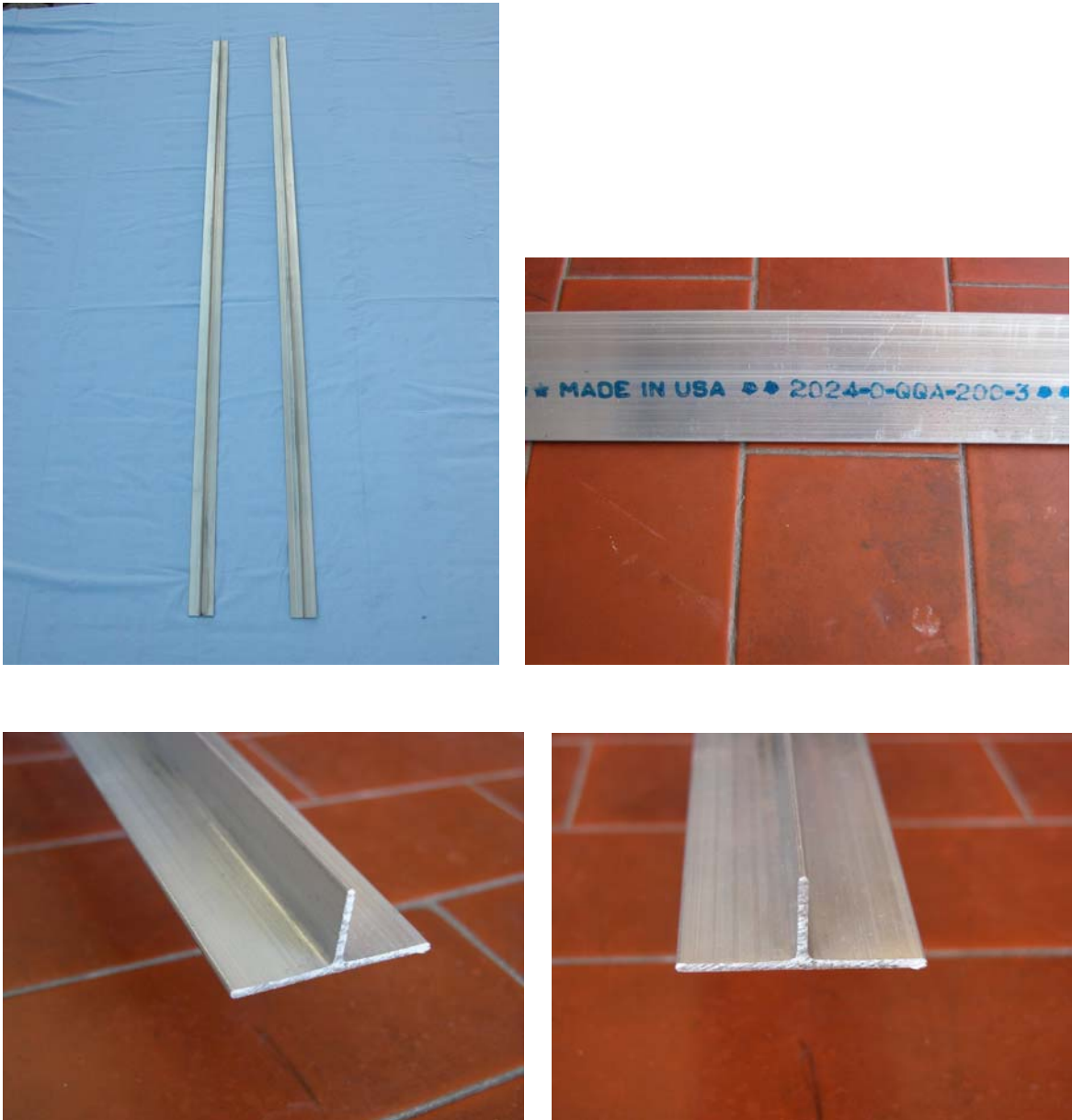
Dato il principio costruttivo il campo proprio è quello delle carpenterie generiche per spessori di lamiere piccoli e medio-piccoli. Per tali caratteristiche, adatte a realizzare il profilo necessario per la riparazione del bordo d'attacco, questo è stato il tipo di calandra utilizzata per realizzare la lavorazione.

Per quanto riguarda il calcolo delle forze, delle flessioni e delle sollecitazioni che si hanno in un'operazione di calandratura a tre rulli, sono state sviluppate numerose teorie con risultati spesso divergenti tra di loro e distanti dai risultati ottenuti sperimentalmente. La tecnologia di calandratura, infatti, è estremamente difficoltosa per la grande variabilità e numero di parametri in gioco, e una descrizione esaustiva del processo richiederebbe uno studio estremamente complesso del fenomeno che esula dallo scopo di questa trattazione. Si rimanda quindi a [7] e [8] per maggiori approfondimenti.

### 5.1.2. Realizzazione del profilo

Per realizzare il profilo da installare sulle sezioni B e C del bordo d'attacco si è partiti da estrusi acquistati direttamente dalla Lockheed in America. Tali estrusi sono di alluminio aeronautico 2024 non soggetto ad alcun tipo di trattamento termico.





**Figura 60.** Estrusi a “T” da cui si è partiti per realizzare il profilo delle sezioni B e C del bordo d’attacco.

Per eseguire l’operazione di calandratura è necessario innanzi tutto conoscere il profilo da ricreare. Tale profilo corrisponde a quello delle centine installate nelle sezioni B e C e mostrate nelle due seguenti figure.



**Figura 61.** Centina istallata nella sezione B.



**Figura 62.** Centina istallata nella sezione C.

La macchina usata per eseguire la profilatura è una curvatrice distribuita dalla 3C, azienda leader in questo settore. La lavorazione è stata realizzata presso un laboratorio specializzato nella curvatura di profili d'alluminio sito nella zona di Massarosa, che utilizza una curvatrice ARCALL CR 138 IM mostrata in Figura 63.



**Figura 63.** Curvatrice ARCALL CR 138 IM.

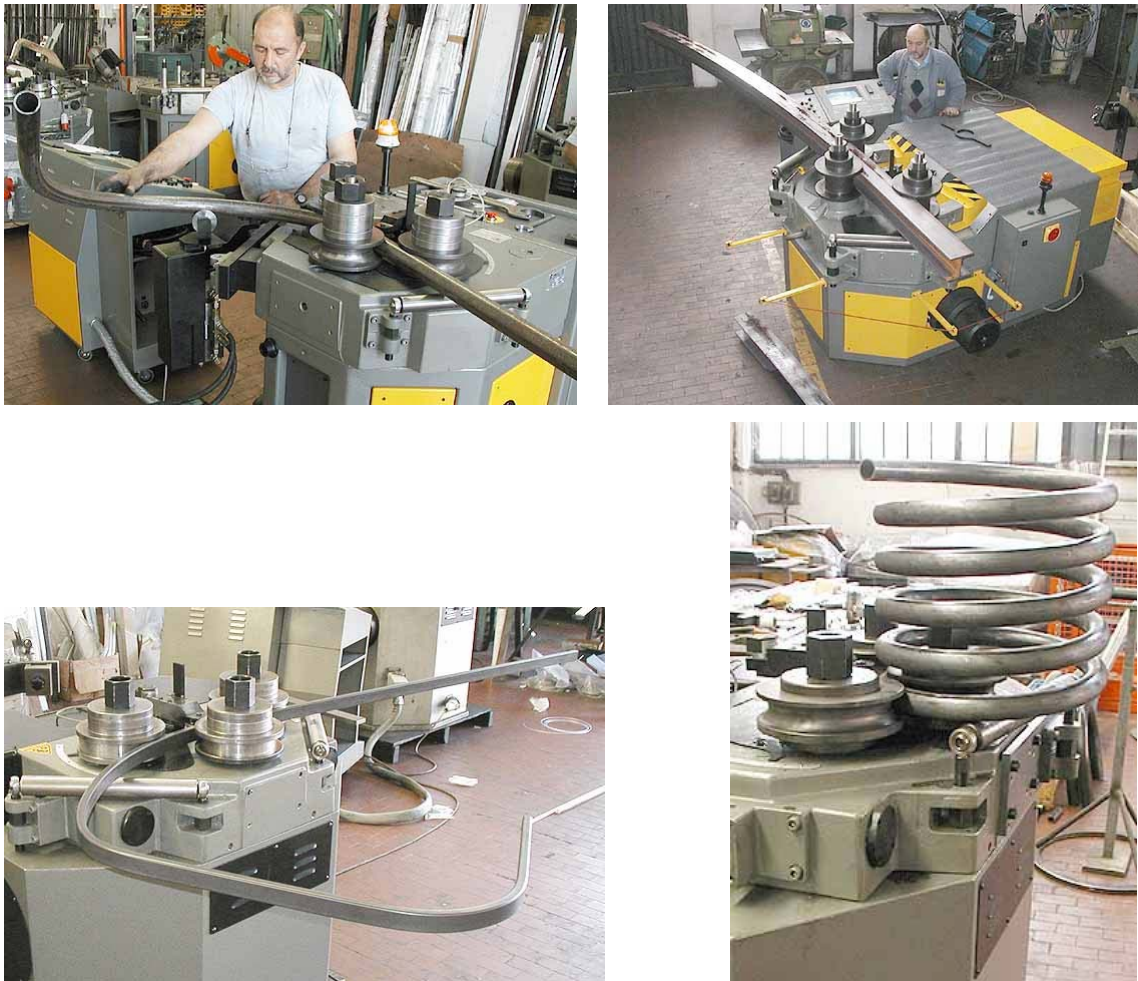
La macchina è costituita da un corpo con struttura in ghisa e alberi in acciaio rettificato montati su cuscinetti conici. L'incremento di curvatura viene dato dai rulli inferiori azionati da cilindri idraulici. I raddrizzatori laterali, in acciaio rettificato, sono montati su testine sferiche e ognuno può essere regolato indipendentemente.

Le principali caratteristiche tecniche sono:

- Dimensioni: 1100 x 850 x 1050
- Peso: 530 Kg
- Motore rotazione: Kw 2.3 380V
- Motore centralina idraulica: Kw 2.3 380V. 110Bar
- Rotazione rulli (giri/min): 2.5÷12
- Diametro alberi: Centrale 40 — Laterali 35

Questa curvatrice ha tre assi controllati e possiede un controllo numerico CNC 233 in grado di gestire automaticamente la velocità di rotazione consentendo quindi di realizzare raggi di curvatura molto ridotti e di velocizzare la lavorazione in caso di raggi ampi. Permette inoltre di eseguire lavorazioni in monopassata con possibilità di programmare curve con 36 raggi diversi sulla stessa barra e controlla oltre 500 velocità di posizionamento del rullo curvatore.

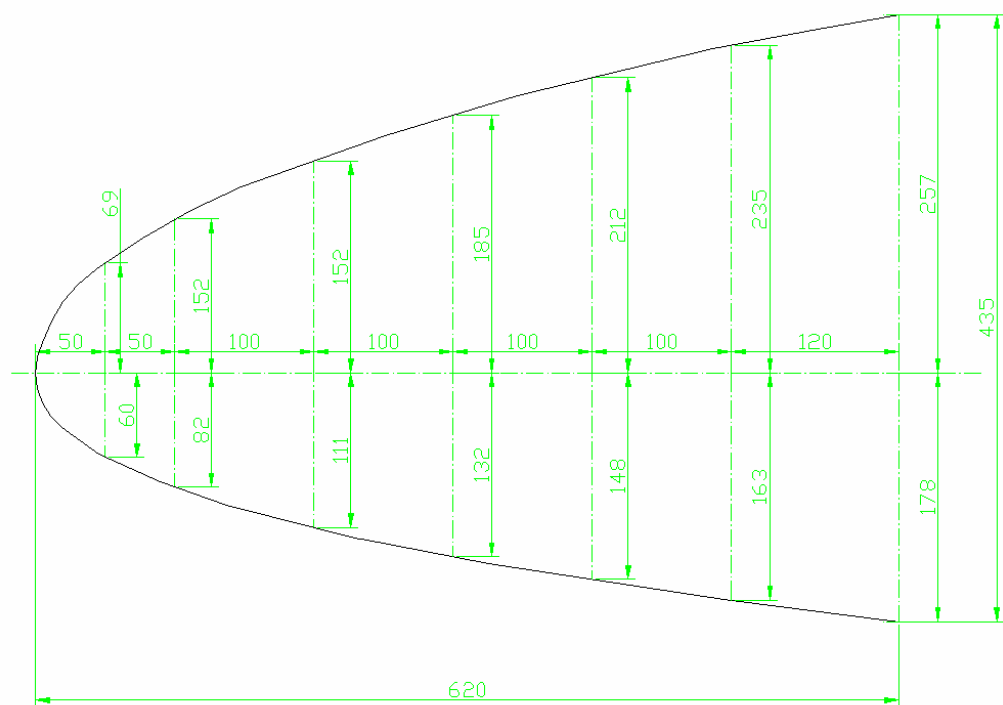
La grande versatilità consente di lavorare numerosissimi tipi di profili e di realizzare, in funzione naturalmente del materiale lavorato, quasi tutti i tipi di curve.



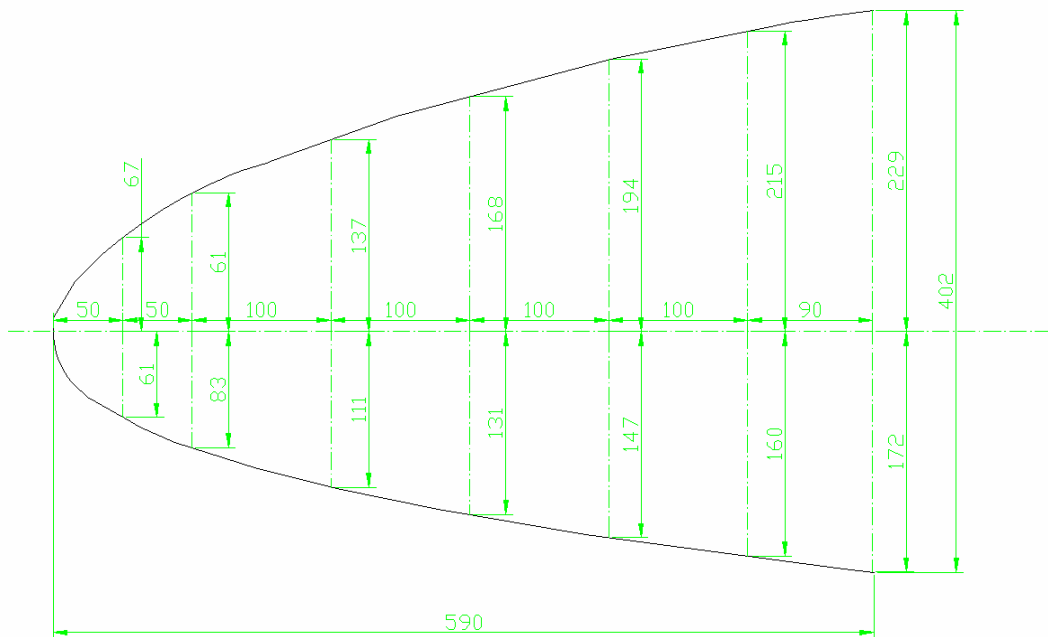
**Figura 64.** Esempi di lavorazioni realizzabili con una curvatrice.

La prima fase dell'intera operazione è stata quella di inserire all'interno del controllo numerico il profilo da ricreare. Generalmente, quando si hanno figure simmetriche, si introduce la lunghezza dei semiassi e si stabilisce il tipo di curva da interpolare. Nel nostro caso, invece, il profilo è asimmetrico con curvatura non nota ed è quindi necessario inserire le coordinate dei punti in funzione di uno zero macchina, che viene preso solitamente sul vertice della figura da realizzare. Sono stati acquisiti quattordici punti di riferimento, oltre allo zero, distanziati in funzione dell'ampiezza della curvatura, in modo che il profilo ottenuto per interpolazione dal controllo numerico approssimasse quello reale con una precisione più che sufficiente a realizzare la curva desiderata.

Di seguito si riportano i profili ricavati dai disegni Lockheed delle centine con le coordinate dei punti introdotti nel controllo.



**Figura 65.** Profilo sezione B del bordo d'attacco.



**Figura 66.** Profilo sezione C del bordo d'attacco.

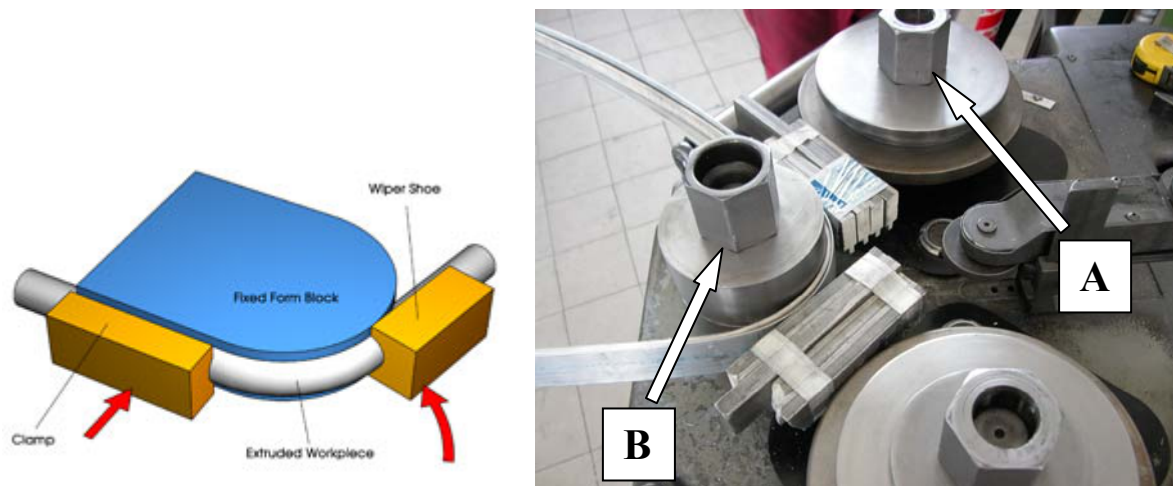


Una volta inserite le coordinate dei punti il software ha generato i due profili, evidenziando però l'impossibilità di realizzare l'operazione. La macchina, infatti, è in grado di creare profili con raggi di curvatura minimi di 190mm, mentre i raggi di testa delle sezioni B e C sono di circa 56mm. In Figura 67 è mostrato il minimo raggio di testa ottenibile con la piegatrice rispetto a quello che invece deve essere realizzato.



**Figura 67.** Confronto tra il minimo raggio di curvatura ottenibile e quello da realizzare.

La piegatura è stata quindi eseguita in due tempi. In una prima fase si è creato il profilo con raggio di testa di 190mm e nella seconda si è ridotta la curvatura eseguendo una piegatura per compressione. Tale operazione permette, attraverso il movimento di uno dei rulli caldratori (rullo A di Figura 68), di modellare il pezzo attorno al rullo fisso della curvatrice (rullo B di Figura 68), che funge da sagoma e conferisce all'estruso la curvatura desiderata.



**Figura 68.** Processo di piegatura per compressione utilizzato per realizzare il raggio di testa delle sezioni B e C

Il processo quindi si differenzia da un'operazione standard di piegatura in cui il controllo numerico gestisce tutti i parametri per la realizzazione del profilo. In questo caso è l'operatore che deve, attraverso l'esperienza e una serie di prove preliminari, mettere a punto la tecnica di realizzazione per ottenere il migliore risultato possibile.

Le prove sono state eseguite inizialmente con estrusi di alluminio commerciale, dato l'elevato costo delle barre di alluminio 2024, aventi la stessa sezione e spessore di 2mm invece che di 1.65mm. Questo ha permesso di analizzare, anche se solo a livello indicativo, le principali problematiche della lavorazione, legate, come previsto, al limitato spessore dell'anima centrale e al ridotto raggio di curvatura del profilo. La prima prova è stata effettuata utilizzando la velocità di avanzamento suggerita dal controllo numerico e serrando le guide dei rulli curvatori (indicati dalle frecce di Figura 69) sulla piattabanda dell'estruso.



**Figura 69.** Disposizione dell'estruso sulla curvatrice.

Eseguendo la piegatura si è avuto un fenomeno di svergolamento dell'anima centrale già in corrispondenza di un ampio raggio di curvatura. La Figura 70 mostra tale fenomeno.





**Figura 70.** Imbozzamento dell'anima centrale.

Si sono eseguite varie prove modificando la velocità di avanzamento dell'estruso e la pressione dei rulli sul pezzo. Utilizzando la stessa velocità di partenza e lasciando laschi i rulli si è avuto un buon risultato, ottenendo un profilo analogo a quello delle centine e un leggero imbozzamento nella parte a più stretto raggio di curvatura. Le figure seguenti mostrano il pezzo ottenuto e la zona interessata dal difetto.

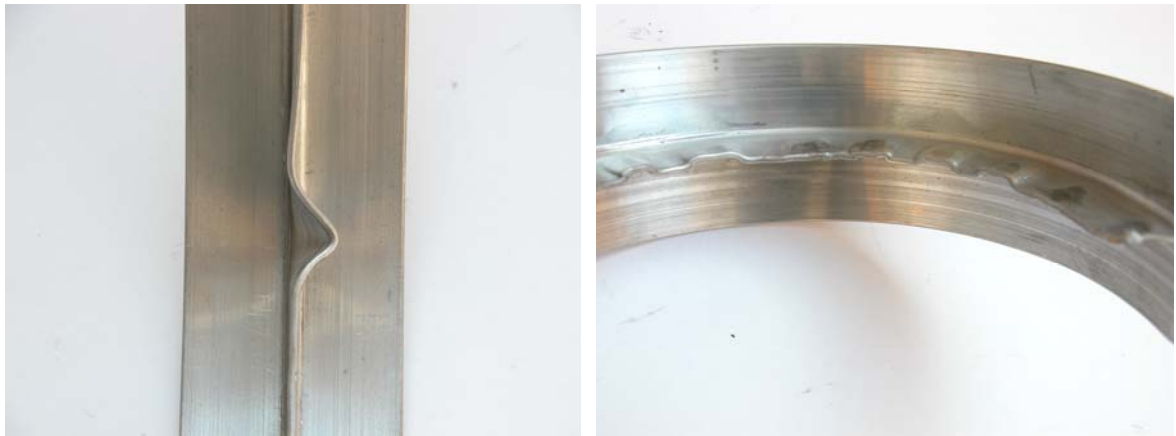


**Figura 71.** Profilo ottenuto con alluminio commerciale 6060.

Questi test hanno permesso di analizzare le principali problematiche dell'operazione, di avere dei parametri indicativi per la realizzazione del pezzo e di poter così passare all'utilizzo degli estrusi in alluminio aeronautico.

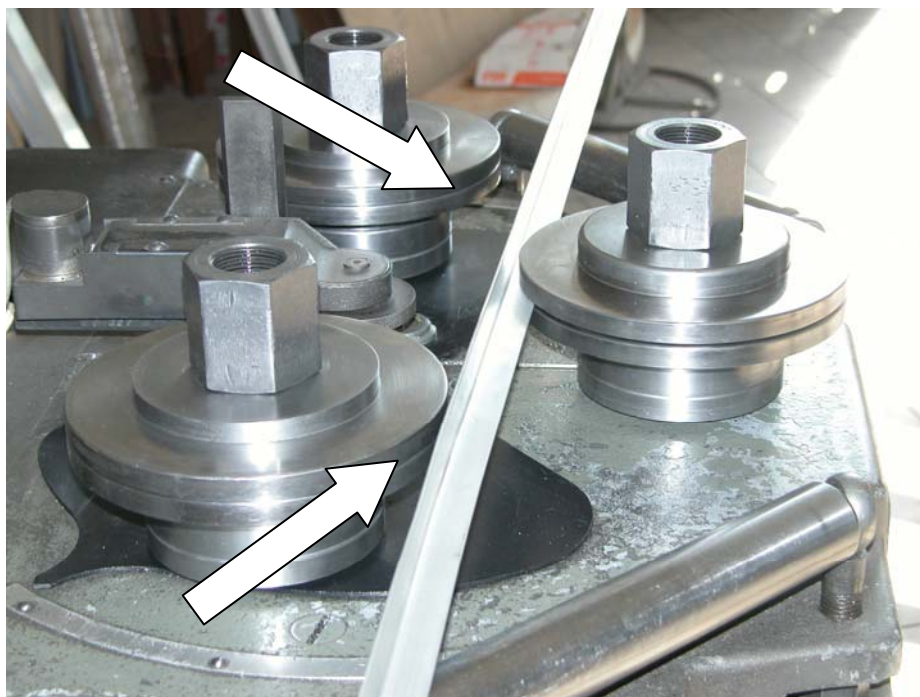
Cambiando il materiale, naturalmente, si è avuta una variazione nella risposta alle sollecitazioni indotte dalla piegatura. Essendo l'alluminio aeronautico allo stato zero, cioè non trattato termicamente, l'estruso è risultato estremamente tenero e questo ha accentuato

i fenomeni di svergolamento. Le immagini seguenti mostrano tali fenomeni, sia in tratti ad ampio raggio di curvatura che nella zona di testa.



**Figura 72.** Difetti presentatisi nella piegatura dell'alluminio 2024.

Anche in questo caso sono state fatte diverse prove variando la pressione dei rulli sul pezzo e le velocità di avanzamento dello stesso. La configurazione che ha permesso di realizzare i profili senza difetti è stata quella di utilizzare la velocità di avanzamento impostata dal controllo numerico e di eliminare le guide per la piattabanda, come si può osservare nella seguente immagine.



**Figura 73.** Assenza delle guide per la piattabanda sui rulli curvatori.

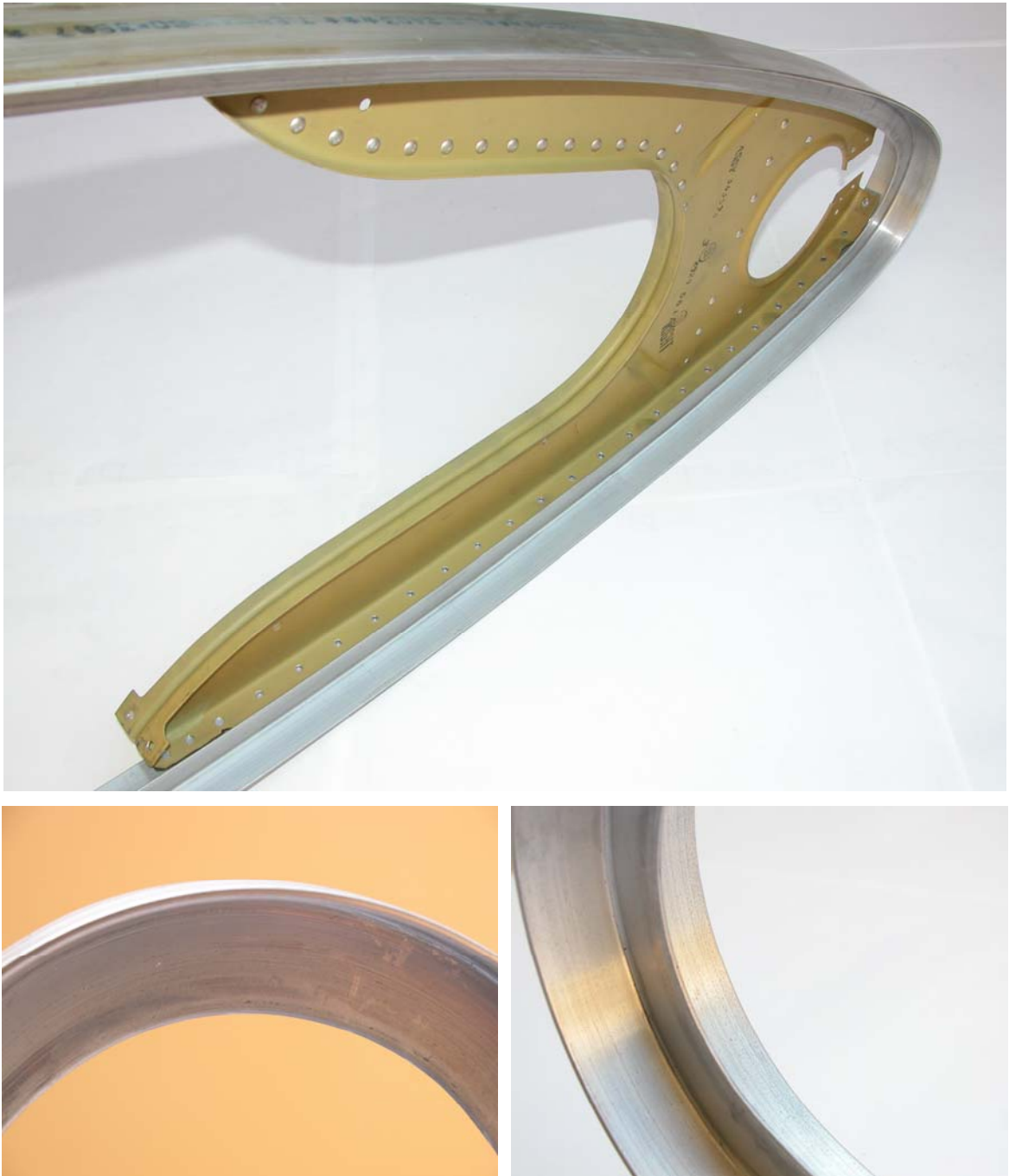


Per quanto riguarda il rullo fisso, è stato lasciato lasco durante la realizzazione dell'intero profilo, tranne nella parte a minor raggio di curvatura in cui è stata usata un'elevata pressione sull'anima centrale.

Le foto seguenti mostrano i quattro pezzi realizzati, due per ogni profilo, e la completa assenza di imbozzamenti o difetti nell'anima centrale.



**Figura 74.** Profili definitivi in alluminio 2024 delle sezioni B e C.



**Figura 75.** Particolari della zona di testa a minor raggio di curvatura priva di difetti.

I parametri di piegatura, in particolare la pressione dei rulli sul pezzo, non sono stati standardizzati poiché il particolare tipo di lavorazione costringe ad una loro variazione di volta in volta in funzione del profilo, del materiale e della risposta del pezzo. In questo tipo di operazione è quindi fondamentale l'esperienza e l'abilità del calandratore da cui dipende la buona riuscita del lavoro. Non è stato dunque effettuato alcun studio per procedurizzare i parametri in quanto risulterebbe inutile per l'estrema varietà dei profili da realizzare e la scarsa frequenza degli incidenti che richiedono questo tipo di lavorazione. Naturalmente

questo non pone alcun limite alla sistematicità della riparazione, in quanto la procedura impiegata è generale e valida per tutti i danni da impatto ai bordi d'attacco del C-130J.

### 5.1.3. Controlli non distruttivi

Una volta realizzati i pezzi da montare nelle sezioni B e C, sono stati effettuati i controlli non distruttivi per verificare l'assenza di eventuali microcricche o fratture. Tali controlli sono indagini sperimentali finalizzate alla identificazione e caratterizzazione di discontinuità nel componente testato, che siano potenzialmente in grado di comprometterne le prestazioni per le quali è stato progettato. Il punto comune alle tecniche di controllo non distruttivo è la loro capacità di non influenzare in alcun modo le caratteristiche chimiche, fisiche e funzionali dell'oggetto analizzato. Consentono quindi di rilevare o valutare le difettosità o le caratteristiche strutturali o comportamentali senza arrecare alterazioni di sorta alla struttura, alla composizione e alla configurazione geometrica dell'elemento che si sta esaminando.

Le metodologie maggiormente diffuse, in riferimento alla UNI EN 473 sono:

- PT – **Liquidi penetranti**, basati sull'esaltazione della visibilità di difetti superficiali mediante contrasto cromatico tra una sostanza liquida che penetra per capillarità nei difetti (penetrante) e uno sfondo (rivelatore);
- RT – **Radiografia**, comprendente i sistemi *Raggi X* e *Raggi gamma*;
- UT – **Ultrasuoni**, tecnica che fa impiego di onde acustiche ad alta frequenza (nell'ordine dei MHz per i materiali metallici, dei kHz per materiali più eterogenei quali quelli lapidei e i conglomerati cementizi);
- ET – **Correnti indotte**, tipologia di controllo basato sullo studio della variazione di Impedenza di una bobina in funzione del campo magnetico indotto;
- VT – **Visual test**, sistema di controllo visivo;

- **MT – Flusso Magnetico**, verifica delle alterazioni di flusso del campo magnetico in prossimità della superficie del particolare posto sotto esame;
- **AT – Emissione Acustica**, sistema per l'identificazione di propagazione delle difettologie;
- **TIR – Termografia Infrarossa**, analisi della risposta termica in presenza di discontinuità del materiale.

Le metodologie di controllo possono essere classificate in diversi modi. La prima differenziazione è fra metodologie *volumetriche* e *superficiali*. Le prime mostrano indicazioni (difetti) presenti in tutto il volume dell'oggetto (RT, UT, AT, TIR), mentre le altre mostrano solo i difetti affioranti in superficie (PT, VT) o molto prossimi alla superficie su cui si sta effettuando il controllo (ET, MT).

Le metodologie volumetriche possono essere divise fra metodologie per *trasmissione* e metodologie per *riflessione*. Gli RT sono sempre per trasmissione, cioè devono attraversare tutto il pezzo per essere rivelati sulla faccia opposta a quella da cui sono entrati. Gli UT possono essere effettuati per trasmissione, nel caso di controlli particolari, utilizzando due sonde poste su due facce opposte dell'oggetto, ma, generalmente, sono effettuati per riflessione. TIR e AT si basano sull'emissione di energia da parte del pezzo in condizioni particolari, quindi devono essere classificati a parte. I vantaggi dei metodi per trasmissione sono la minore attenuazione del segnale, che deve attraversare lo spessore dell'oggetto solo una volta, tuttavia richiedono che entrambe le superfici dello stesso siano accessibili, mentre i metodi per riflessione permettono che sia accessibile una sola superficie dell'oggetto. Le metodologie di controllo superficiali, ovviamente, richiedono l'accessibilità della superficie su cui vengono effettuati i controlli.

Le tecniche di controllo non distruttivo trovano larga applicazione su semilavorati, prodotti e strutture di qualsiasi forma e dimensione non solo come controllo del prodotto finito ma anche come supporto alla produzione, come test preliminari pre-lavorazione o come controlli di un processo che presenta rischi di integrità per i materiali. Questi test sono diventati quindi importanti strumenti per garantire la sicurezza e l'affidabilità dei prodotti contribuendo in modo determinante alla riduzione delle non conformità di prodotto e, in definitiva, ad una riduzione delle rotture in esercizio.

Logicamente ogni metodo è fortemente caratterizzato dalle proprietà fisiche sfruttate che ne definiscono il campo di applicazione. Occorre quindi conoscere l'applicabilità e i limiti dei vari metodi d'esame per poter stabilire fattibilità e metodo d'esecuzione dell'esame stesso.

In questo particolare caso si deve analizzare un estruso con sezione a forma di "T" non trattato termicamente e sottoposto ad un processo di calandratura a freddo. Il materiale è alluminio aeronautico 2024 e i controlli non distruttivi da effettuare devono essere in grado di rilevare sia eventuali difetti superficiali che volumetrici.

La 46<sup>a</sup> Aerobrigata possiede uno dei laboratori per i controlli non distruttivi più all'avanguardia di tutta l'Aeronautica Militare Italiana, in cui è possibile effettuare prove radiografiche, con liquidi penetranti, ad ultrasuoni e con correnti indotte. Tutte e quattro le tecniche consentono di essere applicate a materiali non ferromagnetici, come nel caso dell'alluminio 2024. Le prove radiografiche e ad ultrasuoni mostrano eventuali difetti presenti in tutto il volume, le correnti indotte i difetti molto prossimi alla superficie su cui si sta effettuando il controllo, mentre i liquidi penetranti solo quelli affioranti in superficie.

Per quanto riguarda il rilevamento di difetti di volume è stato impiegato il metodo radiografico, invece di quello ad ultrasuoni, in quanto a parità di efficacia presenta una minor complessità di analisi legata alla necessità, nel caso degli ultrasuoni, di utilizzare campioni di riferimento, tanto per la calibrazione dell'apparecchiatura che per la caratterizzazione dei difetti. Per il rilevamento di difetti superficiali sono stati usati i liquidi penetranti in quanto permettono un immediata rilevazione dell'ubicazione del difetto. Di seguito verranno analizzate le varie fasi dei due metodi non distruttivi impiegati per il controllo degli estrusi a "T" e i risultati ottenuti.

### **5.1.3.1. Liquidi penetranti**

Il controllo mediante liquidi penetranti è una tecnica che presenta notevoli vantaggi sia per la varietà di materiali e di manufatti che è possibile controllare, sia perché consente l'immediata rilevazione dell'ubicazione del difetto non visibile ad occhio nudo. E' un metodo particolarmente idoneo per evidenziare e localizzare discontinuità superficiali, quali cricche, cavità e fessure in modo veloce ed economico e con grande accuratezza su tutte le tipologie di materiali, acciai, leghe di rame, leghe di alluminio, vetro, plastica e altro. Contrariamente ai controlli magnetici, i liquidi penetranti possono essere applicati con successo su qualsiasi elemento, indipendentemente dalla geometria o dal materiale



dello stesso, fatti salvi pezzi porosi, come ad esempio i sinterizzati o i getti di ghisa oppure pezzi con superfici particolarmente rugose.

Questa tecnica di prova non distruttiva sfrutta la capacità di alcuni liquidi di penetrare, per capillarità e non per gravità, all'interno dei difetti superficiali. La bassa tensione superficiale e la buona bagnabilità di questi liquidi, ne assicurano la penetrazione anche all'interno di discontinuità sottilissime.

Dopo l'applicazione e la penetrazione del liquido (detto appunto penetrante), operazione che richiede un tempo variabile a seconda del tipo di prodotto utilizzato, del tipo di materiale da ispezionare e del tipo di discontinuità da rilevare, il liquido penetrante eccedente è rimosso dalla superficie mediante lavaggio con acqua corrente fredda. Dal momento che l'acqua presenta tensione superficiale più elevata e bagnabilità peggiore rispetto al penetrante, non è in grado di rimuovere lo stesso dalle fessure nel quale è penetrato per capillarità. Dopo il lavaggio, sfruttando ancora una volta il principio della capillarità, viene estratto il liquido penetrante rimasto all'interno delle difettosità; l'operazione viene compiuta stendendo sulla superficie del pezzo uno strato di polvere bianca di opportuno spessore (rivelatore). Il liquido penetrante "risalito" per capillarità, lascerà nel rivelatore un segnale avente dimensioni molto maggiori rispetto al difetto che lo ha generato. A seconda della tecnica applicata il difetto potrà essere evidenziato in vari modi: o come una macchia di colore rosso (tecnica visibile o a contrasto di colore), o come macchia fluorescente (tecnica con liquido fluorescente) facilmente rilevabile mediante irradiazione, al buio, o con luce di Wood. Il metodo non è privo di difficoltà nella valutazione del difetto poiché le lavorazioni meccaniche, talvolta, determinano delle "indicazioni" di difettosità che possono essere risolte solo da un operatore particolarmente esperto.

Indipendentemente dal tipo di penetrante utilizzato, l'ispezione prevede cinque passaggi essenziali che verranno descritti di seguito.

### **Preparazione della superficie**

Le superfici del prodotto da testare devono essere accuratamente pulite e asciugate prima di sottoporre il materiale al controllo. Una buona pulizia è essenziale per ottenere indicazioni affidabili. La scoperta dei difetti dipende dalla possibilità del penetrante di insinuarsi in quella che può essere anche solamente una spaccatura microscopica. È chiaro

che non vi può essere alcuna penetrazione se la discontinuità è piena di olio, sporcizia, acqua, vernice, ossido o di altri residui. La tecnica di pulitura da usare è determinata dal tipo di residuo presente e può essere effettuata a freddo con solventi a rapida evaporazione, a caldo con detergenti acquosi o con pulizia meccanica mediante, ad esempio, sabbiatura o molatura. I particolari in esame non erano verniciati e presentavano esclusivamente residui di olio lubrificante utilizzato durante la fase di calandratura. Si è quindi proceduto allo grassaggio dei pezzi attraverso pulizia a freddo con solvente e all'asciugatura mediante forno con ricircolo di aria calda per eliminare completamente i vapori dello grassaggio.



**Figura 76.** Forno a ricircolo di aria calda utilizzato per l'asciugatura dei pezzi.

Dopo avere mantenuto i pezzi ad una temperatura di 42 gradi per 12 minuti si è passati alla seconda fase dell'operazione, cioè l'applicazione del penetrante

### **Applicazione del penetrante**

Il penetrante deve essere applicato sulla superficie da ispezionare adottando un qualsiasi metodo in grado di assicurare la perfetta copertura della zona in esame, quale ad esempio per immersione, per spruzzatura o a pennello. Tutte le superfici devono essere completamente bagnate affinché il penetrante possa essere risucchiato nelle discontinuità per effetto capillare. Se il penetrante viene applicato per immersione, il pezzo va tolto dalla vasca e lasciato gocciolare durante il tempo di penetrazione, eventualmente riposizionandolo se la presenza di fori ciechi o la sua geometria causano lo stagnamento del liquido. La temperatura dei liquidi e delle superfici dovrebbe essere compresa fra i +10° e +38°C ma il metodo può essere effettuato anche a temperature al di fuori di questo

intervallo, utilizzando procedure e/o prodotti specifici. Il tipo di penetrante impiegato in questo controllo non distruttivo è un liquido fluorescente post emulsionabile ad altissima sensibilità, applicato per immersione. La figura seguente mostra la vasca di immersione.



**Figura 77.** Vasca di immersione del liquido penetrante.

La vasca è in acciaio inossidabile e viene riempita con il liquido in cui verrà immerso il pezzo per un tempo compreso tra 10 e 30 minuti. In questa prova ogni pezzo è stato mantenuto per un tempo pari a 30 minuti per consentire la massima penetrazione del liquido, dopodichè si è eseguita la fase di rimozione del penetrante in eccesso.

### **Rimozione del penetrante in eccesso**

Una volta applicato occorre rimuovere dalla superficie del pezzo il penetrante in eccesso. Un'eliminazione uniforme è necessaria per permettere un'ispezione efficace; un lavaggio eccessivo delle parti, infatti, rimuove il penetrante dalle discontinuità, mentre un lavaggio poco accurato o un penetrante poco lavabile lasciano un sottofondo eccessivo che può mascherare le indicazioni. Il metodo di rimozione dipende dal tipo di penetrante utilizzato e in alcuni casi è sufficiente pulire con uno straccio o risciacquare con acqua. In

questo caso specifico, invece, avendo utilizzato un liquido fluorescente post emulsionabile, è necessario immergere il componente in un emulsificatore.

Prima di questa operazione si è eseguito un pre-lavaggio mediante spruzzatura di acqua a bassa pressione (non oltre 280 kPa) al fine di rimuovere la maggior parte del penetrante in eccesso, dopodichè si sono immersi i pezzi nell'emulsificatore per rendere completamente solubile in acqua il penetrante fluorescente.



**Figura 78.** Immersione del componente nell'emulsificatore.

Il tempo di emulsificazione è critico e viene normalmente compreso fra 30 secondi e 3 min; non solo il tempo di lavaggio, ma anche la pressione e la temperatura dell'acqua influenzano il processo di emulsificazione. I parametri variano a secondo della formulazione chimica dell'emulsificatore e delle sue caratteristiche emulsificanti.

L'ultima operazione di questa fase è stato il lavaggio finale, eseguito sempre con getto d'acqua corrente pulita, ad una pressione non superiore a 280 kPa e ad una temperatura compresa fra +10° e +38°C



**Figura 79.** Lavaggio finale attraverso getto d'acqua corrente.

### **Applicazione del rilevatore**

Dopo aver verificato la completa asportazione del liquido penetrante con la metodologia illustrata precedentemente e avere asciugato i pezzi attraverso il forno a ricircolo d'aria calda utilizzato anche per la preparazione del pezzo, è stato applicato il rilevatore in modo che formi un film su tutta la superficie sottoposta a prova.

La Figura 80 mostra l'applicazione del rilevatore a secco con bomboletta spray.



**Figura 80.** Applicazione del rivelatore.

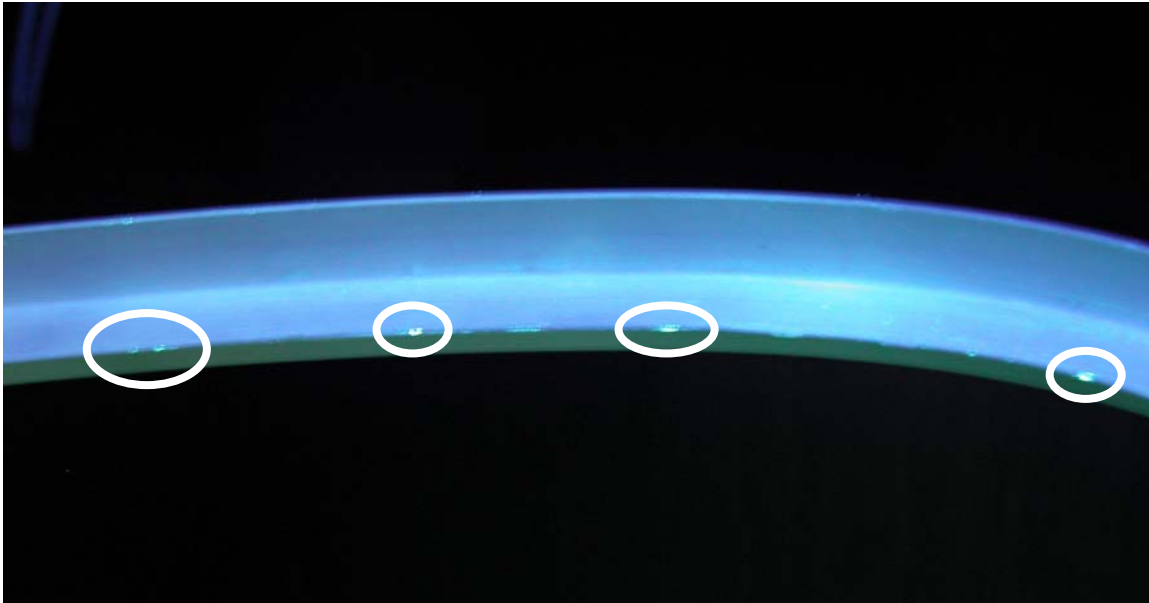
Il rivelatore favorisce la naturale fuoriuscita del penetrante dalle discontinuità affioranti in superficie, con l'effetto di ingrandire notevolmente la grandezza apparente del difetto. I tempi di rilevazione possono variare in funzione del tipo di rivelatore e del liquido penetrante e la successiva ispezione può avvenire immediatamente, cioè subito dopo aver applicato il rivelatore, come in questo caso, o dopo un massimo di 30minuti.

### **Ispezione**

L'ultima fase dell'intero controllo non distruttivo attraverso i liquidi penetranti è l'esame visivo per cogliere le indicazioni fornite dal penetrante fuoriuscito dalle discontinuità affioranti in superficie. Questa osservazione deve essere effettuata in un idoneo ambiente a luminosità controllata. Nella *tecnica visibile* (o a contrasto di colore) l'ispezione viene eseguita in luce bianca con luminosità  $> 2.000$  lux; nella *tecnica fluorescente*, invece, viene effettuata in un'area oscurata e la superficie viene illuminata per mezzo di una lampada di Wood con una emissione luminosa  $> 6.000 \mu\text{W}/\text{cm}^2$  che permette al penetrante di emettere luce visibile che identifica così le difettosità affioranti.

L'immagine seguente mostra come si presenta un tratto dell'estruso a "T" sotto la luce di Wood.





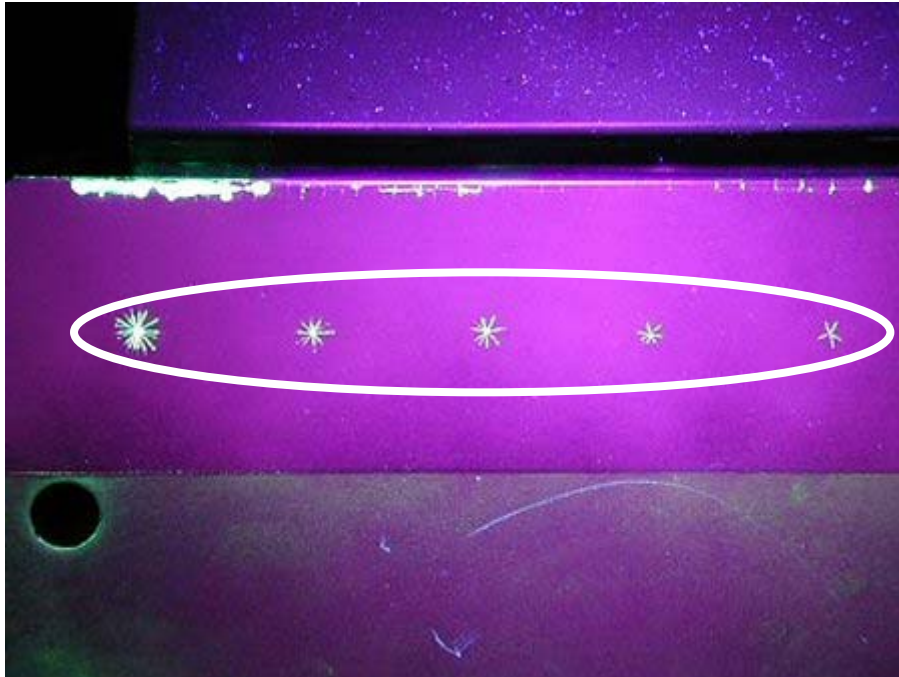
**Figura 81.** Porzione dell'estruso a "T" illuminato dalla lampada di Wood.

Le macchie fluorescenti cerchiata nella Figura 81 non rappresentano veri e propri difetti del pezzo ma semplici discontinuità. Per una corretta comprensione del metodo occorre infatti definire tre termini fondamentali:

- 1) **Indicazione (signal)**, quella che mette in evidenza la presenza di una discontinuità del materiale. Alcune indicazioni possono essere irrilevanti o false;
- 2) **Discontinuità (flaw)**, un'interruzione della normale struttura fisica o configurazione di una parte, come ad esempio una cricca, una ripiegatura di forgatura, una rigatura di trafilatura, una inclusione o porosità. La presenza di una discontinuità non esclude necessariamente l'utilizzo del particolare;
- 3) **Difetto (defect)**, una discontinuità ritenuta "non accettabile" dalle specifiche in cui si opera, in quanto interferisce con l'utilizzo del particolare.

Quelle messe in evidenza sono discontinuità, cioè leggeri segni superficiali causati dal processo di calandratura, che non alterano in alcun modo le proprietà meccaniche del materiale e che quindi ne consentono l'impiego nella riparazione.

A titolo di esempio, si riporta nella seguente figura una piastrina campione avente veri e propri difetti "normalizzati".



**Figura 82.** Piastrina campione avente difetti normalizzati.

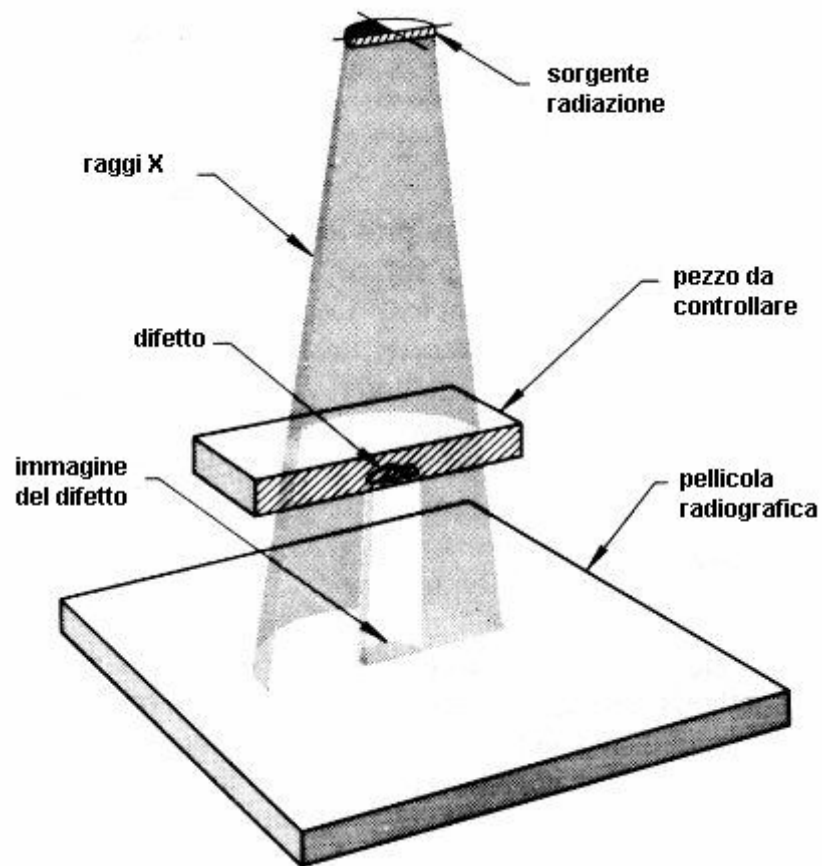
Attraverso il controllo non distruttivo mediante liquidi penetranti fluorescenti post emulsionabili ad altissima sensibilità è stata accertata l'assenza di difetti nel materiale e quindi la sua applicabilità nella riparazione. Naturalmente questa prova consente di rilevare solo le discontinuità affioranti in superficie e non quelle interne al pezzo. Per scongiurare la presenza di tali difetti si è eseguito quindi anche un controllo non distruttivo mediante prova radiografica.

### **5.1.3.2. Metodo radiografico**

Mediante le tecniche radiografiche risulta possibile evidenziare un gran numero di discontinuità presenti in manufatti industriali, getti o saldature, quali ad esempio porosità, inclusioni, soffiature o cricche. Il principio di funzionamento di tale tecnica si basa sulle alterazioni che radiazioni elettromagnetiche subiscono quando incontrano un difetto nel loro percorso all'interno del materiale. Quando un fascio di onde elettromagnetiche di elevatissima energia fotonica (elevata frequenza) e fortemente ionizzanti (raggi X), passa attraverso l'oggetto da esaminare, viene assorbito con legge esponenziale in funzione dello spessore e della densità della materia attraversata.



I raggi X passanti e variamente attenuati impressionano una lastra fotografica posta dietro l'oggetto da esaminare. Lo sviluppo della pellicola produce un'immagine bidimensionale dell'oggetto radiografato. In questa immagine le variazioni di spessore, densità, composizione dell'elemento vengono visualizzate come variazioni di densità dell'immagine (in pratica variazioni in una scala di grigio). La valutazione viene eseguita per confronto della densità radiografica con le caratteristiche conosciute dell'oggetto stesso o con standard radiografici prodotti dallo stesso oggetto di qualità accettabile. Quindi gli elementi essenziali del controllo radiografico sono tre: la sorgente di radiazione, il pezzo da controllare e la lastra radiografica, rappresentati nella seguente figura.



**Figura 83.** Rappresentazione del controllo radiografico.

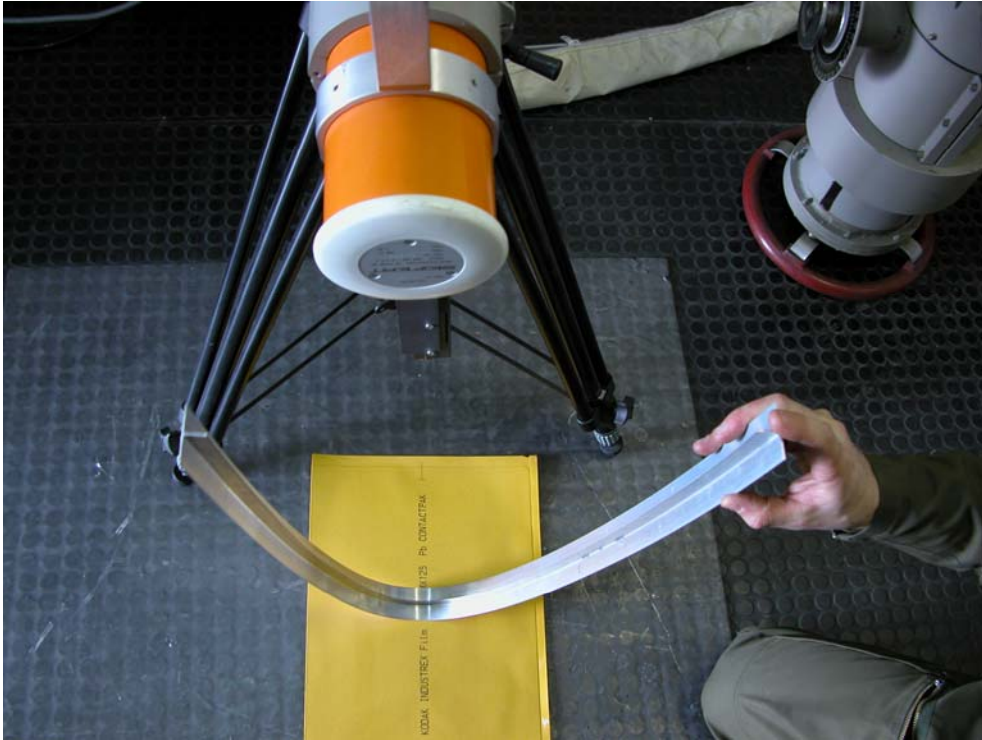
Come detto una radiografia è una rappresentazione bidimensionale di un oggetto tridimensionale, ne consegue che l'immagine radiografica della maggior parte degli oggetti ne risulta distorta sia nelle dimensioni che nella forma.

Nella radiografia convenzionale la posizione di un difetto presente nel volume del pezzo non può essere determinata mediante una singola esposizione: la profondità nella direzione dei raggi non può essere determinata esattamente. A volte qualche indicazione può essere dedotta dalla definizione dell'immagine: immagini di difetti situati nella parte del pezzo posta in prossimità della pellicola risultano meglio definite delle immagini di difetti posizionati vicino alla superficie dal lato della sorgente.

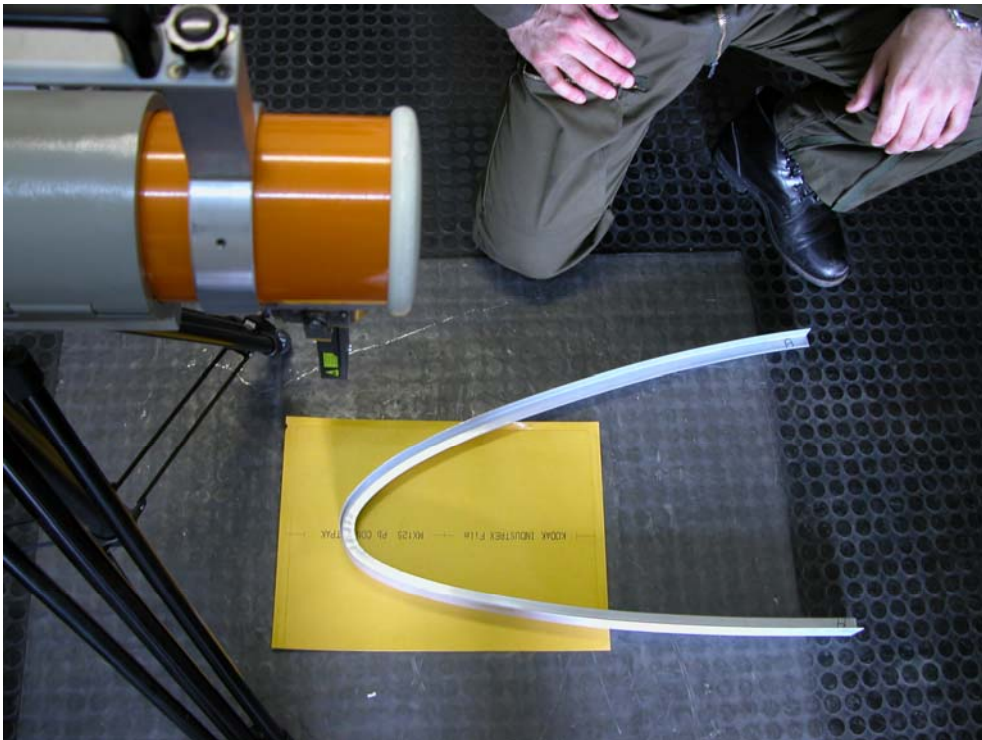
Per ottenere informazioni più precise circa la localizzazione del difetto all'interno del volume del pezzo sono state eseguite, per ogni estruso, due esposizioni. Le figure seguenti mostrano rispettivamente l'unità a raggi X utilizzata nella prova radiografica e le due posizioni in cui è stato "fotografato" il pezzo.



**Figura 84.** Unità a raggi X impiegata per il controllo non distruttivo con tecnica radiografica.



**Figura 85.** Prima posizione in cui è stato “fotografato” il pezzo.



**Figura 86.** Seconda posizione in cui è stato “fotografato” il pezzo.

Le buste gialle della Figura 85 e Figura 86 contengono le pellicole radiografiche (volgarmente dette lastre) che costituiscono il supporto di rilevazione e registrazione della radiografia. Le immagini seguenti mostrano la pellicola prima di essere impressionata e la rappresentazione schematica della sua sezione.

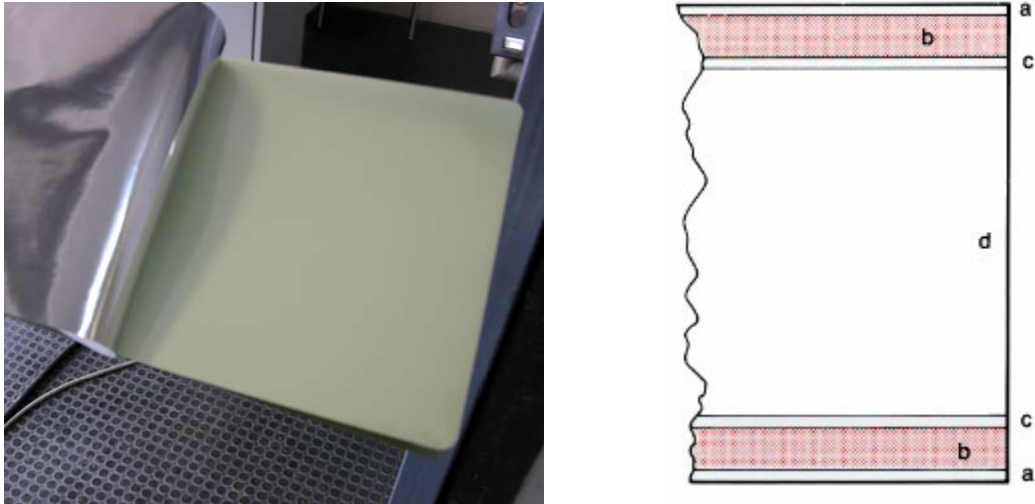


Figura 87. Pellicola radiografica prima di essere impressionata e schematizzazione della sua sezione.

La pellicola radiografica è composta da sette strati:

- un supporto in triacetato di cellulosa o in poliestere (d);
- su ambo le facce del supporto si trovano:
  - uno strato di gelatina indurita che protegge l'emulsione (a);
  - uno strato di emulsione (b) composta essenzialmente da cristalli di alogenuro d'argento sospesi in gelatina;
  - uno strato sottilissimo, detto substrato, (c) che assicura l'aderenza tra lo strato dell'emulsione e il supporto.

L'intensità di un fascio di raggi X si attenua localmente allorché attraversa un oggetto. Questa attenuazione risulta dall'assorbimento e dalla diffusione della radiazione a opera dello stesso pezzo esaminato. Il fascio che impressiona la pellicola, dopo aver

attraversato il pezzo, determina zone di intensità differenti che globalmente costituiscono l'immagine radiante.

Quando la luce o i raggi X colpiscono uno strato fotosensibile, le zone di quest'ultimo che ricevono una quantità sufficiente di radiazione subiscono un cambiamento dovuto alla conversione delle finissime particelle dei cristalli di alogenuro d'argento in argento metallico. Queste tracce d'argento sono così esigue che a occhio nudo lo strato fotosensibile rimane immutato. La formazione di queste particelle d'argento è più o meno elevata a seconda della quantità di radiazione che ha colpito i diversi punti della pellicola. Al termine dell'esposizione, nello strato fotosensibile si è formata un'immagine completa, ma sempre invisibile. E' questa l'*immagine latente*.

Il trattamento che permette di trasformare l'immagine latente in immagine visibile è lo *sviluppo*. Si ottiene questo risultato riducendo selettivamente in argento nero i cristalli dell'emulsione contenente le tracce d'argento che compongono l'immagine latente. Esistono diversi prodotti chimici in grado di ridurre gli alogenuri d'argento in argento metallico. Questi prodotti sono detti *sviluppatore*.

I *rivelatori* sono soluzioni acquose che, oltre agli sviluppatore, contengono altre sostanze aventi ciascuna una funzione determinata. Tutti i rivelatori normali contengono lo *sviluppatore* che trasforma in argento metallico i cristalli di alogenuro d'argento impressionati, un *agente acceleratore* che aumenta la velocità dello sviluppo, un *agente conservatore* che protegge lo sviluppatore dall'ossidazione e impedisce la formazione di prodotti d'ossidazione colorati all'atto della preparazione e dell'utilizzo del rivelatore e un *agente antivelo* ritardante. Anche se in misura esigua, infatti, il rivelatore agisce anche sui cristalli d'alogenuro d'argento non esposti. Ne risulta una velatura grigia detta velo di sviluppo. Grazie all'azione del ritardante il velo si forma molto meno rapidamente dell'immagine fotografica, in modo che la densità del velo non sia di disturbo.

La Figura 88 mostra la vasca contenente il rivelatore che consente lo sviluppo della pellicola radiografica.



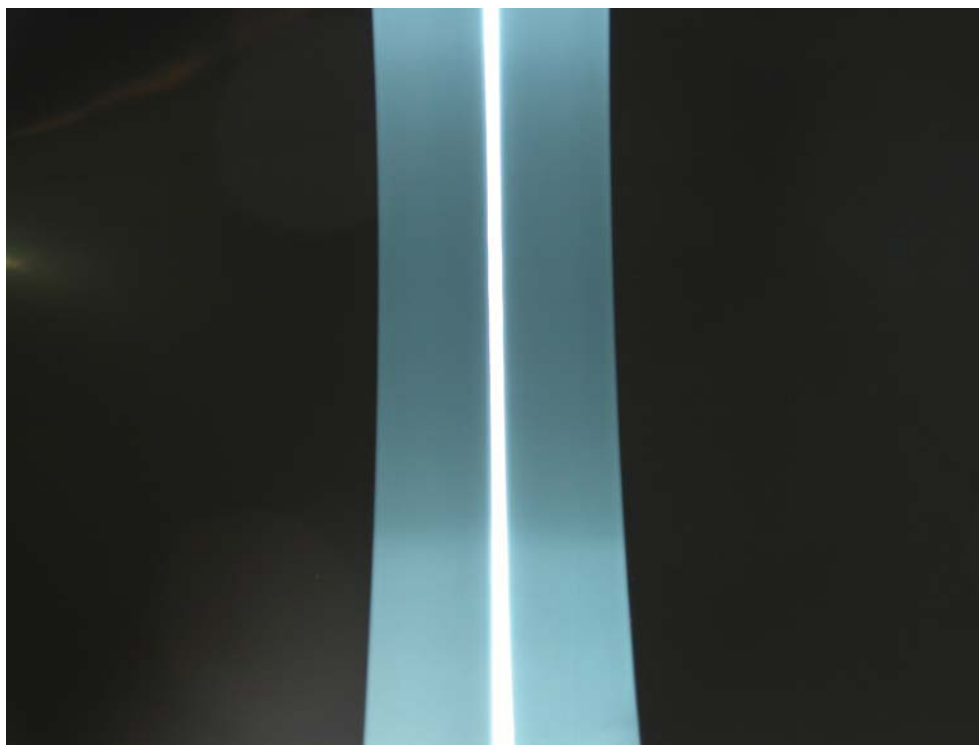


**Figura 88.** Vasca contenente il rivelatore che consente lo sviluppo pellicola radiografica.

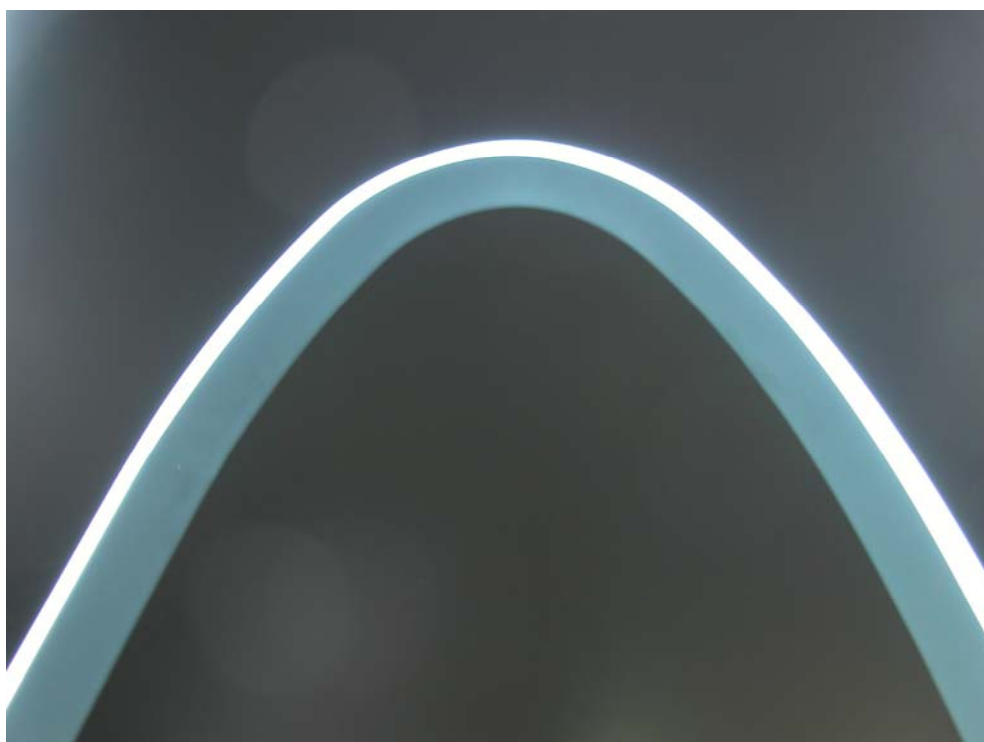
In funzione dello spessore del pezzo, e di conseguenza dell'assorbimento e diffusione della radiazione, è necessario anche variare la potenza dell'unità a raggi X per ottenere un'immagine nitida. Partendo da una potenza di 100 KVolt, che causava immagini troppo scure, si sono eseguite varie prove riducendo progressivamente tale valore fino al raggiungimento della potenza ottimale di 70 KVolt

La Figura 89 e Figura 90 mostrano le pellicole radiografiche impressionate posizionando rispettivamente l'estruso a "T" come mostrato in Figura 85 e Figura 86. La zona impressionata è relativa alla parte più sollecitata e quindi più critica degli estrusi, cioè quella con minor raggio di curvatura. Da entrambe le immagini si può notare la completa assenza di difetti all'interno del pezzo.

Attraverso quindi l'esame radiografico e il controllo non distruttivo mediante liquidi penetranti si è accertata sia l'assenza di difetti volumetrici che superficiali su tutti e quattro i pezzi lavorati, che sono stati così sottoposti a trattamento termico, ultima fase della loro lavorazione prima dell'installazione nel bordo d'attacco.



**Figura 89.** Radiografia relativa all'estruso posizionato come in Figura 85.



**Figura 90.** Radiografia relativa all'estruso posizionato come in Figura 86.

## **5.2. Trattamento termico**

Gli estrusi installati dalla Lockheed per unire le varie sezioni del bordo d'attacco sono allo stato T6, cioè hanno subito un processo di solubilizzazione e invecchiamento artificiale. Stesso trattamento termico deve quindi essere applicato agli estrusi utilizzati nella riparazione. Anche in questo caso il trattamento deve avere certificazione aeronautica per attestare che il processo è stato realizzato rispettando precise specifiche che verranno dettagliate di seguito. La 46<sup>a</sup> Aerobrigata possiede un forno per effettuare trattamenti termici ma le dimensioni e il range di temperatura non consentono di realizzare questo tipo di trattamento ai componenti in esame. La lavorazione è stata quindi affidata ad una ditta esterna, la O.M.A. s.p.a. Officine Meccaniche Aeronautiche, specializzata nella costruzione e revisione di strutture ed equipaggiamenti aeronautici.

### **5.2.1. Caratteristiche e proprietà generali dell'alluminio**

La proprietà peculiare dell'alluminio è il basso peso specifico ( $2,70 \text{ kg/dm}^3$ ), pari circa ad un terzo di quello dell'acciaio e delle leghe di rame, che consente di ottenere leghe d'alluminio con rapporto resistenza-meccanica/peso superiore anche a quello degli acciai ad alta resistenza. Altra caratteristica importante dell'alluminio è l'ottima resistenza alla corrosione atmosferica, infatti, nonostante il valore fortemente negativo del suo potenziale standard, si ricopre di uno strato passivo sottilissimo e molto aderente di  $\text{Al}_2\text{O}_3$  per reazione con l'ossigeno atmosferico. A temperatura ambiente presenta una struttura c.f.c (cubico a facce centrate) che conferisce ottima lavorabilità poiché offre minore impedimento allo spostamento delle dislocazioni rispetto ad altri tipi di reticolo, ma di contro ha una cattiva saldabilità, dovuta al fatto che il sottile strato di ossido, sempre presente sulla sua superficie, è refrattario (fonde a  $200 \text{ }^\circ\text{C}$ ), ha densità superiore al metallo e la pellicola solida avvolge le gocce opponendosi alla loro unione e lasciando inclusioni.

L'alluminio puro ha un basso carico unitario di rottura, pari circa a  $91 \text{ Mpa}$ , che può essere però agevolmente superato mediante rafforzamento da lavorazione a freddo portandolo ad avere un carico di rottura pari a  $167 \text{ Mpa}$ . L'eccellente duttilità e malleabilità lo rende facilmente lavorabile a caldo, a freddo e per asportazione di truciolo; esso può essere laminato, forgiato, stampato, trafilato, martellato ed estruso in qualsivoglia forma.



Unico vero inconveniente è la bassa temperatura di fusione ( $660^{\circ}\text{C}$ ) che non permette la circolazione di intensità di corrente troppo elevate e ne limita l'utilizzazione già in ambienti a temperatura mediamente elevata.

Sfruttando le qualità dell'alluminio e aumentandone le proprietà meccaniche ( $E=70$  Gpa) con alliganti quali il rame, il silicio, il magnesio, il manganese, il nichel, lo zinco, si possono ottenere delle leghe il cui impiego come materiale da costruzione, soprattutto nel campo aeronautico, è notevolissimo.

### 5.2.2. Elementi di lega

L'utilizzo degli elementi di lega può migliorare alcune caratteristiche meccaniche dell'alluminio puro, portando ad esempio il carico di rottura delle leghe semilavorate a circa 300 MPa e quello delle leghe in getto a circa 600 MPa; si può inoltre aumentare il carico unitario di snervamento e la durezza, compromettendo però la duttilità.

L'effetto dei principali elementi di lega aggiunti all'alluminio è esaminato di seguito.

**Rame.** E' il principale elemento di lega dell'alluminio ed è usato fino a tenori del 5.5% nelle leghe semilavorate e del 10% nei getti. Permette l'indurimento per precipitazione di particelle coerenti di  $\text{CuAl}_2$ . Il rame tende a diminuire il ritiro e la fragilità a caldo delle leghe.

**Silicio.** E' il secondo per importanza come elemento di lega; è introdotto quasi esclusivamente nei getti nei tenori dall'1 al 12%. Migliora la fluidità del bagno e la qualità del getto (porosità e tenacità). Accresce la resistenza alla corrosione, la conduttività elettrica e termica e abbassa il coefficiente di espansione termica.

**Magnesio.** E' introdotto nell'alluminio in tenori dall'1 al 10%. Le leghe sono leggere, possiedono buone proprietà meccaniche e sono facilmente lavorabili. Per alti tenori di magnesio le leghe sono resistenti alla corrosione in acqua di mare e in soluzioni alcaline.

**Zinco.** E' aggiunto in tenori fino al 5.7%; migliora le proprietà meccaniche resistenziali attraverso la formazione di fasi intermetalliche dure, per esempio  $Mg_2Zn$ . E' presente congiuntamente ad altri elementi minori come il magnesio e il rame.

**Altri elementi.** I principali ulteriori elementi aggiunti all'alluminio sono: il manganese e il cromo, che in piccoli tenori migliorano la resistenza alla corrosione, il nichel che accresce la resistenza meccanica a caldo, ma abbassa la resistenza alla corrosione, il ferro e il rame, in leghe contenenti più del 3% di silicio, che annullano la fragilità a caldo, il piombo e il selenio, che migliorano la lavorabilità alle macchine automatiche, il titanio e il niobio che tendono infine ad affinare il grano

### 5.2.3. Classificazione delle leghe d'alluminio

Le leghe di alluminio si dividono in leghe da deformazione plastica per la produzione di laminati, estrusi e forgiati, e in leghe da fonderia per la fabbricazione di getti. Per la classificazione delle leghe di alluminio vi sono criteri diversi; il più utilizzato è quello della Aluminum Association, che prevede per le leghe semilavorate una designazione a 4 cifre; la prima cifra individua la famiglia di leghe, la seconda le eventuali varianti rispetto alla lega originaria alla quale è riservata la cifra 0, le ultime due indicano infine nella serie 1XXX il grado di purezza dell'alluminio (ad esempio 1050 è un'alluminio 99,50%) e in tutte le altre serie le due ultime cifre servono per individuare le singole leghe all'interno del gruppo.

Principale elemento di lega	Classe secondo la Aluminum Association
Alluminio	1XXX
Rame	2XXX
Manganese	3XXX
Silicio	4XXX
Magnesio	5XXX
Magnesio e silicio	6XXX
Zinco	7XXX

Altri elementi	8XXX
Serie inusuali	9XXX

**Tabella 1.** Designazione delle leghe d'alluminio da deformazione plastica.

In particolare l'alluminio aeronautico 2024, materiale degli estrusi impiegati nella riparazione, è una lega alluminio-rame, quindi della serie 2XXX, utilizzata principalmente per la costruzione di macchine e apparecchiature sottoposte a sforzi statici e dinamici. Applicazioni tipiche sono nella realizzazione di pezzi strutturali o di supporti nell'industria delle costruzioni meccaniche e aeronautiche. E' caratterizzata da buone caratteristiche di lavorabilità alle macchine utensili e da elevata resistenza e tenacità, buona resistenza alla corrosione atmosferica ed elevata resistenza alle elevate temperature, fino a 180°C. I vari stati di trattamento termico applicabili le conferiscono proprietà variabili entro ampi margini. Presenta però scarsa saldabilità sia MIG/TIG che per resistenza.

#### 5.2.4. Realizzazione del trattamento termico degli estrusi a "T"

Dopo aver subito il processo di calandratura ed esser stati sottoposti ai controlli non distruttivi i quattro estrusi in alluminio 2024 sono stati sottoposti a trattamento termico.

Come noto, la definizione generale di trattamento termico include le operazioni di riscaldamento e raffreddamento controllato, eseguite su una lega metallica allo stato solido al fine di modificarne la struttura e di conseguenza alcune proprietà.

Nella normativa adottata in America (ANSI) e recepita in Italia attraverso le norme UNI EN 515 e UNI EN 573-2, ogni stato fisico viene individuato da una lettera maiuscola, posta dopo la sigla del materiale; una o più cifre dopo la lettera indicano, dove necessario, la suddivisione dei trattamenti fondamentali.

Le designazioni base sono riassunte nella seguente tabella:

Designazione	Indicazioni relative allo stato di fornitura
<b>F</b>	Grezzo di fabbricazione; designazione applicata a prodotti che non sono stati sottoposti a trattamenti termici.
<b>O</b>	Ricotto; designazione applicata a prodotti che hanno subito un

	elevato grado di addolcimento.
<b>H</b>	Incrudito; si applica a leghe che non possono essere indurite mediante trattamento termico ossia a semilavorati incruditi per deformazione plastica. La resistenza di queste leghe viene aumentata mediante lavorazione meccanica. La lettera H è sempre seguita da due o più cifre.
<b>H1</b>	Solo incrudito per deformazione. Una seconda cifra successiva esprime il grado di incrudimento (da 1 a 8 in ordine di indurimento crescente).
<b>H2</b>	Incrudito per deformazione e parzialmente rinvenuto. Una seconda cifra successiva indica il grado di indurimento residuo (da 1 a 8).
<b>H3</b>	Incrudito e stabilizzato. Una seconda cifra successiva indica il grado di incrudimento residuo (da 1 a 8).
<b>W</b>	Solubilizzato; designazione applicata a prodotti “freschi di tempra”, in condizioni instabili. Affinché la denominazione sia completa e appropriata, deve essere precisato in ogni caso il tempo trascorso dal momento del raffreddamento.
<b>T</b>	Trattato termicamente per raggiungere uno stato stabile. La lettera T è sempre seguita da una o più cifre.
<b>T0</b>	Ricotto.
<b>T1</b>	Invecchiato naturalmente fino ad una condizione di stabilità, dopo un raffreddamento a partire da un’alta temperatura (colata, lavorazione per deformazione plastica a caldo).
<b>T2</b>	Invecchiato naturalmente fino ad una condizione di stabilità, dopo lavorazione a freddo.
<b>T3</b>	Solubilizzato e quindi deformato a freddo e invecchiato naturalmente per aumentare la resistenza meccanica.
<b>T36</b>	Trattato per solubilizzazione e successiva riduzione del 6% dello spessore mediante lavorazione a freddo.
<b>T4/41</b>	Trattato per solubilizzazione e invecchiamento naturale.
<b>T42</b>	Trattato per solubilizzazione e invecchiamento naturale da parte del cliente.
<b>T5</b>	Invecchiato artificialmente dopo un raffreddamento a partire dall’alta

	temperatura del procedimento di lavorazione (colata, formatura).
<b>T6</b>	Solubilizzato e invecchiato artificialmente.
<b>T62</b>	Solubilizzato e invecchiato artificialmente dal cliente.
<b>T7</b>	Solubilizzato e stabilizzato.
<b>T8</b>	Solubilizzato, deformato a freddo e invecchiato artificialmente.
<b>T9</b>	Solubilizzato, invecchiato artificialmente e deformato a freddo.
<b>T10</b>	Raffreddato da una lavorazione ad alta temperatura, deformato a freddo e successivamente invecchiato artificialmente.

**Tabella 2.** Designazione dei trattamenti termici degli allumini.

Dalla tabella si può osservare che lo stato T6, caratteristico degli estrusi installati dalla Lockheed nelle varie sezioni del bordo d'attacco, rappresenta un materiale trattato per solubilizzazione e invecchiato artificialmente. Nel caso degli estrusi calandrati il trattamento termico che dovrà essere applicato è il T62, avente le stesse caratteristiche del T6 ma realizzato dall'utente.

Il trattamento termico T62 dei pezzi da utilizzare per la riparazione è stato realizzato, come detto in precedenza, dalla O.M.A. s.p.a. Officine Meccaniche Aeronautiche, azienda di Foligno specializzata nella costruzione e revisione di strutture ed equipaggiamenti aeronautici. Le fasi di lavorazione per portare i pezzi allo stato T62 sono essenzialmente quattro:

- 1) Solubilizzazione del materiale;
- 2) Refrigerazione delle parti per mantenere la condizione fisica W;
- 3) Ricalibrazione dei pezzi;
- 4) Invecchiamento artificiale per portare i pezzi allo stato T62.

Si analizzeranno ora nel dettaglio le varie fasi sopra elencate.

## Solubilizzazione

Questo trattamento consiste nel riscaldare il materiale in forno ad una determinata temperatura per un dato tempo e successivamente nel raffreddarlo rapidamente in acqua (tempra). Nel caso dell'alluminio 2024, il materiale va portato ad una temperatura di 493 °C, con una deviazione massima consentita di  $\pm 3.9$  °C, e temprato in acqua con range di temperatura dell'acqua durante la fase di spegnimento, cioè di raffreddamento, di  $18^{\circ}\div 32^{\circ}$ . La massima temperatura che può raggiungere l'acqua durante lo spegnimento è di 38°. Il raffreddamento deve essere eseguito rapidamente in modo da ottenere le caratteristiche meccaniche desiderate ed evitare pericoli di corrosione intergranulare delle parti. Il tempo di trasferimento va computato dal momento dell'apertura delle porte del forno a quando l'ultima estremità della carica, cioè del pezzo, entra nell'acqua. I tempi massimi di trasferimento della carica dal forno al mezzo temprante variano in funzione dello spessore del pezzo e nel caso di spessori compresi tra 1.61 e 2.29mm (gli estrusi hanno spessore di 1.65mm) è di 10 secondi.

Il forno utilizzato per portare il pezzo alla temperatura di 493 °C è mostrato nella figura seguente. Nella parte sottostante al forno (non visibile) è presente la vasca di tempra (Figura 92).



**Figura 91.** Forno a circolazione d'aria utilizzato per la solubilizzazione dei pezzi.

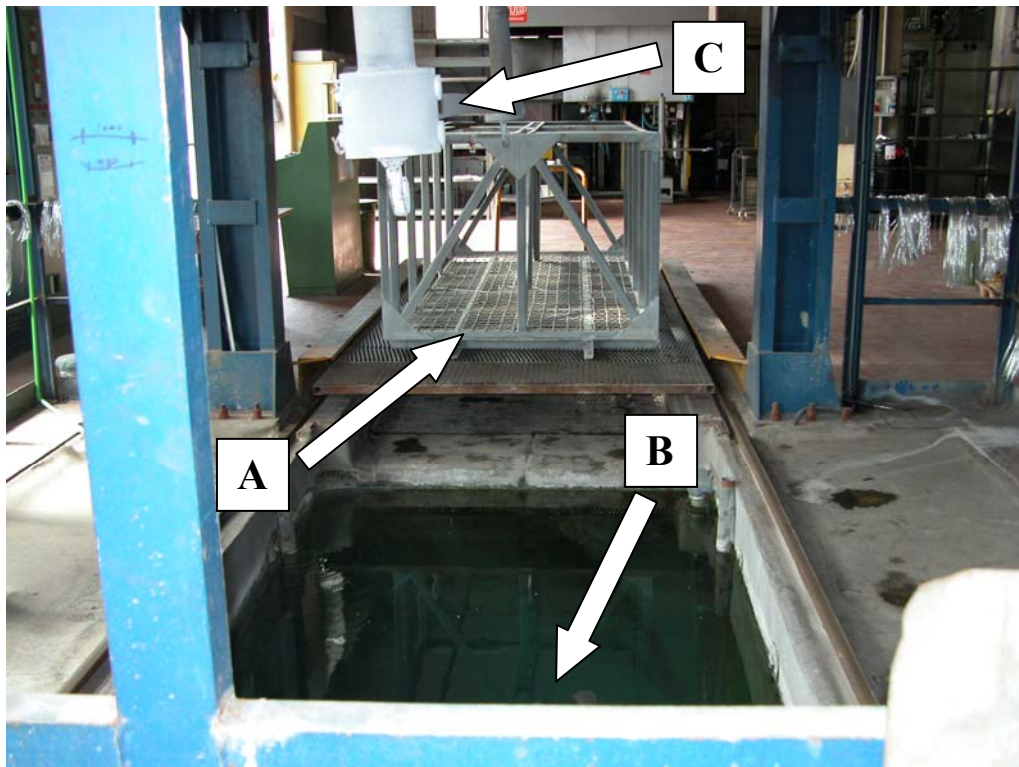
I forni utilizzati per il trattamento termico dell'alluminio possono essere forni a circolazione d'aria o a bagno di sali. I forni a bagno di sali riscaldano la carica più velocemente dei forni ad aria (la durata del riscaldamento si riduce a circa la metà) e non esistono problemi di ossidazione ad alta temperatura; possono però presentarsi principi di corrosione provocati da residui di sali sui pezzi e sono potenzialmente pericolosi poiché possono dare origine, per esempio durante la decomposizione di nitrati, a fumi tossici o provocare esplosioni nel caso di reazioni incontrollate. I forni ad aria, come quello utilizzato per la solubilizzazione degli estrusi, sono usati più estesamente di quelli a bagno di sali perché sono di gestione più semplice e permettono maggiore flessibilità operativa.

Le resistenze elettriche e i tubi radianti sono schermati per prevenire la radiazione diretta del calore sulle parti, e per prevenire l'ossidazione ad alta temperatura può essere posto nel forno dell'ammonio fluoroborato in ragione di 2.5 g/mc.

Tutti i particolari da trattare sono disposti su supporti o apposite rastrelliere in modo da permettere la libera circolazione del calore e del mezzo di tempra, così da avere un riscaldamento e un raffreddamento uniforme nel minimo intervallo di tempo. Prima di qualsiasi trattamento termico le parti vengono sgrassate con solvente in fase vapore o in un bagno di sgrassaggio alcalino in modo da lasciare le superfici libere da sporco, conversione chimica, lubrificanti di formatura o altri materiali estranei. I pezzi vengono maneggiati con guanti dopo lo sgrassaggio in modo da prevenire il trasferimento di olio, grasso o impronte digitali sulla superficie delle parti che vengono introdotte nel forno dopo che questo si è uniformemente stabilizzato alla temperatura di trattamento richiesta. Il tempo di mantenimento alla temperatura di solubilizzazione viene calcolato a partire dal momento in cui tutte le temperature di controllo del forno rientrano all'interno del range di trattamento ammesso dalla specifica di processo applicabile.

La tempra delle parti avviene in una vasca d'acqua equipaggiata con termometro. L'acqua di spegnimento è a perdere e può essere mantenuta in agitazione da un sistema meccanico. Il pH dell'acqua usata per la tempra è compreso tra 6.0 e 7.5 e ogni qualvolta si effettua un processo di tempra vengono rilevate le temperature del mezzo temprante prima e dopo l'immersione delle parti per verificare che l'incremento di temperatura non superi mai gli 11 °C.

In Figura 92 sono mostrati il cestello (A) dentro al quale vengono posizionati i pezzi da solubilizzare, la vasca d'acqua (B) in cui viene effettuata la tempra e il sistema di sollevamento (C) del cestello.



**Figura 92.** Cestello di raccolta dei pezzi (A), vasca di tempra (B) e sistema di sollevamento del cestello (C).

I pezzi vengono posti all'interno del cestello e, attraverso il sistema di sollevamento dello stesso, vengono portati all'interno del forno che si trova al di sopra della vasca di tempra (Figura 91). Dopo la permanenza all'interno del forno alla temperatura e per il tempo previsto dalle specifiche di processo, il cestello viene calato all'interno della vasca per effettuare la tempra dei pezzi. La fase di solubilizzazione è quindi conclusa e si passa alla fase di refrigerazione del materiale.

### **Refrigerazione dei pezzi per mantenere la condizione fisica W**

Il materiale, subito dopo la tempra, è in condizione fisica W, cioè instabile a temperatura ambiente, e presenta una buona formabilità. Per mantenere questa condizione, e quindi consentire le operazioni di ricalibratura del pezzo deformatosi durante la solubilizzazione, è necessario refrigerare il materiale subito dopo tempra in frigorifero ad una temperatura compresa tra  $-10^{\circ}$  e  $-29^{\circ}$ . La carica dopo il trattamento termico viene posta in frigorifero nel più breve tempo possibile e comunque entro 10 minuti dal processo



di tempra. La Figura 93 mostra il frigo nel quale, dopo la fase di tempra, sono stati congelati i pezzi ad una temperatura di  $23.5\text{ }^{\circ}\text{C}$ .



**Figura 93.** Frigo per la refrigerazione del materiale subito dopo la tempra.

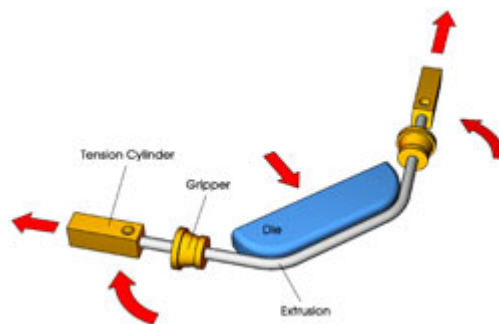
### **Ricalibrazione dei pezzi**

La ricalibrazione dei pezzi ha la funzione di ripristinare la forma originale posseduta dai componenti prima che fossero sottoposti al processo di solubilizzazione. Questa operazione viene effettuata dopo lo scongelamento del materiale quando è in condizione fisica W e quindi presenta buona formabilità. La ripresa del pezzo è stata effettuata prendendo come modello le centine installate nelle sezioni in cui andranno montati gli estrusi. Il processo di ricalibrazione è principalmente manuale coadiuvato da attrezzature come quelle mostrate in Figura 94 che permettono la deformazione del pezzo attraverso un'azione di compressione del materiale.



**Figura 94.** Macchinari utilizzati per la ricalibrazione del pezzo.

Oltre a questi macchinari la O.M.A. possiede una “stira profili”, con la quale sarebbe stato possibile, oltre alla ricalibrazione dei pezzi, effettuare l’iniziale operazione di sagomatura degli estrusi alternativamente al processo di calandratura. Questa macchina consente di effettuare un’operazione di stretch bending. Il profilato è bloccato alle estremità, come mostrato in Figura 95 ed è teso assialmente fino al limite di snervamento: è poi adagiato contro una matrice con cui gli è conferita la forma voluta.



**Figura 95.** Processo di stretch bending

Con questa tecnica sono ridotti il rischio di collasso delle pareti della sezione e gli effetti del ritorno elastico; consente inoltre piegature con ampi raggi di curvatura anche secondo diverse direzioni.

La seguente immagine mostra la macchina per le operazioni di stretch bending utilizzata dalla O.M.A.



**Figura 96.** Macchina per operazioni di stretch bendino presente in O.M.A.

Questa soluzione è stata scartata perché il processo richiede la realizzazione della matrice necessaria a conferire al pezzo la forma voluta. Questo comporta costi e tempi elevati, sicuramente maggiori rispetto a quelli necessari per eseguire la calandratura, che sono giustificabili solo nel caso di una produzione consistente di profili.

### **Invecchiamento artificiale**

L'ultima fase che permette di portare i pezzi allo stato T62 è l'invecchiamento artificiale. Il trattamento termico di invecchiamento o precipitazione induce nel materiale già trattato per solubilizzazione un aumento delle caratteristiche meccaniche.

I pezzi dopo esser stati ricalibrati e aver raggiunto la temperatura ambiente vengono invecchiati artificialmente. Gli elementi sono posti in forno e mantenuti ad una temperatura di 190 °C per 10÷12 ore, dopodichè vengono raffreddati in aria fino a temperatura ambiente. Il raffreddamento non viene eseguito in forno perché tende a produrre un superinvecchiamento che si deve evitare per quanto è possibile. Per annullare l'effetto del superinvecchiamento si deve risolubilizzare il materiale. Il tempo di regime va considerato dal momento in cui la carica ha raggiunto le temperature prescritte dalla specifica di trattamento.

In Figura 97 è mostrato il forno in cui è stato realizzato l'invecchiamento artificiale dei pezzi.



**Figura 97.** Forno impiegato per il processo di solubilizzazione e invecchiamento artificiale.

Una volta raffreddati i pezzi in aria, il ciclo di trattamento termico è completato e i pezzi si trovano allo stato T62. A questo punto vengono effettuate le prove di conducibilità con correnti di Foucault e le prove di durezza su tutti i particolari del lotto per verificare che il materiale abbia “risposto” correttamente al trattamento termico. Dopo aver rilevato



l'esito positivo di tutte le prove i pezzi sono stati corredati da certificazione aeronautica per il trattamento termico T62 che ne ha permesso l'installazione sul velivolo.

### ***5.3. Taglio del bordo d'attacco del C-130J e del C-130H***

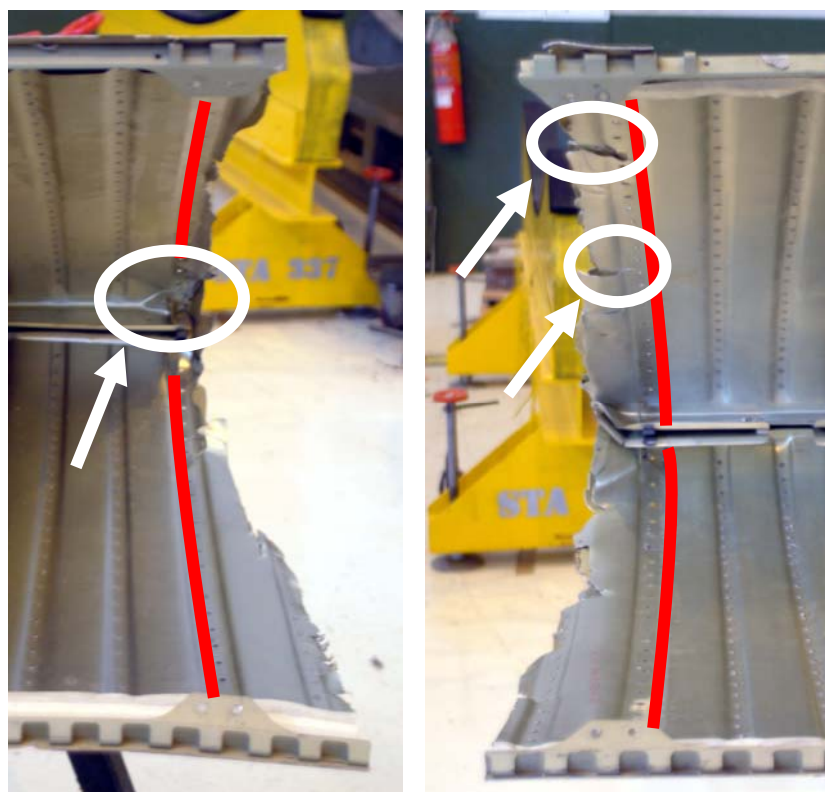
Come descritto dettagliatamente nel Capitolo 4 la riparazione consiste nell'effettuare una sorta di innesto, sostituendo la sezione danneggiata del bordo d'attacco del C-130J con un'analogha sezione del C-130H. Per eseguire questa operazione è necessario eliminare dal bordo del C-130J la parte danneggiata e ricavare dal bordo del C-130H un'analogha sezione. Si deve quindi definire la posizione in cui andrà effettuato il taglio dei due bordi e in corrispondenza della quale verranno installati gli estrusi a "T" costituenti gli elementi di giunzione. Tale posizione deve coincidere con l'asse di una delle centine del bordo cui l'estruso verrà collegato, come nel caso della configurazione standard di Lockheed. Naturalmente il taglio deve limitare quanto più possibile l'estensione della parte da innestare ma permettere di avere il bordo del C-130J privo di qualsiasi difetto conseguente l'incidente.

La Figura 98 mostra il bordo danneggiato su cui, con i colori giallo e rosso, vengono evidenziate le posizioni più vicine di installazione delle centine, che al momento della foto erano state smontate. Dagli ingrandimenti di Figura 99 si può notare che le stazioni indicate dalle linee rosse non possono essere sfruttate per il posizionamento degli estrusi in quanto l'incidente ha compromesso parte della superficie di installazione, come si può notare dalle zone evidenziate dalle frecce.

Il taglio del bordo deve quindi essere realizzato nelle sezioni delle centine immediatamente esterne e cioè quelle messe in evidenza dalle linee gialle di Figura 98. Questo permette di avere la minima estensione della sezione di innesto e contemporaneamente il bordo del C-130J "pulito", cioè privo di qualsiasi difetto conseguente l'incidente.



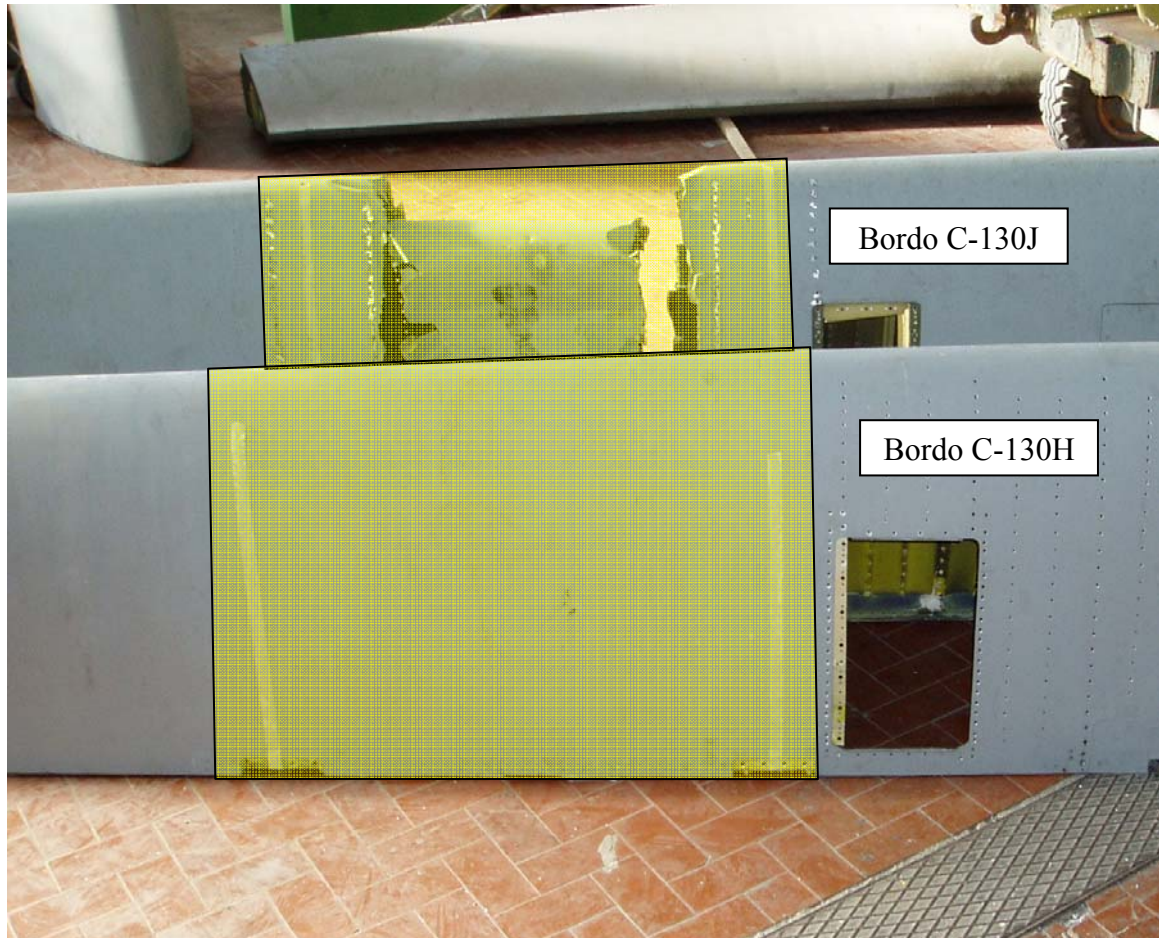
**Figura 98.** Bordo d'attacco danneggiato del C-130J.



**Figura 99.** Ingrandimento delle estremità del bordo "J" danneggiate.

Naturalmente l'analogo taglio va effettuato sul bordo d'attacco del C-130H in modo da avere la corrispondente sezione da innestare.

L'immagine seguente mostra i due bordi e le relative parti da tagliare. La parte del bordo "J" verrà eliminata in quanto danneggiata mentre quella del bordo "H" prenderà il posto di quest'ultima.

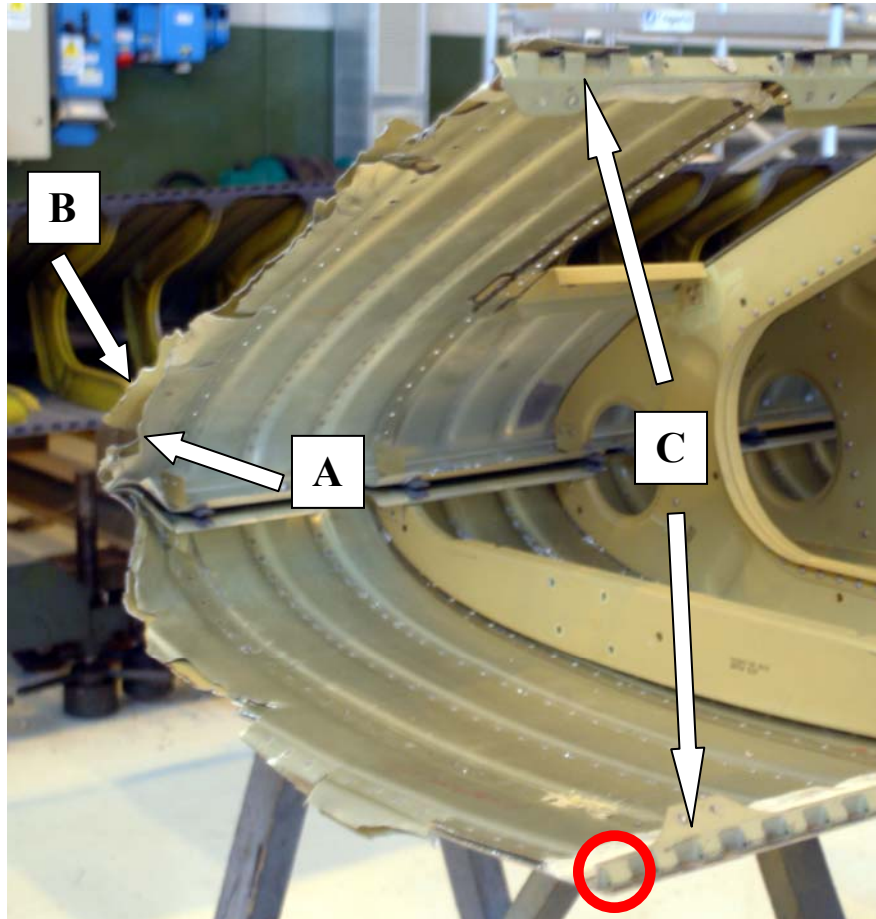


**Figura 100.** Sezioni del bordo d'attacco "J" e "H" da tagliare.

A questo punto rimane da stabilire la metodologia di taglio. Per fare questo bisogna analizzare nel dettaglio le problematiche inerenti questa operazione.

Gli elementi da tagliare, evidenziati in Figura 101, sono tre: inner skin (A), outer skin (B) e cerniere (C).





**Figura 101.** Elementi del bordo d'attacco da tagliare.

L'inner e l'outer skin sono già stati descritti nel Capitolo 3; per quanto riguarda invece le cerniere, sono elementi collegati alle estremità inferiori e superiori del bordo d'attacco attraverso ribattini e hanno il compito di collegare quest'ultimo al cassone alare.

La procedura consisterebbe nello smontare le cerniere, tagliare le due sezioni di bordo e rimontare le cerniere che hanno lunghezza pari alla larghezza delle sezioni standard del bordo d'attacco. In questo caso, però, sarebbe necessario realizzare un taglio con una tolleranza molto stretta poiché una volta ricongiunti i due bordi, tutti i fori presenti sullo skin dovrebbero coincidere perfettamente con quelli della cerniera. Il manuale di riparazione prevede tuttavia la possibilità, nel caso di interventi di questo tipo, di poter interrompere la continuità delle cerniere ed eliminare fino a 5 lobi consecutivi (vengono definiti lobi le sporgenze evidenziate in rosso in Figura 101). Questo risolve il problema di far coincidere perfettamente tutti i fori della cerniera con quelli dello skin e consente di tagliare i due bordi mantenendo un margine di sicurezza che permetta, a fine lavorazione,



di eseguire piccole correzioni per ottenere il nuovo bordo d'attacco delle stesse identiche dimensioni di quello originale.

Le tecniche per realizzare il taglio possono essere diverse e di seguito verranno analizzate quelle che meglio si prestano a questo particolare caso.

### **Taglio Water Jet**

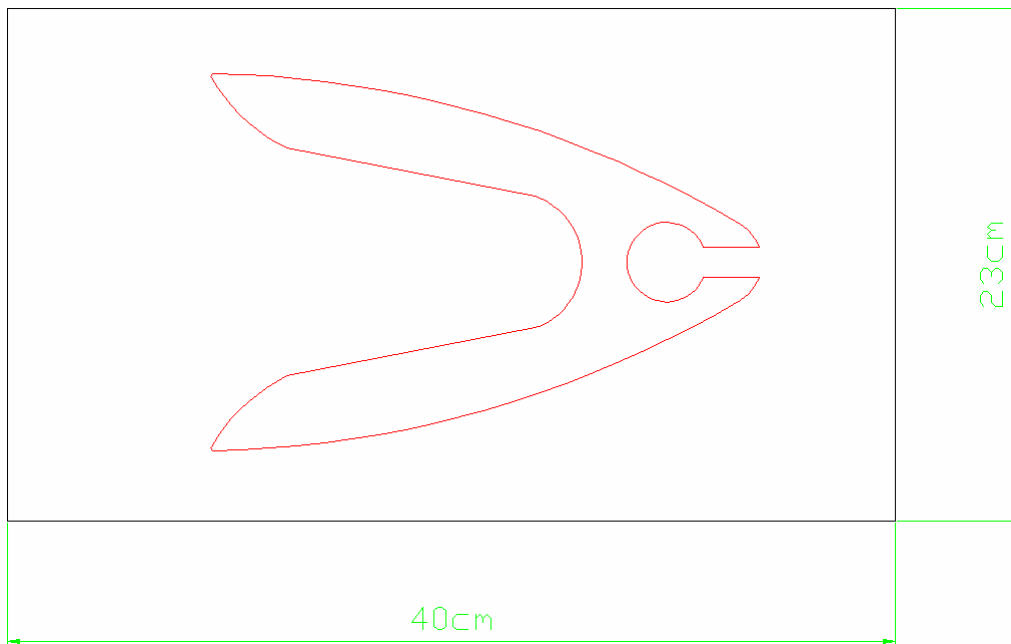
La tecnica di taglio Water Jet impiega un getto d'acqua ad altissima pressione tale da tagliare con precisione e pulizia, in una singola passata, un numero illimitato di materiali con caratteristiche diverse. La precisione e il ridotto diametro del getto consentono di realizzare microlavorazioni e ottenere contemporaneamente con un singolo taglio la parte maschio e femmina di un oggetto. I principali vantaggi di questa tecnica sono legati al fatto che è possibile asportare truciolo per erosione immediata senza provocare danneggiamenti meccanici o alterazioni termiche nei materiali lavorati. L'assenza di contatto diretto tra la testa di taglio e il pezzo, inoltre, rende lo sforzo di taglio pressoché nullo consentendo un facile staffaggio.

In questo caso il taglio andrebbe effettuato su due fogli di alluminio 2024 (inner e outer skin) rispettivamente dello spessore di 0.5 e 0.8mm, e sulla cerniera realizzata nello stesso materiale e avente spessore di 1.2mm.

Per valutare la qualità del taglio è stata realizzata una prova in collaborazione con il Politecnico di Milano dove si è eseguito, presso il laboratorio del Dipartimento di Meccanica, un taglio Water Jet su tre campioni di alluminio 2024 di dimensioni rettangolari (40cm x 22cm) con spessori pari a quelli dei componenti da tagliare.

Il taglio è stato effettuato con un impianto a 3 assi con intensificatore di pressione in grado di portare l'acqua a 400 MPa.

La Figura 102 rappresenta, in nero, le dimensioni dei campioni usati per la prova e in rosso il profilo tagliato. La Figura 103 mostra il risultato di tale operazione.

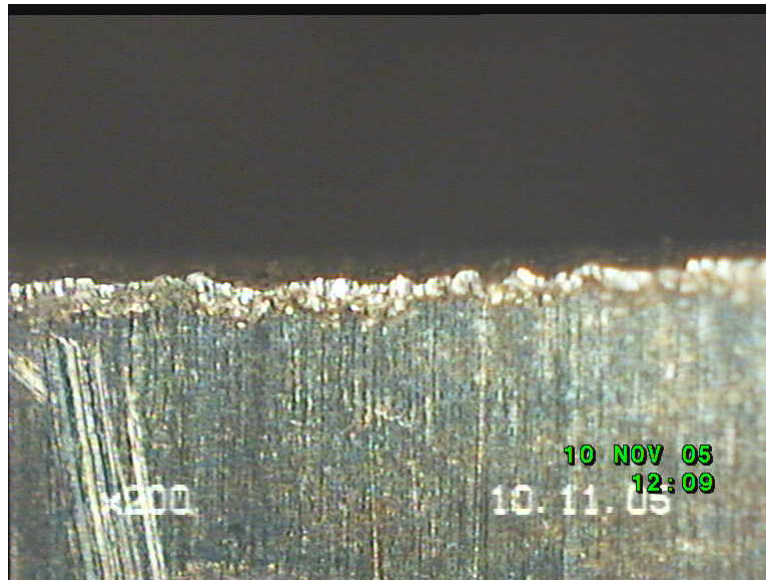


**Figura 102.** Campione per la prova di taglio e profilo (rosso) da realizzare.

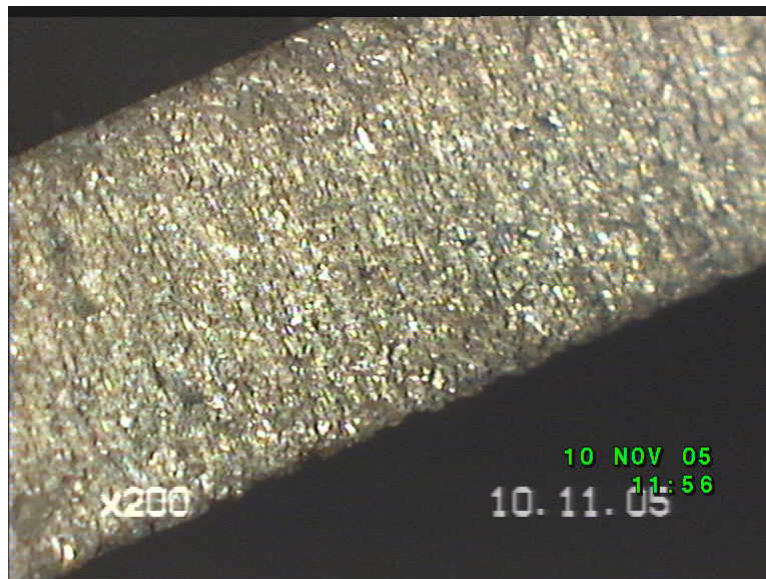


**Figura 103.** Lamiera di alluminio 2024 tagliata con tecnica Water Jet.

Attraverso il laboratorio di controlli non distruttivi della 46<sup>a</sup> Aerobrigata si è poi verificata la bontà del taglio attraverso un esame visivo al microscopio ottico (200 ingrandimenti) e l'esame con correnti indotte nella parte adiacente il bordo tagliato per verificare l'assenza di potenziali microfratture.



**Figura 104.** Immagine al microscopio del profilo tagliato con tecnica Water Jet.



**Figura 105.** Immagine al microscopio della sezione tagliata con tecnica Water Jet.

I risultati dei controlli hanno dimostrato la buona qualità e precisione del taglio, più che sufficienti per soddisfare le specifiche richieste in questo particolare caso. Naturalmente il taglio del bordo non è realizzabile con l'impianto a tre assi utilizzato per le prove in quanto consente di realizzare esclusivamente un taglio piano. Tale operazione è invece possibile con l'impianto Water Jet a 5 assi, sempre disponibile presso il laboratorio del Dipartimento di Meccanica del Politecnico di Milano, in grado di eseguire lavorazioni su profili tridimensionali come nel caso del bordo d'attacco.

### Taglio laser

Il laser oggi è una tecnologia molto diffusa nel mondo industriale che consente di eseguire numerose lavorazioni, come saldatura, taglio, trattamenti termici e rapid prototyping. Anche in questo caso, per valutare la qualità di taglio della tecnologia Laser, è stata realizzata una prova in collaborazione con il Politecnico di Milano. Presso il Laboratorio Laser di Lecco sono state eseguiti dei test di taglio con una sorgente Nd:Yag, su campioni analoghi a quelli utilizzati per il taglio Water Jet.

La qualità del taglio, però, non è risultata buona a causa della bassa potenza della sorgente laser a disposizione e delle difficoltà di tagliare l'alluminio con questa tecnologia. Questo materiale, infatti, è caratterizzato da un'elevata riflettività che determina una grande dispersione di energia del fascio laser provocando crateri e lasciando parti di materiale fuso attaccati ai lembi tagliati. L'elevata conducibilità termica, inoltre, causa un rapido riscaldamento delle zone sottoposte a taglio producendo danneggiamento termico sul materiale.

L'immagine seguente mostra la superficie craterizzata del campione in alluminio 2024 su cui è stato realizzato il taglio laser.



**Figura 106.** Superficie craterizzata del campione di alluminio 2024 su cui è stato realizzato il taglio laser.

### Taglio tradizionale

Il taglio tradizionale usa le stesse attrezzature usate per gli acciai a basso tenore di carbonio. Possono essere utilizzate per esempio seghe a nastro o frese a disco in quanto la deformazione dei bordi tagliati diventa importante solo per grandi spessori.

Questa tecnologia di taglio è, tra le tre tecnologie analizzate, sicuramente quella più difficilmente automatizzabile, meno precisa e con maggior tempi di lavoro. La qualità di taglio sufficiente per questa applicazione e il fatto di poter esser realizzata direttamente dalla 46<sup>a</sup> Aerobrigata, però, ha fatto sì che venisse scelta per eseguire il lavoro. La realizzazione del taglio tramite tecnologia Laser o Water Jet, infatti, avrebbe richiesto l'esecuzione dell'operazione fuori sede con maggiori costi e tempi per la realizzazione del lavoro, oltre naturalmente alle problematiche legate al trasporto del bordo d'attacco, date le notevoli dimensioni. Inoltre sarebbe stato estremamente complesso definire, attraverso il controllo numerico, la linea di taglio, che dovendo essere parallela all'estremità del bordo d'attacco usato come riferimento per le misure, risulta rastremata secondo una geometria non definibile a priori se non con la misura diretta del profilo.

Si è quindi provveduto a realizzare, direttamente all'interno della 46<sup>a</sup> Aerobrigata, il taglio manualmente impiegando un flessibile pneumatico, come mostrato in Figura 107



**Figura 107.** Taglio del bordo d'attacco con flessibile pneumatico.



Le operazioni di rifinitura del bordo tagliato e di foratura degli elementi per l'installazione delle viti e dei ribattini sono state eseguite sia con strumenti pneumatici che manuali, come quelli mostrati nelle seguenti immagini.



**Figura 108.** Parte degli strumenti impiegati per la realizzazione del taglio del bordo d'attacco e per la realizzazione dei forni necessari all'installazione delle viti e dei ribattini.

Si è potuto così concludere una delle ultime fasi del lavoro prima dell'installazione del bordo d'attacco sul velivolo.

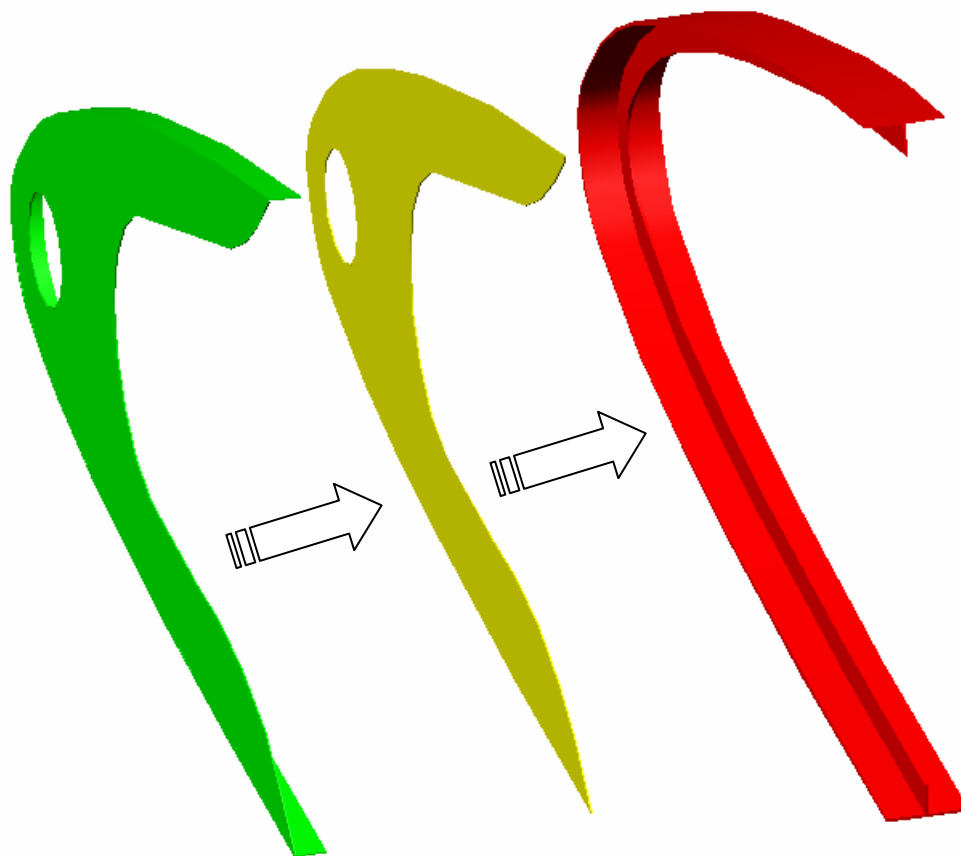
#### 5.4. Taglio delle centine in corrispondenza delle sezioni d'innesto

Ulteriore operazioni necessaria per il completamento della riparazione, è la modifica delle centine installate nelle sezioni indicate in giallo in Figura 98. Come tutte le altre centine del bordo d'attacco, anche queste, presentano lungo tutto il profilo un lembo piegato di 90° rispetto al piano della centina stessa, che ne consente il collegamento allo skin. Per unire le centine agli estrusi a "T" e rispettare lo stesso schema di montaggio utilizzato per i punti di giunzione standard delle varie parti di bordo d'attacco, però, è necessario eliminare tale estremità. La Figura 109 mostra il bordo della centina da tagliare mentre la Figura 110 rappresenta con vari colori la configurazione originale della centina (in verde), quella modificata (in giallo) e l'estruso a "T" cui verrà collegata (in rosso).

Per quanto riguarda la tecnica di taglio valgono le stesse considerazioni fatte per il taglio del bordo d'attacco, essendo la centina dello stesso materiale e spessore dell'outer skin. Anche in questo caso si è quindi optato per un taglio manuale con flessibile pneumatico, escludendo il taglio Water Jet e Laser.



**Figura 109.** Bordo piegato della centina che ne permette il collegamento allo skin.



**Figura 110.** Configurazione della centina originale e modificata per il collegamento con l'estruso a "T".



## Capitolo 6 – Analisi economica

### ***6.1. Riduzione dei costi legati all'applicazione della procedura alternativa di riparazione***

Per quanto riguarda l'aspetto economico non è stata fatta un'analisi sui possibili investimenti legati alla procedura di riparazione ideata, in quanto richiederebbe una conoscenza approfondita della politica economico-finanziaria dell' Aeronautica Militare, che esula dagli obiettivi di questa tesi. Sono stati invece analizzati sia i costi necessari a realizzare la riparazione attraverso la procedura "standard" che quelli richiesti per la nuova procedura, al fine di mettere in evidenza i benefici economici conseguenti all'applicazione di quest'ultima soluzione.

La procedura "standard" prevede l'acquisto dell'intero bordo d'attacco alare del velivolo C-130J dalla Lockheed Martin, casa costruttrice dell'aereo. Il costo per l'acquisto del bordo è di 123.000€, a cui vanno aggiunti i costi di manodopera per il relativo montaggio sul velivolo. Per effettuare tale operazione sono necessarie 3 ore di lavoro di una squadra formata da quattro Marescialli Montatori, il cui costo orario è di 12,94€, per un totale di 155,28€. Il costo totale dell'operazione risulta quindi essere di 123.158,28€

Nel caso della procedura alternativa di riparazione deve essere acquistato dalla Lockheed non l'intero bordo ma il numero di estrusi in alluminio 2024 necessario a realizzare la riparazione. Il costo del materiale è di 158€ al metro lineare. Naturalmente il quantitativo di materiale d'acquistare varia in funzione della sezione del bordo d'attacco interessata dalla rottura in quanto, essendo l'ala rastremata sia in senso longitudinale che trasversale, a seconda della posizione in cui verrà effettuata la riparazione saranno necessari estrusi di dimensioni differenti. Nel caso specifico lo sviluppo dei due profili è rispettivamente di 139cm e 134cm. Considerando, per ciascun profilo, una lunghezza maggiorata di 30cm necessaria per l'invito dei pezzi durante il processo di calandratura e il materiale utilizzato per eseguire le prove di messa a punto del processo, sono stati

acquistate 6 barre da 4,50m (dimensioni commerciali) con cui sono stati realizzati 4 profili definitivi, due per ogni sezione d'innesto (in modo da avere un margine di sicurezza nel caso si riscontrassero problemi nella fase di montaggio). In realtà sono bastate quattro barre per la realizzazione dei pezzi e in futuro, grazie all'esperienza maturata, si riusciranno a realizzare i profili con due sole barre. Si può quindi considerare il costo del materiale pari a 2.133€. A questo vanno aggiunti i costi delle lavorazioni: 500€ per la calandratura, 1.975€ per il trattamento termico e 721,39€ relativi alla somma di 10 ore di manodopera per un operaio specializzato lattoniere, 15 ore di manodopera per un Maresciallo specializzato lattoniere e 20 ore di engineering per un Capitano (ruolo ingegnere) indispensabili per completare l'intero processo di riparazione. A questi costi, infine, vanno aggiunti quelli per la squadra di montatori che devono installare il bordo d'attacco sul velivolo, pari a 155,28€.

Possiamo quindi concludere che il costo necessario a effettuare la riparazione del bordo d'attacco alare del C-130J utilizzando la procedura progettata in questa tesi è pari a 5.484,67€ contro i 123.000€ necessari per realizzare la riparazione secondo la procedura standard.

Si ha quindi una riduzione dei costi pari al 95,5% che conferma il grande risparmio economico conseguente all'applicazione della procedura oggetto di questa tesi

## ***6.2. Riduzione dei tempi di lavorazione legati all'applicazione della procedura alternativa di riparazione***

Si è ritenuto opportuno inserire all'interno del capitolo inerente l'analisi economica i benefici in termini di risparmio di tempo conseguenti l'applicazione della nuova procedura di riparazione. Questo perché l'inoperatività di un velivolo a causa di un guasto tecnico, come appunto può essere la rottura di un bordo d'attacco, comporta costi legati ai cambiamenti di configurazione necessari per rendere operativo un velivolo magari destinato a un altro tipo di missione.

Fino a questo momento, la riparazione del bordo d'attacco alare del C-130J, essendo questo un componente costoso del velivolo, veniva effettuata a livello centralizzato attraverso il Comando Logistico. Questo comportava almeno sei mesi per il completamento della pratica amministrativa, altri sei mesi (tempo minimo) per avere dalla Lockheed il bordo d'attacco e un giorno per l'installazione del bordo sull'aeroplano.

Attraverso l'applicazione di questa nuova procedura di riparazione, riducendosi notevolmente i costi, non è più necessario passare attraverso il Comando Logistico, ma è consentito alla Brigata di svolgere autonomamente tutta la pratica amministrativa che richiede solo 15 giorni. Per quanto riguarda la fornitura del materiale dalla Lockheed, essendo questo costituito da semplici estrusi di alluminio, sono necessari 30 giorni (tempo massimo). Vanno inoltre considerati 15 giorni (tempo massimo) necessari per la realizzazione del trattamento termico, 7 giorni (tempo massimo) per il processo di calandratura e 7 giorni per le operazioni di completamento della riparazione e installazione del bordo sul velivolo da parte da parte della 46<sup>a</sup> Aerobrigata.

Il tempo totale necessario a effettuare la riparazione del bordo d'attacco alare del C-130J utilizzando la procedura progettata in questa tesi è quindi di circa 74 giorni contro i 366 giorni necessari per realizzare la riparazione secondo la procedura standard.

Si ha dunque una riduzione potenziale di tempo del 80%, aspetto questo di vitale importanza per un reparto operativo come quello della 46<sup>a</sup> Aerobrigata, che conferma, insieme alle riduzione dei costi, i notevoli vantaggi conseguente all'applicazione della procedura oggetto di questa tesi.

## Capitolo 7 – Conclusioni e sviluppi futuri

Il presente lavoro di tesi ha permesso all'Aeronautica Militare, e in particolare alla 46<sup>a</sup> Aerobrigata di Pisa, di avere una metodologia di riparazione applicabile sia al bordo d'attacco alare, che allo stabilizzatore orizzontale e verticale del velivolo C-130J, per far fronte a tutti quei danni da impatto la cui gravità obbliga a sostituire l'intera parte danneggiata. Attraverso un'analisi approfondita del componente strutturale in esame e delle metodologie standard di ripristino è stato possibile studiare alcune possibili alternative di riparazione. Per ognuna di esse sono stati esaminati pregi e difetti arrivando alla definizione di una soluzione ottimale in accordo con le prescrizioni del manuale di riparazione del velivolo.

Gli obiettivi di realizzare una procedura che permetta di impiegare minori risorse economiche e di ridurre i tempi necessari rispetto ad una riparazione "standard", sono stati pienamente perseguiti ottenendo una riduzione dei costi del 95,5% ed un risparmio di tempo del 80%, aspetto questo di vitale importanza in un reparto operativo come quello della 46<sup>a</sup> Aerobrigata.

La fase di progettazione e pianificazione del processo è stata inoltre accompagnata dall'intera fase di realizzazione che ha permesso di analizzare le problematiche legate ai vari processi di lavorazione e consentito la messa a punto e l'ottimizzazione degli stessi.

E' stato così possibile realizzare anche prove sperimentali, svolte in collaborazione con il Politecnico di Milano, per valutare l'applicabilità di tecnologie non convenzionali di taglio (laser e water jet) all'alluminio aeronautico 2024, materiale largamente impiegato sia nelle riparazioni che nei componenti strutturali del C-130J, consentendo di studiarne l'applicabilità, in futuro, anche ad altre tipologie di riparazione.

L'analisi approfondita di tutti i processi di lavorazione ha infine permesso alla 46<sup>a</sup> Aerobrigata di valutare l'eventualità, acquistando le opportune attrezzature, di realizzare completamente "in casa" la riparazione progettata in questa tesi e ha posto le

basi per l'ideazione di altri processi alternativi di riparazione che consentano sia una riduzione dei costi che dei tempi necessari rispetto a una riparazione "standard".

## **Bibliografia**

1. CLEARLY E. C., DOLBEER R., A., WRIGHT S. E., Federal Aviation Administration, National Wildlife Strike Database, Serial Report Number 10, Washington, DC, USA, June 2004.
2. AUSTRALIAN TRANSPORT SAFETY BUREAU, The Hazard Posed to Aircraft by Birds, November 2002.
3. AUSTRALIAN TRANSPORT SAFETY BUREAU, The Hazard Posed to Aircraft by Birds, April 2003.
4. Statistica 1990-2003, BIRD STRIKE COMMITTEE USA, in BSC-USA.htm, 29 October 2004.
5. COOPER J., Action Needed to Stem Rising Hazard of Bird Strikes, in Air Safety Week, 14 agosto 2000.
6. FAA, Airport Wildlife Mitigation, in [Wildlife.pr.erau.edu/Wildlifemanagement.htm](http://Wildlife.pr.erau.edu/Wildlifemanagement.htm).
7. OEHLER G., Lavorazioni della lamiera, Tecniche Nuove, 1983
8. BORAGNO U., Calandratura: macchine, calcoli, tecnologia, Tecniche Nuove, 1982
9. MARCHETTI M.-FELLI F., Tecnologie aeronautiche, i materiali, ESA, 1989
10. LOCATI L., Corso di tecnologie aeronautiche, Libreria editrice universitaria Leprotto & Bella, 1967

11. ROBERT C. JUVINALL-KURT M. MARSHEK, Fondamenti della progettazione dei componenti delle machine, ETS, 1993
  
12. GIUSTI F.-SANTOCHI F., Tecnologia Meccanica e studi di fabbricazione, Ambrosiana Milano, 1994
  
13. WILLIAM D. CALLISTER Jr., Scienza e Ingegneria dei Materiali, EdiSES srl, Napoli 2002.

## Ringraziamenti

*Il primo grande ringraziamento va alla mia famiglia che mi è sempre stata vicino permettendomi di studiare con serenità, e a Chiara che mi ha sopportato per tutto questo tempo.*

*Ringrazio inoltre tutte le persone che hanno reso possibile questo lavoro, a partire dal Prof. Franco Failli, guida e fonte d'ispirazione tecnica e umana, con cui è stato un vero piacere collaborare. Grazie al Prof. Bordone, punto di contatto tra Università e Aeronautica Militare e al Prof. Gino Dini, sempre disponibile e cortese nell'aiutarmi. Un grazie particolare va a tutto il personale del Gruppo Efficienza Aeromobili della 46° Brigata Aerea di Pisa, in particolare al Capitano D'Auria che ha seguito con passione e trasporto tutta la mia attività e che mi ha accompagnato in questo anno di lavoro, al Capitano Salvatore Chianese e al Tenente Colonnello Edoardo De Santo che hanno reso possibile, per la prima, la collaborazione tra la Facoltà d'Ingegneria Meccanica di Pisa e l'Aeronautica Militare. Grazie al Maresciallo Giuseppe Manzi, al Maggiore Paolo Fonda, che è stato il mio cicerone nei primi giorni all'interno della Base, al Tenente Jacopo Berlicchi e al Sottotenente Stefano De Luca, a tutti i componenti del reparto Controlli non Distruttivi, alla Sezione Manutenzione Meccanica e alla Sezione Servizi Tecnici Generali per l'assoluta disponibilità mostrata. Un grazie particolare va anche a tutte quelle ditte esterne alla 46<sup>a</sup> Aerobrigata che hanno preso parte alle varie lavorazioni, al Prof. Michele Monno e Barbara Previtali del Politecnico di Milano, al Sig. Gemignani Alessandro, abile e ingegnoso calandratore e alla O.M.A. di Foligno.*

*Insomma, grazie a tutte quelle persone che non solo hanno collaborato con me, ma che hanno reso unica e irripetibile questa esperienza.*



## Appendice A – Alluminio Aeronautico 2024 (Scheda tecnica Aviometal)

### Caratteristiche generali

Lega alluminio-rame, di impiego aeronautico, utilizzata anche per applicazioni generali sofisticate, caratterizzata da buone caratteristiche di lavorabilità alle macchine utensili e da elevata resistenza e tenacità, buona resistenza alla corrosione atmosferica, elevata resistenza alle alte temperature; i vari stati di trattamento applicabili le conferiscono proprietà variabili entro ampi limiti.

E' utilizzata in genere sotto forma di lamiere, piastre, barre, tubi.

Sono disponibili dal pronto gli stati:

- T3 (lamiere, barre e tubi)
- T351 (piastre)
- T4 (lamiere)

Altri stati sono forniti su richiesta; le lamiere vengono allestite anche in versione placcata.

### Impieghi tipici

Particolari strutturali con elevati requisiti di resistenza e damage tolerance, pezzi meccanici critici in genere; particolari lavoranti a temperature fino a 180°C.

### Caratteristiche meccaniche minime a temperatura ambiente

Lamiere e piastre

Stato	Spessore (mm)		Rm (MPa)	Rp0.2 (MPa)	A %	Raggio di piega (1)(2)	HB (1)
T4	0.4	1.5	425	290	12	4.0 x s	120
	1.5	6.0	425	290	14	5.0 x s	120
T3 T351	0.4	1.5	435	290	12	4.0 x s	123
	1.5	3.0	435	290	14	4.0 x s	123
	3.0	6.0	440	290	14	5.0 x s	124
	6.0	12.5	440	290	13	8.0 x s	124
	12.5	40	430	290	11		122
	40	80	420	290	8		120

	80	100	400	2850	7		115
	100	120	380	270	5		110
	120	150	360	250	5		104

(1) Valori orientativi

(2) Piega a 90°

**Caratteristiche meccaniche minime a temperatura ambiente**

Barre

Stato	Spessore (mm)	Rm (MPa)	Rp0.2 (MPa)	A %
T3	Fino a 50	450	310	8
	Da 50 a 100	440	300	8
	Da 100 a 200	420	280	8
	Da 200 a 250	400	270	8

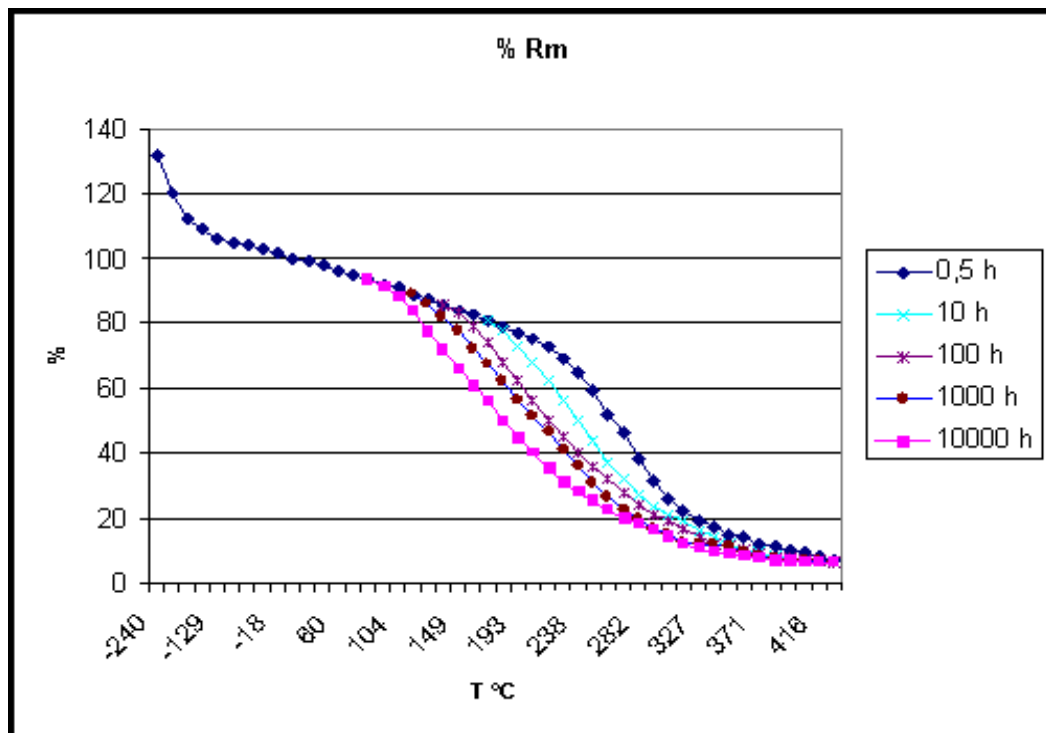
**Caratteristiche meccaniche minime a temperatura ambiente**

Tubi

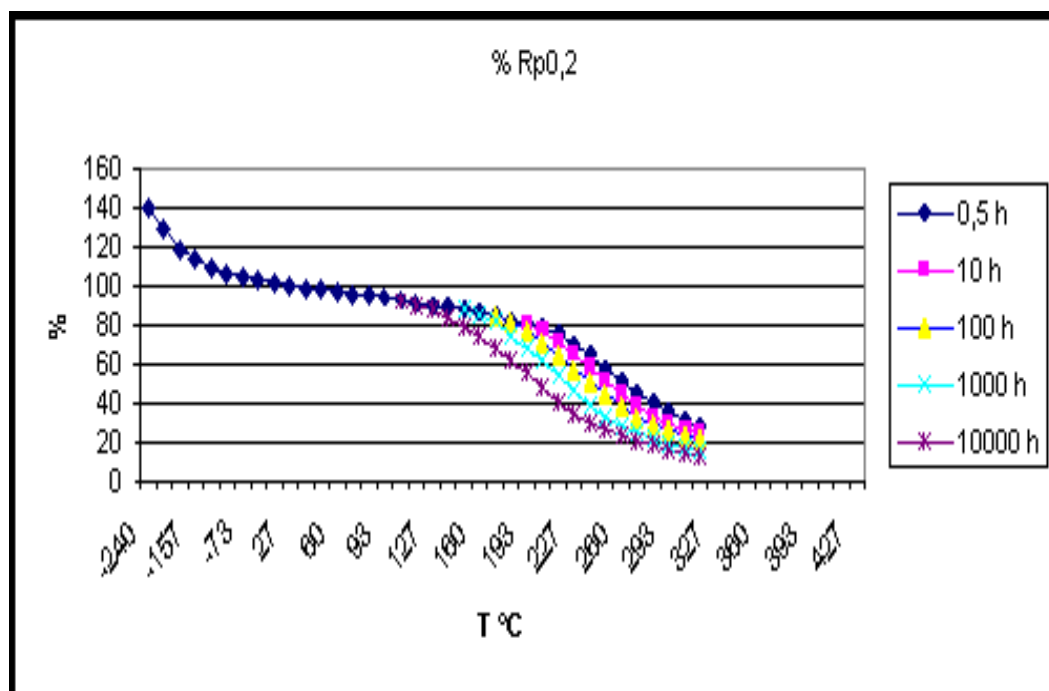
Stato	Spessore (mm)	Rm (MPa)	Rp0.2 (MPa)	A %
T3	Fino a 30	420	290	8

**Caratteristiche meccaniche a temperatura elevata e a bassa temperatura**

Il grafico seguente presenta la resistenza alla rottura in temperatura come % della resistenza alla rottura a temperatura ambiente, dopo vari tempi di permanenza in temperatura.



Il grafico seguente presenta il limite di snervamento in temperatura come % della limite di snervamento a temperatura ambiente, dopo vari tempi di permanenza in temperatura.



**Caratteristiche fisiche:**

Densità: 2,780 g/cm<sup>3</sup> a 20 °C

Conducibilità termica a 20 °C: 126 W/m °C

Modulo di elasticità: 72600 MPa

Coefficiente di dilatazione termica lineare:

Temperatura °C	10 <sup>-6</sup> mm/mm °C
-50 > 20	21.1
20 > 100	22.9
100 > 200	23.8
200 > 300	24.7

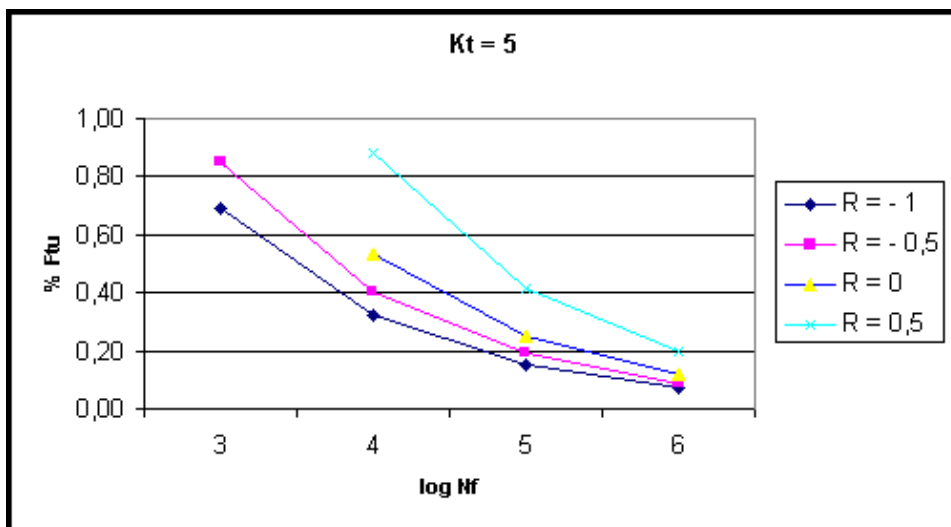
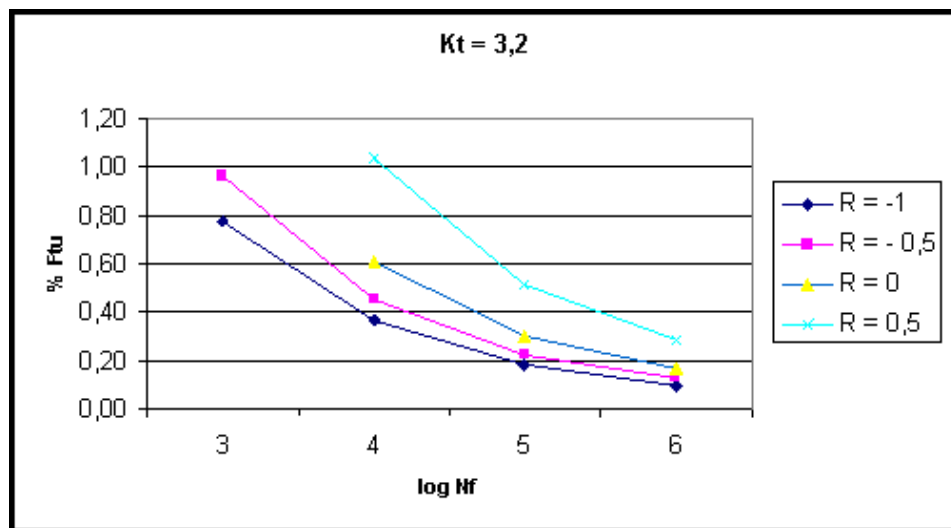
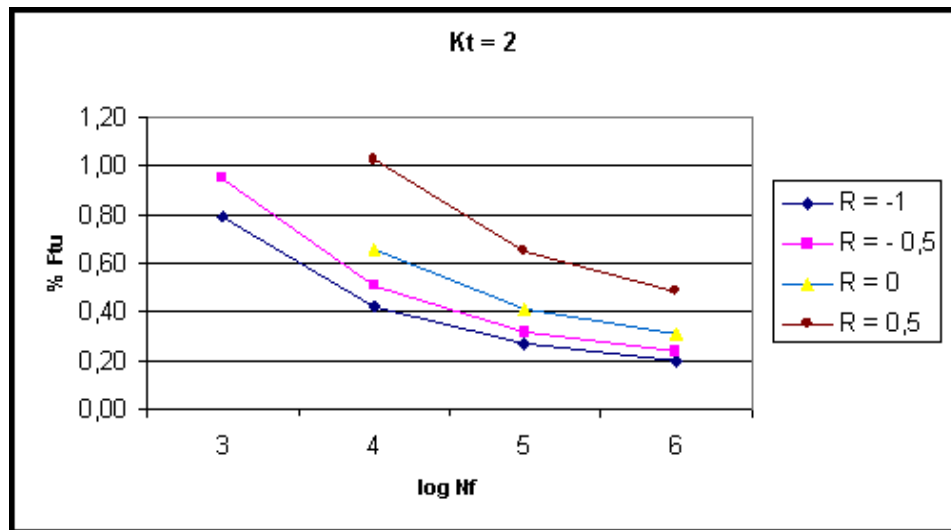
**Caratteristiche tecnologiche:**

Lavorabilità alle macchine utensili: Buona

Formabilità: Scarsa negli stati T3 e T4; buona nello stato 0

Saldabilità: Scarsa (TIG – MIG)

Le figure seguenti presentano i dati relativi alla resistenza a fatica a trazione per vari coefficienti di intaglio e vari rapporti di carico, secondo la simbologia americana.



## Appendice B – Tabelle riassuntive delle caratteristiche delle leghe d'alluminio

LEGA		Riferim. Tabella UNI	Denominaz. commerciale	Designaz. A.A.	Impieghi di massima
Designazione attuale	Designazione precedente				
P – AlCu 2,5 MgSi	P – AC 2,5 S	3577	Avional 21	2117	Ribattini normali
P – AlCu 4 MgMn	P – AC 4 GM	3579	Avional 22	2017	Pale eliche, rivestimenti, centine
P – AlCu 4 MgMn Placc.	P – AC 4 GM Placc	3580	-- --	-- --	Come sopra, ma con migliore resistenza alla corrosione
P – AlCu 4,4 SiMnMg	P – AC 4,4 SMG	3581 S	Avional 14	2014	Eliche, centine
P – AlCu 4,4 SiMnMg Placc	P – AC 4,4 SMG Placc	3582 S	Chitonal 14	Alclad 2014	Alta resistenza ala corrosione, per strutture di forza
P – AlCu 4,5 MgMn	P – AC 4,5 GM	3583 S	Avional 24 Superavional	2024	Elementi fortemente sollecitati (fucinati o estrusi), pale eliche, rivestimenti lavoranti
P – AlCu 4,5 MgMn Placc	P – AC 4,5 GM Placc	3584 S	Chitonal 24	Alclad 2024	Elementi fortemente sollecitati, alta resistenza alla corrosione
P – AlZn 5,8 MgCu	P – AZ 5,8 GC	3735 S	Ergal 55	7075	Strutture fortemente sollecitate, longheroni
P – AlZn 5,8 MgCu Placc	P – AZ 5,8 GC Placc	3736 S	Ergalplat 55	Alclad 7075	Come sopra, con migliore resistenza alla corrosione
P – AlZn 7,8 MgCu	P – AZ 7,8 GC	3737 S	Ergal 65	-- --	Particolari fortemente sollecitati
P – AlZn 7,8 MgCu Placc	P – AZ 7,8 GC Placc	3787 S	Ergalplat 65	-- --	Come sopra, con migliore resistenza alla corrosione
P AP 99,0	-- --	3567	-- --	1100	Alluminio primario, lavori poco impegnati
G – AlCu 4,5	G – AC 4,5	3044		295 *	Per fusioni impegnative
G – MgAl 8,5 **	G – GA 8,5	-- --	Atesina T	AZ 81 A	Da trattam. termico; alte caratt. meccaniche, per basamenti carrelli, accessori per motori

\* le leghe da getto NON hanno una sola designazione USA; quella indicata è una delle possibili

\*\* è una lega di magnesio ma è stata inserita per completare il quadro dei materiali metallici non ferrosi di impiego più comune

Durezza Brinell HB *		35 ÷ 45	45 ÷ 65	--	45 ÷ 55	--	45 ÷ 65	--	50 ÷ 70	--	60 ÷ 80	--
Allungamento % *		25 ÷ 40	18 ÷ 26	18 ÷ 26	12 ÷ 18	16 ÷ 20	18 ÷ 26	18 ÷ 26	9 ÷ 20	9 ÷ 20	8 ÷ 20	8 ÷ 20
Carico di scost. dalla proporz. Rp0,2 [N/mm <sup>2</sup> ] *		39 ÷ 69	69÷108	59 ÷ 98	78÷123	78 ÷ 98	78÷108	69 ÷ 98	88÷147	88÷137	88÷157	88÷147
Carico di rottura a trazione R [N/mm <sup>2</sup> ] *		98 ÷ 147	167÷226	167÷226	186÷206	186±206	177÷226	167÷216	186±274	186±245	186±284	186±255
Modulo di elasticità E [N/mm <sup>2</sup> ]		70600	71000	71000	72500	71500	72500	71500	71000	68500	71000	68500
Resistività a 20°C [μΩcm]		3,20	3,83	3,80	3,45	3,40	3,45	3,40	4,10	4,10	4,20	4,20
Coeff. dilat. termica lineare da 20 a 300 °C [×10 <sup>6</sup> °C <sup>-1</sup> ]		25,0	25,0	25,0	24,5	24,5	25,0	25,0	25,6	25,6	25,6	25,6
Conduktività termica a 20 °C [W/(cm·K)] *		1,67	1,75	1,75	1,92	1,92	1,88	1,88	1,63	1,63	1,58	1,58
Calore specifico a 100 °C [J/(g·K)]		0,962	0,962	0,962	0,962	0,962	0,962	0,962	0,878	0,878	0,878	0,878
Temperatura di fusione [°C]		540	513	513	510	510	503	503	475	475	471	471
Massa volumica [kg/dm <sup>3</sup> ]		2,75	2,79	2,79	2,80	2,80	2,77	2,77	2,80	2,80	2,80	2,84
Denominazione A.A.		2117	2017	--	2014	Alclad 2014	2024	Alclad 2024	7075	Alclad 7075	--	--
Denominazione commerciale		Avional 21	Avional 22	--	Avional 14	Chitonal 14	Avional 24 Superavion.	Chitonal 24	Ergal 55	Ergalplat 55	Ergal 65	Ergalplat 65
Denominazione UNI		P – AlCu 2,5 MgSi UNI 3577	P – AlCu 4 MgMn UNI 3579	P – AlCu 4 MgMn Placc. UNI 3580	P – AlCu 4,4 SiMnMg UNI 3581	P – AlCu 4,4 SiMnMg Placc. UNI 3582	P – AlCu 4,5 MgMn UNI 3583	P – AlCu 4,5 MgMn Placc. UNI 3584	P – AlZn 5,8 MgCu UNI 3735	P – AlZn 5,8 MgCu Placc. UNI 3736	P – AlZn 7,8 MgCu UNI 3737	P – AlZn 7,8 MgCu UNI 3738

CARATTERISTICHE TECNOLOGICHE		UNI 3579	UNI 3581	UNI 3735	UNI 3737
Deformabilità a freddo	Stato R	M	M	M	M
	Stato -H10 ; -H15; -H20; -TN; -THN; -TA	C	C	C	C
Saldabilità a freddo	autogena	D	D	D	D
	eterogenea	S	S	S	S
	elettrica a resistenza	B	B	S	S
Lavorabilità all'utensile		B	B	B	B
Lucidabilità	meccanica allo stato R	M	S	M	M
	chimica-elettr. allo stato -TN; -THN; TA	B	B	B	B
Resistenza alla corrosione in ambiente:	marino-industriale	D	D	M	M
	urbano-rurale	S	S	S	S
	Interno asciutto	B	B	B	B
Attitudine all'ossidazione anodica		S	S	S	S
Ricottura completa a temperatura	da °C	390	390	370	370
	a °C	420	420	430	430
	per ore	2 ÷ 4	2 ÷ 4	4 ÷ 8	4 ÷ 8
Intervallo di lavorazione plastica a caldo	da °C	300	260	350	350
	a °C	460	480	420	420

Graduatoria delle caratteristiche tecnologiche:

O	Ottima	M	Mediocre
B	Buona	D	Deficiente
S	Sufficiente	C	Cattiva

Per la spiegazione dei simboli indicanti lo stato (R, -TN, ecc.) si rimanda alle indicazioni fornite riguardo la designazione dello stato di fornitura delle leghe in accordo con le norme UNI.

Per la definizione delle caratteristiche specifiche delle singole leghe (caratteristiche meccaniche, di fornitura, di composizione) si rimanda alle tabelle riportate nelle pagine seguenti ed ai numerosi manuali in commercio (“Vademecum del Disegnatore e del Tecnico” – Hoepli; “Manuale di Tecnica Aeronautica” – Cremonese)