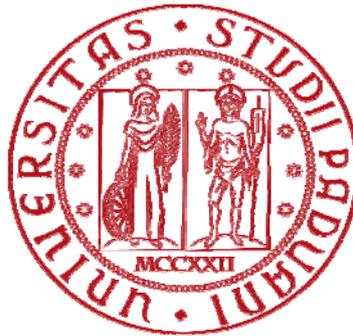


UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

Dipartimento di Tecnica e Gestione dei Sistemi Industriali

CORSO DI LAUREA IN INGEGNERIA GESTIONALE



TESI DI LAUREA TRIENNALE

**Sviluppo delle leghe di alluminio in campo aeronautico
nel secondo dopoguerra**

Relatore:

Ch.mo Prof. GIULIO TIMELLI

Laureanda:

ELEONORA CAVINATO

Anno Accademico 2013/14

INDICE

SOMMARIO	3
----------------	---

INTRODUZIONE	5
--------------------	---

CAPITOLO 1

ASPETTI GENERALI

1.1	Storia dell'alluminio e delle sue leghe.....	7
1.2	Produzione dell'alluminio	12
	1.2.1 Produzione dell'alluminio primario	13
1.3	Classificazione delle leghe di alluminio	15
	1.3.1 Classificazione delle leghe da deformazione plastica	16
	1.3.2 Classificazione degli stati del materiale	18
1.4	Effetto degli elementi in lega.....	21

CAPITOLO 2

PRINCIPALI FAMIGLIE DI LEGHE DI UTILIZZO AERONAUTICO

2.1	Introduzione	29
2.2	Famiglia 7XXX.....	31
	2.2.1 Leghe 7075.....	31
	2.2.2 Leghe 7178.....	39
	2.2.3 Leghe 7079.....	40
	2.2.4 Leghe 7050 e 7150.....	41

2.2.5	Leghe 7055.....	43
2.3	Famiglia 2XXX.....	45
2.3.1	Leghe 2219.....	45
2.3.2	Leghe 2020.....	47
2.3.3	Leghe 2090.....	49
2.3.4	Leghe 2024.....	54
2.4	Famiglia 8XXX.....	58
2.4.1	Leghe 8090.....	58
CONCLUSIONI		63
BIBLIOGRAFIA		65

SOMMARIO

L'obiettivo di questo lavoro è studiare l'evoluzione delle leghe di alluminio in campo aeronautico nel secondo dopoguerra in termini di trattamenti termici e aggiunta di elementi alliganti.

Nel primo capitolo viene fornita una panoramica generale sull'alluminio, su come esso sia stato scoperto, i metodi utilizzati per la produzione e i primi impieghi. Vengono poi forniti i metodi di classificazione delle leghe secondo l'attuale normativa vigente.

Nel secondo capitolo vengono descritte le principali leghe utilizzate in campo aeronautico, suddivise in base alle loro famiglie di appartenenza: 7XXX, 2XXX, 8XXX.

La 7075, introdotta nel 1943, è considerata una delle leghe con il maggior successo in campo aeronautico e rappresenta le leghe che sviluppano elevate caratteristiche meccaniche. I trattamenti termici a cui fu sottoposta erano mirati a innalzarne le caratteristiche meccaniche e risolvere i problemi dovuti alla corrosione.

La 7178 venne ideata nel 1951 per sviluppare maggiore resistenza alla trazione rispetto alla 7075, ma era caratterizzata da una bassa tenacità di frattura che la fece cadere in disuso.

L'esigenza di materiali adatti alle dimensioni crescenti degli aeromobili portò la 7075 a non essere più adatta. La ricerca si concluse nel 1957 con la comparsa della 7079 che possedeva ottime proprietà su spessori maggiori. Tuttavia risultava affetta da una velocità di propagazione delle cricche molto elevata. Questo problema portò nel 1971 alla realizzazione della 7050 che risolse questo difetto, e nel 1991 alla comparsa della 7055 che oltre ad essere resistente alla corrosione sviluppava elevati valori a trazione.

La 2024 fu la prima lega della famiglia 2XXX ad essere utilizzata in campo aeronautico nel 1931. Era caratterizzata da un buon insieme di proprietà ma risultava molto suscettibile a tensocorrosione. I trattamenti termici a cui era sottoposta erano mirati a risolvere questo difetto che tuttavia non le impedì di trovare impiego in numerosi aeromobili. Nel 1952 nacque la 2219, lega con un elevato contenuto di Cu che gravava sul comportamento a corrosione ma ebbe ugualmente diffusione grazie alle proprietà sviluppate alle basse temperature. L'esigenza di strutture più leggere si tradusse nel 1957 nella comparsa della 2020, lega contenente litio, estremamente leggera ma che si rivelò altrettanto fragile. Questo difetto venne risolto nel 1988 dalla 2090 e alla 8090. La 2090, lega Al-Cu-Li risultò inoltre estremamente indicata per le applicazioni alle basse temperature. La 8090, che conteneva litio come principale elemento alligante, ebbe elevato successo grazie alla sua ottima tolleranza al danno e affidabilità.

INTRODUZIONE

L'alluminio, secondo elemento metallico più abbondante sulla terra, è diventato un materiale economicamente competitivo nelle applicazioni ingegneristiche alla fine del XIX secolo.

Quando venne scoperto il metodo per la sua estrazione dal minerale alla fine dell'800, contemporaneamente diversi cambiamenti stavano avvenendo. La comparsa dei primi motori a combustione interna, la crescita della rete per la distribuzione dell'energia elettrica, ma soprattutto gli innovativi studi sul volo cominciati dai fratelli Wright, portarono l'alluminio ad essere un materiale di importanza strategica.

Durante gli anni esso ha conosciuto innumerevoli applicazioni che spaziano dal campo dei trasporti a quello dell'edilizia, dal packaging allo sport ad utensili per cucina.

In particolare lo sviluppo del settore aeronautico continuò di pari passo a quello dell'alluminio per creare strutture sempre più affidabili, resistenti e leggere, come verrà dimostrato nel corso di questa discussione.

Le leghe che nel corso degli anni interessarono le applicazioni aeronautiche possono essere suddivise in tre famiglie: la 2XXX, famiglia caratterizzata da leghe considerate ben tolleranti al danno, la 7XXX contenente le leghe a maggior resistenza meccanica e la più recente, la 8XXX. Ogni singola lega era infatti caratterizzata da determinate proprietà, sia positive che negative e da innovazioni che con essa venivano introdotte nel settore aeronautico.

Diversi furono poi i motivi che portarono le leghe a subire numerose variazioni, sia in termini di trattamenti termici ed elementi alliganti aggiunti, al fine di ottenere un costante miglioramento delle caratteristiche della lega e conseguenti maggiori prestazioni

Nel presente lavoro di tesi vengono discussi diversi aspetti generali riguardanti le leghe di alluminio come la loro scoperta, produzione e classificazione, per poi passare all'analisi delle principali leghe che hanno caratterizzato il periodo di tempo successivo alla Seconda Guerra Mondiale. Questo periodo è stato scelto poichè fu interessato da un importante sviluppo, dovuto soprattutto alla spinta che il conflitto fornì alla progettazione di nuovi aeromobili e alla nascita dell'industria dei voli commerciali per il trasporto passeggeri.

CAPITOLO 1

Aspetti generali

1.1 Storia dell'alluminio e delle sue leghe

Vi sono tracce storiche dell'utilizzo dell'alluminio sin dal 300 a.C. da parte di Greci e Romani, i quali usavano l'*allume*, un solfato di alluminio e potassio ricavato dall'*alunite*, un minerale presente in natura. L'allume era fondamentale nell'industria tessile come fissatore per colori, per le stampe su pergamena, per la concia delle pelli, la produzione del vetro e come emostatico per curare le ferite [1].

La scoperta dell'alluminio come metallo risale al 1807, quando il chimico inglese Sir Humphrey Davy ipotizzò che tale allume fosse il sale di un metallo ancora sconosciuto a cui diede il nome di "*aluminium*", successivamente modificato in "*aluminium*".

Poco dopo, nel 1825 in Danimarca, il fisico e chimico Hans Christian Ørsted riuscì a produrre alcune gocce di alluminio, seppur ancora in forma impura. Le ricerche furono portate avanti da un suo discepolo, Friedrich Wohler, ma bisogna arrivare intorno al 1840 perché si riuscissero ad ottenere delle piccole lamine di alluminio, che consentirono di poter stabilire le caratteristiche di malleabilità e leggerezza di questo nuovo metallo. Fu proprio la scoperta di queste qualità ad animare il mondo scientifico e ad attrarre maggiori fondi ed interesse per la ricerca.

Nel 1850 l'alluminio era ancora prodotto unicamente in laboratorio con procedimenti di riduzione dell'ossido che dovevano compiersi in crogioli di platino ed usando il potassio, molto costoso,

così che il prezzo dell'alluminio prodotto aveva un costo di gran lunga superiore a quello dell'oro. Occorre arrivare al 1886 perché l'americano Charles Martin Hall e il giovane scienziato francese Paul Heroult scoprissero contemporaneamente, seppur in modo indipendente, il primo processo di fusione elettrolitica per la produzione di alluminio metallico estraendolo dall'allumina, un ossido dell'alluminio presente in un minerale chiamato *Bauxite*, che deve il suo nome alla località francese Les Baux in cui fu individuato per la prima volta nel 1821. Il metodo di Hall – Heroult venne migliorato nel 1888 dalla scoperta dell'austriaco Karl Bayer che brevettò la tecnica per l'estrazione dell'allumina dalla bauxite [2].

Tuttavia il metodo appena scoperto richiedeva ingenti quantità di energia: nel 1890 occorrevoano circa 40 kWh per ogni chilogrammo di alluminio prodotto; si consideri che nel 2012 il consumo medio di energia per un abitante della regione Veneto in un anno è stato di 6103 kWh, pari a circa 17 kWh al giorno. Tale fabbisogno fu però consentito dagli enormi progressi che si erano venuti a creare nell'ambito della produzione e della distribuzione di energia elettrica. Tuttavia nel corso degli anni l'energia necessaria alla produzione di alluminio diminuì progressivamente (Figura 1.1) [3].

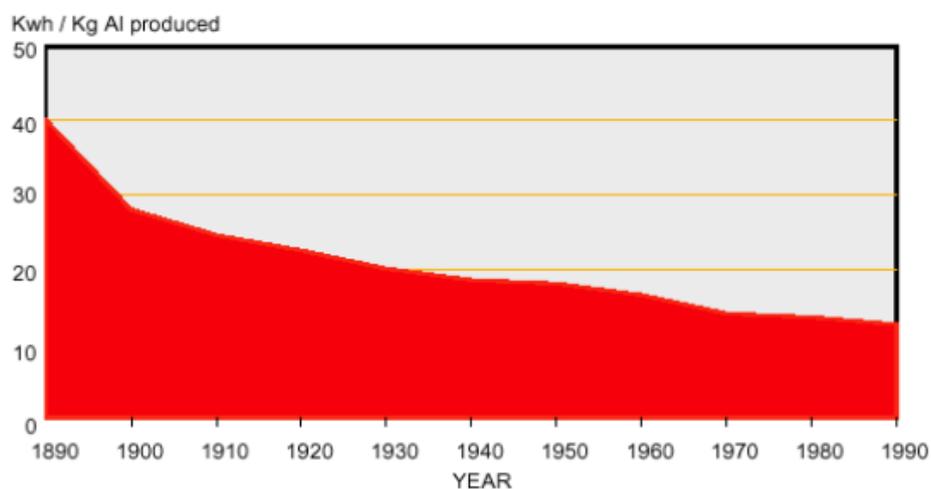


Figura 1.1: energia utilizzata per la produzione dell'alluminio [3].

Nei primi anni del '900 i fratelli Wright cominciarono a condurre i primi studi sul volo. Dopo la costruzione di diversi tipi di alianti i loro esperimenti condussero nel 1903 alla realizzazione del primo aeroplano a motore che chiamarono "Flyer". Sul loro ultimo prototipo di aliante venne montato un motore a combustione interna il quale prevedeva un basamento in alluminio. Il motore dei fratelli Wright segnò l'inizio dell'utilizzo di questo innovativo materiale per costruzioni aeronautiche. Le sue qualità di leggerezza divennero essenziali nello sviluppo e nella progettazione di aeromobili diventandone uno dei principali materiali costituenti.

Parallelamente ai fratelli Wright, il conte Ferdinand von Zeppelin stava lavorando al suo progetto, ovvero quello di realizzare un pallone dirigibile. Nel 1885 ottenne il brevetto per realizzare tale nuovo mezzo, che prevedeva una struttura portante fatta completamente in alluminio e nel 1900 completò il primo dirigibile, chiamato LZ 1 (Figura 1.2), che fu in grado di volare per circa 18 secondi. Malgrado la non brillante partenza di tale progetto, la produzione di dirigibili continuò in modo crescente e nel 1908 il conte Zeppelin fondò la propria casa produttrice. Ben 119 dirigibili vennero prodotti nei successivi 30 anni durante i quali le caratteristiche degli zeppelin non cambiarono, adottando sempre l'alluminio per la

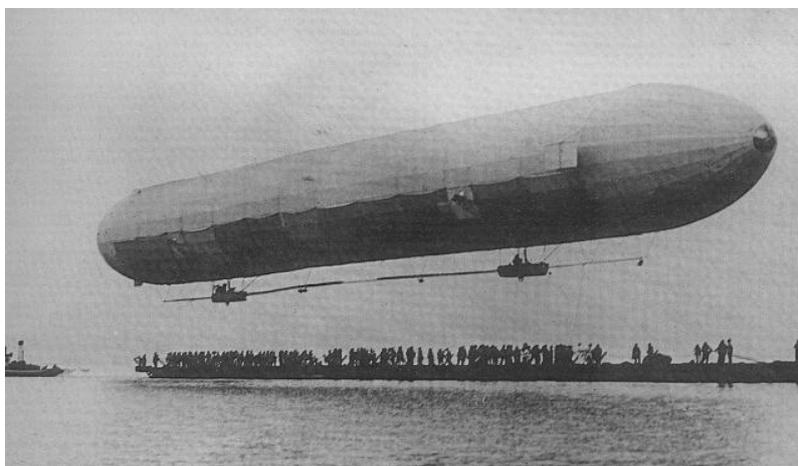


Figura 1.2: primo volo dello Zeppelin LZ 1 sul lago di Costanza, il 2 luglio 1900 [1].

realizzazione dello scheletro. Nella prima Guerra Mondiale vennero riposte molte speranze nei dirigibili. Essi sembravano avere notevoli vantaggi sugli aeroplani dell'epoca: erano quasi altrettanto veloci, meglio armati e con una capacità di carico in bombe superiore, oltre ad avere un raggio d'azione e una durata enormemente maggiori. Ma tutti questi vantaggi non si tradussero bene nella realtà [1].

Il miglioramento degli aerei mise gradualmente da parte l'utilizzo dei dirigibili in operazioni militari e, alla vigilia della Seconda Guerra Mondiale, le aeronavi erano già scomparse dai cieli delle battaglie. Proprio durante questi anni si assistette ad un notevole incremento della produzione di alluminio, che da quel momento era destinata a crescere esponenzialmente (Figura 1.3).



Figura 1.3: andamento della produzione mondiale di alluminio primario dal 1900 al 2000 [3].

Il fabbisogno di alluminio sempre maggiore negli anni cominciò ad essere sostenuto non solo con la produzione di alluminio primario, cioè proveniente dal minerale, ma anche con l'alluminio secondario cioè alluminio ottenuto dal riciclo di rottami come scarti di lavorazione

e di fonderia, imballaggi, materiale proveniente da fine ciclo vita. Questa tendenza si sviluppò maggiormente nei paesi in cui la materia prima minerale era assente, limitata o di difficile approvvigionamento, e che non disponevano di energia elettrica in larga misura e a basso costo. Un paese che adottò questa soluzione fu proprio l'Italia (Figura 1.4).

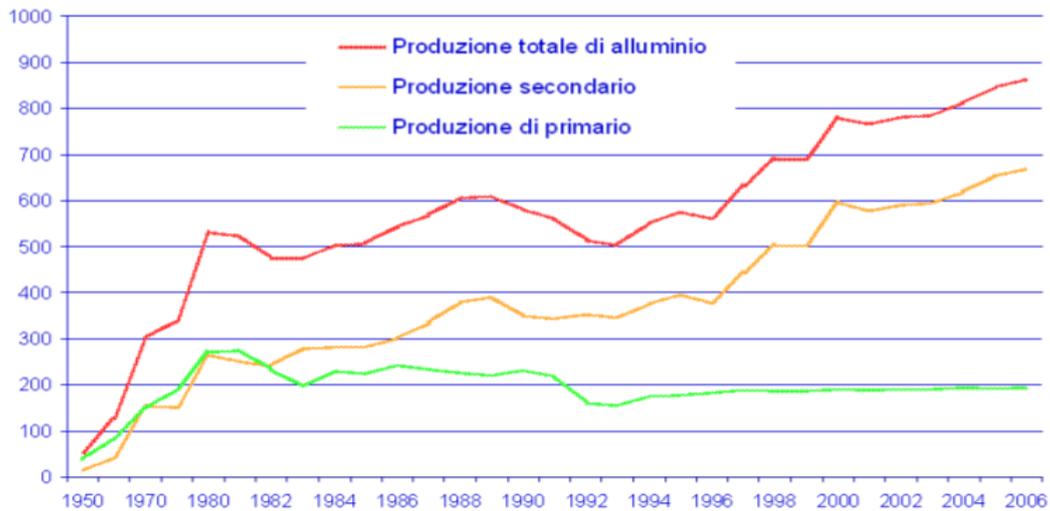


Figura 1.4: andamento della produzione di alluminio primario, secondario e totale dopo la Seconda Guerra Mondiale in Italia (in migliaia di tonnellate) [3].

1.2 Produzione dell' alluminio

Dopo l'ossigeno ed il silicio, l'alluminio è l'elemento più diffuso nella litosfera di cui costituisce circa l'8%.

elemento	simbolo	numero atomico (Z)	massa atomica relativa (M)	% in peso	% in volume
ossigeno	O	8	15,99	46,6	93,8
silicio	Si	14	55,85	27,7	0,9
alluminio	Al	13	26,98	8,1	0,5
ferro	Fe	26	55,85	5,0	0,4
calcio	Ca	20	40,08	3,6	1,0
sodio	Na	11	22,99	2,8	1,3
potassio	k	19	39,10	2,6	1,8
magnesio	Mg	26	24,31	2,1	0,3
tutti gli altri	-	-	-	1,5	0,9
totali	-	-	-	100	100

Figura 1.5: composizione della litosfera [4].

Esso però non si trova in natura allo stato puro ma è combinato con altri elementi all'interno di numerosi minerali come bauxite, feldspati, plagioclasti, miche, minerali argillosi, corindone. L'alluminio può essere ottenuto partendo da tali minerali tramite particolari processi chimici ed in tal caso esso prende il nome di "alluminio primario". L'alluminio però può essere ottenuto anche tramite il riciclo di rottami e scarti di lavorazione ed in tal caso esso prende il nome di "alluminio secondario". Nonostante la produzione di alluminio secondario richieda un dispendio energetico nettamente inferiore rispetto al primario, il rottame di alluminio è spesso inquinato da sostanze con le quali è venuto a contatto durante il suo ciclo di vita o la sua produzione come lubrificanti, rivestimenti, trattamenti e include impurità che possono avere una significativa influenza sul processo di riciclo [5]. Questo comporta che il materiale ottenuto tramite riciclo non permetta un totale controllo della composizione chimica e delle inclusioni, non potendo così essere impiegato in applicazioni che richiedono precise

tolleranze sugli elementi in lega come nel caso delle leghe aeronautiche.

In particolare il riciclo di leghe di utilizzo aeronautico è un processo complicato e non ancora economicamente conveniente. Questo è dovuto alla loro ricchezza di elementi in lega e i bassissimi livelli di impurità per ottimizzare le caratteristiche di tenacità e di alte prestazioni. Lo sviluppo di strutture sempre più nuove sta procedendo ad un ritmo tale da lasciare inattivi migliaia di aerei civili e militari in "cimiteri" sparsi nel mondo [6]. Il materiale di tali mezzi non è ancora stato utilizzato a causa delle differenze di composizione tra gli aeromobili più obsoleti e quelli moderni che spesso richiedono speciali requisiti e composizione specifica. Per questi motivi in questa tesi non verrà approfondito il tema della produzione e dell'utilizzo di alluminio secondario nel settore aeronautico.

1.2.1 Produzione dell'alluminio primario

Per ottenere l'alluminio partendo dall'alluminio minerale, il metodo economicamente più conveniente è il procedimento messo a punto alla fine dell'800 da Hall-Heroult unitamente al brevetto di Bayer.

La materia prima di tale processo è la bauxite (Figura 1.6), un minerale contenente ossidi idrati di alluminio di composizione $Al_2O_3 \cdot nH_2O$ mescolati ad altri tipi di ossido, principalmente di silicio, ferro e titanio. Le quantità di allumina e ossidi possono variare a seconda delle zone di estrazione (Tabella 1.1). I maggiori giacimenti si trovano in Australia, Sud America e Africa.

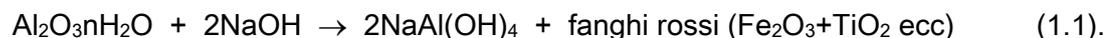


Figura 1.6: bauxite [1].

<u>LOCALITA'</u>	<u>Al₂O₃</u>	<u>SiO₂</u>	<u>Fe₂O₃</u>	<u>TiO₂</u>
Darling Range, Australia	37	26.5	16.4	1.1
Weipa, Australia	58	4.5	6.9	2.5
Trombetas, Brazil	52	5.1	13.9	1.2
Mackenzie, Guyana	59	4.9	2.9	2.4
Friguia, Guinea	49	6.1	14.2	1.6

Tabella 1.1: Principali componenti della bauxite, %pond. [7].

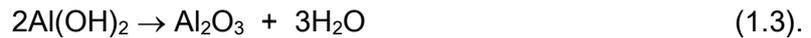
La bauxite dopo essere stata estratta viene appositamente trattata e macinata fino ad essere ridotta in polvere. Viene quindi estratta l'allumina con il processo Bayer: la polvere di bauxite viene miscelata con la soda caustica, NaOH, e posta in autoclave, dove raggiunge la temperatura di 250°C a 40 atm. Durante questa fase la soda caustica e l'alluminio reagiscono formando una soluzione di idrossialuminato di sodio, NaAl(OH)₄, ossidi di silicio, ferro e titanio che costituiscono i cosiddetti "fanghi rossi":



I fanghi rossi vengono separati per decantazione e filtraggio. La soluzione di alluminato viene decomposta a 90°C in idrossido di alluminio, Al(OH)₃, che precipita, e NaOH che verrà riciclata e riutilizzata nel processo:



Dopo filtrazione, l'idrossido di alluminio viene calcinato a circa 1300°C per eliminare le molecole di acqua ed ottenere allumina:



Si ottiene allumina di purezza pari a circa 99.5%.

Una volta ottenuta l'allumina viene applicato il procedimento di Hall-Heroult per ottenere alluminio mediante riduzione elettrolitica.

La riduzione avviene all'interno di una cella elettrolitica impiegando come elettrolita una soluzione di allumina e criolite, Na_3AlF_6 . L' Al_2O_3 con il 15% di criolite forma un composto eutettico, potendo così fondere a $950\div 980^\circ\text{C}$ rispetto alla sua temperatura di fusione teorica di 2015°C .

Tra anodo e catodo della cella elettrolitica viene applicata una differenza di potenziale. Gli ioni Al^{3+} migrano al catodo e gli ioni O^{2-} all'anodo. L'ossigeno si combina con il carbonio dell'elettrodo formando CO_2 gassoso mentre l'alluminio si raccoglie sul fondo della cella. Il processo lavora secondo la seguente reazione complessiva:



L'alluminio così ottenuto può avere un grado di purezza pari a circa il 99,9% [3][7].

1.3 Classificazione delle leghe di alluminio

La prima distinzione da effettuare è basata sul processo tecnologico e ci permette di suddividere le leghe di alluminio in:

- leghe da deformazione plastica, utilizzate per la realizzazione di prodotti mediante deformazione a freddo e/o a caldo come laminazione, estrusione, forgiatura, ecc.;
- leghe da fonderia, utilizzate per la produzione di getti ottenuti dalla solidificazione della lega fusa all'interno di stampi.

Per definire una lega e descrivere le sue proprietà devono poi essere specificate la sua composizione e il suo stato di trattamento termico. Queste informazioni sono fornite da dei sistemi standard di classificazione, sia per la composizione sia per lo stato di trattamento termico.

Nel 1954 la North American Aluminum Association (AA) realizzò un sistema di classificazione per le leghe da deformazione plastica che, per la sua semplicità e flessibilità, fu adottato nel 1970 dall' International Organization for Standardization (ISO) e successivamente, nel 1985, dal Comité Européen de Normalisation (CEN), che tuttavia creò una classificazione differente per le leghe da fonderia [8].

1.3.1 Classificazione delle leghe da deformazione plastica

Le leghe da deformazione plastica sono identificate da un numero di 4 cifre.

La prima cifra individua il principale elemento in lega ed è utilizzata per descrivere la famiglia di leghe caratterizzate dalla presenza di tale elemento.

Famiglia	Principali elementi in lega
1XXX	Alluminio commercialmente puro (99.00%)
2XXX	Rame
3XXX	Manganese
4XXX	Silicio
5XXX	Magnesio
6XXX	Magnesio e Silicio
7XXX	Zinco
8XXX	Altri elementi

Tabella 1.2: famiglie di leghe da deformazione plastica [8].

Le ultime due cifre nella serie 1XXX rappresentano la percentuale di alluminio (maggiore del 99.00%), mentre nelle altre serie non hanno un particolare significato tranne quello di identificare una particolare lega all'interno della famiglia. La seconda cifra, se diversa da 0, denota variazioni nella composizione rispetto alla lega originale.

Le leghe da deformazione plastica possono poi essere suddivise in due ulteriori gruppi:

- leghe trattabili termicamente: sono leghe le cui proprietà meccaniche possono essere regolate tramite trattamenti termici, oltre che per incrudimento. In particolare le famiglie appartenenti a tale categoria possono essere rafforzate per precipitazione o invecchiamento. Vi sono numerosi possibili tipi di trattamento termico poiché, variando i parametri di temperatura e/o durata, si possono ottenere differenti microstrutture e di conseguenza un'ampia varietà di proprietà meccaniche ottenibili.
- leghe non trattabili termicamente: le caratteristiche meccaniche di queste leghe sono ottenute attraverso deformazione a caldo e/o a freddo.

Leghe trattabili termicamente	Leghe non trattabili termicamente
2XXX	1XXX
6XXX	3XXX
7XXX	4XXX
8XXX	5XXX

Tabella 1.3: identificazione dell leghe trattabili e non trattabili termicamente [8].

1.3.2 Classificazione degli stati del materiale

Lo stato in cui si trova il materiale è descritto da una lettera maiuscola (tabella 1.4).

Al fine di comprendere tali stati viene fornita una breve spiegazione dei procedimenti che possono essere applicati ai materiali:

Lavorazione a freddo: deformazione plastica della lega che provoca un rafforzamento per incrudimento¹.

Solubilizzazione: trattamento termico che consiste nel riscaldamento della lega ad un'opportuna temperatura e mantenimento a tale temperatura per un tempo sufficiente tale da consentire ai componenti della lega di entrare in soluzione solida. Successivamente viene effettuato un rapido raffreddamento tale da mantenere i componenti solubilizzati e quindi ottenere una soluzione sovrassatura. Il materiale così trattato si trova in uno stato instabile.

Invecchiamento: mantenimento del materiale ad una certa temperatura in modo da ottenere dei precipitati dalla soluzione sovrassatura, con conseguente cambiamento di proprietà della lega. Tale processo se effettuato a temperatura ambiente viene detto invecchiamento naturale, mentre se effettuato a temperature superiori è detto invecchiamento artificiale.

Ricottura: trattamento termico eseguito per addolcire il materiale tramite l'attenuazione o la rimozione di tensioni causate dall'incrudimento o dalla presenza di precipitati [8].

¹ Incrudimento: variazione della microstruttura del materiale ottenuta tramite deformazione a freddo che porta all'incremento di resistenza e durezza ma diminuzione di duttilità.

Lettera	Significato
F	Grezzo di produzione: nessun trattamento subito.
O	Completa ricottura: trattamento che consente alla lega di ottenere il rafforzamento minimo.
W	Solubilizzato. La lettera W è sempre seguita dalla durata del trattamento di invecchiamento.
T	Trattato termicamente. La lettera T è sempre seguita da un numero che specifica il tipo di trattamento.
H	Incrudito. La lettera H è sempre seguita da una o due cifre.

Tabella 1.4: principali stati del materiale [8].

Gli stati di trattamento termico denotati con T sono sempre accompagnati da un numero composto da una o più cifre. La prima cifra, compresa tra 1 e 9, identifica la sequenza di trattamenti subiti dalla lega (Tabella 1.5). La seconda cifra, se presente, denota variazioni del trattamento descritto dalla prima cifra.

Stato	
T1	Raffreddato al termine di un processo di formatura ad elevata temperatura e invecchiato naturalmente
T2	Raffreddato al termine di un processo di formatura ad elevata temperatura, lavorato a freddo e invecchiato naturalmente
T3	Solubilizzato, lavorato a freddo ed invecchiato naturalmente
T4	Solubilizzato e invecchiato naturalmente
T5	Raffreddato al termine di un processo di formatura ad elevata temperatura e invecchiato artificialmente

T6	Solubilizzato e invecchiato artificialmente
T7	Solubilizzato e sovra-invecchiato
T8	Solubilizzato, lavorato a freddo e invecchiato artificialmente
T9	Solubilizzato, invecchiato artificialmente e lavorato a freddo

Tabella 1.5: stati di trattamento termico [8].

Gli stati di incrudimento denotati con H sono seguiti da un numero composto da due o più cifre. La prima cifra, compresa tra 1 e 4, indica i processi subiti, mentre la seconda cifra, se presente, indica il grado di incrudimento rispetto alla tensione di rottura (Tabella 1.6).

Prima cifra	Seconda cifra
1: incrudito	2: incrudito del 25%
2: incrudito e parzialmente ricotto	4: incrudito del 50%
3: incrudito e stabilizzato con trattamento termico a bassa temperatura	6: incrudito del 75%
4: incrudito e sottoposto a ciclo di verniciatura in forno	8: incrudito del 100%
	9: extraincrudito

Tabella 1.6 stati di incrudimento. Significato delle cifre [8].

1.4 Effetto degli elementi in lega

Rame

Le leghe alluminio-rame delle serie 2XXX possono contenere tra il 2 e il 10% di rame in peso ma le leghe binare sono poco utilizzate. Generalmente infatti si trovano in lega con qualche altro elemento.

Tutte le leghe Al-Cu sono sottoposte a solubilizzazione ed invecchiamento acquisendo così maggior resistenza e durezza ma venendo penalizzate in allungamento. Il rafforzamento è massimo tra il 4 ed il 6% di rame ma dipende anche dagli altri elementi presenti in lega.

Il principale elemento aggiunto alla lega Al-Cu è il magnesio. La sua aggiunta ha come principale beneficio il rafforzamento conseguente ad un trattamento di solubilizzazione, tempra ed invecchiamento, grazie alla precipitazione della fase metastabile Al_2CuMg . Un invecchiamento naturale conferisce al materiale una buona duttilità, mentre un invecchiamento artificiale incrementa ulteriormente la resistenza ma penalizza l'allungamento.

La presenza di rame fino al 12% in peso può incrementare la resistenza della lega tramite precipitazione della fase metastabile Al_2Cu ottenuta con l'invecchiamento. Questo fenomeno infatti nelle leghe AA 2XXX provoca un rafforzamento tale da renderla seconda solo alla serie altoresistenziale AA 7XXX. Per percentuali maggiori al 12% la lega diventa fragile [8].

Tuttavia la presenza di rame penalizza la resistenza a corrosione: le fasi secondarie tendono a precipitare a bordo grano rendendo la lega molto sensibile a pitting, corrosione intergranulare e tensocorrosione. In particolare si verifica corrosione intergranulare se tali fasi secondarie sono molto vicine in modo da creare una rete semi continua lungo i bordi

grano, o pitting se la concentrazione delle fasi è localizzata (Figura 1.7)

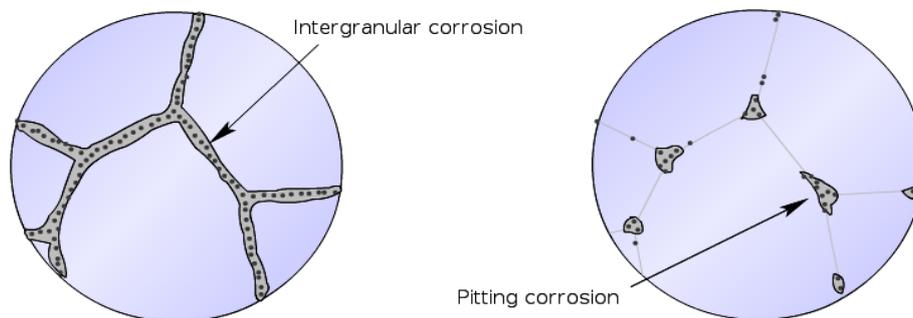


Figura 1.7: corrosione intergranulare caratterizzata da una rete continua di fasi secondarie; pitting, corrosione localizzata in corrispondenza di accumuli isolati di fasi secondarie [9].

Durante la precipitazione a bordo grano gli atomi di rame diffondono attraverso i bordi grano impoverendo quindi la zona circostante. Questa zona ha un potenziale di corrosione minore rispetto alla matrice di alluminio circostante e al precipitato catodico. Di conseguenza si innesca una corrosione per accoppiamento galvanico in cui la zona impoverita di rame si consuma (Figura 1.8).

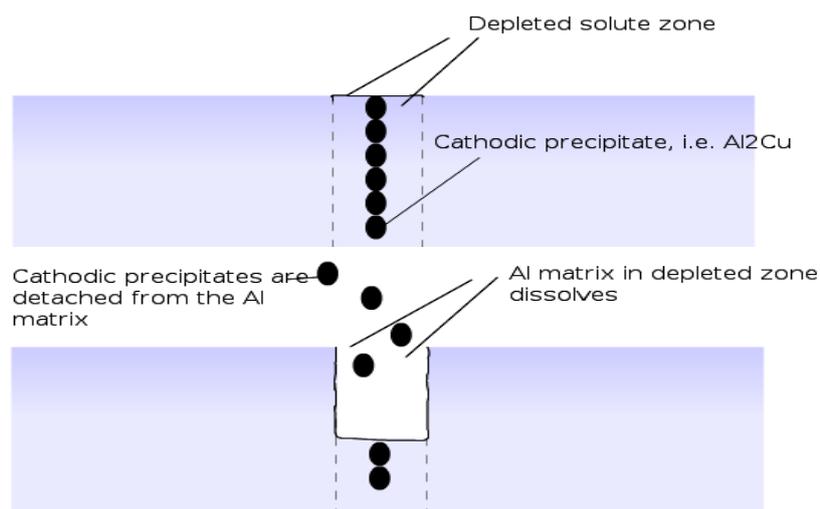


Figura 1.8: corrosione intergranulare provocata dalle microcelle galvaniche in cui l'anodo è rappresentato dalla zona povera di rame e il catodo dai precipitati [9].

Manganese

Il manganese è una comune impurità nell'alluminio primario, presente in quantità tra 5 e 50 ppm, ma è anche un elemento desiderato come nel caso delle leghe della serie 3XXX delle quali è l'elemento principale. Il rafforzamento è ottenuto sia per soluzione solida, sia per fase intermetallica finemente dispersa. Non ha inoltre effetti sulla resistenza a corrosione. È utilizzato per il controllo della struttura del grano e aumenta la temperatura di ricristallizzazione favorendo la formazione di una struttura fibrosa dopo lavorazione a caldo. I precipitati di manganese aumentano la temprabilità delle leghe trattabili termicamente.

Nella serie 3XXX il manganese rende la lega di alluminio duttile conferendole una buona lavorabilità pur garantendo la presenza di discrete proprietà meccaniche grazie ai diversi stati di incrudimento. Questi tipi di leghe sono largamente utilizzati per la produzione di lattine e contenitori di bevande.

In percentuali superiori al 2% esso rafforza la lega di alluminio e ne migliora la durezza ma con un effetto minore rispetto al rame o al magnesio. Il manganese combinato con il ferro aumenta la colabilità della lega e riduce la contrazione volumetrica durante la solidificazione [9] [10].

Silicio

Il silicio è, dopo il ferro, l'impurità più presente nell'alluminio primario ma è anche l'elemento principale delle serie AA 4XXX [10].

Se il Si è l'unico elemento alligante può essere presente sotto forma di precipitato intermetallico o di particelle elementari che rendono la lega più fragile e scarsamente deformabile. Queste caratteristiche non permettono alle leghe Al-Si di trovare largo impiego

come lega da deformazione plastica. Infatti esse sono in gran parte utilizzate per prodotti da fonderia che richiedono alta rigidità/bassa duttilità. In particolare, se presente in quantità elevate, il silicio conferisce alla lega elevata fluidità durante la colata e riduce i ritiri volumetrici durante il raffreddamento, diminuisce il coefficiente di dilatazione termica del prodotto penalizzando però ulteriormente la duttilità.

Nella serie 6XXX il silicio viene utilizzato assieme al magnesio. Fino al 12% di Si è possibile ottenere una lega altoresistenziale che viene rafforzata tramite precipitazione della fase metastabile Mg_2Si , pur rimanendo meno resistente delle leghe 2XXX e 7XXX, ma con una buona deformabilità e resistenza alla corrosione. Le buone proprietà di questa lega permettono di trovare molte più applicazioni come lega da deformazione rispetto a quella al solo silicio. Per quantità maggiori di Si la lega perde lavorabilità.

Magnesio

E' il principale elemento in lega della serie 5XXX. La sua solubilità nell'alluminio allo stato solido raggiunge il 17,4% ma nelle leghe da deformazione plastica non supera il 5,5%.

La presenza di magnesio come principale alligante rafforza la lega per soluzione solida e permette un efficiente rafforzamento per deformazione plastica ottenendo come risultato una lega a media resistenza. Il comportamento a corrosione è buono ed in particolar modo in ambiente marino risulta superiore a quello delle altre leghe. Solo in condizioni particolarmente sfavorevoli e con tenori di magnesio maggiori del 3% la lega risulta sensibile a corrosione intergranulare. Il comportamento a corrosione rende la lega ottima in applicazioni per l'ambiente esterno e marino.

Per alte concentrazioni di magnesio la lega tende a formare Mg_5Al_8 a bordo grano, una fase

intermetallica fortemente anodica che si traduce in un peggioramento delle proprietà poiché la lega diventa molto sensibile a corrosione intergranulare e subisce un deterioramento delle proprietà ad elevate temperature.

Zinco

Per diverso tempo l'utilizzo delle leghe di alluminio contenenti zinco è stato ridotto a causa della elevata sensibilità a tensocorrosione che sviluppavano [9]. Di fatto queste leghe vengono legate con altri elementi per offrire una più vasta combinazione di proprietà.

L'aggiunta di magnesio alle leghe Al-Zn permette di rafforzare ulteriormente la lega e migliora l'efficienza dei trattamenti termici rispetto alla lega binaria. Tuttavia all'aumentare delle quantità di zinco e magnesio diminuisce la resistenza a corrosione.

Le ulteriori aggiunte alla lega Al-Zn-Mg di rame e piccole ma fondamentali concentrazioni di cromo e manganese realizzano le leghe a massima resistenza commercialmente disponibili come quelle della serie 7XXX. Infatti, queste leghe sono impegnate in applicazioni che richiedono elevata resistenza ad esempio aerospaziali, militari e nucleari.

Ferro

Il ferro è la principale impurità contenuta nell'alluminio e a causa della sua elevata solubilità allo stato liquido è presente in tutte le fasi di produzione. La solubilità allo stato solido è invece molto bassa (circa 0.05%_{pond}), quindi il ferro presente oltre questa quantità compare come una fase secondaria intermetallica combinata con l'alluminio. Il ferro inoltre riduce le dimensioni del grano nelle leghe da deformazione.

Il ferro è utilizzato in lega assieme al manganese nella serie 8006, serie che combina

resistenza anche alle alte temperature e duttilità a temperatura ambiente. Tali proprietà sono ottenute grazie alla grana fine stabilizzata dalla seconda fase ricca in ferro finemente dispersa. Il ferro è anche aggiunto alle leghe alluminio-rame-nickel per aumentare la resistenza alle alte temperature.

Cromo

Il cromo è un'impurità minore nell'alluminio commercialmente puro ma ha un notevole effetto sulla resistività elettrica.

Il cromo è un alligante comune in molte leghe della serie alluminio-magnesio, alluminio-magnesio-silicio, in cui è utilizzato per inibire l'ingrossamento del grano, e alluminio-magnesio-zinco, in cui è utilizzato per prevenire la ricristallizzazione durante lavorazione a caldo o trattamento termico. Generalmente non eccede lo 0.35% ma se presente in quantità superiore a questo limite esso tende a combinarsi con altre impurità formando costituenti grossolani.

Esso sviluppa nella lega una struttura fibrosa che riduce la sensibilità alla tensocorrosione e aumenta la tenacità.

Nickel

La solubilità del nickel nell'alluminio non supera lo 0.04%. Oltre questa quantità si presenta come fase intermetallica insolubile solitamente assieme al ferro. Fino al 2% aumenta la resistenza dell'alluminio puro ma ne riduce la duttilità.

Le leghe binarie alluminio-nickel non sono più in uso ma rimane un elemento aggiunto alle

leghe alluminio-rame e alluminio-silicio per aumentare la durezza e la resistenza alle elevate temperature e ridurre il coefficiente di dilatazione.

Il suo uso è limitato nelle leghe per reattori atomici grazie alla sua elevata capacità di assorbire neutroni. Gli alluminuri di nickel sono composti intermetallici (Ni_3Al e NiAl) in fase di ricerca per il loro utilizzo alle alte temperature [9] [10].

Titanio

Nell'alluminio commercialmente puro è presente in quantità tra 10 e 100 ppm, riducendone drasticamente la conducibilità elettrica. Il suo livello può essere ridotto con l'aggiunta di boro nel bagno liquido per formare TiB_2 .

Il titanio è utilizzato principalmente per affinare il grano di getti, in particolare durante la colata di placche da laminazione e lingotti destinati all'estrusione, per prevenire la comparsa di cricche durante la successiva deformazione. L'effetto è amplificato dal boro, presente nel bagno fuso o aggiunto come lega madre in cui è combinato con il titanio [11].

CAPITOLO 2

Principali famiglie di leghe di utilizzo aeronautico

2.1 Introduzione

Il periodo a partire dall'anno 1943 è di particolare importanza in campo aeronautico per lo sviluppo e lo studio di nuove strutture, tecnologie e innovazioni, soprattutto nell'ambito dei materiali.

Fino a quel momento lo sviluppo delle costruzioni aeronautiche fu penalizzato da diversi fattori tra i quali il principale era la carenza di conoscenze in ambito di scienza dei materiali e di strutture leggere [12]. Infatti l'utilizzo di materiali pesanti come acciaio e ghisa era ancora predominante, mentre l'utilizzo delle leghe di alluminio da deformazione era limitato alle leghe ternarie al rame, tipicamente la 2017.

Successivamente, l'incessante studio delle caratteristiche meccaniche statiche (UTS, YS) delle leghe 7XXX (Al-Zn-Cu-Mg) e 2XXX diede la spinta allo sviluppo di questi materiali ed al continuo miglioramento delle prestazioni dei velivoli.

Molte leghe vennero sviluppate nel corso degli anni (Figura 2.1). Alcune, come ad esempio la 7075, conobbero notevole successo e soddisfarono ampiamente le esigenze dei progettisti aeronautici, tanto da essere interessate ad un continuo sviluppo durante gli anni. Altre invece, come la 2020, presentarono difetti che risultarono difficilmente risolvibili e ostacolarono la loro competitività, portandole alla dismissione.

Nella Figura 2.2 possiamo osservare l'andamento generale della tensione di snervamento

(YS) di alcune leghe durante gli anni. Fino agli anni '50 l'industria aerospaziale privilegiò le leghe resistenti, ma successivamente predilesse leghe con una migliore resistenza alla tenso-corrosione a discapito della resistenza. Solo negli anni '90 vennero sviluppate leghe che riuscirono a sviluppare valori di resistenza maggiori a quelli degli anni '50.

Nei seguenti paragrafi verranno trattate le principali leghe che nel secondo dopoguerra hanno caratterizzato le applicazioni aeronautiche introducendo grandi innovazioni nel settore.

Anno	Lega	TS (MPa)	YS (MPa)	A (%)	Commenti
1943	7075-T6	570	501	11	Elevata resistenza
1951	7178-T6	604	535	10	Elevata resistenza
1954	2219-T81	481	364	11	Saldabilità, resistenza alte temperature
	2219-T87	481	398	10	Resistenza, tenacità a basse temperature
1957	2020-T6	577	529	7	Resistenza alte temperature, alto modulo
1957	7079-T6	536	466	14	Sezioni spesse, elevato allungamento
1960	7075-T73	501	432	13	Elevata resistenza alla tenso-corrosione
1963	7075-T76	535	466	11	Resistenza all'esfoliazione
1965	7178-T76	556	487	11	Resistenza all'esfoliazione

Figura 2.1: sviluppo delle leghe altoresistenziali negli anni 1943-1965 [12].

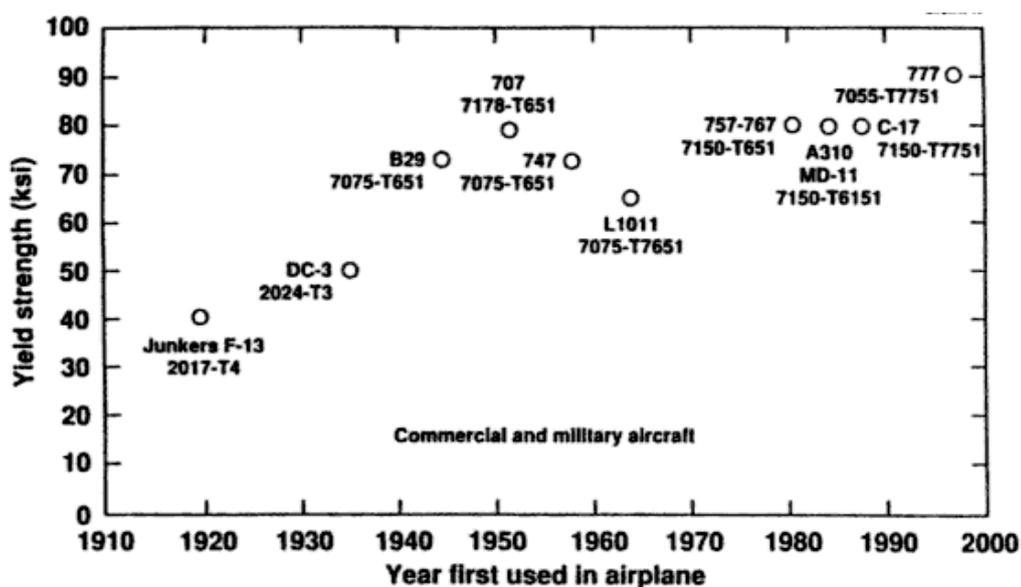


Figura 2.2: evoluzione temporale della tensione di snervamento delle leghe di alluminio da deformazione plastica, riferite al loro primo anno di utilizzo [13].

2.2 Famiglia 7XXX

Le leghe della serie 7XXX sono leghe che si sottopongono efficacemente a trattamenti termici. Infatti esse possono essere rafforzate attraverso invecchiamento, cioè per precipitazione di fase, grazie alla presenza combinata di zinco e magnesio [9]. Tuttavia sono leghe particolarmente soggette a tensocorrosione.

Esse sono destinate ad applicazioni che richiedono massima resistenza e quindi adatte per quelle aeronautiche, aerospaziali, militari e nucleari. Fin dalla loro scoperta hanno conosciuto grande successo, costituendo tutt'oggi uno dei materiali più diffusi in tali settori.

2.2.1 Leghe 7075

La 7075 rappresenta l'insieme delle leghe a base di alluminio nelle quali i principali elementi in lega sono magnesio e zinco. Essa è caratterizzata dal range di composizione in Tabella 2.1. La sua densità è di 2.80 g/cm³.

Elem.	Al	Zn	Mg	Cu	Fe	Si	Mn	Ti	Cr	Altro
%	Bal	5.10	2.10	1.20	0.5	0.4	0.3	0.2	0.18	0.15 tot
pond.		6.10	2.90	2.00	max	max	max	max	0.28	

Tabella 2.1: range di composizione della lega 7075 [9].

La famiglia 7075 comprende le leghe che sviluppano le massime caratteristiche meccaniche ottenibili con le leghe di alluminio [14]. Per questo, da quando è stata introdotta la capostipite 7075-T6 nel 1943, è la principale famiglia ad essere utilizzata nell'industria aerospaziale assieme alla 2024.

La lega 7075 venne inizialmente utilizzata allo stato T6. Esso prevedeva di eseguire un trattamento di solubilizzazione a 480 °C, tempra in acqua e invecchiamento artificiale a 120 °C per 24 ore, oppure in alcuni casi un invecchiamento a due stage in cui il primo prevedeva 4 ore a 96 °C ed il secondo 8 ore a 157 °C [15].

Con questo trattamento si notò che la lega sviluppava le massime performance a trazione: poteva infatti raggiungere un carico di rottura pari a 570 MPa, un carico di snervamento pari a 501 MPa e un allungamento dell'11%.

Subito dopo la sua introduzione questa nuova lega venne impiegata nella progettazione di aeromobili e nel 1945 costituì il materiale adatto per correntini² ed il rivestimento della parte superiore dell'ala del famoso Boeing B-29 Super Fortress (Figura 2.3), diminuendo il suo peso di 180 Kg rispetto alla sua versione precedente [16]. L'aereo prese parte ai combattimenti della Seconda Guerra Mondiale, ricordato soprattutto per essere stato usato nello sgancio delle due bombe atomiche su Hiroshima e Nagasaki.

Un altro esempio di impiego della lega 7075-T6 fu il Macchi MC 205 detto Veltro (Figura 2.4), un caccia considerato il miglior aereo italiano della Seconda Guerra Mondiale.

2 Correntini: elementi alari longitudinali che hanno la funzione di equilibrare i momenti flettenti e che forniscono supporto alle lamiere del rivestimento. Nei moderni aeromobili, tranne che negli ultraleggeri e nei piccoli velivoli, il rivestimento è sempre lavorante, cioè ha una funzione attiva nell'assicurare all'ala robustezza e rigidità, e si introducono i correntini di irrigidimento per assorbire gli sforzi di compressione che ne determinano l'ingobbamento.



Figura 2.3: bombardiere B-29 Super Fortress, 1945 [1].

Negli anni successivi le proprietà della 7075 vennero studiate al variare del trattamento termico. Questo fu necessario poiché la lega allo stato T6 era particolarmente soggetta a cricche dovute a tensocorrosione, corrosione esfoliante³ e pitting.

La ricerca di un materiale con migliore comportamento a corrosione portò all'introduzione degli stati di tipo T7. Essi prevedevano solubilizzazione e tempra come per i T6 ma a differenza di questi erano caratterizzati da temperature di trattamento più alte e soprattutto prevedevano un sovrainvecchiamento del materiale. Così facendo i valori di resistenza meccanica venivano sacrificati a favore di un miglioramento della stabilità dimensionale, essenziale nei prodotti destinati al servizio alle alte temperature, e di una diminuzione degli stress residui riducendo le deformazioni dopo lavorazioni a macchina [13].

3 Corrosione esfoliante: corrosione che si sviluppa fra le superfici esterne dei grani metallici propagandosi parallelamente alla superficie del metallo.



Figura 2.4: Macchi MC 205 "Veltro", 1942/43 [1].

I primi due importanti stati di tipo T7 furono il T73 ed il T76, introdotti rispettivamente nel 1960 e nel 1963. Essi erano stati sviluppati appositamente per le leghe della famiglia 7XXX caratterizzate da tenore in rame superiore all' 1.25%, caso della 7075. Questi trattamenti avevano lo scopo di aumentare la resistenza alla corrosione esfoliante e alle cricche dovute a tensocorrosione [17]. Inoltre il sovrainvecchiamento aumentava la tenacità della lega e, in alcune condizioni, innalzava la velocità di sviluppo e propagazione delle cricche a fatica.

Tuttavia i trattamenti di invecchiamento che conducono le leghe allo stato T73 e T76 risultano molto complicati poiché richiedono estremo controllo delle variabili di processo come durata, temperatura, velocità di riscaldamento, stato del materiale di partenza. Per questo motivo non è possibile riportare delle indicazioni precise. L'effetto sulla tensione di snervamento al variare della durata del trattamento è illustrata in Figura 2.5.

L' aeromobile sul quale venne utilizzata per la prima volta la 7075-T3 fu l'aeromobile di linea McDonnell Douglas DC-10 (Figura 2.6) all'inizio degli anni '70, mentre la 7075-T6 venne utilizzata nel Lockheed L1011 (Figura 2.7) nello stesso periodo.

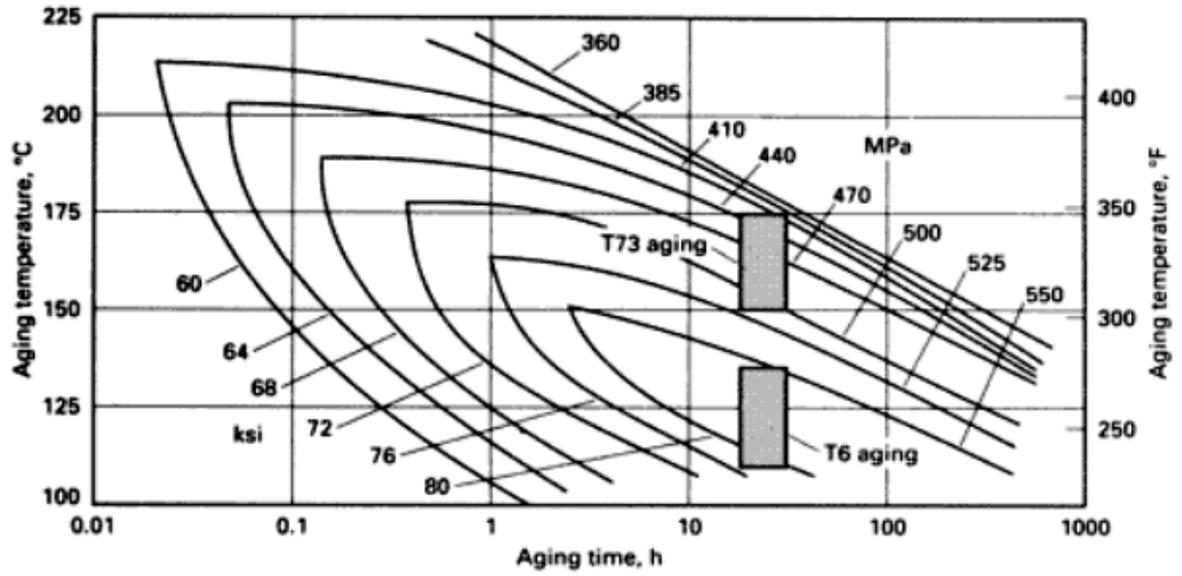


Figura 2.5: andamento della tensione di snervamento in ksi e MPa della lega 7075 al variare del tempo di invecchiamento [18].



Figura 2.6: Aereo di linea DC-10, 1972 [1].



Figura 2.7: Lockheed L1011, 1971 [1]

Nonostante i migliori comportamenti a corrosione ottenuti nelle 7075-T73 e 7075-T76, la diminuzione della resistenza meccanica rispetto al T6 rimaneva un problema non trascurabile: la penalizzazione del carico di rottura poteva raggiungere anche 15%. Questo portò negli anni '70 allo sviluppo di un trattamento chiamato *Retrogression and re-aging heat treatment*, indicato con RRA [19].

Tale trattamento veniva applicato alla lega già allo stato T6, permettendole di ottenere comportamenti a corrosione paragonabili a quelli della 7075-T73 ma con una riduzione della resistenza meccanica minore, tra il 5 ed il 7%.

Il trattamento RRA prevedeva due step: uno di retrogressione, condotto ad una temperatura tra i 180 ed i 200 °C per un tempo variabile tra i 30 ed i 40 minuti, seguito da uno step di re-invecchiamento condotto a 120 °C per 24 ore.

Negli anni '80 la presenza combinata di leghe come la 7075 e di compositi in fibre di carbonio segnò una fase strategica per la ricerca strutturale grazie alla sinergia di questi due materiali che combinavano assieme ottime caratteristiche di leggerezza e resistenza (si prenda in esempio il velivolo P.180 "Avanti", illustrato in Figura 2.8, nel 1986).



Figura 2.8: aeromobile P.180 "Avanti". [1]

In questi anni si diffusero gli studi della 7075 con nuovi elementi in lega. Ad esempio, si notò che nichel (fino al 2%_{pond}) e zirconio (tra lo 0.1 e lo 0.4%_{pond}) miglioravano significativamente la resistenza a trazione e rallentavano la velocità di propagazione delle cricche aumentando la vita a fatica, consentendo comunque una buona duttilità. L'aggiunta di zirconio portò alla formazione di una nuova famiglia di leghe, la 7050 Al-Zn-Mg-Cu-Zr ad alta resistenza, sviluppata per ottimizzare la combinazione di resistenza meccanica e a tensocorrosione elevata, buona tenacità alla frattura, specialmente per gli spessori elevati.

Nei più recenti anni 2000 è cominciato lo studio del comportamento della 7075 all'aggiunta di scandio [20] tra lo 0.1 e lo 0.5%. Il motivo per cui non era ancora stata effettuata alcuna sperimentazione è che fino a qualche anno fa l'unica miniera di scandio primario al mondo si trovava in Ucraina, sotto il controllo dell'Unione Sovietica. Lo sviluppo delle leghe alluminio-scandio fiorì quindi solo al suo interno, alimentato dalla grande richiesta del settore militare. Quando nel 1991 l'Unione Sovietica si sciolse, le leghe Al-Sc erano largamente impiegate nei MIG 29 grazie alle loro qualità, migliori delle altre leghe di alluminio già esistenti. Infatti lo scandio fornisce il massimo rafforzamento per punto percentuale ottenibile, più di qualsiasi altro elemento, aumentando notevolmente resistenza e tenacità.

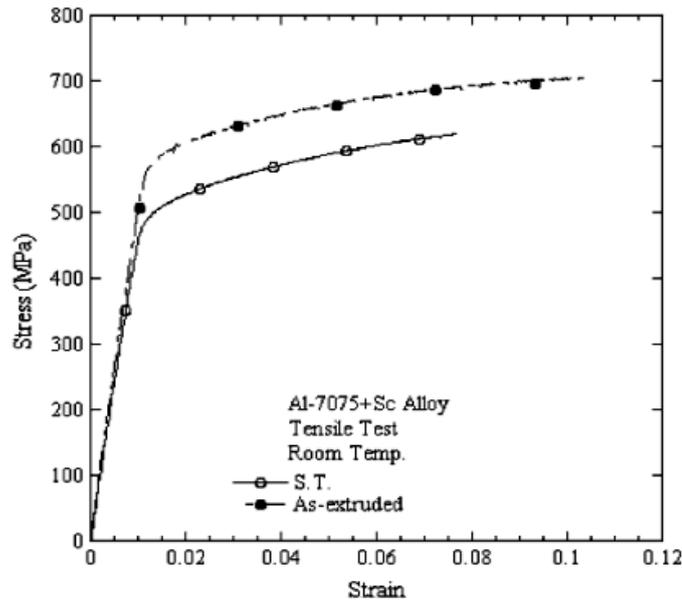


Figura 2.9: prova di trazione per due provini di lega 7075+0,1%Sc allo stato solubilizzato (S.T.) ed estruso [20].

Si noti infatti dalla figura 2.9 che la lega 7075+Sc allo stato estruso raggiunge una tensione di snervamento pari 553 MPa e un carico di rottura di 706 MPa contro i 500 MPa e i 570 MPa della 7075-T6.

Le più recenti ricerche stanno sviluppando materiali compositi a matrice di alluminio. Essi si stanno diffondendo nel campo aerospaziale, oltre a quello automobilistico e marittimo, grazie a migliori caratteristiche meccaniche, migliore resistenza all'usura, alta conducibilità termica e basso coefficiente di dilatazione termica. Questi studi stanno sperimentando una lega 7075 contenente il 5% in peso di grafite rinforzata con ossido di alluminio Al_2O_3 variabile tra il 2 e l'8% [21]. Il composito ibrido così ottenuto dimostra che la durezza e la resistenza a trazione, compressione e flessione, risultano via via maggiori all'aumentare della quantità della fase ceramica, ma la più grande innovazione è la presenza di grafite che rilascia sulla superficie uno strato grafiteo agente come lubrificante solido, riducendo il coefficiente di attrito e migliorando il comportamento ad usura.

2.2.2 Leghe 7178

Nel 1951 venne introdotta la lega 7178, caratterizzata da contenuti di zinco, magnesio e rame maggiori rispetto alla 7075 (Tabella 2.2). Venne utilizzata allo stato T6 cioè solubilizzata a 468 °C, temprata e invecchiata naturalmente. Questo permetteva di far guadagnare alla lega 35 MPa sulla resistenza rispetto alla 7075-T6, sviluppando un carico di rottura di 605 MPa e di snervamento pari a 540 MPa.

Elem.	Al	Zn	Mg	Cu	Fe	Si	Mn	Ti	Cr	Altro
%	Bal	6.30	2.40	1.60	0.5	0.4	0.3	0.2	0.18	0.15 tot
pond.		7.30	3.10	2.40	max	max	max	max	0.28	

Tabella 2.2: range di composizione della lega 7178 [18].

Fu introdotta inizialmente negli Stati Uniti e nel Regno Unito come materiale per rivestimento superiore dell'ala e talvolta per le fusoliere per aerei militari [16]. La sua peculiarità era quella di avere un eccellente comportamento in compressione. Tuttavia dimostrò numerosi cedimenti durante il suo servizio a causa del suo principale difetto, ovvero la sua bassa tenacità a frattura.

Un altro grande problema di questa lega era dovuto all'elevato tenore di rame che peggiorava notevolmente il fenomeno della corrosione intergranulare e ad esfoliazione. Per cercare di alleviare questi difetti nel 1965 si utilizzò la lega allo stato T76, stato del tipo T7, che quindi prevedeva sovrainvecchiamento: si era capito infatti che la corrosione intergranulare veniva ridotta all'aumentare della durata del trattamento di invecchiamento.

Malgrado questo aspetto fosse stato risolto, la bassa tenacità a frattura dimostrata da questa

lega rimase un punto di debolezza che portò i progettisti a preferire lo studio e lo sviluppo di altre leghe.

2.2.3 Leghe 7079

Nel corso degli anni le dimensioni degli aerei, soprattutto di quelli commerciali, subirono un notevole aumento e di conseguenza variarono anche le esigenze in termini di materiali. In particolare vi era necessità di lamiere più spesse [22]. La largamente usata 7075-T6 iniziava a non essere più adatta a questo scopo poichè si notò che lo stato T6 applicato a lamiere con spessori maggiori non dava gli stessi risultati ottimali che erano ottenuti con lamiere sottili. Per questo nel 1957 la Germania produsse la lega 7079 utilizzata allo stato T6, adatta ad essere utilizzata per la produzione di lamiere più spesse.

Elem.	Al	Zn	Mg	Cu	Fe	Si	Mn	Ti	Cr	Altro
%	Bal	3.80	2.90	0.40	0.40	0.30	0.10	0.10	0.10	0.15
pond.		4.80	3.70	0.80	max	max	0.30	max	0.25	tot

Tabella 2.3: range di composizione della lega 7070 [18].

Purtroppo questa lega dimostrò di avere una scarsa resistenza a tensocorrosione. Inizialmente i risultati delle prove condotte su questa lega sembravano promettenti, infatti i tempi di innesco della cricca erano notevolmente lunghi, molto più della 7075-T6 testata nelle stesse condizioni. Una volta innescata però la sua velocità di propagazione era straordinariamente elevata (Figura 2.10).

In risposta a questo problema vennero sviluppate altre leghe: 7050 e la 7055 [23].

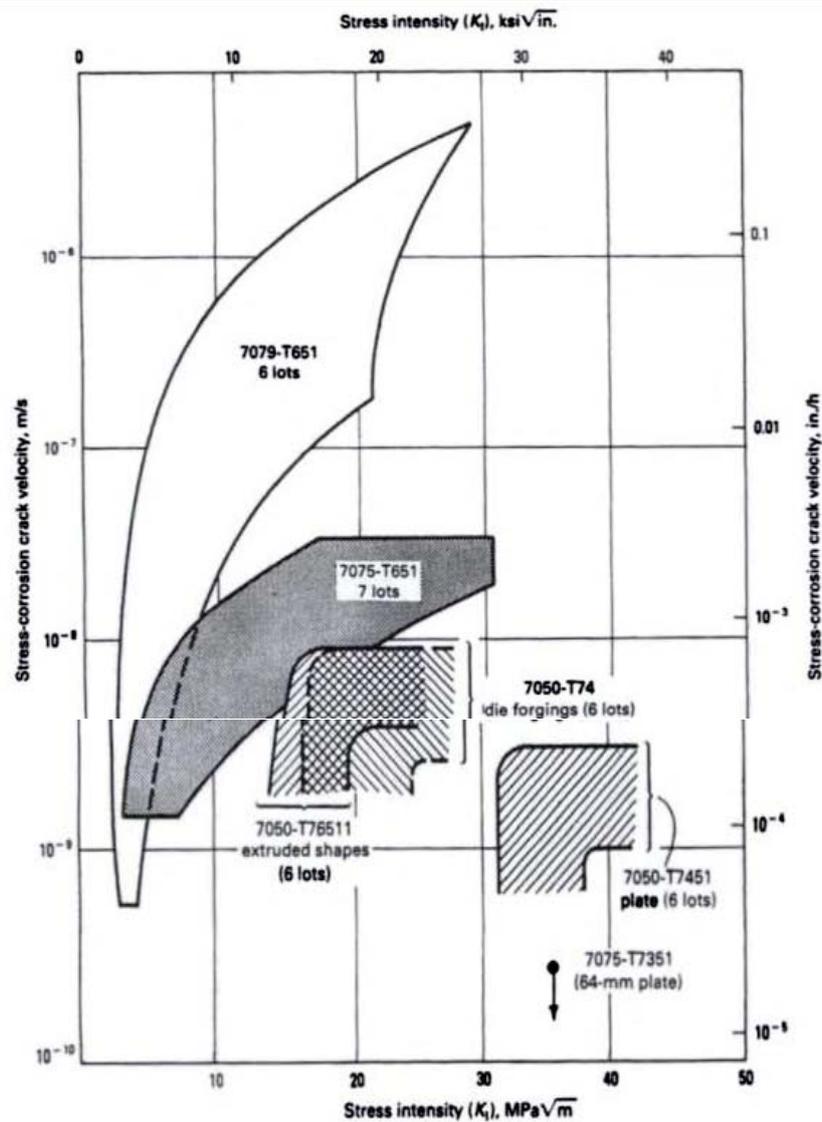


Figura 2.10: velocità di propagazione delle cricche dovute a tensocorrosione nella lega 7079 [13].

2.2.4 Leghe 7050 e 7150

La lega 7050 fu creata nel 1971 negli Stati Uniti per risolvere il problema delle cricche dovute a tensocorrosione delle 7079, per sviluppare più resistenza delle 7075 e per soddisfare i requisiti di tenacità a frattura e tolleranza al danno su grossi spessori. I principali stati ai quali viene impiegata sono quelli del tipo T7 per migliorare il comportamento a

tensocorrosione grazie al sovrainvecchiamento.

La sostanziale differenza rispetto alle altre leghe era il suo contenuto di zirconio (Tabella 2.4) che consentiva un'affinazione del grano. Il risultato fu una lega candidata ad avere grande successo: nel caso dell'aeromobile Grumman A6 Intruder (Figura 2.11) sostituì completamente la 7079-T6 che ne costituiva i sostegni alari interni e contemporaneamente la ditta Boeing scelse la sua variante a maggiore resistenza 7150-T6 per sostituire il rivestimento superiore delle ali nei modelli 757 e 767.

Elem.	Al	Zn	Cu	Mg	Zr	Fe	Si	Mn	Ti	Cr	Altro
%	Bal	5.70	2.00	1.90	0.08	0.15	0.12	0.10	0.06	0.04	0.15
pond.		6.70	2.60	2.60	0.15	max	max	max	max	max	tot

Tabella 2.4: range di composizione della lega 7050 [18].



Figura 2.11: Grumman A6 Intruder, 1980 [1].

La lega 7150-T6 era una variante più resistente della 7050-T74. Lo stato T77 brevettato da Alcoa le permetteva di raggiungere il miglior comportamento a tensocorrosione in assoluto e

il più alto rafforzamento ottenibile: una tensione di rottura pari a 580 MPa e di snervamento pari a 538 MPa.

La 7050 è anche il principale materiale con cui è stato costruito negli anni '70 il McDonnell Douglas F18 Hornet (Figura 2.12), uno dei cacciabombardieri più versatili attualmente in servizio.

La versione europea della 7050 contiene una minor quantità di rame per migliorare la colabilità ed è riconosciuta nel Regno Unito come 7010 e in Italia con il nome di Zergal.



Figura 2.12: McDonnell Douglas F18 Hornet [1]

2.2.5 Leghe 7055

La lega 7055 è stata introdotta nel 1991 dall'industria statunitense Alcoa [24]. Allo stato T77 risulta ancora più resistente della 7150-T6, raggiungendo i 614 MPa di rottura e i 593 MPa di snervamento, senza sacrificare resistenza a corrosione e tenacità. Le variazioni di composizione rispetto alla 7050 riguardano sostanzialmente lo zinco (7.6-8.4%) e lo zirconio (0.08-0.25%). Lo zinco è presente in quantità maggiori rispetto alla 7050 poiché è l'elemento

che più influenza il rafforzamento.

Le ottime caratteristiche a trazione e compressione l'hanno resa la lega ideale per sopportare le forti sollecitazioni a cui sono sottoposte le ali degli aeromobili di dimensioni maggiori. Infatti Boeing la impiegò subito nel nuovo modello 777, uno tra i più grandi velivoli destinati al trasporto passeggeri a lungo raggio prodotto dalla metà degli anni '90. Si provi infatti a pensare alle oscillazioni avvertite dalle estremità alari in un aeromobile con un apertura tra esse di 65 metri.

A titolo riassuntivo, in Figura 2.13 è rappresentato l'utilizzo delle leghe di tipo 7150 e 7055 in un aeromobile commerciale. La 7055 costituisce il materiale dei correntini e del rivestimento superiore dell'ala; la 7150 è utilizzata per i longheroni alari e nella fusoliera per correntini del lobo superiore ed inferiore, *keel beam*⁴ e corsie di aggancio dei sedili.

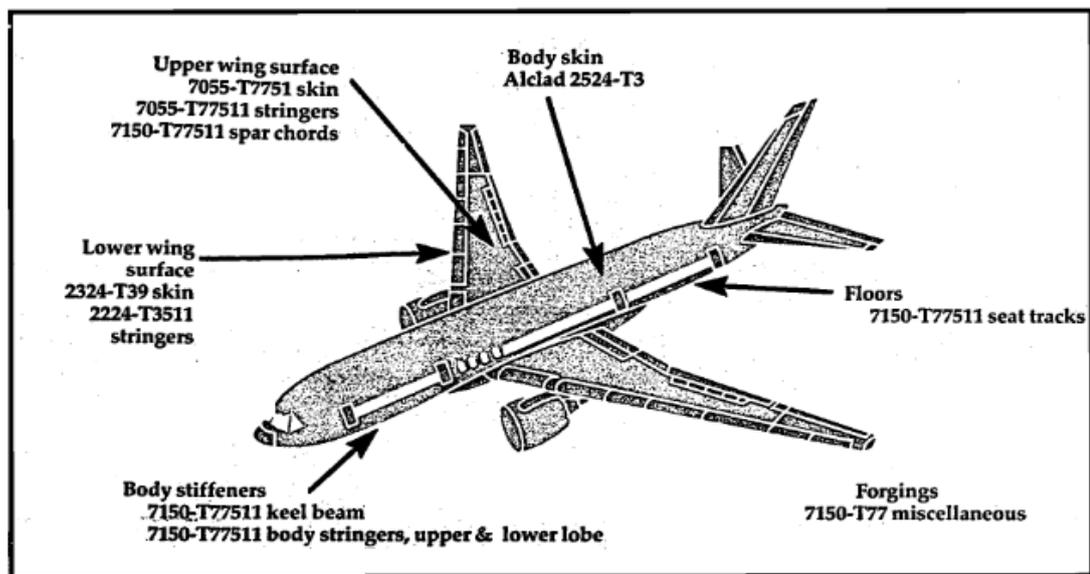


Figura 2.13: componenti e strutture che utilizzano le leghe 7050 e 7055 in un aeromobile commerciale [18].

4 Keel beam: irrigidimento del ventre della fusoliera che serve a dissipare gli sforzi provenienti dalle ali.

2.3 Famiglia 2XXX

Le leghe della famiglia 2XXX sono leghe altoresistenziali, seconde per resistenza solo a quelle della famiglia 7XXX. I comportamenti a fatica sono molto buoni, tuttavia la presenza del rame è deleteria per la resistenza a corrosione.

Le leghe della famiglia 2XXX risultano particolarmente adatte per applicazioni che richiedono elevato rapporto resistenza-peso e risultano quindi ottimali nelle applicazioni aeronautiche: a questa serie appartengono infatti numerose delle leghe utilizzate in tale ambito.

2.3.1 Leghe 2219

La 2219 è la lega industriale con il più elevato tenore di rame (Tabella 2.5). Questo peggiora notevolmente la resistenza a corrosione, ragione per cui queste leghe vengono utilizzate con un adeguato rivestimento quando operano in condizioni particolarmente aggressive.

Elem.	Al	Cu	Mn	Fe	Si	Zr	V	Zn	Ti	Mg	Altro
%	Bal	5.8	0.20	0.30	0.20	0.10	0.05	0.10	0.02	0.02	0.15
pond.		6.8	0.40	max	max	0.25	0.15	max	0.10	max	tot

Tabella 2.5: range di composizione della lega 2219 [18].

Nel 1954 venne introdotta come lega aeronautica negli stati T81 e T87. Entrambi tali trattamenti prevedono solubilizzazione a 535 °C, tempra e lavorazione plastica a freddo per incrementare la risposta della lega al successivo invecchiamento che viene condotto a 175 °C per 18 ore per lo stato T81, mentre a 165 °C per 24 ore per lo stato T87.

La particolarità della 2219 è quella di presentare buona resistenza alla trazione ad elevate

temperature, ma soprattutto ottime caratteristiche meccaniche alle basse temperature. Si osservino infatti i valori della tabella 2.6 che confrontano le caratteristiche meccaniche della lega allo stato T81 e T87 a tre temperature differenti. Proprio per questo motivo la lega viene tutt'ora utilizzata per la costruzione e la saldatura di serbatoi di razzi propulsori aerospaziali [16].

Temperatura (°C)	Stato della lega 2219	Carico di rottura (MPa)	Snervamento (MPa)	Allungamento
-253	T81	685	470	15%
	T87	685	505	15%
25	T81	455	345	10%
	T87	470	385	10%
150	T81	370	305	15%
	T87	372	325	15%

Tabella 2.6: confronto del comportamento meccanico della lega 2219 allo stato T81 e allo stato T87 a tre differenti temperature [11].

Una proprietà estremamente importante e innovativa che caratterizza la 2219 è che, rispetto alle altre leghe della serie 2XXX, essa è una lega saldabile.

Negli anni si sono susseguiti molteplici studi sulla saldatura di questa lega, sulla struttura formata dopo saldatura e sulla presenza di difetti che potevano sopraggiungere. Si notò che i metodi più tradizionali che prevedevano la fusione del metallo e quindi una solidificazione con una nuova microstruttura realizzavano giunti che raggiungevano solo il 50-70% della resistenza del materiale originale, formando difetti come cavità e cricche a caldo che penalizzavano l'utilizzo della lega nelle sue applicazioni. Negli anni '90 fu inventata una

nuova tecnica di saldatura chiamata *Friction stir welding* [25], un processo di saldatura allo stato solido che sfrutta il calore prodotto dall'attrito di un utensile rotante sul giunto da saldare, portando il materiale allo stato plastico senza raggiungere la fusione. Il risultato è una minore distorsione del materiale e stress residui nettamente inferiori grazie a più basse temperature sviluppate nel processo. Questa tecnica, applicata alla lega 2219 previene difetti ed incrementa le proprietà meccaniche del giunto grazie alla struttura estremamente fina ed equiassica dei grani. Questo ha permesso un utilizzo della lega maggiormente affidabile.

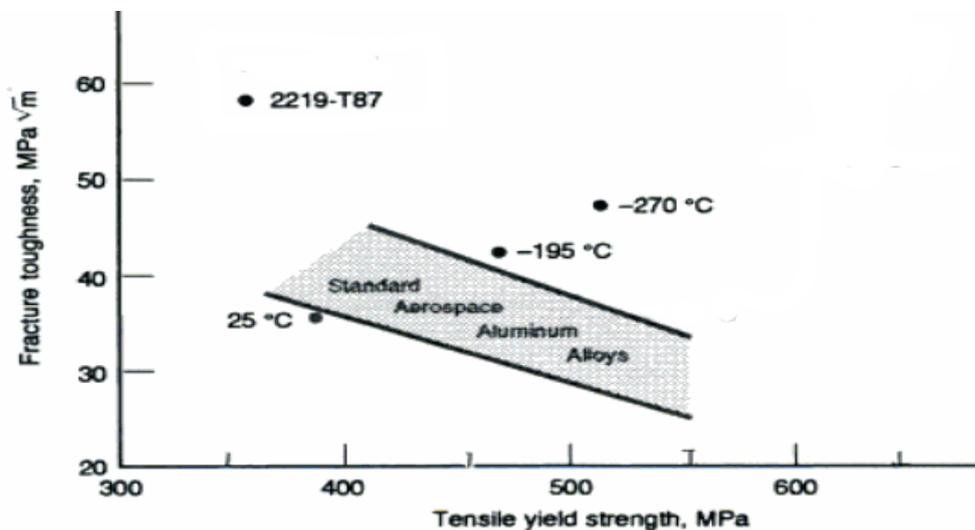


Figura 2.14: tenacità a frattura e tensione di snervamento della lega 2219-T78 in funzione della temperatura [11].

2.3.2 Leghe 2020

La composizione nominale con cui fu creata la 2020 è descritta nella Tabella 2.7 dalla quale si evince che essa è una lega in cui, oltre al rame, il secondo elemento presente con il tenore maggiore è il litio. Essa è una lega trattata termicamente per ottenere rafforzamento per precipitazione. Il cadmio viene aggiunto per aumentare tale rafforzamento grazie al suo effetto di favorire la nucleazione della fase indurente ed il litio è l'unico elemento in grado di innalzare il modulo elastico.

Elemento	Al	Cu	Li	Mn	Cd
%pond.	Bal	4.50 max	1.10 max	0.50 max	0.20 max

Tabella 2.7: range di composizione della lega 2020 [26].

L'aggiunta del litio nelle leghe di alluminio fu sperimentato poiché vi era necessità di materiali a bassa densità per diminuire il peso dei componenti strutturali negli aeromobili [26]. Infatti il litio risultò essere l'elemento che aveva effetto migliore sull'alleggerimento della lega di alluminio (Figura 2.15), diminuendo la densità del 3% per ogni punto percentuale. La lega 2020 presentava una densità pari a 2.71 g/cm^3 .

Lo sviluppo delle leghe Al-Li iniziò con l'introduzione della prima lega detta Scleron (Al-Zn-Cu-Li) da parte dei tedeschi negli anni '20, seguita negli Stati Uniti dalla 2020 (Al-Cu-Li-Cd) negli anni '50 e della 1420 (Al-Mg-Li) nell'Unione Sovietica nella metà degli anni '60, ma la Scleron non ottenne particolare successo e la 1420 non ebbe grande diffusione al di fuori dell'Unione Sovietica.

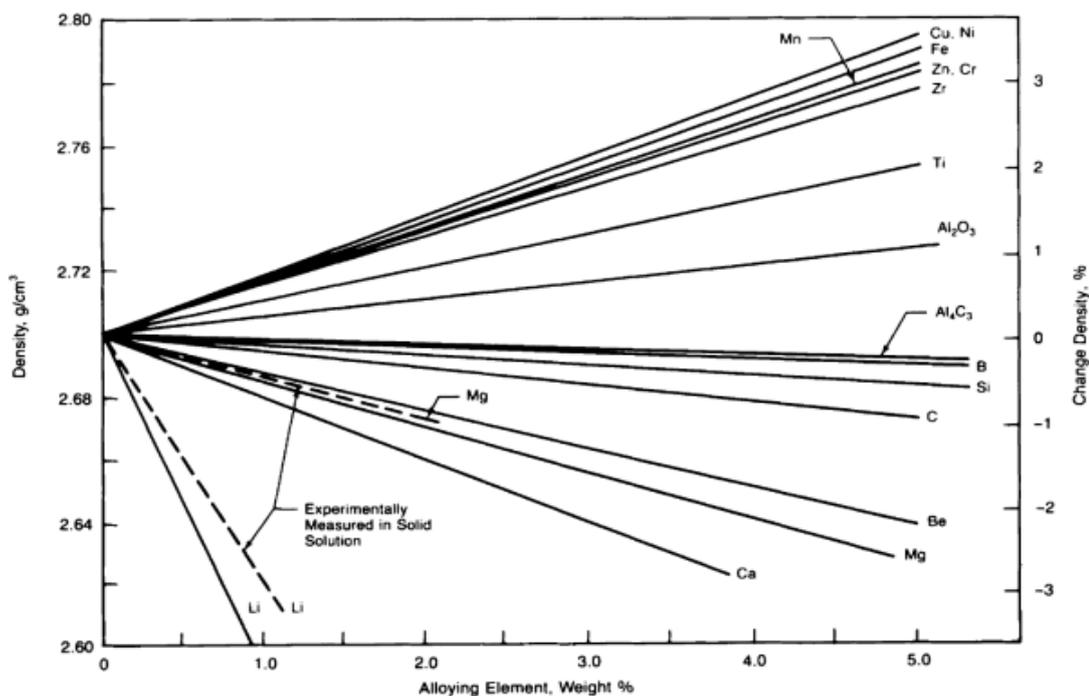


Figura 2.15: effetto degli elementi in lega sulla densità dell'alluminio [16].

La lega 2020 allo stato T6 sviluppava una resistenza pari a quella della 7075-T6 ma con una minore densità. Nel 1957 fu usata con successo come rivestimento alare e dei piani di coda del RA5C Vigilante (Figura 2.16), aeromobile della Marina Militare degli USA [26], in cui spiccava anche l'eccellente resistenza a corrosione anche senza l'utilizzo di rivestimenti.

Sfortunatamente essa risultò essere una lega molto fragile, sviluppando la più bassa resistenza alla frattura di qualsiasi lega di alluminio. Tentativi di aumentare la tenacità alla frattura senza sacrificare la resistenza furono senza successo. Inoltre erano molti i problemi legati alla produzione. Per questi motivi, nel 1974 la lega fu ritirata. L'interesse per l'utilizzo del litio riprese verso la fine del decennio e portò allo sviluppo della diffusa 2090.



Figura 2.16: aeromobile RA5C Vigilante (1958) [1].

2.3.3 Leghe 2090

Lo studio dedicato all'aggiunta di litio alle leghe Al-Cu portò nel 1988 alla comparsa delle leghe 2090 e 8090. In particolare la 8090 conteneva litio come elemento principale e solo in quantità minore il rame, non potendo essere quindi considerata della serie 2XXX. Essa verrà trattata nel capitolo 3.

La 2090, la cui composizione è illustrata in Tabella 2.9, fu sviluppata negli Stati Uniti. La sua

eccellente saldabilità e le sue proprietà alle basse temperature la resero adatta per la costruzione di serbatoi per razzi ancor più della 2219. Essa infatti alle basse temperature presentava elevati valori di tenacità alla frattura e tensione di snervamento rispetto a quelli delle leghe aeronautiche standard (Figura 2.17). Inoltre il carico di rottura in funzione della temperatura risultava nettamente maggiore della sua precedente, la 2219, e in particolare migliore delle comuni leghe aeronautiche 2024 e 7075 (Figura 2.18).

La 2090 risultò efficace anche nelle applicazioni che richiedevano superplasticità.

Elem	Al	Cu	Li	Mg	Fe	Si	Zn	Zr	Mn	Cr	Ti	Altro
%	Bal	2.40	1.90	0.25	0.12	0.10	0.10	0.08	0.05	0.05	0.15	0.15
pond		3.00	2.60	max	max	max	max	0.15	max	max	max	tot

Tabella 2.9: range di composizione della lega 2090 [18]

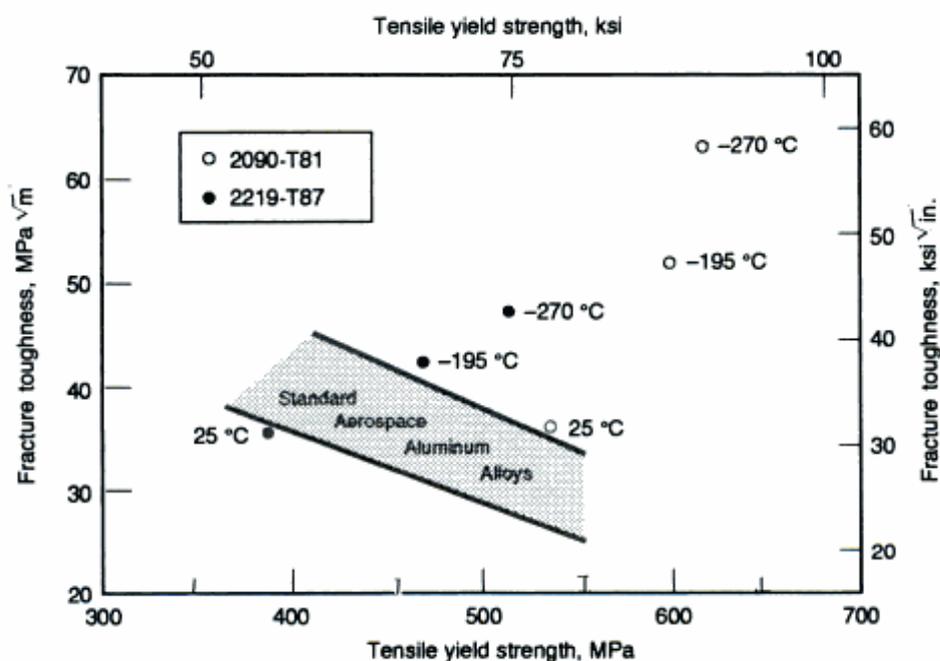


Figura 2.17: tenacità a frattura e tensione di snervamento alle basse temperature delle leghe 2219 e 2090 [18].

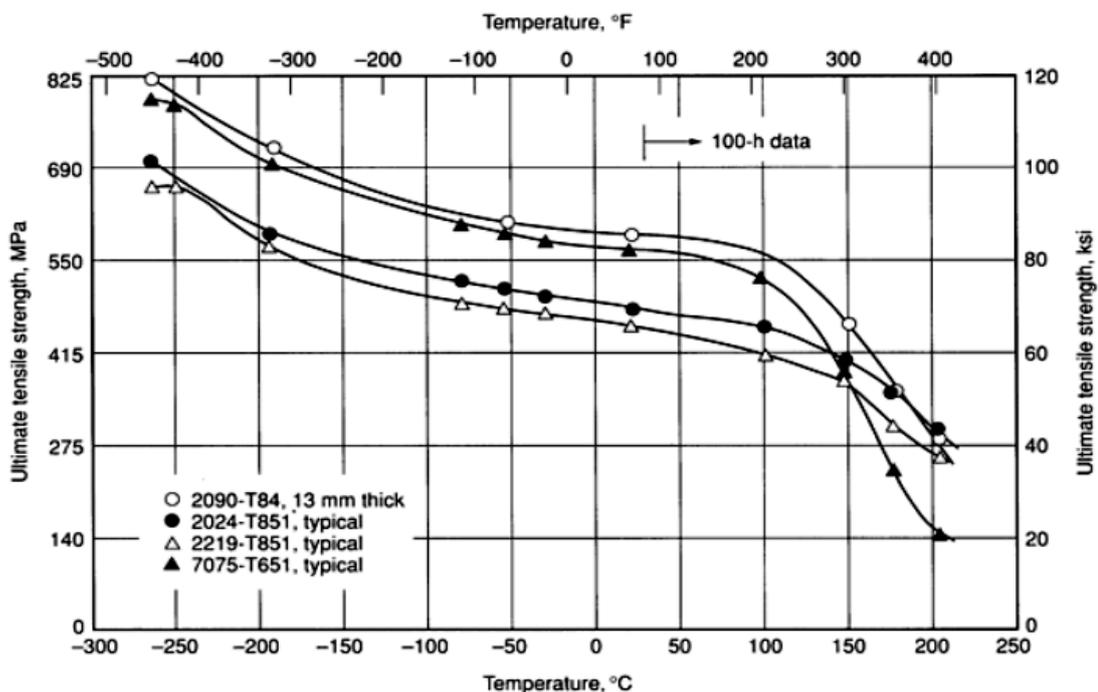


Figura 2.18: confronto dell'andamento del carico di rottura di diverse leghe al variare della temperatura di prova [18].

Le 2090 sono leghe relativamente recenti. Solo alcune sono registrate e ben identificate, mentre altre leghe di questa famiglia e i relativi trattamenti termici a cui vengono sottoposte, sono ancora in fase di studio e caratterizzazione e quindi soggette a cambiamenti. Esse comunque si trovano tipicamente allo stato T8 e quindi sono sottoposte a solubilizzazione, lavorazione a freddo e invecchiamento artificiale. A titolo di esempio riportiamo i trattamenti relativi agli stati T83 e la T84, tra i più diffusi nelle applicazioni aeronautiche:

- Stato T83: solubilizzazione a 540 °C, tempra, deformazione a freddo e invecchiamento artificiale a 165 °C per 24 ore;
- Stato T84: solubilizzazione a 530 °C, tempra, deformazione a freddo e invecchiamento artificiale a 120 °C per 24 ore.

Le proprietà di resistenza e tenacità sono confrontabili con quelle delle leghe delle serie

2XXX e 7XXX, eccetto per i comportamenti alle alte temperature e a quelle criogeniche. Allo stato T8 la lega sviluppa le massime caratteristiche meccaniche. Il comportamento a fatica è eccellente ed è paragonabile a quello di una 7075-T6. La resistenza alla corrosione è ottima, in particolare lo stato T86 dimostra una superiore resistenza alla corrosione esfoliante in ambienti marini. In generale è superiore a quella della 7075-T6 che in molti casi può soffrire in modo accentuato di esfoliazione durante una lunga esposizione all'ambiente marino.

La resistenza a tensocorrosione della 2090 dipende dallo stato in cui si trova, in particolare modo dal trattamento di invecchiamento artificiale. Gli stati sottoinvecchiati, come il T84, sono più suscettibili alle cricche da tensocorrosione rispetto agli stati più invecchiati T83, T81 e T86.

Anche la deformabilità e la lavorabilità risultano comparabili a quelle delle leghe 2024 e 7075.

L'effetto dell'aggiunta di elementi in lega sulla durezza è stata studiata al variare del tempo di invecchiamento con i risultati mostrati in Figura 2.19.

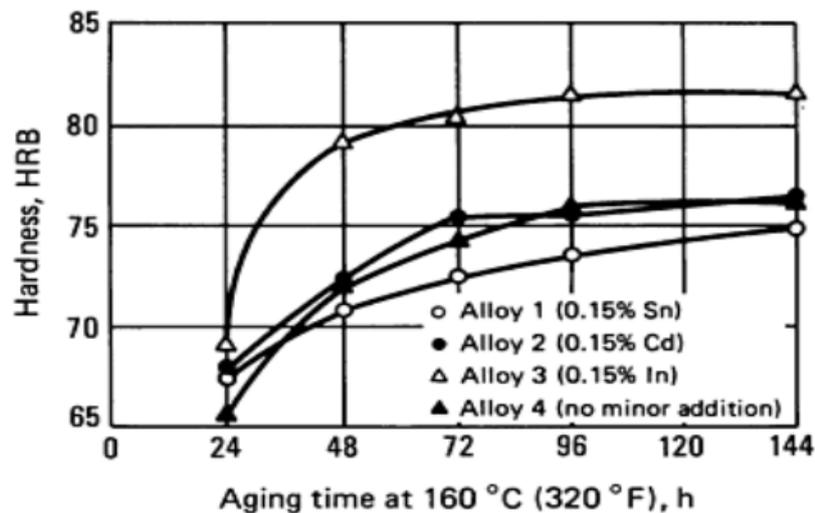


Figura 2.19: effetto dell'aggiunta di elementi alliganti (0.15%pond) sulla durezza di una lega 2090 in funzione del tempo di invecchiamento [18]

Tuttavia queste leghe presentavano due grandi difetti: una bassa tenacità alla frattura al traverso corto⁵ e anisotropia delle proprietà.

Le applicazioni più diffuse in ambito aeronautico della lega 2090 includono bordi di attacco e di uscita alari, strutture portanti per la fusoliera, serbatoi per veicoli spaziali.

Alcuni aeromobili che utilizzano tale lega sono il cargo C-17 (Figura 2.20) e l'Airbus A340 (Figura 2.21) [26].



Figura 2.20: aeromobile cargo C-17 [1].



Figura 2.21: aeromobile Airbus A340-300 [27].

5 Traverso corto: direzione parallela allo spessore della lamiera.

2.3.4 Leghe 2024

La lega 2024 fece la sua comparsa già nell'anno 1931. Successiva solo alla lega 2017, la prima ad avere diffusione in campo aeronautico (Zeppelin, Junkers F-13), il suo sviluppo si deve alla continua domanda da parte dell'industria aeromobilistica di strutture leggere. E' una lega di particolare interesse applicativo che nel corso degli anni è stata oggetto di continue ricerche, risultando una tra le più sviluppate. Tutt'oggi essa viene impiegata per numerose applicazioni aeronautiche.

La sua composizione è descritta in Tabella 2.10. Essa risultava essere caratterizzata complessivamente da un buon insieme di proprietà come resistenza a trazione e a fatica che le permettevano di essere definita tollerante al danno, ma era molto suscettibile alla corrosione atmosferica, soprattutto se in ambiente marino.

Il primo stato in cui venne utilizzata fu il T3 che prevedeva un trattamento di solubilizzazione a 495 °C, deformazione a freddo e invecchiamento naturale. Sotto questo stato le sue proprietà a trazione risultavano leggermente migliorate.

Elem.	Al	Cu	Si	Fe	Mn	Mg	Cr	Zn	Ti	Altro
%	Bal	3.80	0.50	0.50	0.30	1.20	0.10	0.25	0.15	0.15 tot
pond.		4.90	max	max	0.9	1.80	max	max	max	

Tabella 2.10: range di composizione della lega 2024 [18]

Presto però il T3 venne soppiantato dal T4 e dalla versione T3 *alclad*⁶. Con lo stato T4 la lega veniva solubilizzata a 495 °C e invecchiata naturalmente, ottenendo maggior duttilità.

Un evidente risultato del successo della lega 2024-T3 *alclad* fu il famoso DC-3 (Figura 2.22), aeromobile costituito quasi interamente di questo materiale che aprì la strada all'industria americana moderna del trasporto aereo. Questo perché il DC-3 era il primo aeromobile con cui risultava economicamente conveniente far volare dei passeggeri grazie al conseguente risparmio sul carburante dovuto al minor peso della struttura [16].

Gli studi sulla lega proseguirono notando che la tensione a snervamento poteva essere migliorata con l'invecchiamento artificiale e aumentata ulteriormente con una deformazione a freddo tra il trattamento di solubilizzazione e l'invecchiamento. Si cominciò così ad utilizzare la lega allo stato T8. Con questo tipo di trattamento però l'aumento della resistenza era accompagnato da



Figura 2.22: Douglas Super DC-3, 1949 [1].

6 Con il termine *alclad* viene identificato un sistema di protezione alla corrosione che prevede il rivestimento della lega con uno strato di alluminio o una sua lega caratterizzato da un comportamento anodico rispetto al sottostante strato da proteggere.

un decremento della resistenza a corrosione. Questo problema venne risolto conducendo gli invecchiamenti a temperature prossime ai 200°C. Un esempio è lo stato T81 in cui la lega veniva solubilizzata a 495 °C, temprata, deformata a freddo e invecchiata a 190 °C per 12 ore. Tuttavia le 2024 allo stato del tipo T8 soffrivano di insufficienti proprietà al traverso corto e gli sforzi per incrementare tali proprietà portarono negli anni '60 allo sviluppo di una nuova lega, la 2124-T8, variante della 2024 caratterizzata da un contenuto minore di ferro e silicio e controllo del contenuto di rame e magnesio. Questa è tutt'oggi uno dei principali materiali usati nella costruzione di navicelle spaziali.

Negli anni '70 la Boeing progettò i modelli 757 e 767. Essi necessitavano di una lega per il rivestimento della parte inferiore dell'ala a maggior resistenza della 2024-T3 che avevano utilizzato fino a quel momento. Gli studi portarono alla creazione di due nuove leghe: la 2324-T39 (laminati) e la 2224-T3 (estrusi), altre varianti della 2024 a minor contenuto di ferro e silicio che sviluppavano elevata resistenza [18].

La necessità economica di estendere la vita operativa degli aeromobili portò negli anni '90 allo sviluppo da parte di Alcoa di un'importante variante della 2024 per le applicazioni dedicate alle fusoliere. Si trattava della 2524, conosciuta anche con il nome C188, che offriva maggiore tenacità (+17%) rispetto la 2024-T3 e resistenza a frattura unitamente ad una minore velocità di propagazione delle cricche (-60%) rispetto la 2024-T3, risultando una lega altamente tollerante al danno. Questa lega viene tutt'oggi utilizzata negli aeromobili di tipo Boeing 777.

In questi ultimi anni sono stati molti gli studi mirati all'ulteriore miglioramento della 2024 e molti sono stati quelli dedicati allo sviluppo di leghe che possano sostituirla. Tra le candidate vi sono:

- leghe Al-Mg-Sc, con migliore resistenza a corrosione e minor densità;
- leghe Al-Mg-Si-Cu, con proprietà simili alla 2024 ma con l'aggiunta di maggiore deformabilità e l'elevata resistenza a corrosione tipica delle 6XXX;
- leghe "ALFSOTATS" (Aluminium Lithium Fuselage Sheet Optimised for Toughness and Thermal Stability).

Oggi la 2024-T3 alclad rimane una delle principali leghe per la realizzazione di fusoliere e rivestimenti della parte inferiore dell'ala negli aerei per trasporto passeggeri.

A titolo riassuntivo si osservi la Figura 2.23 in cui vengono rappresentati gli impieghi tipici delle leghe di tipo 2024 e 7075 per la realizzazione di un comune aereo commerciale.

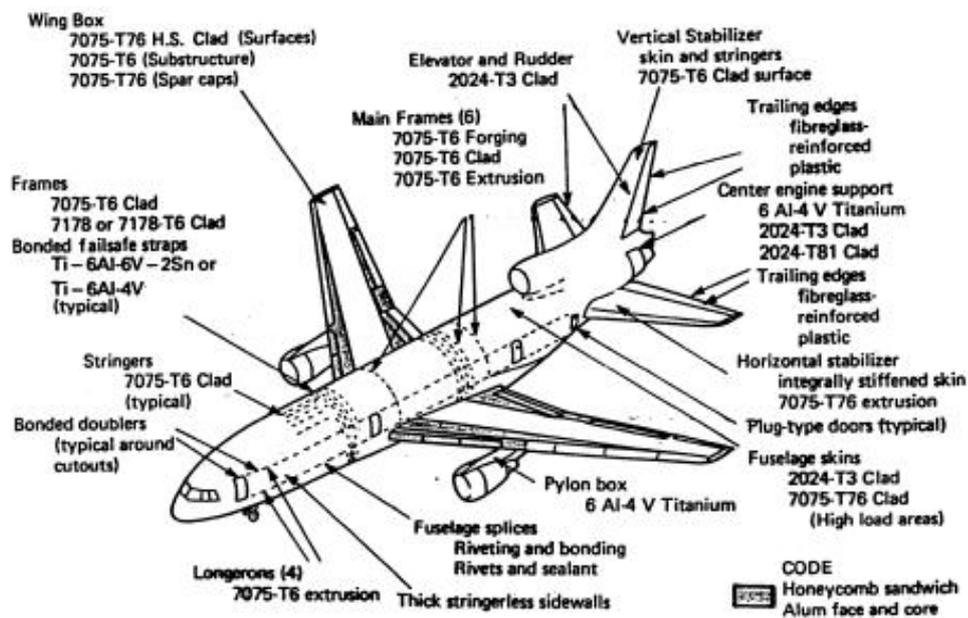


Fig 2.23: tipico utilizzo delle leghe 2024 e 7075 in un aeromobile commerciale [23].

2.4 Famiglia 8XXX

La serie 8XXX comprende le leghe in cui il principale elemento in lega non è quello previsto dalle altre serie. Nel nostro caso sono di interesse le leghe Al-Li, utilizzate nelle applicazioni aerospaziali. Esse, come già detto in precedenza, sono di recente sviluppo e sono state ideate per ottenere leghe a bassa densità.

2.4.1 Leghe 8090

Per le applicazioni aerospaziali ed altri utilizzi delle leghe dove il livello di sollecitazione è molto spinto è essenziale il concetto di tolleranza al danno: una struttura è affidabile e durevole se può convivere in modo controllato in presenza di cricche, per lo più di fatica. Queste propagano sotto carichi variabili durante l'esercizio ed è quindi importante che il materiale abbia una curva di velocità di propagazione di cricche di fatica conosciuta e soddisfacente.

La lega 8090 è una lega di alluminio in cui l'elemento con tenore maggiore è il litio, sviluppata negli negli anni '80 per essere una lega medio-resistenziale con elevata tolleranza al danno grazie a una migliore vita a fatica rispetto alle altre leghe della stessa famiglia. Essa spicca inoltre per la sua elasticità (modulo elastico maggiore dell'11% rispetto alla 2024) ma soprattutto per la sua leggerezza (densità inferiore del 10% rispetto alla 2024) e per questo assai impiegata in applicazioni che richiedono la minor densità possibile. È inoltre una lega con una buona saldabilità [16].

Elem	Al	Li	Cu	Si	Fe	Mn	Mg	Cr	Zn	Zr	Ti	Altro
%	Bal	2.20	1.00	0.20	0.30	0.10	0.60	0.10	0.25	0.04	0.10	0.15
pond		2.70	1.60	max	max	max	1.30	max	max	0.16	max	tot

Tabella 2.11: range di composizione della lega 8090 [18].

La sua composizione è descritta in Tabella 2.11. Numerosi stati fisici sono stati sviluppati per offrire un'ottimale combinazione tra resistenza meccanica, alla corrosione, tolleranza al danno e fabbricabilità. Tuttavia non vi sono trattamenti ufficiali registrati. I più comuni sono del tipo T8 e T8X, medio-resistenziali sottoposti ad invecchiamento massimo oppure T81, sottoinvecchiato e con maggiore tolleranza al danno. Alle temperature criogeniche sviluppa elevata resistenza e tenacità.

Con questa lega inoltre venne migliorato il comportamento al traverso corto, aspetto problematico nella 2090, aumentandone la duttilità e la resistenza a trazione. Gli studi condotti su questo fronte dimostrarono che questo aspetto era affetto dal tempo di invecchiamento (Figura 2.24) e che il comportamento migliorava con l'aumentare della temperatura a cui veniva condotto il trattamento.

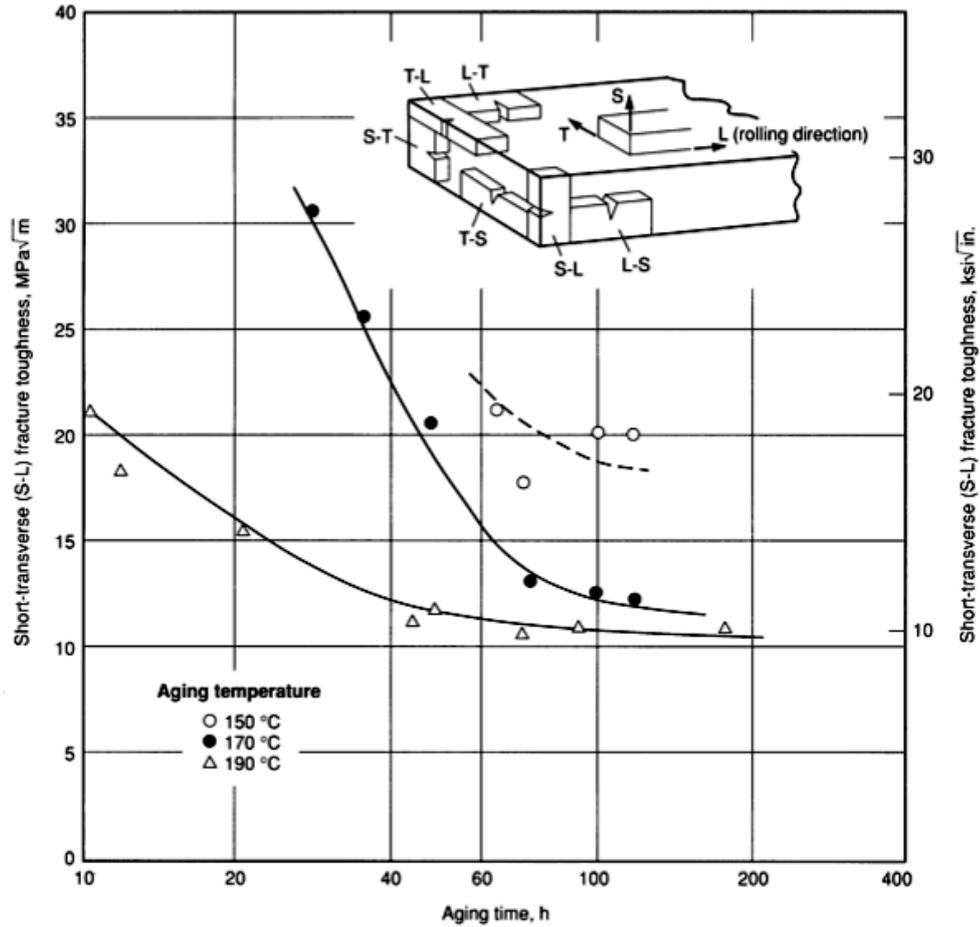


Figura 2.24: effetto del tempo e della temperatura di invecchiamento sulla tenacità del traverso corso (S-L) di una lamiera di 8090-T651 [18]

Le leghe 8090 sono generalmente utilizzate per la realizzazione di bordi di attacco e di uscita alari, ad esempio nei velivoli Airbus A330 (Figura 2.25) e A340.



Figura 2.25: aeromobile Airbus A330-200F [27]

A titolo riassuntivo, la Figura 2.26 è di particolare interesse poichè illustra gli impieghi tipici delle leghe alluminio-litio in un comune aereo commerciale.

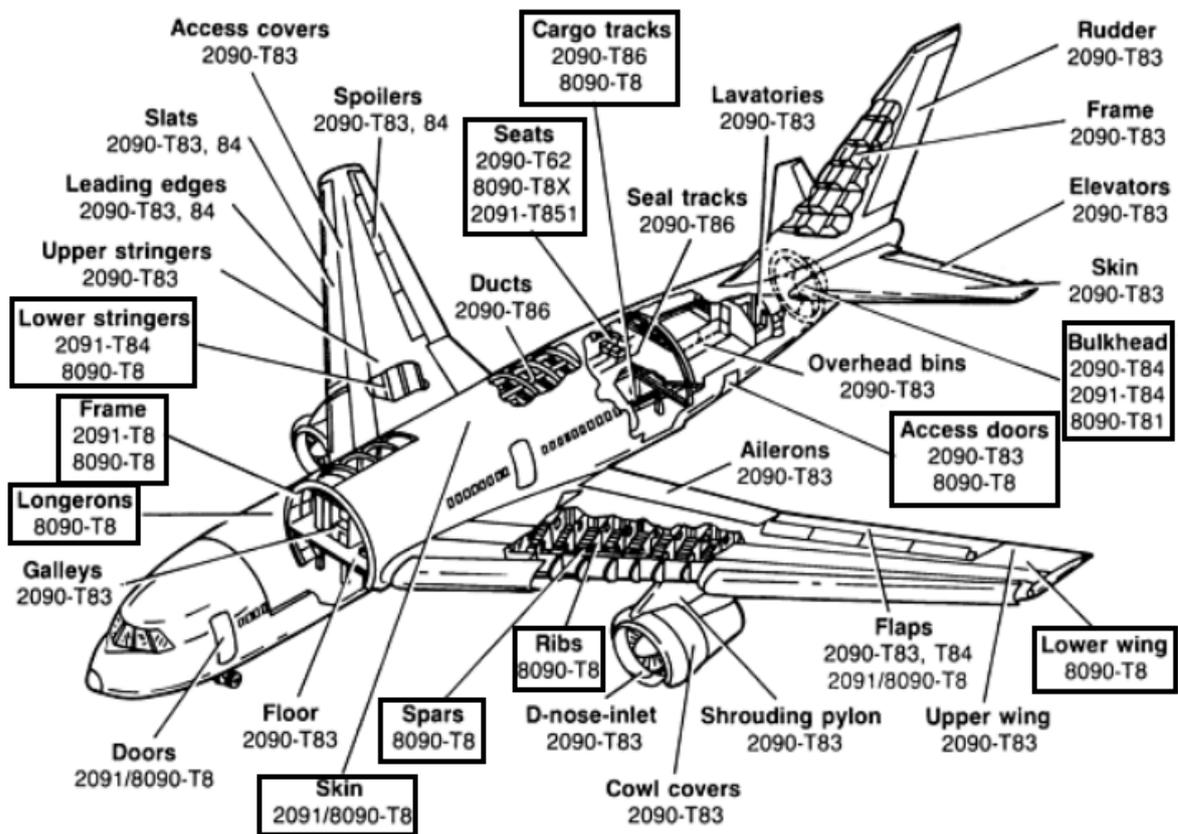


Figura 2.26: uso delle leghe Al-Li in un aeromobile commerciale [18]

CONCLUSIONI

Sin dal 1930 le leghe di alluminio sono state la scelta primaria per la realizzazione di componenti strutturali aeronautici come fusoliere, ali e strutture portanti.

Sin dalla nascita del mercato aeronautico i progettisti compresero da subito i vantaggi che potevano trarre da questa lega e da quel momento lo sviluppo dell'industria aeronautica e dell'alluminio procedettero di pari passo.

Le leghe di interesse aeronautico si possono suddividere sostanzialmente in tre macrofamiglie: 2XXX, famiglia delle leghe Al-Cu che sviluppano ottime caratteristiche di tolleranza al danno; 7XXX, famiglia delle leghe Al-Zn che sviluppano elevata resistenza; 8XXX famiglia contenente le leghe Al-Li, estremamente leggere e affidabili.

Le leghe capostipiti delle applicazioni aeronautiche furono la 2024, nel 1931, e la 7075, nel 1943. Grazie alle loro caratteristiche esse conobbero grande successo e furono probabilmente le più studiate e sviluppate. Negli anni furono sottoposte a molteplici esperimenti, come trattamenti termici ed aggiunta di elementi in lega, al fine di correggere i loro difetti e ottenere qualità migliori.

Nel tempo, le differenti esigenze da parte del mercato aeronautico portarono alla richiesta di nuovi requisiti per le leghe di alluminio.

La necessità di strutture leggere venne soddisfatta con la comparsa delle leghe contenenti Li, delle quali la prima fu la 2020 introdotta negli anni '50. Venne però presto sostituita a causa della sua fragilità e rimpiazzata dalle successive 2090 e 8090 nell'anno 1988. In particolare la 8090 risultò una delle leghe più affidabili mai create.

Il crescente aumento delle dimensioni degli aeromobili portarono allo sviluppo di leghe

sufficientemente spesse e resistenti per sopportare grandi sollecitazioni, come la 7079 nel 1957 e la più recente 7055 nel 1991 innovativa per il suo contenuto di zirconio.

Notevoli passi avanti sono stati fatti grazie a continui studi e ricerche, permettendo agli aeromobili di diventare sempre più efficienti e affidabili.

Sebbene materiali di nuova generazione si stiano diffondendo, le conoscenze raggiunte in questi decenni di studi permetteranno di rendere sempre più competitive le leghe di alluminio e adattare le loro caratteristiche per soddisfare le esigenze dell'industria aeronautica.

BIBLIOGRAFIA

- [1] <http://it.wikipedia.org>
- [2] <http://www.treccani.it/enciclopedia/alluminio>
- [3] Appunti del corso "Applicazioni industriali metallurgiche", prof. F. Bonollo, A.A. 2013/2014.
- [4] Perosino G. C, "Scienze della terra", cap. 1 (III), CREST (TO), 2012
- [5] Mark E. Schlesinger, "Aluminum Recycling", Taylor & Francis Group, 2007.
- [6] John A.S. Green, "Aluminum recycling and processing", ASM International, 2007.
- [7] J. Paul Lyle, Douglas A. Granger, Robert E. Sanders, "Aluminum Alloys" in "Ullmann's Encyclopedia of Industrial Chemistry", Wiley-VCH Verlag GmbH & Co., 2005.
- [8] European Aluminium Association, "Materials – Designation system", 2002.
- [9] www.aluminium.matter.org.uk
- [10] www.keytometals.com/Article55.htm
- [11] Joseph R. Davis, "Aluminum and Aluminum Alloys", ASM International, 1993.
- [12] Wagner V., "Evoluzione delle leghe di alluminio per aeronautica dopo le due guerre mondiali", La Metallurgia Italiana, vol.6, 2005.
- [13] George E. Totten, D. Scott MacKenzie, "Alloy producing and materials manufacturing" in "Handbook of Aluminum", vol. 2, Marcel Dekker, Inc., 2003.
- [14] Alcoa Mill Products, "Alloy 7075 plate and sheet".
- [15] Harry Chandler, "Heat Treater's Guide: Practices and Procedures for Nonferrous Alloys", ASM International, 1996.
- [16] A. K. Vasudevan, Roger D. Doherty, "Aluminum Alloys-Contemporary Research and Applications" in "Treatise on Materials Science and Technology", vol. 31, Academic Press, Inc., 1989.

- [17] "New materials for next-generation commercial transports", National Academy Press, 1996.
- [18] "Properties and Selection: Nonferrous Alloys and Special-Purpose Materials" in "ASM Handbook", vol. 2, ASM International, 1990.
- [19] D. Raizenne, X. Wu, P. Sjöblom, R. Rondeau, S. Kuhlman, "Corrosion control using retrogression and re-aging (RRA)" in "Corrosion Fatigue and Environmentally Assisted Cracking in Aging Military Vehicles", cap.25, North Atlantic Treaty Organisation, March 2011.
- [20] Chang-Young Hyun, Ho-Kyung Kim, "Fatigue properties of a modified 7075 aluminum alloy containing scandium", Journal of Materials Science, vol. 45 Issue 11, pp. 3067-3072, June 2010.
- [21] A. Baradeswaran, A. Elaya Perumal, "Study on mechanical and wear properties of Al 7075/Al₂O₃/graphite hybrid composites", Composites Part B: Engineering, vol. 56, January 2014.
- [22] Winston O. Soboyejo, T.S. Srivatsan, "Advanced Structural Materials: Properties, Design Optimization, and Applications", Taylor & Francis Group, 2007.
- [23] Ali Merati, "Materials replacement for aging aircraft" in "Corrosion Fatigue and Environmentally Assisted Cracking in Aging Military Vehicles", cap.24, North Atlantic Treaty Organisation, March 2011.
- [24] Rick Lundstrom, "Alloy to lighten 777 wing: aluminum alloy 7055 designed by Aluminum Company of America for upper wing structures of Boeing 777 aircraft", Airline Executive International, August 1991.
- [25] Weifeng Xu, Jinhe Liu, Guohong Luan, Chunlin Dong, "Temperature evolution, microstructure and mechanical properties of friction stir welded thick 2219-O aluminum

alloy joints ", Materials & Design, Volume 30, Issue 6, June 2009, Pages 1886–1893

[26] N. Eswara Prasad, Amol Gokhale, R.J.H Wanhill, "Aluminum-Lithium Alloys: Processing, Properties, and Applications", Butterworth-Heinemann, 2014.

[27] www.airbus.com