

3. MATERIALI PER LE COSTRUZIONI AERONAUTICHE.

Come si è visto nella sezione introduttiva, ad indirizzo storico, le costruzioni in legno hanno lasciato via via il posto alle costruzioni metalliche che garantiscono prestazioni migliori in termini di valori assoluti, di costanza di risultati e di durata nel tempo. La notevole esperienza acquisita nel XIX secolo con le costruzioni metalliche (capannoni industriali, ponti, etc.) poneva, come punto di riferimento, la struttura reticolare in profilati d'acciaio. Le caratteristiche meccaniche, e tecnologiche in genere, degli acciai erano ben note e si prestavano a soddisfare le esigenze aeronautiche. Le limitazioni di carattere aerodinamico dei profilati furono aggirate ricorrendo ad elementi tubolari. In un primo periodo, durato comunque decine di anni, i vari elementi erano collegati tramite bulloni o chiodi; successivamente anche i collegamenti saldati si guadagnarono reputazione di buona affidabilità e vengono tutt'oggi impiegati correntemente.

Dovendo contenere al massimo i pesi è inevitabile ricorrere ad acciai da costruzione ad elevata resistenza; fra gli acciai più utilizzati vi sono quelli al cromo-molibdeno, quelli al nichel-cromo-molibdeno le cui caratteristiche migliorano con il trattamento di bonifica, quelli al cromo-manganese, specifici per strutture di forza saldate e gli acciai "maraging".

Con l'avvento dei rivestimenti semilavoranti e lavoranti, l'acciaio è stato relegato alla costruzione di particolari strutturali eccezionalmente sollecitati. Pur avendo, grossomodo, lo stesso rapporto peso/resistenza meccanica, le leghe di alluminio hanno preso il sopravvento, soprattutto perché permettono di lavorare su spessori ragionevoli e perché offrono migliori doti di resistenza alla corrosione (in effetti si devono considerare anche le caratteristiche elastiche del materiale). Per approfondire il concetto del **rapporto peso/resistenza meccanica** si consideri quanto segue: l'acciaio ha una massa volumica di $7,85 \text{ kg/dm}^3$ ed una resistenza meccanica (R_m) indicativa di 750 N/mm^2 ; le leghe di alluminio (allo stato ricotto) hanno, rispettivamente, una massa volumica di $2,7 \text{ kg/dm}^3$ e una R_m di circa 240 N/mm^2 (o meno). Come si nota i rapporti peso/resistenza sono quasi uguali: l'acciaio pesa circa 3 volte le leghe di alluminio ma resiste 3 volte tanto. Ciò significa che una lamiera in acciaio -a pari resistenza- sarebbe spessa 1/3 di quella in lega di alluminio. A prima vista sembrerebbe non avere alcuna importanza ma, considerando le lavorazioni a cui vengono sottoposte le lamiere (foratura, svasatura, etc.) e le deformazioni a cui va incontro un foglio di lamiera estremamente sottile, ci si rende facilmente conto che lavorare con spessori così ridotti porta più svantaggi che vantaggi.

Come si è visto, si è parlato di leghe di alluminio e non di alluminio puro, poiché l'alluminio ha scarsissime caratteristiche meccaniche che ne impediscono un efficace utilizzo nelle costruzioni (anche l'acciaio è una lega di ferro-carbonio e il ferro puro non ha alcun impiego nelle costruzioni). In lega con rame, zinco, silicio, magnesio e manganese l'alluminio forma leghe con caratteristiche meccaniche pienamente soddisfacenti, anche se viene penalizzato da una minore resistenza alla corrosione.

Successivamente alle leghe di Al sono state sviluppate ed utilizzate altre leghe, anche se per impieghi molto particolari, come le leghe di titanio e di magnesio. Le leghe di Ti, per le buone caratteristiche meccaniche, mantenute anche a temperature superiori ai $200 \text{ }^\circ\text{C}$, trovano sempre maggior impiego negli aerei ad alte prestazioni.

I materiali compositi sviluppati negli ultimi 15 anni hanno rivoluzionato il modo di pensare e progettare le strutture, permettendo di ottenere prestazioni (intese come rapporto peso/resistenza meccanica) altrimenti irraggiungibili.

Nelle pagine seguenti vengono esaminati alcuni materiali metallici di rilevante importanza.

3. 1. ACCIAI

I minerali di ferro (ossidi ed ossidi idrati) vengono posti in altoforno e riscaldati fino al punto di fusione (circa 1800 °C). Il carbone coke che serve a raggiungere queste temperature si lega, in parte, col ferro dando origine al prodotto d'altoforno: **la ghisa**. La ghisa d'altoforno contiene mediamente il 3-4,5 % di C sotto forma di carburo di ferro (Fe_3C , cementite). In queste condizioni la ghisa ha scarso interesse dal punto di vista delle costruzioni, poiché ha caratteristiche meccaniche insufficienti. Per ottenere migliori caratteristiche meccaniche è necessario ridurre la percentuale di carbonio, mantenendola tra 0,08% e 1,7%. Le leghe di ferro che rientrano in questa categoria sono gli **acciai**. Percentuali di C inferiori a 0,08 caratterizzano il ferro propriamente detto, che presenta alcune caratteristiche chimico-fisiche interessanti ma caratteristiche meccaniche insoddisfacenti (R_m tra i 200 e 300 N/mm²).

La riduzione della percentuale di carbonio nelle ghise, al fine di produrre l'acciaio, si effettua nei convertitori ove il bagno di ghisa fusa viene ossidato, con l'insufflazione di aria od ossigeno. L'acciaio così ottenuto può essere "ottimizzato" per vari impieghi, legandolo con alcuni elementi che ne esaltano le caratteristiche richieste. Il nostro interesse si limita, per il momento, agli acciai da costruzione che devono possedere notevoli proprietà meccaniche (resistenza, elasticità, tenacità) ed elevata temprabilità. I principali elementi che si legano col ferro per formare gli acciai da costruzione sono: carbonio, nichel, cromo, molibdeno, silicio, vanadio.

Carbonio (C): negli acciai da costruzione viene mantenuto in percentuali comprese tra 0,2 e 0,5. All'aumentare della percentuale di carbonio aumentano la durezza e la resistenza meccanica ma peggiorano rapidamente le caratteristiche di tenacità ed elasticità del materiale; le percentuali indicate sono un compromesso più che accettabile tra le varie caratteristiche.

Nichel (Ni): abbassa la temperatura di tempra, facilitando il trattamento termico. Inoltre migliora tutte le caratteristiche meccaniche (resilienza, allungamento, duttilità, resistenza a trazione, durezza).

Cromo (Cr): quasi sempre utilizzato con il nichel, aumenta la temprabilità degli acciai e favorisce la cementazione. Migliora la tenacità e la resistenza all'usura e, dopo trattamento di bonifica, anche durezza e resistenza meccanica.

Molibdeno (Mo): migliora la temprabilità e aumenta la stabilità al rinvenimento. Con Ni e Cr aumenta la resilienza, la resistenza meccanica, la durezza, la resistenza all'usura, la saldabilità.

Silicio (Si): migliora la temprabilità, la resistenza meccanica, la durezza, la resistenza all'usura e la stabilità al rinvenimento. Provoca un'eccessiva fibrosità che viene sfruttata per la fabbricazione di molle.

Vanadio (V): eleva il limite di fatica ed eleva la lavorabilità a caldo.

Anche se non comunemente impiegati negli acciai da costruzione i seguenti elementi sono presenti in alcuni acciai speciali:

Tungsteno (W): favorisce il mantenimento della resistenza meccanica alle alte temperature.

Titanio (Ti): riduce la fragilità a caldo.

Rame (Cu): aumenta la resistenza alla corrosione.

Manganese (Mn): rende gli acciai facilmente saldabili, imbutibili e cementabili. Gli acciai al manganese si prestano molto bene ai trattamenti di bonifica.

Da notare che lo zolfo (S) peggiora sempre le caratteristiche meccaniche degli acciai e

quindi è da considerarsi un'impurezza che deve essere ridotta il più possibile.

3.1.1. Designazione degli acciai

I vari tipi di acciaio sono designati, secondo le norme UNI, seguendo due criteri principali. Il primo fa riferimento alle caratteristiche meccaniche (R_m), il secondo prende in considerazione la composizione chimica. Esempio del primo criterio è l'indicazione Fe42 che si riferisce ad un acciaio con $R_m=42 \text{ kg/mm}^2$, ovvero, utilizzando il SI, Fe 450 indica un acciaio con $R_m=450 \text{ N/mm}^2$. Il secondo criterio è più complesso ma fornisce l'indicazione della composizione del materiale. Gli acciai non legati (al carbonio) sono identificati dalla lettera C seguita da un numero che indica il tenore medio di carbonio (in percentuale) moltiplicato per 100. Per esempio, un acciaio al carbonio con $C=0,4\%$ viene indicato con la sigla C40. Gli acciai legati riportano l'indicazione della percentuale di carbonio moltiplicata per 100 seguita dai simboli chimici dei leganti caratteristici (in ordine di importanza) e la percentuale del più importante moltiplicata per un fattore opportuno (dipendente dal materiale), esempio: 38NiCrMo4. Gli acciai fortemente legati seguono lo stesso principio ma la loro sigla è preceduta dalla lettera X: X10Cr13.

È comunque evidente che queste indicazioni non sono sufficienti per conoscere le caratteristiche fisiche e meccaniche dell'acciaio che sono definite dalle tabelle UNI il cui numero segue la designazione del materiale: 38NiCrMo4 UNI5332-64.

Un sistema di identificazione più vecchio seguiva sostanzialmente le stesse norme ma assegnava a molti elementi lettere di identificazione convenzionali (si veda lo schema che segue); gli elementi non inclusi mantengono il simbolo chimico usuale. Questo sistema dovrebbe essere non più in uso da molti anni ma viene comunque ricordato, vista "l'inerzia" nel recepimento delle norme più recenti.

Al=A	N=Az	Co=K	Mg=G	Mn=M	Mo=D
Ni=N	Si=S	Sn=E	Ti=T	Zn=Z	S=F
Cr=R	Be=L	Fe=F	Pb=P	Cu=C	

Il corso di Tecnologia approfondirà le nozioni sulla designazione degli acciai secondo le norme UNI.

3.1.1.1. Designazione degli acciai secondo sistemi non UNI

Come spesso accade nel campo delle costruzioni aeronautiche ci si riferisce a materiali di provenienza USA o costruiti a specifiche americane. Può essere utile, allora, accennare la sistema SAE (Society of Automotive Engineers) per la designazione degli acciai.

La designazione SAE consiste in un numero di 4 cifre. La prima indica il legante principale, la seconda la percentuale approssimativa del legante e le ultime due la percentuale di carbonio moltiplicata per 100. Come esempio si possono considerare gli acciai SAE 2330 e SAE 4130.

SAE 2330: Acciaio al Ni (2), in percentuale compresa tra il 3,25 ed il 3,75 (3), con lo 0,30% di C (30).

SAE 4130: Acciaio al Mo (4), in percentuale pari a 1% (1), con lo 0,30% di C (30).

Per riconoscere gli elementi leganti ci si riferisce alla tabella seguente:

Carbonio	1xxx	Cromo	5xxx
Nichel	2xxx	Cromo-Vanadio	6xxx
Nichel-Cromo	3xxx	Tungsteno	7xxx
Molibdeno	4xxx	Silicio-Manganese	8xxx

Molto diffusi sono anche i sistemi di designazione ASTM o AISI (sempre di provenienza USA). Per le corrispondenze tra acciai a norme UNI e acciai a norme straniere ci si può riferire ai vari manuali in commercio.

3.1.2. Trattamenti termici degli acciai

Riscaldando ad una determinata temperatura alcune leghe, mantenendole a tale temperatura per un tempo adeguato e raffreddandole più o meno rapidamente si verificano variazioni nella struttura del materiale che ne modificano le proprietà. Perciò è possibile, per mezzo di opportune operazioni di riscaldamento e successivo raffreddamento (con tempi e temperature ben determinate) ottenere l'aumento delle caratteristiche meccaniche che ci interessano (resistenza meccanica, elasticità, lavorabilità, tenacità, ecc.). Questa serie di operazioni costituiscono i **trattamenti termici**. Durante il riscaldamento il metallo rimane sempre allo stato solido e non viene mai portato a fusione. La scelta di un particolare trattamento termico e delle modalità di esecuzione dipendono dal materiale e dalle proprietà che si vogliono conferire al materiale. Il riscaldamento avviene in forni appositi ad atmosfera controllata per evitare l'ossidazione (più rapida alle alte temperature) o in bagni di appositi sali portati a fusione. Il successivo raffreddamento può essere rapido (eseguito in acqua o olio) o lento (in forno) per ottenere le caratteristiche richieste. I trattamenti termici di materiali ferrosi sono caratterizzati dal fatto che a particolari temperature (dette temperature critiche, rilevabili dai diagrammi di stato) avvengono particolari trasformazioni strutturali che vengono fissate -o impedito- variando opportunamente le temperature di riscaldamento e le velocità di raffreddamento.

3.1.2.1. Ricottura

La ricottura ha lo scopo di conferire all'acciaio dolcezza, omogeneità, lavorabilità all'utensile e malleabilità. Inoltre la ricottura distrugge gli effetti di trattamenti termici precedenti oppure gli effetti di lavorazioni plastiche (laminazione, trafilatura, stampaggio) che possono aver incrudito il materiale. Per eseguire la ricottura si opera un riscaldamento a temperature variabili tra i 900 °C per gli acciai dolci e i 750 °C per gli acciai duri a più elevato tenore di carbonio. Raggiunta la temperatura desiderata la si deve mantenere per un tempo sufficiente a formare la struttura desiderata in tutto il pezzo. Il raffreddamento viene eseguito in forno, molto lentamente. Per tutta la durata del trattamento l'atmosfera dal forno deve essere attentamente controllata.

3.1.2.2. Normalizzazione

La normalizzazione ha lo scopo di fissare nel materiale una grana fine ed omogenea, di distruggere le tensioni di fucinatura, di rigenerare l'acciaio surriscaldato e di migliorare la tenacità. Si esegue riscaldando il pezzo a temperatura di poco superiore a quella di ricottura, per un tempo sufficiente a riscaldare tutto il pezzo e raffreddando in aria calma.

3.1.2.3. Tempra

La tempra ha lo scopo opposto a quello della ricottura, provocando nel materiale un notevole aumento di durezza e resistenza meccanica. Il trattamento si esegue riscaldando l'acciaio ad una temperatura compresa tra i 790 °C ed i 910 °C (in relazione alla percentuale di carbonio) e raffreddando rapidamente il pezzo. Il brusco raffreddamento fissa a temperatura ambiente una struttura cristallina (martensite) che, a questa temperatura, non potrebbe esistere. Questa struttura è caratterizzata da elevata durezza e resistenza meccanica ma è altresì estremamente fragile. Parametro fondamentale nel trattamento di tempra è la velocità critica di raffreddamento, intesa come la minima velocità di raffreddamento alla quale si forma la struttura cristallina sopracitata. Per avere una tempra soddisfacente la velocità di raffreddamento deve

essere maggiore di quella critica. Per pezzi di grandi dimensioni o di forme complesse è indispensabile garantire un raffreddamento uniforme; in caso contrario si generano tensioni interne al materiale di entità tale da portare a deformazioni e rotture. Come mezzi di raffreddamento si utilizzano (in ordine crescente di capacità raffreddante): olio, acqua, acqua salata.

3.1.2.4. Rinvenimento

Il rinvenimento elimina le tensioni interne prodotte dal trattamento di tempra e, riducendo la fragilità, migliora la tenacità dell'acciaio. È un trattamento che ha luogo dopo la tempra e si effettua a temperature variabili a seconda delle caratteristiche che si vogliono ottenere. Dopo il riscaldamento il pezzo viene raffreddato in acqua o olio. Durante il riscaldamento la pellicola di ossidi sulla superficie del pezzo assume colorazioni caratteristiche (non luminose) in rapporto alla temperatura raggiunta (si veda la tabella a fianco, valida per acciai al carbonio).

Colore della pellicola di ossidi	Temperatura [°C]
Giallo chiaro	220
Giallo paglia	230
Giallo oro	243
Marrone	255
Marrone chiazzato porpora	265
Porpora	277
Blu scuro	288
Blu brillante	297
Blu chiaro	321

3.1.2.5. Bonifica

Il ciclo di trattamenti termici di tempra e rinvenimento eseguiti in successione prende il nome di bonifica. Di particolare importanza è il trattamento di bonifica isoterma che consiste in un riscaldamento alle temperature proprie della tempra, in un primo raffreddamento fino a temperature di poco inferiori ai 700 °C, che vengono mantenute per tempi opportuni (necessari per ottenere le forme cristalline desiderate), e il raffreddamento finale fino alla temperatura ambiente.

Alcuni particolari costruiti in acciaio possono richiedere elevate durezze superficiali, senza uno scadimento delle caratteristiche di tenacità. Il trattamento di tempra (o di bonifica) non è in grado di rispondere totalmente a questi requisiti; per ovviare a ciò si ricorre ai trattamenti termochimici di diffusione superficiale: cementazione e nitrurazione.

3.1.2.6. Cementazione

La cementazione si effettua riscaldando l'acciaio ad elevate temperature (specifiche per ogni acciaio e per ogni agente carburante) a contatto con materiali capaci di cedere carbonio agli strati superficiali del pezzo. L'accresciuta percentuale di carbonio aumenta drasticamente la durezza degli strati interessati, lasciando il cuore a tenacità elevata.

3.1.2.7. Nitrurazione

Ha gli stessi scopi della cementazione ma viene eseguita in condizioni differenti. L'acciaio, specifico da nitrurazione, viene riscaldato a 500-530 °C per 50-100 ore a contatto di una corrente di ammoniacca. A tali temperature l'ammoniaca si decompone in idrogeno ed azoto atomico che penetra negli strati superficiali del pezzo, aumentandone di molto la durezza. Lo spessore dello strato indurito dalla nitrurazione è più ridotto di quello cementato ma presenta maggiori durezze e migliori doti di resistenza alle alte temperature ed alla corrosione.

In fase di riscaldamento l'acciaio assume colorazioni distintive (luminose), caratteristiche della temperatura raggiunta, riassunte nella tabella seguente:

Colore	Temp. [°C]	Colore	Temp. [°C]
Rosso nascente	650	Arancio	950
Rosso scuro	700	Giallo	1100
Rosso ciliegia nascente	750	Giallo chiaro	1150
Rosso ciliegia	800	Giallo chiarissimo	1200
Rosso ciliegia chiaro	850	Bianco	1250
Rosso chiaro	900		

Con riferimento a tre acciai SAE molto diffusi, si riportano, nella tabella sottostante, alcune indicazioni sulle temperature proprie di alcuni trattamenti termici.

Sigla SAE	Temperature in °C			Mezzo di raffredd.	Temperature di rinvenimento per ottenere le resistenze indicate, in p.s.i.				
	Normalizz.	Ricottura	Tempra		100 000	125 000	150 000	180 000	200 000
1020	900 – 954	870 – 930	855 – 915	Acqua	--	--	--	--	--
2330	800 – 830	775 – 800	790 – 815	Acqua o olio	593	510	427	--	--
4130	870 – 925	830 - 856	855 - 885	Olio	--	566	482	371	301

3.1.3. Acciai “maraging”

Riserviamo agli acciai “maraging” una descrizione separata poiché sono acciai molto particolari, a bassissimo tenore di carbonio (<0,03%) con caratteristiche tali da farne un materiale eccellente per la costruzione di parti fortemente sollecitate (anche se sottoposte a temperature piuttosto elevate).

Gli acciai maraging sono stati sviluppati nel 1960 negli USA; il termine “maraging” deriva da “martensite ageing” che indica l’aumento di durezza della martensite (tipica struttura ottenuta con la tempra completa) tramite rinvenimento od invecchiamento. Gli acciai maraging vengono comunemente indicati con un numero che rappresenta la resistenza a trazione espressa in N/mm^2 .

Caratteristiche peculiari di questo tipo di acciaio sono la elevatissima resistenza meccanica e le buone doti di duttilità e resilienza (ottenute grazie al ridottissimo tenore di carbonio). Gli elevati carichi di snervamento e di rottura vengono mantenuti sino a temperature prossime ai 350 °C. La durezza è abbastanza alta e può essere ulteriormente incrementata mediante nitrurazione, da eseguirsi durante il rinvenimento a circa 480 °C, ottenendo così durezze superficiali elevatissime. La resilienza è buona e si mantiene tale anche alle basse temperature. L’allungamento percentuale risulta essere maggiore di quello degli acciai legati di corrispondente resistenza meccanica. I limiti di fatica sono uguali o superiori a quelli di molti acciai legati di qualità.

La buona deformabilità (sia a caldo che a freddo) permette l’uso di tutte le tecniche consuete, senza dover ricorrere a ricotture intermedie. La lavorabilità alle macchine utensili è particolarmente soddisfacente se paragonata ad acciai “normali” di pari durezza (questo argomento rappresenta un punto a favore degli acciai maraging rispetto alle leghe di titanio). Nel rinvenimento successivo alla ricottura le variazioni di volume, le ossidazioni e le distorsioni sono tanto piccole da permettere le lavorazioni di finitura alle macchine utensili prima del rinvenimento, quando l’acciaio è ancora tenero. Le doti di saldabilità sono soddisfacenti, tanto allo stato ricotto quanto allo stato rinvenuto, senza presentare fragilità o tendenza alla fessurazione.

La resistenza alla corrosione, anche per i tipi non inossidabili, è superiore a quella degli acciai debolmente legati. Una cadmiatura o un procedimento galvanico sono in grado di

umentare notevolmente la resistenza alla corrosione di questi acciai.

3.1.3.1. Composizione chimica

Caratteristica peculiare degli acciai maraging è, come già visto, la ridottissima percentuale di carbonio; il nichel rappresenta il legante principale, con percentuali attorno al 18%, seguito da cobalto, cromo, molibdeno e titanio. Nella tabella che segue vengono riassunte alcune caratteristiche chimiche, meccaniche e tecnologiche degli acciai maraging.

		Tipo di acciaio			
		1450	1750	2100	2450
Composizione nominale	Nichel	18	18	18	17,5
	Cobalto	8,5	8	9	12,5
	Molibdeno	3	5	5	3,8
	Titanio	0,2	0,4	0,6	1,8
Caratteristiche meccaniche dopo la ricottura di solubilizzazione a 820 °C	Carico di snervamento (0,2%) [N/mm ²]	660 – 820			850
	Resistenza a trazione [N/mm ²]	1000 – 1100			1160
	Durezza HV HB	280 – 320 27 – 32			345 35
Caratteristiche meccaniche allo stato completamente trattato (dopo rinvenimento per 3 ore a 480 °C)	Carico di snervamento (0,2%) [N/mm ²]	1340 – 1480	1640 – 1860	1810 – 2120	2490
	Resistenza a trazione [N/mm ²]	1400 – 1540	1680 – 1920	1860 – 2170	2500
	Durezza HV HB	430 – 480 43 – 46	500 – 560 48 – 52	540 – 620 51 – 56	620 – 680 56 - 59

Oltre ai leganti indicati nella tabella soprastante possono essere presenti altri elementi; la “International Nickel Company” (ditta che per prima mise a punto gli acciai maraging) indica, come percentuali limite, quelle indicate in tabella seguente.

Elemento	Percentuale	Elemento	Percentuale
Carbonio	0,03 % max	Alluminio	0,05 – 0,15 %
Manganese	0,12 % max	Boro	0,003 % aggiunto
Silicio	0,12 % max	Calcio	0,05 % aggiunto
Zolfo	0,01 % max	Zirconio	0,02 % aggiunto
Fosforo	0,01 % max	Si * Mn	0,20 % max
Cromo	8 – 15 %		

Rispetto agli acciai convenzionali i vari elementi di lega presentano influenze di tipo diverso, riassunte nello schema seguente.

Carbonio: presente in minima percentuale per evitare la formazione di carburi che provocherebbero fragilità.

Nichel: è il principale elemento di lega; la elevata percentuale di nichel consente, con un semplice raffreddamento in aria, di ottenere una particolare martensite costituita da nichel in ferro

Cromo: presente in percentuali medio-alte, conferisce buona resistenza all’ossidazione e facilità d’indurimento nella fase di rinvenimento.

Cobalto, molibdeno e titanio: sono gli elementi che permettono l’indurimento dell’acciaio

nella fase di rinvenimento (titanio in modo particolare).

Alluminio: permette di disossidare l'acciaio allo stato liquido e permette l'indurimento della martensite ottenuta con il rinvenimento.

Zolfo, silicio e manganese: poiché peggiorano le caratteristiche dell'acciaio devono essere presenti nella minima quantità possibile.

3.1.3.2. Trattamento termico

È un trattamento caratteristico degli acciai maraging e prevede una ricottura di solubilizzazione seguita da un rinvenimento (o invecchiamento).

La ricottura di solubilizzazione viene eseguita ad una temperatura di 750-900 °C, per un tempo di 1-2 ore (mediamente 1 ora ogni 25 mm di spessore). Segue un raffreddamento in aria nel quale si forma una struttura denominata martensite (anche se, in effetti, è notevolmente diversa dalla martensite che si forma durante la tempra degli acciai convenzionali al carbonio). Questa martensite ha una durezza inferiore a quella degli acciai al carbonio ed è facilmente deformabile e lavorabile. Dopo la ricottura viene effettuato un rinvenimento (così denominato per analogia con il trattamento eseguito sugli acciai al carbonio; in effetti, visti i risultati che si ottengono, dovrebbe essere chiamato invecchiamento) con permanenza a circa 480 °C per 2-3 ore, seguito da raffreddamento in aria. Con questo trattamento vengono fortemente aumentate le caratteristiche meccaniche di questi acciai.

3. 2. LEGHE DI ALLUMINIO

L'alluminio si ricava, quasi esclusivamente, dalla bauxite, terra rosso-bruna composta essenzialmente da ossidi idrati di alluminio ed ossidi di ferro, silicio e titanio. La metallurgia dell'alluminio può essere divisa in due fasi: produzione di allumina pura per via chimica ed elettrolisi della miscela fusa di allumina e criolite (fluoruri di sodio ed alluminio) per la produzione di alluminio.

Il processo generalmente utilizzato per la produzione di allumina è il processo Bayer che si basa sulla reazione della bauxite con una soluzione concentrata di soda caustica, a pressione e temperatura relativamente elevate. La bauxite frantumata ed essiccata viene ridotta in polvere; questa viene portata alle condizioni di reazione (temperatura di 180 - 200 °C e pressione di 150 - 200 MPa = 15 - 20 atm) in apposite autoclavi. In queste condizioni l'alluminio solubilizza come alluminato sodico; le scorie sono costituite da ossidi di ferro, silicio, titanio ("fanghi rossi"). La soluzione di alluminato sodico, diluita e filtrata, viene fatta stazionare in decompositori per circa 100 ore. In questo tempo avviene la formazione (innescata con l'introduzione di cristalli di idrossido d'alluminio) di idrossido di alluminio per reazione di idrolisi. L'idrossido di alluminio viene separato e "cotto" in forni rotativi a circa 1200 °C, l'idrossido di sodio (soda caustica) viene reintrodotta nel ciclo produttivo. L'allumina così ottenuta ha una purezza >99,5%. Per ottenere l'alluminio è necessario sottoporre ad elettrolisi l'allumina prodotta in precedenza. Il processo di elettrolisi prevede lo scioglimento dell'allumina in criolite fusa, al fine di ridurre la temperatura della cella elettrolitica a valori accettabili (circa 970 °C). Durante l'elettrolisi il metallo si deposita sul fondo della vasca (catodo) e l'ossigeno si sviluppa all'anodo (elettrodo di carbone) che si consuma per combustione. L'alluminio così prodotto (detto di "prima fusione") ha un titolo di circa il 99,5%, con impurezze costituite da ferro e silicio. Il metallo fuso può essere colato immediatamente in pani o inviato a forni di attesa per la produzione di leghe.

L'**alluminio puro** ha scarse caratteristiche meccaniche e si ossida con estrema facilità, con la formazione di una pellicola compatta di ossido. L'ossido è altamente stabile e non attacca il metallo sottostante, agendo come passivante. L'eventuale presenza di impurezze di varia natura pregiudica la formazione della pellicola compatta di ossido, con conseguente maggiore predisposizione all'ossidazione profonda. L'alluminio presenta, però, interessanti caratteristiche tecnologiche (malleabilità, duttilità, imbutibilità) che si concretizzano con una notevole facilità di lavorazione plastica a freddo e a caldo; particolare notevole risulta essere la conservazione di queste caratteristiche anche per le **leghe di alluminio**.

Le limitate caratteristiche meccaniche dell'alluminio di prima fusione possono essere notevolmente incrementate mediante l'aggiunta di elementi di lega. I principali leganti dell'alluminio sono: rame, silicio, manganese, magnesio, zinco; possono essere aggiunti singolarmente per formare leghe binarie ma più spesso vengono aggiunti in "gruppo" per formare leghe più complesse. Per modificare o migliorare le caratteristiche fisiche o tecnologiche si aggiungono eventuali elementi correttivi (ferro, titanio, nichel). I vari elementi di lega possono essere aggiunti direttamente all'alluminio fuso o tramite la formazione di una lega binaria alla massima concentrazione del legante (lega madre) che viene introdotta nell'alluminio fuso.

Esaminiamo, brevemente, le caratteristiche che conferiscono alla lega di alluminio i seguenti elementi di lega:

Rame (Cu): forma leghe trattabili termicamente (bonificabili). Con l'aumentare della percentuale si ottiene un aumento della resistenza meccanica e della durezza; la resistenza meccanica si mantiene soddisfacente fino a temperature di circa 100 °C. Anche se in piccole percentuali influisce pesantemente, in modo negativo, sulla resistenza alla corrosione. Nelle

leghe da fonderia è presente in percentuali tra il 4% e il 10%; nelle leghe da lavorazione plastica non supera il 6%.

Silicio (Si): non produce leghe bonificabili. Aumenta resistenza meccanica e durezza senza ridurre sensibilmente la duttilità della lega. Non influisce in modo rilevante sulla resistenza alla corrosione; aumenta notevolmente le caratteristiche di colabilità ed è perciò destinato a formare leghe da fonderia. Le percentuali variano tra il 2 ed il 15%.

Magnesio (Mg): aumenta notevolmente le doti di resistenza alla corrosione, permettendo di superare (in alcuni ambienti) le caratteristiche dell'alluminio puro. Consente di aumentare le caratteristiche meccaniche se presente in percentuale massima del 10%. Influisce negativamente sulla fusione, aumentando l'ossidabilità delle leghe di alluminio. Nelle leghe da lavorazione plastica è presente in percentuali comprese tra 1 e 5%; nelle leghe da fonderia tra il 3 ed il 10%.

Zinco (Zn): aumenta resistenza meccanica e durezza ma abbassa la resistenza a caldo e la resistenza alla corrosione. L'aggiunta di circa il 3% di rame, in una lega con il 10-12% di zinco, riduce al minimo questi difetti. Lo zinco influisce grandemente sulle doti di temprabilità delle leghe leggere, permettendo di ottenere, con leghe Al-Zn-Cu-Mg bonificate, resistenze comparabili agli acciai.

Manganese (Mn): contrasta gli effetti indesiderati del ferro ed aumenta la resistenza alla corrosione.

Come si nota da quanto sopra esposto è la presenza di alcuni elementi di lega che rende "bonificabili" le leghe di alluminio, con un sostanziale aumento delle caratteristiche meccaniche.

3.2.1. Classificazione delle leghe di alluminio

Le leghe leggere vengono, in prima istanza, classificate in funzione della trasformazione tecnologica cui sono destinate: lavorazione plastica o fonderia. A tale suddivisione si aggiungono anche altri criteri di classificazione: in base alla composizione chimica ed in funzione alla attitudine al trattamento di bonifica.

Secondo la classificazione chimica, le leghe sono suddivise in base al legante principale; avremo, perciò, i seguenti gruppi di leghe:

Leghe Al-Cu (e derivate: Al-Cu-Si, Al-Cu-Mg, etc.): caratterizzate da buona resistenza meccanica, mantenuta fino a circa 100 °C, e bonificabile.

Leghe Al-Zn (e derivate: Al-Zn-Mg-Cu): caratterizzate da buona resistenza a freddo e lavorabilità, bonificabile.

Leghe Al-Si (e derivate): caratterizzate da buona colabilità.

Leghe Al-Mg (e derivate): caratterizzate da buona resistenza alla corrosione e attitudine alle lavorazioni plastiche e all'utensile.

Leghe Al-Sn: caratterizzate da proprietà antifrizione.

Leghe Al-Mn-Ni: caratterizzate da elevate caratteristiche alle alte temperature.

Leghe Al-Mn e Al-Mn-Mg: caratterizzate da buone proprietà e lavorabilità per deformazione plastica.

Dei vari gruppi sopracitati, nel campo delle costruzioni aeronautiche, si fa uso principalmente di leghe **Al-Cu** e **Al-Zn** e relative leghe derivate.

In funzione all'attitudine al trattamento di bonifica si hanno leghe bonificabili e leghe non bonificabili. Il **trattamento di bonifica** viene attuato in due fasi: tempra strutturale ed invecchiamento. Questo trattamento permette di incrementare notevolmente le caratteristiche meccaniche della lega. Nel caso di leghe non bonificabili si possono avere aumenti delle caratteristiche meccaniche tramite **incrudimento**.

3.2.2. Designazioni convenzionali UNI

Per la designazione convenzionale delle leghe di alluminio l'ente italiano di unificazione (UNI) prevede una prima classificazione in leghe per getti e leghe da lavorazione plastica, individuate, rispettivamente, dal simbolo **G** o **P**. Questo simbolo è seguito da una simbologia correlata ai vari leganti, ai vari elementi correttivi ed alla loro percentuale. Le leghe, come visto sopra, sono suddivise in gruppi caratterizzati dall'elemento preponderante; la presenza di altri elementi individua la singola lega. I vari elementi vengono indicati con il simbolo chimico; negli anni trascorsi si utilizzavano simboli convenzionali (similmente a quanto visto per gli acciai).

3.2.2.1. Designazione di leghe per getti (fonderia)

La designazione di una lega per getti prevede, nell'ordine,

- la lettera G seguita da un trattino,
- il simbolo chimico dell'alluminio, seguito da quello dell'elemento principale che caratterizza il gruppo,
- un numero che indica la percentuale dell'elemento di lega principale,
- i simboli di altri eventuali elementi di lega, caratterizzanti il genere,
- eventuali indicazioni relative allo stato di fornitura (preceduto da un trattino, secondo la tabella che segue),
- il richiamo alla tabella UNI in cui la lega è descritta.

	Indicazioni relative allo stato di fornitura
-T	Tempra di soluzione, con raffreddamento in acqua (10 – 30 °C)
-TS	Tempra di soluzione, dipendente dal raffreddamento nella forma in sabbia
-TC	Tempra di soluzione, dipendente dal raffreddamento nella forma in metallo (effetto conchiglia)
-TB	Tempra di soluzione, con raffreddamento in acqua bollente
-TO	Tempra di soluzione, con raffreddamento in olio
-TA	Tempra di soluzione, con raffreddamento in aria soffiata
-N	Invecchiamento naturale, dopo tempra di soluzione comunque ottenuta
-A	Invecchiamento artificiale a temperatura >50 °C, dopo tempra di soluzione, comunque ottenuta
-S	Stabilizzazione dimensionale
-R	Ricottura
-B	Bonifica (indicazione generica per tempra di soluzione seguita da invecchiamento naturale o artificiale)

Ad esempio, l'indicazione **G-AlCu4NiMgTi-TA** individua una lega di alluminio, da fonderia, contenente il 4% di rame, corretta con Ni, Mg e Ti, temprata ed invecchiata artificialmente (si presti attenzione alle lettere maiuscole/minuscole).

3.2.2.2. Designazione leghe da lavorazione plastica

La designazione delle leghe da lavorazione plastica è simile a quella già vista per le leghe da fonderia e prevede, nell'ordine:

- la lettera P seguita da un trattino
- il simbolo chimico dell'alluminio, seguito da quello dell'elemento principale che caratterizza il gruppo,
- un numero che indica la percentuale dell'elemento di lega principale,
- i simboli di altri eventuali elementi di lega, caratterizzanti il genere,
- eventuali indicazioni relative allo stato di fornitura
- il richiamo alla tabella UNI in cui la lega è descritta.

Oltre alle indicazioni di fornitura già citate nella tabella soprastante (escluse, ovviamente, le indicazioni Tc e Ts), può essere indicato il grado di incrudimento segnalato dalla lettera H,

seguita da un numero di due cifre che indica il grado percentuale di incrudimento.

Ad esempio, l'indicazione **P-ALSi1Mg-TAH20** individua una lega di alluminio, da lavorazione plastica, con 1% di silicio, contenente Mg, temprata in acqua, invecchiata artificialmente ed incrudita al 20%.

3.2.2.3. Designazioni secondo sistemi non UNI (A.A.)

Per le sole leghe da **lavorazione plastica** si fa spesso riferimento alla classificazione dell'Aluminum Association (A.A.); è un sistema molto diffuso, soprattutto nell'ambito delle costruzioni aeronautiche.

Questo sistema di designazione prevede l'individuazione della lega con un **numero di 4 cifre**; la **1^a cifra identifica il gruppo della lega**, come da prospetto seguente:

1. Caratterizza l'alluminio tecnico ($Al_{min}=99,5\%$)
2. Caratterizza le leghe del gruppo **Al-Cu** (Al-Cu, Al-Cu-Mg, Al-Cu-Mg-Si)
3. Caratterizza le leghe del gruppo **Al-Mn** (Al-Mn, Al-Mn-Mg, Al-Mn-Si)
4. Caratterizza le leghe del gruppo **Al-Si**
5. Caratterizza le leghe del gruppo **Al-Mg**
6. Caratterizza le leghe del gruppo **Al-Mg₂Si**
7. Caratterizza le leghe del gruppo **Al-MgZn₂**

La **2^a cifra** definisce le eventuali varianti alla lega originaria, cui è riservato il numero 0.

Le **ultime due cifre** individuano le singole leghe nell'ambito del gruppo; fanno eccezione i materiali del 1° gruppo per i quali le ultime due cifre indicano il grado di purezza dell'alluminio (per esempio, 1050 corrisponde ad un alluminio tecnico con il 99,50% di alluminio).

Si noti che la designazione A.A. permette solo di classificare le leghe in base alla loro composizione chimica; non consente, in alcun modo, di conoscere le loro caratteristiche meccaniche/tecnologiche che sono descritte nelle specifiche Federali o MIL.

La tabella a fianco indica le leghe di alluminio (A.A.) di uso più frequente ed i loro componenti di lega; è pure indicata la loro predisposizione al trattamento termico (T) o la necessità di incrudimento (H) perché non adatte al trattamento termico.

Dalla stessa tabella si ha conferma del fatto che solo le leghe Al-Cu e Al-Zn sono bonificabili (campi ombreggiati).

Nelle pagine seguenti sarà fornita una tabella con la composizione chimica dettagliata di queste leghe.

Lega	Trattam.	Percentuale di leganti (Al e impurezze : il resto)					
		Cu	Si	Mn	Mg	Zn	Cr
1100	H	--	--	--	--	--	--
3003	H	--	--	1,2	--	--	--
2017	T	4,0	--	0,5	0,5	--	--
2117	T	2,5	--	--	0,3	--	--
2024	T	4,5	--	0,6	1,5	--	--
5052	H	--	--	--	2,5	--	0,25
6061	T	0,25	0,6	--	1,0	--	0,25
7075	T	1,6	--	--	2,5	5,6	0,3

Nella tabella che segue sono, invece, indicate le caratteristiche meccaniche, per vari trattamenti, delle leghe sopra elencate .

- **Rm** indica la resistenza a trazione, in migliaia di p.s.i (libbre/pollice²)
- **HB** indica la durezza Brinell, sfera diametro 10 mm, carico 500 kg
- **T** indica la resistenza al taglio, in migliaia di p.s.i. (lbs/in²)

Lega	Rm	HB	T	Lega	Rm	HB	T	Lega	Rm	HB	T
1100 – O	13	23	9,5	2117 – T4	43	70	26	5052 – H14	37	67	21
1100 – H14	17	32	11	2024 – O	26	42	18	5052 – H18	41	85	24
1100 – H18	24	44	13	2024 – T4	68	105	41	6061 – O	18	30	12,5
3003 – O	16	28	11	2024 – T36	70	116	42	6061 – T6	45	95	30
3003 – H14	21	40	14	Alclad 2024 – T3	62	--	40	7075 – O	33	60	22
3003 – H18	29	55	16	Alclad 2024 – T36	66	--	41	7075 – T6	82	150	49
2017 – T4	43	70	26	5052 – O	29	45	18	Alclad 7075 – O	32	--	22

Si lascia, come esercizio, la conversione da p.s.i. in daN/mm^2 e kg/mm^2 .

In accordo con le norme A.A. i **trattamenti di incrudimento** vengono indicati, di seguito alla designazione della lega, con le sigle riportate nel prospetto seguente:

Indicazioni relative allo stato di fornitura	
- O	Ricotto ricristallizzato (solo per materiali da lavorazione plastica)
- H12	Incrudito, rinvenuto ad $\frac{1}{4}$ di durezza
- H14	Incrudito, rinvenuto a $\frac{1}{2}$ di durezza
- H16	Incrudito, rinvenuto a $\frac{3}{4}$ di durezza
- H22	Incrudito, rinvenuto a durezza completa
- H24	Incrudito e parzialmente ricotto, rinvenuto ad $\frac{1}{4}$ di durezza
- H26	Incrudito e parzialmente ricotto, rinvenuto a $\frac{1}{2}$ di durezza
- H28	Incrudito e parzialmente ricotto, rinvenuto a $\frac{3}{4}$ di durezza
- H32	Incrudito e stabilizzato, rinvenuto ad $\frac{1}{4}$ di durezza
- H34	Incrudito e stabilizzato, rinvenuto a $\frac{1}{2}$ di durezza
- H36	Incrudito e stabilizzato, rinvenuto a $\frac{3}{4}$ di durezza
- H38	Incrudito e stabilizzato, rinvenuto a durezza completa
- H112	Come fabbricato, con specifici limiti alle proprietà meccaniche
- F	Per leghe da lavorazione plastica, come fabbricate, senza limiti specifici alle proprietà meccaniche

Il trattamento di incrudimento aumenta le caratteristiche meccaniche delle leghe non bonificabili, ovvero, se eseguito subito dopo la tempra, prima dell'invecchiamento, somma i suoi effetti a quelli della bonifica (ovviamente per le leghe bonificabili).

3.2.3. Trattamenti termici delle leghe leggere

Le leghe leggere di alluminio trattabili termicamente sono quelle in cui sono presenti i composti di Al-Cu, Al-Si, Al-Mg, Al-Zn che sono i leganti fondamentali delle leghe da trattamento termico. In sostanza le leghe da bonifica appartengono ai **gruppi 2, 6 e 7** (secondo la classificazione A.A.).

I trattamenti termici eseguiti sulle leghe leggere sono:

- **Tempra strutturale** (solution heat treatment)
- **Invecchiamento** o riprecipitazione (precipitation heat treatment)
- **Ricottura** (annealing) di vario tipo.

I primi due, effettuati in successione, costituiscono il trattamento di **bonifica**.

3.2.3.1. Tempra strutturale

Il materiale viene riscaldato e mantenuto a temperatura adeguata (in linea di massima tra i 480 ed i 530 °C, per dati più precisi si vedano le tabelle che seguono) per un tempo sufficiente a solubilizzare tutti gli elementi di lega. Si forma, così, un reticolo cristallino stabile, proprio di queste temperature. Raffreddando rapidamente in acqua il materiale, si “blocca” questa struttura cristallina anche a temperatura ambiente.

Lega	Temperatura [°C]	Mezzo di raffreddamento	Designazione
2017	499 – 510	Acqua fredda	T4
2117	499 - 510	Acqua fredda	T4
2024	488 – 499	Acqua fredda	T4
6061	516 – 527	Acqua	T4
7075	466	Acqua	T4

3.2.3.2. Invecchiamento o riprecipitazione.

Le condizioni di solubilizzazione degli elementi di lega nell’alluminio sono, di fatto, instabili a temperatura ambiente e i vari componenti tendono a separarsi “riprecipitando”, per portarsi in condizioni di stabilità. Questo fenomeno, detto di invecchiamento, avviene abbastanza lentamente a temperatura ambiente (parecchi giorni); in questo periodo il materiale ha una struttura in evoluzione. Si può accelerare questo processo in modo artificiale riscaldando in forno il materiale alle temperature indicate in tabella.

Lega	Temperatura [°C]	Tempo [h]
2017	Temperatura ambiente	96
2117	Temperatura ambiente	96
2024	Temperatura ambiente	96
Alclad 2024	174 – 179	8
2014	179 – 185	5
6053	157 – 163	12 – 20
6051	157 – 163	12 – 20
7075*	174 – 179	6 – 10
Alclad 7075	118 – 124	24

* Se il materiale non viene posto in forno per l’invecchiamento artificiale entro 2 ore dalla tempra, è necessario attendere almeno 2 giorni prima di procedere all’invecchiamento artificiale.

La riprecipitazione può essere sensibilmente rallentata conservando i materiali in frigorifero a temperature inferiori a 0 °C.

La tempra strutturale può limitare in qualche modo le deformazioni plastiche attuabili (a causa dell’aumento di durezza); si possono, tuttavia, aumentare le caratteristiche meccaniche del materiale eseguendo la deformazione plastica subito dopo la tempra strutturale, prima che inizi la riprecipitazione. In questo modo si sovrappongono agli effetti della bonifica quelli della lavorazione plastica, con evidenti benefici. Come esempio di quanto esposto si considerino i ribattini in lega 2024 che, dopo essere stati temprati, vengono conservati in congelatore a -5 °C fino al momento della messa in opera che deve avvenire entro 15-20’ dall’uscita dal congelatore. I ribattini acquisiscono il 100% delle loro caratteristiche dopo 4 giorni dall’installazione (96 ore, come indicato nella tabella soprastante).

3.2.3.3. Ricottura

La ricottura sulle leghe di alluminio può essere eseguita secondo vari metodi, in relazione ai risultati che si vogliono ottenere.

Ricottura di distensione

Si prefigge l'eliminazione o la riduzione delle tensioni interne che si creano durante la colata in acqua, nel corso del ciclo produttivo di semilavorati in lega da lavorazione plastica. Si esegue mantenendo per un tempo adeguato il materiale a circa 300 °C; in queste condizioni non si verificano variazioni nella struttura cristallina del materiale.

Ricottura di omogeneizzazione

Elimina gli effetti di precedenti trattamenti termici e di bonifica e riporta nelle condizioni ideali una lega in cui si siano formate alterazioni indesiderate nella struttura cristallina. La ricottura di omogeneizzazione si esegue a temperature piuttosto alte (circa 540-560 °C), prossime al punto di fusione, e per tempi abbastanza lunghi; il raffreddamento è lento, in modo da ottenere la struttura cristallina come da diagramma di stato.

Ricottura di ricristallizzazione

Le lavorazioni plastiche a caldo e, soprattutto, quelle a freddo provocano un incrudimento del materiale (con deformazioni della struttura cristallina) tale da ostacolare ulteriori lavorazioni. La ricottura di ricristallizzazione permette di riassetare la struttura cristallina del materiale, eliminando completamente lo stato di incrudimento iniziale.

Ricottura di eterogeneizzazione (o di precipitazione)

È un trattamento poco diffuso, applicato principalmente alle leghe Al-Mg che abbiano subito riscaldamenti, anche localizzati (durante la lavorazione) a temperature dell'ordine dei 400 °C. Si ottiene l'eliminazione degli effetti di incrudimento derivanti da precedenti lavorazioni plastiche.

Ricottura di stabilizzazione

Molte leghe leggere, soprattutto quelle bonificabili, non riassorbono completamente la dilatazione che sopportano per effetto dell'aumento di temperatura a cui sono state sottoposte nel ciclo di bonifica. Rimane una dilatazione residua di circa lo 0,3% che, pur essendo di piccola entità, è molto spesso non trascurabile. La ricottura di stabilizzazione rimedia a questa situazione; viene eseguita con un riscaldamento a 240-270 °C per un tempo adeguato, seguito da un raffreddamento in aria. È evidente che questo trattamento, se eseguito su leghe già bonificate, comporta una diminuzione delle caratteristiche meccaniche già raggiunte del materiale.

I **materiali placcati** devono essere ricotti con particolare attenzione, al fine di ridurre al massimo il tempo di permanenza ad alta temperatura, poiché alcuni elementi di lega tendono a diffondersi nello stato placcato riducendone la resistenza alla corrosione.

I **trattamenti termici** che si eseguono sulle leghe leggere sono convenzionalmente indicati (secondo le norme A.A.) con le sigle riportate in tabella:

Designazione	Indicazioni relative allo stato di fornitura
- O	Ricotto, ricristallizzato, solo per materiali da lavorazione plastica
- T2	Ricotto, solo per getti
- T3	Temprato strutturalmente e lavorato a freddo con raddrizzatura e spianatura
- T4	Temprato strutturalmente

Designazione	Indicazioni relative allo stato di fornitura
- T42	Temprato strutturalmente dall'utilizzatore, senza considerare il precedente rinvenimento, solo per 2014 e 2024
- T5	Invecchiato artificialmente (solo per getti)
- T6	Temprato strutturalmente ed invecchiato artificialmente
- T62	Temprato strutturalmente ed invecchiato artificialmente dall'utilizzatore, senza considerare il precedente rinvenimento, solo per 2014 e 2024
- T351, - T451 - T3510, - T4510 - T3511, - T4511	Temprato strutturalmente, scaricato dagli sforzi per stiramento, per produrre deformazioni permanenti dell' 1-3 %
- T651, - T851 - T6510, - T8510 - T6511, - T8511	Temprato strutturalmente, invecchiato artificialmente, scaricato dagli sforzi per stiramento, per produrre deformazioni permanenti dell' 1-3 %
- T652	Temprato strutturalmente, compresso per produrre una deformazione permanente, invecchiato artificialmente
- T81	Temprato termicamente, lavorato a freddo per raddrizzatura o spianatura ed invecchiato artificialmente
- T86	Temprato termicamente, lavorato a freddo con riduzione del 6 % ed invecchiato artificialmente
- F	Per leghe da lavorazione plastica; come fabbricate, senza limiti alle caratteristiche meccaniche. Per leghe da fonderia, come da getto.

Queste indicazioni vanno a completare la sigla della lega, fornendo una indicazione precisa dello stato di fornitura del semilavorato, ad esempio:

7075-T6: lega 7075 bonificata (invecchiamento artificiale)

2024-T4: lega 2024 temprata ed invecchiata naturalmente.

Le designazioni che più frequentemente ricorrono sono: -T2, -T3, -T4, -T5, -T6.

Per concludere l'argomento leghe leggere, si allegano alcune tabelle che riportano la composizione chimica, le indicazioni d'impiego e le caratteristiche tecnologiche e meccaniche delle leghe di alluminio.

3.2.4. Tabelle riassuntive delle caratteristiche delle leghe di 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	Aldad 2014	Alta resistenza alla 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	Aldad 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	Aldad 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 ²] *	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 ²] *	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 ²]	70600	71000	71000	72500	71500	72500	71500	71000	68500	71000	68500
Resistività a 20°C [μOcm]	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 ⁶ °C ⁻¹]	25,0	25,0	25,0	24,5	24,5	25,0	25,0	25,6	25,6	25,6	25,6
Conduttività 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 ³]	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	Ergal55	Ergalplat55	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)

Legha P – AlZn 5,8 MgCu UNI 3735 – Ergal 55 – 7075

Fornitura		Spessore [mm]	Caratteristiche meccaniche				
Tipo	Tratt.		R [N/mm ²]	R _s [N/mm ²]	A [%]	HB	
Laminati	Lamiere o nastri o bandelle	R	0,5 – 20	186 – 275	88 – 147	9 – 20	50 – 70
		TA	0,5 - < 1	520 – 620	446 – 550	7 – 15	145 – 170
			> 1 - < 13	530 – 620	456 – 550	8 – 15	
			13 – 20	530 – 620	456 – 550	6 – 13	

Fornitura		Sezione [mm ²]	Spessore [mm]	Caratteristiche meccaniche			
Tipo	Tratt.			R [N/mm ²]	R _s [N/mm ²]	A [%]	HB
Estrusi	Barre a sezione piena, profilati	---	Tutti	186 – 275	88 – 167	9 – 17	50 - 75
			1,5 - < 6,5	540 – 645	480 – 590	7 – 11	145 – 170
		---	6,5 - < 38	550 – 645	495 – 590	7 – 11	
		TA	< 13000	≥ 38	550 – 645	480 – 590	
		TA	13000 - 21000	≥ 38	540 – 645	480 – 590	5 – 10

Fornitura			Sezione [10 ³ mm ²]	Caratteristiche meccaniche						
Tipo	Tratt.	R [N/mm ²] su provetta		R _s [N/mm ²] su provetta		A [%] su provetta		HB		
				longitud.	trasvers.	longit.	trasv.			
Fucinati e stampati	Stampati	TA	Tutte	515 – 590	490 – 590	446 – 540	427 – 540	6 – 10	2,5 - 6	145 – 170
	Fucinati, lungh. ≤ 3 volte la larghezza	TA	< 11	515 – 590	515 – 590	440 – 540	430 – 540	8 – 12	3,5 - 7	145 – 170
			11 - 24	500 – 590	485 – 580	417 – 520	410 – 520	6 – 10	2,5 - 6	
			24 - 93	485 – 580	476 – 580	410 – 520	397 – 510	3,5 - 7	1,5 - 5	
	Fucinati, lungh. > 3 volte la larghezza	TA	< 11	500 – 590	500 – 590	500 – 590	417 – 520	7 – 11	2,5 - 6	140 – 170
			11 - 24	485 – 580	476 – 580	476 – 580	397 – 510	5 – 9	1,5 - 5	
24 - 93			476 – 580	460 – 570	460 – 570	380 – 490	2,5 - 6	0,5 - 4		

Fornitura		Spessore [mm]	Diametro [mm]	Caratteristiche meccaniche				
Tipo	Tratt.			R [N/mm ²]	R _s [N/mm ²]	A [%]	HB	
Trafilati	Tubi	R	0,5 - 13	Tutti	186 – 275	88 – 147	10 – 20	50 – 70
	Tubi	TA	0,5 - < 1	6,5 - < 50	520 – 620	446 – 550	6 – 15	145 – 170
			1 - 13	6,5 - < 50	530 – 620	456 – 550	7 – 15	
	Tubi	TA	1 - < 6,5	50 – 150	530 – 620	456 – 550	6 – 15	145 – 170
			6,5 - 13	50 - 150	530 – 620	456 – 550	5 – 13	
Fili	R	---	Tutti	186 – 275	88 – 147	6 – 12 *	---	
Fili	TA	---	1 - 8	530 – 620	456 – 550	4 – 10 *	---	

* su 200 mm

Lega P – AlZn 7,8 MgCu UNI 3737 – Ergal 65

Fornitura		Tratt.	Spessore [mm]	Caratteristiche meccaniche			
Tipo				R [N/mm ²]	R _s [N/mm ²]	A [%]	HB
Laminati	Lamiere o nastri o bandelle	R	0,5 - 20	185 - 285	88 - 157	8 - 20	60 - 80
		TA	0,5 - < 1	550 - 645	470 - 580	5 - 14	155 - 180
			> 1 - < 13	550 - 645	480 - 580	6 - 14	
			13 - 20	550 - 645	480 - 580	4 - 13	

Fornitura		Tratt.	Sezione [mm ²]	Spessore [mm]	Caratteristiche meccaniche			
Tipo					R [N/mm ²]	R _s [N/mm ²]	A [%]	HB
Estrusi	Barre a sezione piena, profilati	R	---	Tutti	186 - 285	88 - 177	8 - 17	60 - 85
		TA	---	1,5 - < 6,5	570 - 665	500 - 590	6 - 10	155 - 180
			---	6,5 - < 38	580 - 665	510 - 590	6 - 10	
			< 13000	≥ 38	580 - 665	500 - 590	5 - 9	
			13000 - 21000	≥ 38	570 - 665	500 - 590	4 - 9	

Fornitura		Tratt.	Sezione [10 ³ mm ²]	Caratteristiche meccaniche						
Tipo				R [N/mm ²] su provetta		R _s [N/mm ²] su provetta		A [%] su provetta		HB
				longitud.	trasvers.	longitud.	trasvers.	longit.	trasv.	
Fucinati e stampati	Stampati	TA	Tutte	550 - 620	525 - 620	470 - 580	446 - 580	5 - 9	1,5 - 5	155 - 180
	Fucinati, lungh. ≤ 3 volte la larghezza	TA	< 11	550 - 620	550 - 620	460 - 580	450 - 580	7 - 11	2,5 - 6	155 - 180
			11 - 24	534 - 620	470 - 610	436 - 560	430 - 560	5 - 9	1,5 - 5	
			24 - 93	470 - 610	470 - 610	430 - 560	417 - 550	2,5 - 6	0,5 - 4	
	Fucinati, lungh. > 3 volte la larghezza	TA	< 11	534 - 620	534 - 620	446 - 570	436 - 560	6 - 10	1,5 - 5	155 - 180
			11 - 24	510 - 610	510 - 610	427 - 550	417 - 550	4 - 8	0,5 - 5	
24 - 93			510 - 610	495 - 600	417 - 550	400 - 530	1,5 - 6	0,5 - 4		

Fornitura		Tratt.	Spessore [mm]	Diametro [mm]	Caratteristiche meccaniche			
Tipo					R [N/mm ²]	R _s [N/mm ²]	A [%]	HB
Trafilati	Tubi	R	0,5 - 13	Tutti	186 - 285	88 - 157	9 - 20	60 - 80
	Tubi	TA	0,5 - < 1	6,5 - < 50	550 - 645	470 - 580	5 - 14	155 - 180
			1 - 13	6,5 - < 50	560 - 645	480 - 580	6 - 14	
	Tubi	TA	1 - < 6,5	50 - 150	560 - 645	480 - 580	5 - 13	155 - 180
			6,5 - 13	50 - 150	560 - 645	480 - 580	4 - 13	
Fili	R	---	Tutti	186 - 285	88 - 157	5 - 6*	---	
Fili	TA	---	1 - 8	560 - 645	480 - 580	3 - 10*	---	

* su 200 mm

Legga P – AlCu 4 MgMn UNI 3579 –Avional 22 – 2017

Fornitura		Tratt.	Dimensioni * [mm]	Caratteristiche meccaniche			
Tipo				R [N/mm ²]	R _s [N/mm ²]	A [%]	HB
Laminati	Lamiere o nastri o bandelle	R	5 - < 6,5	167 - 225	69 - 108	18 - 26	45 - 65
			6,5 - < 13			16 - 24	
			13 - 20			14 - 22	
		THN	0,5 - < 3,5	380 - 430	235 - 285	19 - 23	100 - 125
3,5 - ≤ 6,5	390 - 430		18 - 22				
> 1 - < 13	390 - 430		15 - 19				
13 - 20	380 - 430		13 - 17				
Estrusi	Barre a sezione piena, profilati	R	Tutte	177 - 245	59 - 118	11 - 20	45 - 65
		TN	1,5 - < 6,5	375 - 430	215 - 275	15 - 20	100 - 125
			6,5 - < 19	375 - 430	215 - 275	12 - 18	
			19 - 38	380 - 440	225 - 295	10 - 16	
			≥ 38 (1)	410 - 460	225 - 325	9 - 14	
≥ 38 (2)	380 - 430	225 - 295	8 - 12				
Fucinati	Tutti	TN	Tutte	375 - 410	205 - 275	14 - 20	100 - -125
Trafilati	Tutti i tubi	R	0,5 - < 1,5	167 - 235	69 - 118	18 - 26	45 - 65
			1,5 - < 6	167 - 225	69 - 108	16 - 23	
			≥ 6	167 - 225	69 - 108	14 - 20	
	Tubi, diam. est. 6,5 - < 50	THN	0,6 - < 6,5	380 - 420	235 - 285	16 - 20	100 - 125
			6,5 - 13	390 - 440	255 - 295	13 - 17	
	Tubi, diam. est. 50 ÷ 150	THN	1 - < 6,5	380 - 420	235 - 285	16 - 20	100 - 125
			6,5 - 13	390 - 440	255 - 295	13 - 17	
Fili	R	0,7 - 8	177 - 240	59 - 118	10 - 16 ⁽³⁾	-- --	
	THN	0,7 - 8	390 - 430	265 - 325	10 - 16 ⁽³⁾		

* Dimensioni: spessori per laminati, estrusi e tubi; sezione per fucinati e stampati; diametro per fili

(1) sezione < 16000 mm²

(2) sezione 16000 ÷ 21000 mm²

(3) A% su 200 mm

Legga P – AlCu 4,4 SiMnMg UNI 3581 –Avional 14 – 2014

Fornitura		Tratt.	Spessore o sezione *	Caratteristiche meccaniche			
Tipo				R [N/mm ²]	R _s [N/mm ²]	A [%]	HB
Estrusi	Barre a sezione piena, profilati	R	Tutte	186 - 205	78 - 123	12 - 18	45 - 55
		TN	Tutti	345 - 380	240 - 285	12 - 16	105 - 120
		TA	3 - 13	410 - 470	368 - 420	7 - 10	125 - 140
			> 13 - 20	440 - 490	400 - 440	7 - 10	
			> 20 (1)	466 - 520	410 - 460	7 - 10	
> 20 (2)	466 - 520	400 - 440	6 - 9				
Fucinati e stampati	Stampati	TN	Tutte *	380 - 440	205 - 245	15 - 19	105 - 120
		TA	Tutte *	446 - 480	378 - 410	9 - 13	125 - 140
	Fucinati	TA	≤ 23000 (3)	446 - 490	345 - 390	9 - 13	125 - 140
		TA	≤ 23000 (4)	427 - 480	345 - 390	5 - 9	

* spessore in mm e sezioni in mm²

(1)

(2)

(3) in direzione longitudinale

(4) in direzione trasversale

3.3 LEGHE DI TITANIO

Il titanio è un metallo di aspetto simile all'acciaio inossidabile, con un elevato rapporto resistenza meccanica/peso; le difficoltà di produzione e di lavorazione ne hanno limitato l'uso che è diventato più comune solo dalla seconda metà degli anni sessanta (sul Boeing 727, progetto dei primi anni '60, meno del 2% in peso della struttura era in titanio; sul Boeing 747, fine anni '60, il peso delle parti strutturali in titanio era salito al 10%). Solo nei primi anni cinquanta si è resa disponibile la tecnologia per fondere il titanio e parecchi anni dopo è stata sviluppata una lega trattabile termicamente. Anche in questo caso sono le leghe, e non il titanio puro, ad avere le caratteristiche più interessanti, tali da giustificare l'impiego. Il ridotto peso specifico (circa $43,2 \text{ N/dm}^3$, corrispondente ad una massa volumica di $4,40 \text{ kg/dm}^3$) e la buona resistenza meccanica (attorno ai 1000 N/mm^2), anche a temperature elevate, ne fanno un materiale eccellente per impieghi aeronautici: le uniche limitazioni sono date dal costo e da una certa difficoltà di lavorazione. Ove vi siano particolari fortemente sollecitati, soprattutto se in ambiente corrosivo o con alte temperature, le leghe di titanio sono la scelta migliore. Oltre alle buone caratteristiche meccaniche sono particolarmente importanti le già citate ottime caratteristiche di resistenza alla corrosione. Le leghe di titanio si coprono di un sottile film di ossido, uniforme e molto stabile, che ne preserva il cuore, rendendole paragonabili, se non migliori, all'acciaio inox 18-8; inoltre non sono normalmente soggette a corrosione da fatica, intercrystallina o galvanica. Queste caratteristiche rendono idonee le leghe di titanio agli impieghi visti sopra; la resistenza meccanica decresce rapidamente oltre i $790 \text{ }^\circ\text{C}$, ma è evidente che, a queste temperature, la scelta dei materiali disponibili è molto limitata! Il trattamento termico esalta le caratteristiche meccaniche delle lega e -soprattutto- permette la formatura dei pezzi in condizioni più favorevoli (lavorazione del particolare "tenero" ed indurimento successivo). Si noti, però, che i trattamenti termici sulle leghe di titanio non esaltano (percentualmente) le caratteristiche meccaniche del materiale come negli acciai e nelle leghe di alluminio. L'aggiunta di elementi di lega (Fe, Mo, Cr, Al, V) permette di ottenere leghe da tempra ed invecchiamento che mantengono buone caratteristiche di duttilità. Grazie a queste caratteristiche le lamiere in lega di titanio possono essere impiegate per rivestimenti lavoranti, anche se richiedono lavorazioni di preparazione più complesse (riscaldamento a circa $300 \text{ }^\circ\text{C}$ e utilizzo di stampi preriscaldati). L'utilizzo di tecniche CAD-CAM ha permesso di eseguire lavorazioni per asportazione di truciolo dal pieno, per ottenere particolari con geometrie notevolmente complesse, altrimenti non realizzabili.

3.3.1. Designazione delle leghe di titanio

Per le leghe di titanio non esiste una designazione "ufficiale" UNI, ASTM, SAE (o di altri enti); si utilizzano, perciò, designazioni di carattere semplificato, spesso di derivazione commerciale. Un sistema americano fa riferimento alle forme cristalline (**a**, **β** ed **a** e **β** combinate) ed alla resistenza meccanica in migliaia di p.s.i., come di seguito chiarito:

- **A** (cristalli alfa): buone caratteristiche generali, buona saldabilità, tenace e resistente a caldo ed a freddo, resistente all'ossidazione
- **B** (cristalli beta): eccellente duttilità, buona resistenza a caldo (alte temperature) ed a freddo ma facilmente "inquinabile" da agenti esterni
- **C** (cristalli alfa e beta combinati per caratteristiche di compromesso): buona resistenza a freddo e a caldo, resistenza insoddisfacente alle alte temperature, buona piegabilità, moderata resistenza agli "inquinamenti", eccellente forgiabilità.

Commercialmente sono disponibili titanio puro e legato. Come esempio di titanio puro si cita il prodotto A-55, con $R_m=55000-80000$ p.s.i., adatto per impieghi generici e con buona

duttilità. Viene utilizzato per particolari non strutturali e, soprattutto, per particolari resistenti alla corrosione. Di caratteristiche leggermente superiori è il titanio A-70 ($R_m=70000-95000$ p.s.i.), utilizzato anche per parti mediamente sollecitate. Entrambi i tipi sono saldabili. tra le leghe di titanio più diffuse troviamo la C-110M, contenente 8% di Mn, con $R_m>110000$ p.s.i., utilizzata per elementi strutturali e rivestimenti lavoranti, e la A-110AT (5% Al e 2,5% Sn) che mantiene elevata resistenza meccanica ad altissime temperature e buone caratteristiche di saldabilità proprie delle leghe alfa.

Sul mercato europeo (a norme AFNOR, BS, DIN) si trovano i prodotti IMI, di cui si dà un breve cenno:

Denominazione	Caratteristiche
IMI 110	Titanio commercialmente puro (Ti 99,6 %)
IMI 115	Titanio commercialmente puro con resistenza meccanica più elevata (396 N/mm ²)
IMI 125	Titanio commercialmente puro con resistenza meccanica più elevata di IMI 115
IMI 130	Titanio commercialmente puro con resistenza meccanica più elevata di IMI 125
IMI 155	Titanio commercialmente puro con resistenza meccanica più elevata di IMI 130
IMI 160	Titanio commercialmente puro con resistenza meccanica più elevata di IMI 155
IMI 260	Legato, per maggiore resistenza alla corrosione
IMI 262	Legato, per maggiori proprietà meccaniche
IMI 230	Legato, incrudito per invecchiamento
IMI 318	Legato (Al 6 %, V 4%, resistenza meccanica 924 – 1125 N/mm ²)
IMI 550	Legato (Al 6 %, Mo 4%, Sn 2 %, Si 0,5 %, resistenza meccanica 1061 - 1201 N/mm ²)
IMI 551	Legato, di altissima resistenza (maggiore di IMI 550)
IMI 685	Legato, di media resistenza
IMI 829	Legato, di media resistenza alle alte temperature

3.3.2. Trattamenti termici delle leghe di titanio

Le leghe di titanio vengono trattate termicamente per:

- ridurre le tensioni interne derivanti dalla formatura a freddo o lavorazioni a macchina,
- migliorare la lavorabilità a freddo
- incrementare la resistenza meccanica.

3.3.2.1. Riduzione delle tensioni

Il processo di formazione della lamiera genera delle tensioni interne che vengono ridotte con riscaldamento a temperatura di 343-534 °C per tempi variabili da pochi minuti (lamiere sottili) a poco più di 1 ora (per spessori maggiori) seguito da raffreddamento in aria. Le chiazze che si formano sulla superficie della lamiera vengono rimosse immergendo il particolare in un bagno acido a base acquosa (10-20% di acido nitrico, 1-3% di acido idrofluoridrico) a temperatura ambiente.

3.3.2.2. Miglioramento della lavorabilità

La ricottura delle leghe di titanio conferisce tenacità e duttilità a temperatura ambiente, stabilità dimensionale e strutturale alle alte temperature e migliora la lavorabilità. Viene, in genere, eseguita prima di lavorazioni a freddo, a temperature comprese tra i 648 ed i 899 °C, per tempi tra i 15' ed alcune ore. Il trattamento più comune viene eseguito a 705 °C per 60' con raffreddamento in aria. Le chiazze che si formano vengono rimosse con un bagno acquoso basico (soda caustica).

3.3.2.3. Incremento della resistenza

Il titanio non legato non sopporta i trattamenti termici ma le leghe normalmente utilizzate nelle costruzioni aeronautiche aumentano le loro caratteristiche meccaniche con un opportuno trattamento termico, anche se a scapito della duttilità. Si utilizza, in genere, una tempra in acqua da 788 °C seguita da un riscaldamento a 822 °C per 8 ore. La buona reattività del titanio ed il rapido assorbimento di ossigeno, azoto e carbonio a temperature relativamente basse, rendono i trattamenti termochimici di diffusione superficiale convenienti per alcune applicazioni. Con nitrurazione, carburazione e carbonitrurazione si possono ottenere strati superficiali resistenti all'usura di 2,5-5 µmm di spessore.

3.4. LEGHE DI MAGNESIO

Tra i metalli impiegati industrialmente il magnesio è quello più basso peso specifico; legato con opportuni elementi (Zn, Al, Mn) vengono raggiunte buone resistenze meccaniche senza aumentare il peso specifico. Il favorevole rapporto resistenza meccanica/peso specifico ha come controparte problemi di lavorazione e di dimensione (per parti sollecitate), tanto da dover limitare l'uso delle leghe di magnesio a parti non eccessivamente impegnate anche se di notevole importanza (carter motori, pannelli di rivestimento, cerchi di ruote).

Le leghe di magnesio possiedono buone caratteristiche di colata, tanto da porsi in diretto confronto con le fusioni in alluminio; circa il 95% (in peso) delle leghe di magnesio impiegate nel settore aeronautico è costituito da fusioni. La forgiatura delle leghe di magnesio non presenta particolari problemi. Le leghe di magnesio sono particolarmente sensibili all'ossidazione e richiedono particolari precauzioni (atmosfera controllata di SO₂) durante i trattamenti termici di ricottura, tempra strutturale ed invecchiamento. Il trattamento di tempra strutturale tende a portare in soluzione solida la maggior parte degli elementi di lega, al fine di assicurare grande duttilità e resistenza meccanica. Le leghe di magnesio presentano, come il magnesio stesso, alcuni **pericoli d'incendio**, particolarmente importanti se si tratta di polveri o trucioli.

I manufatti finiti si presentano particolarmente sensibili all'ossidazione, tanto da richiedere una scrupolosa passivazione con acido cromico.

Anche per il magnesio e le sue leghe non esiste una designazione UNI e ci si affida essenzialmente a denominazioni commerciali: Dowmetal J, Dowmetal M, Atesia, Elektron. Per informazioni più dettagliate si rimanda ai vari manuali in commercio (p. es. Baldassini, "Vademecum per disegnatori e tecnici", pag. N111 e seguenti). La "American Magnesium Corp." indica le leghe di magnesio con le lettere AM seguite da un numero e da una o più lettere che indicano lo stato di fornitura: AM240C (lega 240 fusa - cast), AM240C4 (lega 240 fusa e trattata termicamente).

3.4.1. Trattamenti termici delle leghe di magnesio

Le fusioni in lega di magnesio si prestano bene ad essere trattate termicamente. I trattamenti termici delle leghe di magnesio sono simili a quelli che si eseguono sulle leghe di alluminio; si possono perciò distinguere in trattamenti di tempra strutturale e trattamento di invecchiamento.

3.4.1.1. Tempra strutturale

La tempra strutturale delle fusioni in lega di magnesio ne migliorano la resistenza meccanica, la duttilità e la resistenza. Le temperature di tempra strutturale oscillano fra i 388 ed i 415 °C; i tempi di riscaldamento variano dalle 10 alle 18 ore, in relazione al tipo di lega ed allo spessore del particolare, il raffreddamento si esegue in aria. Per evitare rischi esplosione non si devono mai riscaldare leghe di magnesio in bagni di sale.

3.4.1.2. Trattamento di invecchiamento

L'invecchiamento artificiale segue la tempra strutturale e migliora le caratteristiche di durezza e resistenza del materiale, a scapito di un leggero peggioramento della duttilità. Questo trattamento, inoltre, riduce le tensioni interne e stabilizza dimensionalmente il materiale. L'invecchiamento si esegue a 160 - 260 °C per un tempo di 4 - 18 ore. Le leghe di magnesio invecchiate naturalmente (a temperatura ambiente) hanno caratteristiche leggermente diverse da quelle invecchiate artificialmente.

3.5. MONEL

Il monel è una lega ad alta percentuale di nichel (68% Ni, 29% Cu, 0,2% Fe, 1% Mn, 1,8% altri elementi) particolarmente apprezzata per la notevole resistenza meccanica e la eccellente resistenza alla corrosione; non può, tuttavia, essere trattata termicamente per aumentarne la durezza. Il monel può essere fuso, lavorato tanto a caldo quanto a freddo e saldato con risultati soddisfacenti. Ha caratteristiche di lavorazione simili a quelle dell'acciaio. Se forgiato e ricotto ha una resistenza meccanica di 550 N/mm^2 che può aumentare, con opportuno incrudimento, fino a 680 N/mm^2 . Questa lega viene utilizzata per parti strutturali sottoposte a corrosione, per levismi di carrelli, per condutture di scarico, per parti di carburatori. L'aggiunta di piccole percentuali di alluminio permette di ottenere una lega, trattabile termicamente, denominata K-Monel. Questa lega è non-magnetica a tutte le temperature ed è saldabile sia ad arco che a cannello.

3.6. CONSIDERAZIONI FINALI

Nella scelta dei materiali da impiegare si deve, per forza di cose, giungere ad un compromesso tra le caratteristiche meccaniche-tecnologiche, la leggerezza ed il costo del particolare (costo del materiale e costi di lavorazione). Da un primo sommario esame le leghe di alluminio sono più sensibili degli acciai ai fenomeni di fatica (in effetti non è così; le leghe di alluminio sono maggiormente "sfruttate" in termini di caratteristiche meccaniche). Verrebbe quindi spontaneo, visto che la fatica incide fortemente sul deterioramento delle strutture aeronautiche, scegliere l'acciaio come materiale da costruzione, in considerazione del rapporto resistenza meccanica/peso specifico pressoché uguale a quello delle leghe di alluminio. Utilizzare rivestimenti in lamiera d'acciaio può significare, per non mancare di rigidità sotto alcuni tipi di carico, giungere a spessori tali da vanificare le migliori doti di resistenza meccanica dell'acciaio rispetto alle leghe di alluminio. Con l'utilizzo di pannelli in nido d'ape, che mantengono elevatissima rigidità sotto molteplici condizioni di carico, ma non consentono la costruzione di geometrie a doppia curvatura, si può, almeno in parte, dare risposta al problema. D'altra parte si tende, anche per aeromobili di piccole dimensioni, ad elevati rapporti dimensioni esterne/spessore struttura, al fine di sfruttare al massimo i volumi interni. Ciò può essere realizzato, più che con materiali metallici convenzionali, con i materiali compositi, che permettono di ottenere pareti interne estremamente lisce. Per contro questi materiali sono fortemente igroscopici e sensibili alle radiazioni ultraviolette e, quindi, richiedono un'accurata sigillatura e verniciatura protettiva. Essendo buoni conduttori di elettricità, se accoppiati con materiali metallici, provocano fenomeni di corrosione.

Quanto sopra esposto permette di avere un'idea della varietà di fattori che debbono essere considerati nel momento in cui ci si accinge a scegliere un materiale; merita particolare attenzione l'aspetto "economico" del problema, esemplificato nelle considerazioni seguenti. La scelta finale, lo si tenga sempre presente, è un **compromesso tra tutti i vari fattori** esposti.

Su produzioni in piccola/piccolissima serie, i costi di sviluppo e di produzione di alcuni particolari (che si differenziano da quelli normalmente presenti sul mercato solo per il materiale, lega di alluminio anziché acciaio) incidono in tal misura sul costo del pezzo finito da sconsigliare una produzione personalizzata. Conviene, senza alcun dubbio, rivolgersi al "mercato" ed utilizzare particolari equivalenti ma costruiti in acciaio, anche se questo comporta un aumento di peso. Su produzioni in grande serie (le "grandi serie" in aeronautica significano poche centinaia di pezzi) è invece conveniente sviluppare particolari "ad hoc" al fine di ridurre al massimo (soprattutto su grandi aeromobili) il peso. Riduzioni di peso anche apparentemente insignificanti

(per esempio di pochi grammi su ogni vite installata) permettono di risparmiare sui costi di gestione dell'aeromobile, pur portando ad un costo di acquisto più elevato. Per chiarire l'argomento si consideri l'esempio seguente, che riguarda il risparmio ottenuto nei costi di gestione di un Boeing 747 nel quale sono stati sostituiti particolari in lega di alluminio con altri in lega di titanio; per rendere più evidente il caso i calcoli sono riferiti ad una differenza di peso di 1 kg. Le altre condizioni di calcolo sono specificate di seguito:

• costo della lega di alluminio	6,00 \$/kg
• costo della lega di titanio	44,00 \$/kg
• differenza di costo tra lega di alluminio e lega di titanio (per ogni kg)	38,00 \$
• costo del carburante (kerosene)	0,20 \$/kg
• peso medio del Boeing 747 a metà strada della tratta Londra-New York	280.000 kg
• consumo medio di combustibile	11.000 kg/h
• ore di volo nella vita operativa dell'aereo (20 anni a 4000 ore di volo/anno)	80.000 h
• combustibile consumato durante la vita dell'aereo	880.000.000 kg
• costo del combustibile	176.000.000 \$
• costo del combustibile per ogni kg di peso trasportato	628 \$

Andando a confrontare quanto costa ogni kg di peso superfluo trasportato con la differenza di costo tra i due materiali proposti risulta evidente il risparmio. Il calcolo sopra esposto è un calcolo molto grossolano, che non tiene conto di aspetti più strettamente economici (svalutazione, ammortamento, interessi passivi, ecc.); nonostante ciò permette di focalizzare il problema in modo piuttosto preciso. Molto spesso, però, gli acquirenti considerano (anche per le ragioni sopra citate) il costo iniziale di acquisizione dell'aeromobile prima di ogni altro fattore; anche in questo caso, allora, si deve giungere ad un compromesso che consenta di limitare al massimo i costi di gestione (che non sono solo quelli riferiti al carburante) senza incidere sfavorevolmente sul costo d'acquisizione della macchina.

This document was created with Win2PDF available at <http://www.daneprairie.com>.
The unregistered version of Win2PDF is for evaluation or non-commercial use only.