

I materiali aeronautici

Requisiti, classificazione, trattamenti termici,
controlli non distruttivi e protezione dalla corrosione

Collana didattica di Costruzioni Aeronautiche
Prof. Ing. Biagio Raucci — ITIS “E. Majorana” di Cassino

Anno scolastico 2026–2027

Riassunto

La scelta dei materiali è il primo atto progettuale di ogni struttura aeronautica: le proprietà del materiale si trasferiscono direttamente alle proprietà della struttura nel suo insieme. Questa monografia presenta, in forma organica, i requisiti che un materiale deve soddisfare per l'impiego aeronautico, la classificazione delle principali famiglie (leghe di alluminio, acciai, leghe di magnesio, leghe di titanio, materiali compositi, legnami e tele), i trattamenti termici che ne modificano le caratteristiche meccaniche, i controlli non distruttivi che ne garantiscono l'integrità e i trattamenti protettivi contro la corrosione. Tutti i valori numerici riportati sono stati verificati mediante calcolo indipendente. Il criterio guida dell'intera trattazione è il *rapporto resistenza–peso* (*strength to weight ratio*, SWR), la grandezza che più di ogni altra governa la selezione dei materiali in campo aeronautico.

Indice

1	Introduzione e inquadramento storico	3
2	I requisiti dei materiali aeronautici	3
2.1	Il rapporto resistenza–peso	3
2.2	Gli altri requisiti	4
2.3	Le leghe	4
3	Confronto tra le famiglie di materiali	5
3.1	Ripartizione dei materiali su un velivolo da trasporto	6
3.2	Proprietà meccaniche di riferimento per il dimensionamento	6
4	Le leghe di alluminio	7
4.1	L'alluminio: proprietà generali	7
4.2	Impieghi strutturali delle leghe leggere	8
4.2.1	Avional 14 (lega 2014)	8
4.2.2	Ergal 55 (lega 7075)	8
5	L'acciaio	9
6	Le leghe di magnesio	9
7	Le leghe di titanio	10

8	I materiali compositi	11
8.1	Definizione e principio di funzionamento	11
8.2	Le fibre	12
8.3	Le matrici	12
9	I legnami e la tela	13
9.1	Il legno nelle costruzioni aeronautiche	13
9.2	La tela	14
10	I trattamenti termici	14
10.1	Il ciclo termico	14
10.2	Tempera	14
10.3	Rinvenimento	15
10.4	Bonifica	15
10.5	Ricottura	15
10.6	Cementazione	16
10.7	Nitrurazione	16
11	I controlli non distruttivi	17
11.1	Ruolo e collocazione nel processo costruttivo	17
11.2	Raggi X	17
11.3	Gammagrafia con radioisotopi	17
11.4	Ultrasuoni	17
11.5	Metodo magnetoaduttivo (correnti parassite)	18
11.6	Magnetizzazione e rivelazione con particelle magnetiche	18
11.7	Liquidi penetranti fluorescenti o colorati	18
11.8	Considerazioni operative	19
12	Corrosione e trattamenti protettivi	19
12.1	Il fenomeno	19
12.2	Protezione mediante verniciatura	20
12.3	Protezione mediante rivestimenti metallici	20
12.4	Protezione mediante trattamenti chimici ed elettrochimici	21
13	Quadro di sintesi e conclusioni	22
A	Domande di verifica ed esercizi	23
A.1	Domande di verifica	23
A.2	Esercizi svolti	24
A.3	Esercizi proposti	26

1 Introduzione e inquadramento storico

Ogni struttura è realizzata con uno o più materiali, e le proprietà di questi ultimi si riflettono in modo diretto e profondo sulle proprietà dell'insieme: rigidità, resistenza, peso, durata a fatica, sensibilità all'ambiente. Per questo motivo l'analisi strutturale non può prescindere da uno studio approfondito dei materiali. Ogni settore della tecnica delle costruzioni ha i propri materiali caratteristici, sui quali si concentrano ricerca e tecnologia: nel campo aeronautico e aerospaziale il requisito dominante è la *leggerezza*, e ciò restringe la scelta a poche famiglie ben individuate.

L'evoluzione storica dei materiali aeronautici può essere letta come una successione di tre grandi epoche.

1. **L'epoca del legno e della tela.** I primi aeroplani avevano strutture di forza in legno (spruce, abete, betulla, pioppo, frassino, noce) e rivestimenti in tela di lino o cotone, trattata con vernici tenditela che la tendevano, la impermeabilizzavano e ne preparavano la superficie alla verniciatura finale. I metalli erano confinati a pochi particolari costruttivi e alle giunzioni.
2. **L'epoca del metallo.** Si passò dapprima a strutture miste legno-metallo e poi a strutture interamente metalliche, con impiego prevalente delle leghe di alluminio e di magnesio, più leggere e resistenti del legno anche se, all'epoca, tecnologicamente impegnative; i metalli pesanti come l'acciaio restarono riservati agli elementi più sollecitati (attacchi, perni, carrelli).
3. **L'epoca dei compositi.** A partire dagli anni '60 e '70 si è assistito a una vera esplosione nell'impiego dei materiali compositi che, inizialmente limitati alle parti meno caricate, occupano oggi percentuali sempre maggiori della struttura.

Chiave di lettura: la storia dei materiali aeronautici è la storia della ricerca del massimo rapporto resistenza-peso tecnologicamente ed economicamente accessibile in ciascuna epoca.

Le proprietà di interesse per le applicazioni aeronautiche sono tipicamente quelle *meccaniche* e, in casi particolari, quelle *termiche*. Va sottolineato con forza un principio metodologico: le proprietà meccaniche dei materiali *si valutano sempre per via sperimentale*. I modelli teorici oggi disponibili forniscono previsioni utili sul comportamento di un materiale, ma non sostituiscono la prova di laboratorio, che resta l'unica fonte di dati utilizzabili per il dimensionamento.

2 I requisiti dei materiali aeronautici

2.1 Il rapporto resistenza-peso

Definizione: strength to weight ratio (SWR)

La caratteristica principale richiesta a un materiale aeronautico è l'elevata capacità di resistere agli sforzi *unita alla leggerezza*. Si definisce *rapporto resistenza-peso*

$$\text{SWR} = \frac{\sigma_R}{\rho} \quad (1)$$

dove σ_R è il carico di rottura a trazione e ρ la massa volumica. Poiché non esiste un'unità di misura standardizzata per questo rapporto, i valori vengono usati in forma *comparativa*, cioè rapportati a un materiale di riferimento. Accanto alla resistenza, un requisito altrettanto importante è la *rigidezza*, misurata dal modulo di elasticità E ; per essa si definisce in modo analogo la *rigidezza specifica* E/ρ .

Esempio pratico: perché non basta la resistenza

Un tirante deve sopportare uno sforzo normale N con tensione ammissibile σ_{am} : l'area necessaria è $A = N/\sigma_{am}$ e il peso per unità di lunghezza vale $w = \rho g A = \rho g N/\sigma_{am}$. A parità di carico, il tirante più leggero *non* è quello fatto col materiale più resistente, ma quello col massimo rapporto σ_{am}/ρ . È questa la ragione per cui un acciaio da 1100 N/mm² non batte, in aeronautica, una lega di alluminio da 440 N/mm²: l'acciaio è 2,5 volte più resistente ma 2,87 volte più pesante.

2.2 Gli altri requisiti

Oltre al rapporto resistenza–peso e alla rigidità, la selezione di un materiale aeronautico deve considerare i seguenti fattori.

- **Omogeneità.** Il materiale deve possedere, per quanto possibile, le medesime proprietà in ogni direzione di sollecitazione. (Vedremo che i compositi violano deliberatamente questo requisito, trasformando l'anisotropia da difetto in risorsa progettuale.)
- **Resistenza alla corrosione.** Il materiale deve resistere al deterioramento provocato dall'ambiente di lavoro; si tenga presente che lo stato di tensione *accelera* i fenomeni corrosivi (tensocorrosione).
- **Non infiammabilità.** Il materiale deve essere non infiammabile o poco infiammabile: il magnesio, ad esempio, è infiammabile, sebbene siano necessarie temperature elevate per innescarne l'accensione.
- **Reperibilità e costo ragionevole.** Il materiale deve essere disponibile sul mercato a costo accettabile e lavorabile con i processi tecnologici usuali.
- **Resistenza alla fatica.** Il materiale non deve essere particolarmente suscettibile alla fatica o, quantomeno, deve avere un comportamento a fatica *noto* e garantire una durata accettabile: in aeronautica la prevedibilità del danneggiamento vale quanto la resistenza stessa.

Attenzione: il confronto tra materiali è sempre indicativo

Il confronto diretto tra materiali candidati per un dato elemento costruttivo ha valore puramente orientativo: oltre al peso e alla resistenza intervengono le difficoltà di lavorazione, il prezzo, la corrodibilità, la tossicità e i *vincoli tecnologici di spessore*, cioè l'impossibilità di scendere sotto uno spessore minimo lavorabile o di salire oltre uno spessore massimo. Questo concetto ritornerà nel dimensionamento: molte sezioni non sono dettate dal calcolo ma dai *minimi tecnologici*.

2.3 Le leghe

Nelle costruzioni un elemento metallico viene raramente impiegato allo stato puro: si ricorre pressoché sempre a *leghe*, sostanze formate dall'insieme di più elementi chimici metallici. Possono farvi parte anche elementi non metallici, ma la quota dominante — la *matrice* — è sempre costituita da uno o più elementi metallici; gli elementi che accompagnano la matrice si dicono *alliganti*. La composizione della lega e i trattamenti termici (sezione 10) sono i due strumenti con cui il metallurgista “progetta” le proprietà del materiale.

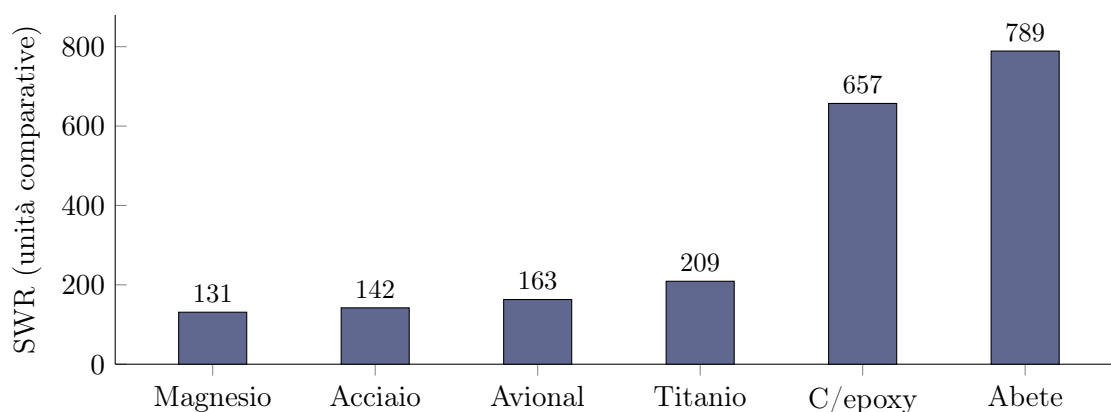
3 Confronto tra le famiglie di materiali

I materiali che soddisfano i requisiti del paragrafo precedente e che vengono correntemente impiegati nelle costruzioni aeronautiche sono: le leghe di alluminio, le leghe di magnesio, l'acciaio, le leghe di titanio e i materiali compositi.

Una comparazione diretta è difficoltosa, perché gli aspetti da considerare sono molteplici e ugualmente importanti: alcuni materiali si comportano bene a trazione, altri sono migliori a compressione, e così via. Per farsi un'idea della diversa natura dei materiali è però istruttiva la tabella 1, che riporta valori medi indicativi di massa volumica, resistenza a trazione e rapporto resistenza–peso; tra parentesi, il rapporto di ciascun valore con il corrispondente valore dell'avional (lega Al–Cu di riferimento). Nella tabella è incluso, per completezza, anche un legname (l'abete bianco), materiale principe delle strutture del passato e tuttora diffuso nelle costruzioni leggere; i compositi vi compaiono con un valore tipico carbonio/epossidica, con l'avvertenza che le loro caratteristiche dipendono non solo dai materiali di fibra e matrice ma anche dalla geometria e dall'orientazione delle fibre.

Tabella 1: Confronto tra materiali: valori medi indicativi. Tra parentesi il rapporto con il valore dell'avional. Valori verificati mediante calcolo indipendente.

materiale	massa volumica kg/dm ³	resistenza a trazione N/mm ²	rapporto resistenza–peso
Alluminio (avional)	2,70 (1)	440 (1)	163 (1)
Acciaio	7,75 (2,87)	1100 (2,50)	142 (0,87)
Titanio	4,42 (1,64)	925 (2,10)	209 (1,28)
Magnesio	1,83 (0,68)	240 (0,55)	131 (0,80)
Composito (carbon/epoxy)	1,40 (0,52)	920 (2,09)	657 (4,03)
Abete bianco	0,45 (0,17)	355 (0,81)	789 (4,84)



Rapporto resistenza–peso delle principali famiglie di materiali (valori della tabella 1).

Dalla tabella emergono tre osservazioni fondamentali:

- l'acciaio, pur essendo il più resistente in assoluto, ha un SWR *inferiore* a quello dell'alluminio: ecco perché è riservato a particolari fortemente sollecitati e con vincoli di ingombro;
- il legno di buona qualità ha il miglior rapporto resistenza–peso in assoluto tra i materiali considerati — un risultato che sorprende gli studenti e che spiegheremo nella sezione 9;
- il composito carbonio/epossidica quadruplica il SWR dell'avional: è la ragione tecnica dell'esplosione dei compositi nell'aviazione moderna.

Approfondimento: la rigidezza specifica E/ρ dei metalli è quasi costante

Un fatto notevole, e poco intuitivo, emerge confrontando la *rigidezza specifica* dei metalli strutturali (valori dalla tabella 2):

$$\begin{aligned} \frac{E}{\rho} \Big|_{\text{acciaio}} &= \frac{200}{7,75} \simeq 25,8 & \frac{E}{\rho} \Big|_{\text{avional}} &= \frac{72,6}{2,70} \simeq 26,9 \\ \frac{E}{\rho} \Big|_{\text{titanio}} &= \frac{110,5}{4,42} \simeq 25,0 & \frac{E}{\rho} \Big|_{\text{magnesio}} &= \frac{45,1}{1,83} \simeq 24,6 \end{aligned}$$

(in $\text{GPa} \cdot \text{dm}^3/\text{kg}$). I quattro metalli strutturali hanno rigidezza specifica praticamente identica (25–27): sostituire l'acciaio con l'alluminio *a parità di peso* non rende la struttura più rigida a trazione. Il vantaggio dell'alluminio emerge però nei fenomeni di *instabilità* e di *flessione dei pannelli*: a parità di peso, il materiale meno denso consente spessori maggiori, e la rigidezza flessionale cresce con il cubo dello spessore. È questo il motivo profondo per cui i rivestimenti lavoranti si fanno in lega leggera e non in lamierino d'acciaio sottilissimo. I compositi in carbonio sfuggono a questa regola: con $E/\rho \simeq 89$ nella direzione delle fibre, superano i metalli di oltre tre volte.

3.1 Ripartizione dei materiali su un velivolo da trasporto

Come esempio della coesistenza dei vari materiali su un velivolo moderno da trasporto civile, si riporta la suddivisione percentuale in peso dei materiali costituenti il Boeing 757:

materiale	quota in peso
alluminio	78 %
acciaio	12 %
titanio	6 %
compositi	3 %
altri materiali	1 %

La lega leggera domina (fusoliera, ala, impennaggi), l'acciaio presidia carrelli e attacchi, il titanio le zone calde, i compositi — in un progetto degli anni '80 — le superfici di governo. Sui velivoli di generazione successiva la quota dei compositi è cresciuta fino a diventare dominante, a conferma della tendenza indicata al punto (c) del paragrafo precedente.

3.2 Proprietà meccaniche di riferimento per il dimensionamento

Ai fini del dimensionamento pratico delle strutture è utile una tabella riassuntiva delle caratteristiche meccaniche dei materiali più usati. I simboli hanno il seguente significato: σ_T carico di snervamento a trazione; σ_C carico di snervamento a compressione; σ_R carico di rottura; E modulo di elasticità (modulo di Young); G modulo di elasticità tangenziale.

Nota metodologica sui dati di progetto

I valori della tabella 2 sono valori medi di riferimento didattico. Nelle esercitazioni e nelle prove d'esame si utilizzano *sempre* i valori del manuale di corso (ad esempio, per la lega 2024-T4: $E = 73\,100 \text{ N/mm}^2$, $R_{p0,2} = 324 \text{ N/mm}^2$, $R_m = 469 \text{ N/mm}^2$, $G = 27\,000 \text{ N/mm}^2$, $\gamma = 2,78 \text{ kg/dm}^3$), non valori bibliografici generici: la coerenza dei dati è parte della corretta impostazione del calcolo.

Tabella 2: Caratteristiche meccaniche di riferimento dei principali materiali aeronautici.

materiale	σ_T (MPa)	σ_C (MPa)	σ_R (MPa)	E (GPa)	G (GPa)
Acciaio trattato termicamente	910	1000	1035	200	75,9
Acciaio Cr Mo V	1520	1520	1657	200	75,9
Acciaio inossidabile	1035	1091	1280	200	75,9
Avional	421	430	477	72,6	27,6
Ergal	476	490	559	71,1	26,9
Leghe di magnesio	166	145	262	44,9	16,6
Leghe di titanio	837	828	897	110,5	42,8

4 Le leghe di alluminio

4.1 L'alluminio: proprietà generali

L'alluminio è tra gli elementi più diffusi della crosta terrestre; a causa della sua elevata affinità con l'ossigeno non si trova allo stato nativo ma combinato in molti minerali. Questa stessa affinità è però all'origine di una proprietà preziosa: sulla superficie del metallo si forma spontaneamente un sottilissimo strato di ossido compatto e aderente che conferisce all'alluminio un'ottima resistenza alla corrosione.

Con una massa volumica di circa $2,7 \text{ kg/dm}^3$ e un modulo di elasticità modesto ($E \simeq 70 \text{ GPa}$), l'alluminio è uno dei metalli più usati nelle strutture aeronautiche — mai allo stato puro, bensì in lega. Si definiscono *leghe leggere* i materiali metallici il cui componente principale è l'alluminio e la cui massa volumica è inferiore a 3 kg/dm^3 ; gli alliganti principali sono rame, silicio, magnesio, manganese, nichel, zinco e, in basse percentuali, altri elementi.

Esempio pratico: l'alluminio come conduttore elettrico

La conducibilità elettrica dell'alluminio è circa la metà di quella del rame (più precisamente, circa il 63 %). Sembrerebbe una condanna; ma rapportiamo la conducibilità alla massa. Con $\rho_{\text{Al}} = 2,70 \text{ kg/dm}^3$ e $\rho_{\text{Cu}} = 8,96 \text{ kg/dm}^3$, la conducibilità *per unità di massa* dell'alluminio risulta circa 2,1 volte quella del rame: a parità di corrente trasportata, un conduttore di alluminio pesa circa la metà di uno di rame. Ecco perché nei moderni aeroplani quasi tutti i collegamenti elettrici di potenza sono realizzati con conduttori di alluminio — con l'accortezza di evitare correnti molto intense e concentrate, per via della bassa temperatura di fusione del metallo. È lo stesso ragionamento del SWR, applicato a una proprietà elettrica anziché meccanica.

Riassumendo le caratteristiche pratiche dal punto di vista delle costruzioni aeronautiche:

- **Vantaggi:** elevato rapporto resistenza–peso; ampia scelta di leghe per un vasto campo di impieghi; disponibilità in molte forme standard (fogli, piastre, barre, profilati, tubi); facilità di lavorazione.
- **Svantaggi:** le leghe di alluminio (a differenza del metallo puro) sono sensibili alla corrosione; bassa resistenza alle alte temperature; comportamento a fatica non buono.

Paradosso didattico: l'alluminio puro resiste bene alla corrosione, le sue leghe strutturali no. Gli alliganti che donano resistenza meccanica (il rame in particolare) compromettono la continuità dello strato protettivo di ossido. La soluzione industriale è la placcatura Alclad: un sottile strato di alluminio puro laminato sulle facce della lamiera in lega.

4.2 Impieghi strutturali delle leghe leggere

Le leghe leggere realizzano gran parte degli elementi strutturali del velivolo moderno: longheroni, centine e rivestimento alare; correnti, ordinate e rivestimento della fusoliera; basamenti, monoblocchi, testate e pistoni nei motori a combustione interna; statori e rotor dei compressori dei turbogetti; eliche, tubazioni, serbatoi, valvole, scambiatori di calore, conduttori elettrici.

Dal punto di vista specifico delle costruzioni aeronautiche, le leghe più utilizzate sono da anni le leghe alluminio–rame e alluminio–zinco; in particolare la lega **Avional 14** (Al–Cu 2014), la lega **Avional 24** (Al–Cu 2024) e la lega **Ergal 55** (Al–Zn 7075). La tabella 3 riporta la composizione percentuale delle due leghe normate UNI di riferimento.

Tabella 3: Composizione percentuale delle leghe 2014 e 7075.

Lega	Al	Si	Cu	Mn	Mg	Cr	Zn	Altri	UNI	designazione
2014	93,5	0,8	4,4	0,8	0,5	–	–	–	9002/3	Avional 14
7075	90	–	1,4	–	2,5	0,23	5,8	0,07	9007/2	Ergal 55

4.2.1 Avional 14 (lega 2014)

Lega particolarmente adatta ad applicazioni che richiedono elevate caratteristiche meccaniche: pezzi fucinati fortemente sollecitati, giunti e particolari aeronautici vari; longheroni, rivetti, tubi per circuiti idraulici.

Designazione: P – Al Cu 4,4 Si Mn Mg UNI 9002/3 des. num. 2014

Tabella 4: Caratteristiche meccaniche dell’Avional 14 in funzione dello spessore (semilavorati estrusi).

Tipo	spessore (mm)	R_m (N/mm²)	$R_{p0,2}$ (N/mm²)	A %
Estrusi: barre a	$\leq 12,5$	415	365	6
sezione piena,	$12,5 \div 18$	440	400	6
profilati, tubi	> 18	470	400	5

4.2.2 Ergal 55 (lega 7075)

Lega ad altissima resistenza, adatta ad applicazioni che richiedono elevate caratteristiche meccaniche: longheroni, rivestimento alare e di fusoliera.

Designazione: P – Al Zn 5,8 Mg Cu Cr UNI 9007/2 des. num. 7075

Tabella 5: Caratteristiche meccaniche dell’Ergal 55 in funzione dello spessore.

Tipo	spessore (mm)	R_m (N/mm²)	$R_{p0,2}$ (N/mm²)	A %
Laminati: lamiere,	$0,5 \div 3,2$	540	470	7
nastri, bandelle,	$> 3,2 \div 6,3$	545	475	7
piastre	$> 25 \div 50$	530	460	5
Estrusi: profilati,	$\leq 6,3$	540	485	7
tubi, barre a	$> 6,3 \div 12,5$	560	505	6
sezione piena	$> 12,5 \div 70$	560	495	6

Approfondimento: come leggere le tabelle UNI

Tre osservazioni utili per l'uso professionale delle tabelle 4 e 5.

- (a) R_m è il carico unitario di rottura; $R_{p0,2}$ è il carico unitario di scostamento dalla proporzionalità dello 0,2 %, cioè lo “snervamento convenzionale”: le leghe leggere non presentano lo snervamento netto degli acciai dolci, e si adotta come riferimento la tensione che lascia una deformazione plastica residua dello 0,2 %.
- (b) $A\%$ è l'allungamento percentuale a rottura, indice di duttilità: si noti che vale appena il 5–7 %, contro il 20–30 % di un acciaio dolce. Le leghe ad alta resistenza pagano la resistenza con la duttilità.
- (c) Le proprietà *dipendono dallo spessore* del semilavorato: la lavorazione plastica e la velocità di tempra variano tra cuore e superficie del pezzo, e i pezzi massicci risultano meno uniformi. È un ulteriore esempio di come il dato di progetto non sia una costante del materiale, ma del *semilavorato*.

5 L'acciaio

L'acciaio è una lega di ferro e carbonio con, in generale, un'ampia varietà di altri metalli: oltre al carbonio può contenere cromo, nichel e titanio (negli acciai inossidabili il carbonio è invece drasticamente ridotto). Gli acciai coprono una gamma di proprietà estremamente vasta: dallo stato durissimo e fragile allo stato duttile.

Molti acciai sono assai sensibili alla corrosione; escludendo il carbonio dalla composizione si ottengono gli acciai *inossidabili*, che resistono molto bene alla corrosione senza però poterne essere considerati del tutto immuni, specialmente in determinate condizioni di impiego. La resistenza alla corrosione può essere conferita anche con trattamenti superficiali di ricopertura con zinco o cadmio, sebbene quest'ultimo sia in progressivo abbandono per la sua tossicità.

Proprietà comune a tutti gli acciai è l'elevata massa volumica: per questo vengono impiegati dove esistono *limitazioni di spazio* oppure dove sono richieste particolari doti di durezza e tenacità. Impieghi tipici: bulloni, alberi, cuscinetti, attacchi ala-fusoliera, gambe di forza dei carrelli. Tra i materiali strutturali, l'acciaio è tra quelli che conservano buone caratteristiche meccaniche anche a temperatura elevata.

- **Vantaggi:** economico e facilmente reperibile; elevate caratteristiche meccaniche; ampia scelta di proprietà mediante leghe e trattamenti termici; superficie dura e resistente all'usura; utilizzabile alle alte temperature di esercizio; buona saldabilità; buon comportamento a fatica.
- **Svantaggi:** basso rapporto resistenza-peso; elevata massa volumica; alcuni acciai temono la corrosione.

Esempio pratico: perché il carrello è d'acciaio

La gamba di forza di un carrello deve assorbire carichi di atterraggio elevatissimi in un volume ridottissimo (deve retrarsi in un vano). Qui il vincolo dominante non è il peso ma *l'ingombro*: serve la massima resistenza per unità di *volume*, cioè la massima σ_R assoluta. Un acciaio Cr Mo V da 1657 N/mm² di rottura (tabella 2) non ha rivali. È l'eccezione che conferma la regola del SWR: quando il criterio di merito cambia, cambia il materiale ottimo.

6 Le leghe di magnesio

Il magnesio è, tra i materiali di interesse per le costruzioni aeronautiche, il più leggero in assoluto (massa volumica 1,74 kg/dm³ allo stato puro). Come l'alluminio, per la sua elevata affinità con

l'ossigeno non esiste in natura allo stato puro ma solo combinato; pur non possedendo particolari doti meccaniche, viene impiegato per la sua leggerezza in numerose leghe, denominate *leghe ultraleggere*.

La diffusione del magnesio in campo aeronautico è limitata dalle modeste caratteristiche meccaniche, dalla scarsa resistenza alla corrosione e alla tensocorrosione, nonché dalla concorrenza sempre più forte dei materiali compositi. Le leghe ultraleggere trovano oggi impiego soprattutto negli elicotteri e nei velivoli a decollo verticale; l'aviazione commerciale le usa per alcuni particolari interni poco sollecitati; il massimo impiego si ha nel settore missilistico, dove queste leghe arrivano a costituire fino al 90 % della struttura.

Due leghe rappresentative:

- **AZ 31** (da lavorazione plastica): buone caratteristiche di estrusione e medie proprietà meccaniche, buona formabilità, facilmente saldabile; è impiegata come rivestimento esterno dei missili, in fogli curvati e saldati longitudinalmente.
- **AZ 91** (da fonderia): eccellenti proprietà meccaniche per una lega di magnesio, facilmente colabile e particolarmente adatta ai getti a pressione; usata ad esempio per squadrette di rinvio comandi di elicotteri e per mozzi ruote.

Tabella 6: Leghe di magnesio AZ 31 e AZ 91: caratteristiche meccaniche, fisiche e composizione.

lega	caratt. meccaniche			caratt. fisiche		composizione % alliganti		
	R_m (N/mm ²)	R_p (N/mm ²)	A %	massa vol. (kg/dm ³)	E (GPa)	Al	Zn	Mn
AZ 31	240	150	8	1,78	40,2	3	1	0,2
AZ 91	240	110	6	1,83	45,1	9	0,6	0,2

La sigla AZ dice la composizione: A = alluminio, Z = zinco; le cifre indicano le percentuali nominali. AZ 31 = Mg con circa 3 % di Al e 1 % di Zn; AZ 91 = Mg con circa 9 % di Al e 1 % di Zn (nominale). È la designazione ASTM delle leghe di magnesio.

7 Le leghe di titanio

Il titanio è un metallo che, come l'alluminio e il magnesio, per la sua affinità con l'ossigeno non è reperibile allo stato nativo ma è presente in molti minerali; il suo impiego aeronautico è limitato dagli *alti costi tecnologici* di estrazione e lavorazione.

Le sue caratteristiche sono però notevoli: massa volumica intermedia (4,42 kg/dm³, circa metà dell'acciaio), elevata resistenza alla corrosione anche in ambiente marino, elevata temperatura di fusione e buona resistenza meccanica alle alte temperature. Ne consegue che, tra i metalli, il titanio presenta il miglior rapporto resistenza-peso ($SWR \simeq 209$ contro 163 dell'avional, tabella 1) *mantenendolo in un ampio intervallo di temperature*: è questa seconda proprietà a renderlo insostituibile.

Gli impieghi attuali riguardano principalmente le applicazioni che richiedono resistenza a carichi elevati *ad alta temperatura*, come i componenti dei motori a getto; strutture interamente in lega di titanio si realizzano solo in applicazioni speciali, dove le temperature di esercizio sono proibitive per le leghe di alluminio. L'esempio più celebre è il ricognitore SR-71, la cui fusoliera è realizzata interamente in titanio, che costituisce il 93 % del peso a vuoto del velivolo: alle velocità di Mach 3 il riscaldamento cinetico porta il rivestimento a temperature che nessuna lega leggera sopporterebbe.

Nel settore civile la diffusione è ancora contenuta: il titanio rappresenta circa il 4 % del peso strutturale sul Boeing 747, il 2 % sul Boeing 767, il 3 % sul DC-10 e il 6 % sull'Airbus A300, mentre

sul caccia F-15 raggiunge il 35 %; sui velivoli di nuova generazione, dalle prestazioni più spinte, si tende ad arrivare al 30 % del peso della struttura.

La lega **IMI 318** (Ti-6Al-4V) è tra le più largamente usate nelle applicazioni aeronautiche e aerospaziali: fogli, lastre, pezzi estrusi e forgiati, palette dei compressori di bassa pressione (fan), mozzi di rotor di elicotteri. La lega **IMI 550** è caratterizzata da una resistenza ancora superiore.

Tabella 7: Leghe di titanio IMI 318 e IMI 550.

lega	caratt. meccaniche			massa vol. (kg/dm ³)	composizione % alliganti			
	R_m (N/mm ²)	R_p (N/mm ²)	A %		Al	V	Mo	Sn
IMI 318	1150	1070	11	4,42	6	4	—	—
IMI 550	1200	1105	12	4,60	4	—	4	2

Esempio pratico: il “muro termico” delle leghe leggere

Perché non costruire tutto in Ergal, visto il suo ottimo SWR? Le leghe di alluminio perdono rapidamente resistenza già oltre 150–200 °C: su un velivolo supersonico veloce il riscaldamento aerodinamico supera ampiamente queste temperature. Il titanio conserva invece caratteristiche elevate ben oltre, e con $R_m = 1150 \text{ N/mm}^2$ a fronte di $\rho = 4,42 \text{ kg/dm}^3$ unisce resistenza “da acciaio” a metà del peso. È il materiale del compromesso ottimo quando temperatura e peso stringono insieme.

8 I materiali compositi

8.1 Definizione e principio di funzionamento

In generale un materiale composito è costituito da due o più componenti dalle caratteristiche fisiche e meccaniche assai diverse, il cui stato finale all’interno del composito è tale che essi restano *non miscelati* e immediatamente riconoscibili. In pratica deve essere sempre ben individuabile quale componente svolga la funzione di *matrice* e quale quella di *fibra*: altrimenti qualsiasi lega multifase — l’acciaio stesso — rientrerebbe nella definizione. I compositi oggi disponibili sono moltissimi e si differenziano per composizione chimica, forma dei costituenti e tecnologie di lavorazione; un esempio storico è la vetroresina, usata ad esempio per scafi e imbarcazioni.

Il principio strutturale: divisione dei compiti

Dal punto di vista strutturale il composito va pensato come fibra più matrice con una precisa divisione dei ruoli:

- la **fibra** ha il compito di *resistere alle sollecitazioni*: ad essa sono affidate resistenza e rigidità;
- la **matrice** ha il compito di *trasferire* le sollecitazioni alle fibre e tra fibra e fibra (attraverso la propria deformabilità a taglio), di *mantenerle in posizione*, di *proteggerne la superficie* da danni e corrosione.

Il carico è quindi trasferito alle fibre e tra le fibre; la matrice raramente sopporta carichi in proprio, e infatti le sue caratteristiche meccaniche sono inferiori di qualche ordine di grandezza a quelle delle fibre. La qualità decisiva della matrice è l’*adesione* fibra–matrice, di natura chimica, elettrica o meccanica.

8.2 Le fibre

Le fibre possono essere di vetro, boro, carbonio, kevlar, ceramica, fili di tungsteno, acciaio, titanio.

- **Fibra di vetro.** Tra le più utilizzate per il basso costo, la bassa densità, la rigidità, la resistenza chimica, la docilità alle tecniche di fabbricazione e la grande possibilità di modificarne la composizione.
- **Filamento di boro.** Nato da un programma di ricerca che esaminava gli elementi candidati a costituire un rinforzo efficace secondo i criteri di alto punto di fusione e bassa densità; il boro fu scelto anche perché può essere preparato in forma pura per deposizione di vapore su un filamento di tungsteno o di carbonio. A parità di densità con il vetro, il boro offre un modulo di elasticità cinque volte maggiore, oltre a elevata durezza, alto punto di fusione e moderata resistenza alla corrosione.
- **Fibre di carbonio.** Sono attualmente le più impiegate nel settore aerospaziale: basso peso specifico, basso coefficiente di dilatazione, alta resistenza specifica, alta rigidità specifica.
- **Fibre aramidiche (kevlar).** Fibra ad alta tenacità, le cui proprietà consentono di realizzare, a peso ridotto, strutture secondarie e semiportanti. È superiore alle altre fibre per resistenza all'impatto e per il comportamento alla propagazione delle cricche (migliore anche di quello del carbonio), oltre che per le ottime qualità di smorzamento delle vibrazioni; grazie alla combinazione di basso peso specifico e alta resistenza specifica a trazione, il kevlar detiene la più alta resistenza specifica a trazione tra tutte le fibre e i materiali omogenei da costruzione. La resistenza a fatica è simile a quella del vetro. Gli impieghi più vantaggiosi: bordi d'attacco di ali e impennaggi, gondole motore, serbatoi.

8.3 Le matrici

Per sfruttare al meglio le fibre, queste devono essere immerse in una matrice le cui funzioni sono: trasferire gli sforzi; mantenere le fibre in posizione; proteggere la superficie delle fibre da danni; proteggerle dalla corrosione.

Le *matrici polimeriche* sono le più comuni: epossidiche, poliestere, termoplastiche, poliammidiche, fenoliche, siliconiche (tutti composti organici tranne l'ultima); ciascun tipo può essere modificato per ottenere una vasta gamma di proprietà.

- Le **matrici epossidiche** sono le più importanti: proprietà meccaniche superiori agli altri polimeri, ottima adesione alle fibre, buona resistenza chimica, basso ritiro (quindi basse tensioni residue di polimerizzazione), notevole stabilità termica.
- Le **matrici poliestere** sono termoindurenti e trovano ottima applicazione in unione alle fibre di vetro (vetroresina): basso costo, breve tempo di polimerizzazione, buone caratteristiche meccaniche.

Esempio svolto: la regola delle miscele

Stimiamo il modulo di elasticità di una lamina unidirezionale carbonio/epossidica *nella direzione delle fibre*. Se fibra e matrice si deformano insieme (perfetta adesione, uguale deformazione ϵ), la tensione media si ripartisce in proporzione alle frazioni volumetriche e si ottiene la *regola delle miscele*:

$$E_c = V_f E_f + (1 - V_f) E_m \quad (2)$$

Con valori tipici $E_f = 230$ GPa (fibra di carbonio HS), $E_m = 3,5$ GPa (matrice epossidica) e frazione volumetrica di fibra $V_f = 0,60$:

$$E_c = 0,60 \cdot 230 + 0,40 \cdot 3,5 = 139,4 \text{ GPa}$$

La densità segue la stessa regola: con $\rho_f = 1,80 \text{ kg/dm}^3$ e $\rho_m = 1,20 \text{ kg/dm}^3$, $\rho_c = 0,60 \cdot 1,80 + 0,40 \cdot 1,20 = 1,56 \text{ kg/dm}^3$. La rigidità specifica longitudinale vale quindi $E_c/\rho_c \simeq 89 \text{ GPa} \cdot \text{dm}^3/\text{kg}$: più di *tre volte* il valore ($\simeq 25\text{--}27$) comune a tutti i metalli strutturali. Si osservi però che nella direzione *trasversale* alle fibre il modulo crolla a pochi GPa: il composito è fortemente anisotropo, e il progettista deve orientare le fibre lungo le direzioni dei carichi.

Attenzione: i dati dei compositi non sono “del materiale”

Per i metalli, le tabelle danno proprietà del materiale. Per i compositi, le proprietà dipendono da fibra, matrice, frazione volumetrica, orientazione e sequenza di laminazione: il materiale *nasce insieme al pezzo*. Per questo la tabella 1 esclude i compositi da un confronto rigoroso e ne riporta solo un valore indicativo.

9 I legnami e la tela

9.1 Il legno nelle costruzioni aeronautiche

Con l'aumento delle velocità e delle potenze dell'aviazione commerciale, il legno — largamente usato fino a pochi decenni or sono — è stato gradualmente sostituito dall'alluminio e dalle sue leghe. Eppure la resistenza di un buon legno, *in rapporto al suo peso specifico*, è superiore a quella di un buon acciaio (tabella 1: SWR dell'abete bianco 789 contro 142 dell'acciaio). Il limite del legno è il *volume*: a parità di resistenza, un elemento in legno è molto più voluminoso dell'equivalente in acciaio, e mal si adatta alla snellezza dei profili aerodinamici moderni. Né le buone doti elastiche né la capacità di smorzare le vibrazioni sono bastate a conservargli la diffusione di un tempo; il legno trova però tuttora impiego in elementi strutturali di aeroplani leggeri.

Il legno per impiego aeronautico deve possedere: basso peso specifico rapportato alla resistenza (fondamentale per longheroni e montanti; si ricordi che la resistenza del legno è proporzionale al peso specifico, e pochissimi legni godono di entrambe le proprietà); elevata durezza, a garanzia dell'efficienza di chiodature e incollaggi; sufficiente rigidità; uniformità di resistenza, per evitare maggiorazioni di dimensioni e peso imposte dai coefficienti di sicurezza; fibra dritta e regolare; basso coefficiente di dilatazione volumetrica rispetto alle variazioni di umidità; buona resistenza all'incollaggio; elevata resistenza alle alterazioni da agenti atmosferici o microrganismi.

Gli alberi di interesse appartengono alle *aghiifoglie* (resinosi: pino, abete, larice, spruce) e alle *latifoglie* (non resinosi a foglia laminare: olmo, frassino, noce, pioppo). I principali legnami:

- **Spruce**: il legno aeronautico per antonomasia; originario dell'America centrale e diffuso nell'Europa centrale e settentrionale, unisce leggerezza, omogeneità, tenacità ed elasticità; ha fibra lunga, diritta e omogenea; ideale per longheroni e montanti.
- **Abete rosso**: caratteristiche meccaniche, rapportate al peso, pari a quelle dello spruce; diffuso in Italia, ma con struttura meno regolare, nodi frequenti e talora di notevoli dimensioni, minore costanza delle proprietà.
- **Frassino**: diffuso in Italia; pesante e poco omogeneo, ma assai duro, tenace ed elastico; ottimo per longheroni, usato anche per centine e altri particolari.
- **Betulla**: fibre sottili e poco compatte; impiegata come compensato.
- **Pioppo**: molto tenero e fortemente resistente all'umidità; usato per compensati, lamelle di rivestimento di fusoliere e galleggianti, e per modelli sperimentali.

9.2 La tela

I piccoli aeroplani, specie di costruzione amatoriale, sono ricoperti in parte o del tutto con tela, che offre vantaggi notevoli: peso molto limitato, facilità di riparazione e sostituzione, elevata elasticità, buona stabilità alle variazioni di temperatura, forte assorbimento e smorzamento delle vibrazioni, che quindi non vengono trasmesse alla struttura sottostante.

Collegamento con la teoria delle strutture: il rivestimento in tela è non lavorante — non porta carichi nel piano — e la struttura resiste con tralicci e controventature. Il rivestimento metallico lavorante (semiguscio) è la rivoluzione concettuale che studieremo nella monografia sulle strutture a semiguscio.

10 I trattamenti termici

10.1 Il ciclo termico

Molti metalli e moltissime leghe subiscono variazioni anche notevoli quando vengono riscaldati a temperature determinate e successivamente raffreddati più o meno rapidamente. Le variazioni riguardano la struttura cristallina (grana) del metallo, lo stato di aggregazione, il volume, la forma, le proprietà tecnologiche e meccaniche: durezza, lavorabilità, resistenza, elasticità.

Definizione: ciclo termico e trattamento termico

Si chiama *ciclo termico* l'insieme costituito da: il passaggio del materiale dalla temperatura ordinaria a una temperatura prestabilita con determinate modalità di riscaldamento; la permanenza più o meno prolungata a tale temperatura; il raffreddamento più o meno rapido fino al ritorno alla temperatura iniziale. Il ciclo può comprendere più riscaldamenti e raffreddamenti successivi, anche a temperature sotto lo zero (seguiti da riscaldamento fino alla temperatura ordinaria). *Applicare un trattamento termico* significa applicare al metallo un ciclo termico prestabilito allo scopo di conferirgli proprietà determinate. Il trattamento termico *esclude sempre la fusione*: il metallo resta allo stato solido, a temperatura inferiore al punto di fusione.

Il riscaldamento deve essere di norma molto lento e uniforme; la permanenza alla temperatura massima deve durare abbastanza a lungo, in funzione della dimensione trasversale dei pezzi, perché anche il cuore raggiunga la temperatura della superficie. Il raffreddamento, invece, può essere più o meno rapido, ed è proprio la *velocità di raffreddamento* — la diminuzione di temperatura nell'unità di tempo — a caratterizzare il trattamento: un raffreddamento di 200 °C al secondo è molto energico (tipico della tempra), mentre una diminuzione di 5 °C l'ora è molto lenta (tipica di una ricottura completa). Si noti il rapporto tra le due velocità: 144 000 a uno. È questa enorme differenza a produrre strutture cristalline radicalmente diverse a partire dalla stessa lega.

I trattamenti termici più comuni sono: tempra, rinvenimento, bonifica, ricottura, cementazione, nitrurazione. Li esaminiamo con riferimento alle leghe ferrose — in particolare agli acciai comuni al carbonio — ricordando che anche le leghe di alluminio subiscono modificazioni sensibili con il trattamento termico, e che per alcune di esse il trattamento è *indispensabile* prima dell'impiego.

10.2 Tempra

Lo scopo della tempra è aumentare la durezza dell'acciaio. L'operazione consiste nel riscaldare lentamente l'acciaio a una temperatura superiore al punto critico, per un tempo sufficiente affinché la temperatura raggiunga il cuore del pezzo, e nel raffreddarlo poi più o meno rapidamente (in acqua, acqua salata, oli vegetali o animali, a seconda della composizione) per ottenere la massima durezza. L'acqua dà la massima velocità di raffreddamento; l'olio una velocità alquanto ridotta.

Con la tempera l'acciaio assume una struttura a grana finissima, durissima e fragile, detta *martensitica*, caratteristica del trattamento. La tempera lascia però nel pezzo forti tensioni interne, dovute alle diverse variazioni di volume subite dalla massa durante il raffreddamento.

Negli acciai allo 0,3 % di carbonio la tempera ha lo scopo di omogeneizzare la distribuzione del carbonio (*tempera di omogeneità*); gli acciai con più dello 0,9 % di carbonio si temprano solo per ottenere durezza (*tempera di durezza*). Le temperature di tempera sono in genere più alte per gli acciai dolci (870 °C) e più basse per gli acciai duri (200–400 °C).

Le deformazioni di tempera sono inevitabili

Anche se eseguita a regola d'arte, la tempera deforma i pezzi: in generale i pezzi si ingrossano e si accorciano, le lastre si incurvano aumentando di spessore, i tubi aumentano di spessore, si accorciano e crescono di diametro interno. Il progettista e il tecnologo devono prevedere sovrametalli di lavorazione per le finiture successive al trattamento.

10.3 Rinvenimento

Consiste nel riscaldare per breve tempo il pezzo temprato a temperatura *inferiore* a quella di tempera e nel sottoporlo poi a raffreddamento rapido, in acqua o in olio. La struttura che l'acciaio assume è dapprima a grana finissima (*martensite rinvenuta*); successivamente, per il raggrupparsi dei cristallini minuti in unità maggiori, la grana si ingrossa. Raggiunto il grado di rinvenimento desiderato, le caratteristiche vengono “fissate” raffreddando rapidamente il pezzo.

Il rinvenimento elimina gli effetti dannosi della tempera, riducendo la fragilità e le tensioni interne; al crescere della temperatura di rinvenimento si attenua anche la durezza, tanto più quanto più ci si avvicina alla temperatura di tempera.

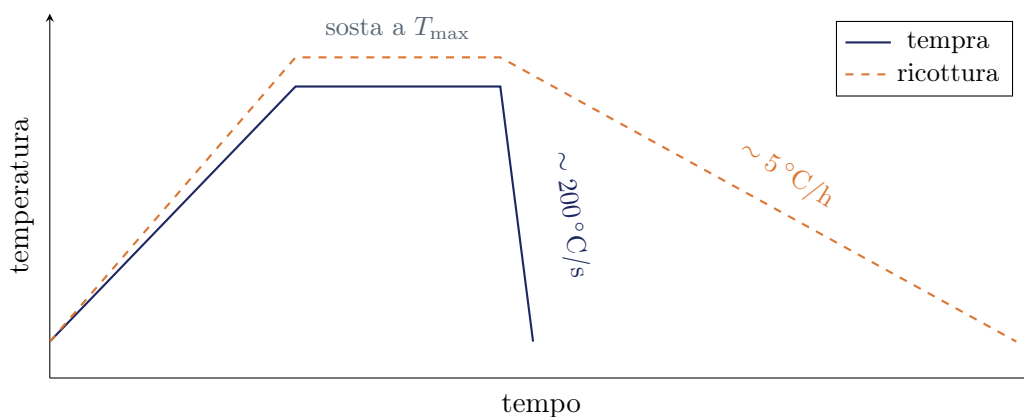
10.4 Bonifica

Un acciaio si dice *bonificato* quando ha subito il trattamento di tempera prima e di rinvenimento dopo. La bonifica realizza il compromesso ottimale tra resistenza, durezza e tenacità: è il trattamento tipico degli acciai da costruzione fortemente sollecitati (l'acciaio 40NiCrMo7 dei nostri esercizi sui perni e sugli attacchi è, per l'appunto, un acciaio da bonifica).

10.5 Ricottura

È il trattamento *opposto* alla tempera: si esegue per eliminare la durezza, o meglio l'*incrudimento* del pezzo dovuto a lavorazioni troppo violente o prolungate. Con la ricottura si eliminano completamente le tensioni interne e il materiale, risultando più dolce, presenta una migliore lavorabilità.

La ricottura consiste nel riscaldare il pezzo a temperatura superiore a quella di tempera e nel raffreddarlo poi *lentissimamente*; il riscaldamento deve essere lento e uniforme in tutte le parti del pezzo, e il raffreddamento lento (che in alcuni casi richiede oltre un mese per completarsi) si ottiene in bagni di sabbia o ceneri calde. Mentre con la tempera, raffreddando rapidamente, si conserva la struttura martensitica (massima durezza), con la ricottura le particelle di ferro e carbonio si separano dalla soluzione martensitica, restituendo al pezzo la struttura più o meno dolce che possedeva prima di incrudirsi o di essere temprato.



Cicli termici a confronto (schema qualitativo): stessa fase di riscaldamento e sosta, esiti opposti a seconda della velocità di raffreddamento.

10.6 Cementazione

Consiste nel far assorbire alle superfici esposte di un acciaio una certa quantità di *carbonio* al fine di aumentarne la durezza; la profondità di penetrazione si limita a qualche millimetro, talvolta meno. Gli acciai che meglio si prestano alla cementazione sono gli extra dolci (0,2 % di carbonio), gli acciai al nichel e al nichel-cromo. Esempi caratteristici di pezzi cementati: ruote dentate (le superfici dei denti devono avere massima durezza e grande resistenza all'usura), perni di albero a gomiti dei motori, attrezzi particolari.

10.7 Nitrurazione

È un processo simile alla cementazione, nel quale l'elemento assorbito non è il carbonio ma l'*azoto*: combinandosi con il ferro nello strato superficiale (qualche decimo di millimetro), l'azoto forma *nitruri* di ferro che conferiscono alla superficie una durezza grandissima, superiore a quella ottenibile con cementazione e successiva tempra. Il pezzo viene immerso in un'atmosfera di gas ammoniac (azoto e idrogeno) a 550 °C: oltre i 500 °C, infatti, l'ammoniaca si dissocia dando luogo alla combinazione ferro-azoto, cioè alla formazione dei nitruri.

La nitrurazione non richiede la tempra del pezzo e offre un ulteriore vantaggio: richiedendo un riscaldamento modesto (inferiore a quello di cementazione), non altera la struttura dei pezzi e li deforma pochissimo.

	elemento assorbito	profondità	tempra successiva
Cementazione	carbonio	qualche mm	richiesta
Nitrurazione	azoto	qualche decimo di mm	non richiesta

Approfondimento: il trattamento termico delle leghe leggere

Per le leghe di alluminio strutturali il trattamento termico non è un'opzione, è ciò che le rende leghe strutturali. Il ciclo tipico comprende tre fasi: *solubilizzazione* (riscaldamento a circa 500 °C per portare gli alliganti in soluzione solida), *tempra di soluzione* (raffreddamento rapido in acqua che “congela” la soluzione in uno stato sovrassaturo) e *invecchiamento* (permanenza a temperatura ambiente — invecchiamento naturale — o a 120–190 °C — invecchiamento artificiale), durante il quale precipitano particelle finissime e durissime che ostacolano i movimenti interni del reticolo, elevando notevolmente resistenza e durezza. È il fenomeno scoperto casualmente da Alfred Wilm nel 1906 sul duralluminio. Le sigle che usiamo nei calcoli codificano proprio questo: **2024-T4** = lega 2024 solubilizzata, temprata e invecchiata *naturalmente*; **7075-T6** = lega 7075 solubilizzata, temprata e invecchiata *artificialmente* per la massima resistenza. Da qui una regola pratica di officina: le leghe invecchiate *non si riscal-*

dano (saldature, riparazioni a caldo) senza ripetere l'intero ciclo, pena il decadimento delle proprietà — è uno dei motivi per cui le strutture in lega leggera si *chiodano* e non si saldano.

11 I controlli non distruttivi

11.1 Ruolo e collocazione nel processo costruttivo

Grande importanza hanno assunto nelle costruzioni aeronautiche i *controlli non distruttivi* (CND): prove cui si sottopone un materiale allo scopo di trarne tutte le informazioni possibili sulla sua integrità interna ed esterna *senza* arrecargli deformazioni o alterazioni. Il pezzo che supera la prova viene normalmente impiegato, poiché il controllo non gli ha causato alcun danno.

Le prove tecnologiche tradizionali (trazione, flessione, resilienza) richiedono la rottura del provino: esse, riferite a un'intera partita di materiale, stabiliscono *quali caratteristiche il materiale possiede* e consentono di determinarne l'idoneità all'uso previsto. I controlli non distruttivi permettono invece di individuare, su ogni singolo particolare, *difetti localizzati* determinatisi in sede di costruzione o di riparazione e non altrimenti rilevabili: crinature, soffiature, inclusioni di scorie. I due sistemi devono quindi *coesistere* nel processo costruttivo: le prove distruttive qualificano il materiale, i CND certificano il singolo pezzo. Non è infrequente che, nell'industria aeronautica, i controlli non distruttivi vengano estesi alla *totalità* dei pezzi più sollecitati, per la certezza che i particolari messi in servizio siano esenti da difetti.

Alcuni CND possono essere eseguiti direttamente nelle officine di riparazione o manutenzione, per giudicare la reimpiegabilità di un particolare o la bontà di una riparazione o di una lavorazione meccanica. I sistemi oggi maggiormente impiegati sono: raggi X, gammagrafia con radioisotopi, ultrasuoni, metodo magnetoinduttivo, magnetizzazione con particelle magnetiche, liquidi penetranti.

11.2 Raggi X

Costituiscono il metodo principale di controllo non distruttivo. Possono essere impiegati su materiali magnetici e non, per rilevare discontinuità subsuperficiali quali crinature aperte e inclusioni di scorie. Quando l'esame è registrato su pellicola o lastra fotografica il processo si chiama *radiografia* ed è usato per esami accurati; quando i raggi X sono proiettati su uno schermo e l'immagine è esaminata a vista, senza impressione su pellicola, si parla di *radioscopia* (o fluoroscopia), adatta a soluzioni rapide quando non è richiesta la conservazione della documentazione.

11.3 Gammagrafia con radioisotopi

Metodo simile al precedente, in cui ai raggi X sono sostituiti i raggi gamma emessi da isotopi radioattivi; può essere eseguita in parti inaccessibili agli apparecchi a raggi X e dove non sono disponibili sorgenti di energia elettrica (la sorgente radioattiva non richiede alimentazione).

11.4 Ultrasuoni

Il metodo si basa sulla buona trasmissibilità delle onde sonore, udibili e non udibili (ultrasuoni), nei pezzi metallici. L'apparecchiatura consiste in un generatore ad alta frequenza, un trasmettitore, un ricevitore e un rilevatore, generalmente un oscilloscopio. Il controllo può essere fatto con apparecchi a *eco* o a *trasmissione*; il difetto è messo in evidenza dall'andamento del segnale che appare sull'oscilloscopio. L'interpretazione richiede grande esperienza; il metodo è applicabile a quasi tutti i metalli e alle plastiche dense e compatte.

Esempio pratico: l'eco come sonar in miniatura

Il principio dell'apparecchio a eco è lo stesso del sonar o dell'ecografo: l'impulso ultrasonoro parte dalla sonda, attraversa il pezzo e si riflette sulla superficie di fondo. Se incontra un difetto (una crinatura interna, una soffiatura), parte dell'energia si riflette *prima*: sull'oscilloscopio compare un'eco intermedia tra il segnale di partenza e l'eco di fondo, e la sua posizione misura la profondità del difetto. È il controllo standard, ad esempio, dei perni dei carrelli e delle pale.

11.5 Metodo magnetoadдукtivo (correnti parassite)

I metodi sono diversi e consistono essenzialmente nel rilevare, su un tubo a raggi catodici o su uno strumento a indice o a segnalazione acustica, le variazioni del flusso di isteresi, l'andamento del ciclo di isteresi o la variazione di impedenza di una *sonda esploratrice*. La sonda è costituita da una bobina che induce nel pezzo correnti parassite; in presenza di difetti tali correnti risultano distorte e generano variazioni di impedenza nella sonda; la variazione, opportunamente amplificata, viene segnalata dall'oscilloscopio o dallo strumento a indice. Il sistema è particolarmente idoneo a evidenziare cricche, fessurazioni, diversità di composizione.

11.6 Magnetizzazione e rivelazione con particelle magnetiche

Il controllo si esegue magnetizzando con opportuno apparecchio il pezzo in esame, dopo averlo cosparso di particelle magnetiche in polvere o in sospensione liquida (in petrolio o acqua, a seconda della natura delle particelle). Le particelle — nere, colorate o fluorescenti — si accumulano in corrispondenza delle deviazioni delle linee di forza magnetica, mettendo in evidenza discontinuità superficiali e subsuperficiali: vuoti, difetti, crinature, fori subsuperficiali, pori.

Limite fondamentale del metodo magnetico

Il metodo è applicabile *solo a materiali metallici ferromagnetici*. Si noti che la maggior parte degli acciai inossidabili, le leghe ad alta percentuale di cromo, nichel e manganese e le leghe leggere non possono essere esaminate con questo metodo. Per le leghe di alluminio — cioè per la quasi totalità della struttura di un velivolo — occorrono i liquidi penetranti o le correnti parassite.

La magnetizzazione può essere creata con corrente elettrica oppure ponendo il pezzo tra due forti elettrocalamite; gli apparecchi possono essere a corrente continua, alternata o pulsante unidirezionale, in versione fissa o mobile: queste ultime hanno il vantaggio di poter essere usate nei cantieri e nelle officine di riparazione.

11.7 Liquidi penetranti fluorescenti o colorati

L'esame può essere eseguito su materiali magnetici e non magnetici, come le leghe leggere. Il metodo si basa sulla tendenza di particolari liquidi a penetrare *per capillarità* entro fori o cricche, rendendo rilevabili i difetti *superficiali*; non permette invece di evidenziare i difetti interni. Prima dell'esame è necessaria un'accurata pulizia del pezzo, con asportazione anche dell'eventuale pellicola anodizzata dovuta all'ossidazione.

Il controllo si effettua in quattro fasi:

1. si applica il liquido penetrante (fluorescente o colorato) per immersione, spruzzo o a pennello, nella giusta dose, lasciandolo penetrare per capillarità entro le cricche;
2. si asportano dalla superficie i liquidi in eccesso mediante lavaggio con solvente, in qualche caso anche con acqua;

3. si applica il *rivelatore*, liquido o in polvere, che richiama in superficie il liquido infiltratosi nelle eventuali crinature;
4. si effettua l'ispezione del pezzo con l'aiuto di lenti di ingrandimento, con criteri e macchine diverse a seconda del liquido impiegato.

11.8 Considerazioni operative

L'industria moderna mette a disposizione una vasta gamma di apparecchi per i controlli non distruttivi, dei quali l'industria aeronautica si avvale largamente in sede di costruzione per evitare l'impiego di pezzi difettosi, destinati a rottura prematura. Nelle officine di riparazione prevalgono la magnetizzazione e i liquidi penetranti, più facilmente eseguibili in tale sede: essi rivelano in genere soltanto difetti superficiali, ma ciò è ritenuto sufficiente, essendo da presumere che i pezzi con difetti interni siano già stati scartati in fabbrica. Con un uso appropriato dei metodi disponibili è possibile limitare al minimo, se non evitare del tutto, l'impiego di materiali difettosi.

Unitamente ai mezzi citati — e spesso *prima* di essi — è utile la semplice lente di ingrandimento, ad almeno dieci ingrandimenti: mettendo in evidenza i particolari del materiale in esame, consente di decidere se scartarlo subito o sottoporlo agli esami approfonditi per un'eventuale rimessa in servizio.

Tabella 8: Quadro sinottico dei controlli non distruttivi.

metodo	difetti rilevati	materiali	note
Raggi X	subsuperficiali e interni	tutti	radiografia (documentata) o radioscopia (rapida)
Gammagrafia	interni	tutti	zone inaccessibili, senza energia elettrica
Ultrasuoni	interni	quasi tutti i metalli, plastiche dense	richiede grande esperienza
Magnetoaduttivo	cricche, fessure, diversità di composizione	metalli conduttori	correnti parassite
Particelle magnetiche	superficiali e subsuperficiali	solo ferromagnetici	escluse leghe leggere e molti inox
Liquidi penetranti	solo superficiali	magnetici e non	richiede pulizia accurata

12 Corrosione e trattamenti protettivi

12.1 Il fenomeno

La corrosione dei metalli è un fenomeno di natura fisico-chimica che ne provoca il graduale deterioramento con il concorso dell'ambiente con cui i metalli sono a contatto. Il termine implica un danneggiamento generale e progressivo che, per ovvie ragioni economiche, va contenuto nei limiti più bassi possibili — e in modo del tutto particolare per i metalli delle costruzioni aeronautiche, dove un indebolimento anche lieve delle strutture può causare rotture pericolose: è assolutamente da evitare che la resistenza meccanica delle strutture risulti diminuita da fenomeni corrosivi.

I principali responsabili sono gli agenti atmosferici, primi fra tutti l'aria e l'acqua: l'aria contiene umidità, anidride carbonica e, nelle zone industriali, anidride solforosa e altri aggressivi chimici; l'acqua piovana contiene disciolti i vari componenti e le impurezze dell'aria. Un metallo a contatto con queste sostanze reagisce chimicamente e passa dallo stato elementare allo stato combinato, formando ossidi, carbonati, fosfati, eccetera: la forma più comune di corrosione è

l'ossidazione. È assai difficile valutare con esattezza le perdite economiche derivanti dalla corrosione, ed è evidente come la protezione dei materiali metallici rappresenti un campo di studio di grande importanza.

Data la varietà dei materiali e delle condizioni ambientali in cui la corrosione può originarsi, la protezione non può essere ottenuta con un unico sistema: il metodo va scelto caso per caso, in funzione della natura dei materiali e dell'insieme delle condizioni in cui la corrosione può verificarsi. I metodi più usati sono la verniciatura, il rivestimento con altri metalli e i trattamenti chimici ed elettrochimici delle superfici.

Approfondimento: la corrosione galvanica

Quando due metalli diversi sono a contatto elettrico in presenza di un elettrolita (basta l'umidità atmosferica salina), si forma una pila: il metallo meno nobile diventa *anodo* e si corrode preferenzialmente, quello più nobile *catodo* e resta protetto. In aeronautica il caso classico è l'accoppiamento tra lega leggera e acciaio o tra lega leggera e composito in carbonio (la fibra di carbonio è un conduttore *molto* nobile: l'alluminio a contatto si corrode rapidamente). Rimedi progettuali: interposizione di isolanti e sigillanti, bulloneria in titanio o cadmiata, primer adeguati. Il fenomeno spiega anche il funzionamento della *placcatura Alclad*: lo strato di alluminio puro, meno nobile della lega sottostante, si sacrifica proteggendola — una protezione catodica incorporata nella lamiera. Questo tema è trattato per esteso nella monografia sui collegamenti chiodati e bullonati.

12.2 Protezione mediante verniciatura

Poiché la corrosione dipende dall'azione di determinati agenti chimici sui metalli, è evidente che, isolando il metallo dall'ambiente esterno con rivestimenti non metallici impermeabili agli agenti, la corrosione non può più aver luogo. I rivestimenti più comuni a questo scopo sono le vernici, di vario tipo; per svolgere bene la loro azione devono aderire alle superfici e costituire uno strato inalterabile nell'ambiente cui i metalli sono esposti.

12.3 Protezione mediante rivestimenti metallici

La protezione può essere realizzata anche ricoprendo le superfici con altri metalli opportunamente scelti: per gli acciai, ad esempio, con zinco, stagno, nichel e cromo, mediante operazioni di zincatura, cadmiatura, stagnatura, nichelatura e cromatura. L'applicazione del rivestimento avviene generalmente con uno dei seguenti metodi:

- **per immersione in metalli fusi:** metodo molto usato per i rivestimenti di zinco, stagno e cadmio;
- **per spruzzatura** dei metalli fusi con apposite pistole sulle superfici da proteggere: presenta il vantaggio di poter applicare facilmente il rivestimento anche a strutture fisse o di forma complicata;
- **per elettrolisi:** la parte da ricoprire è collegata al polo negativo di una cella elettrolitica contenente una soluzione acquosa del metallo coprente; al polo positivo, elettrodi generalmente costituiti dai metalli puri che, sciogliendosi, reintegrano nel bagno gli ioni metallici depositatisi al polo negativo; è il procedimento tipico per cromare e nichelare i materiali ferrosi;
- **per placcatura:** applicazione, in genere con processi meccanici, di un sottile strato di metallo o lega opportuni sulla superficie del metallo da proteggere; è il sistema adatto alle leghe leggere (Alclad).

12.4 Protezione mediante trattamenti chimici ed elettrochimici

Questi trattamenti hanno lo scopo di produrre, per azione di determinate sostanze chimiche, la trasformazione degli strati superficiali del metallo in composti che, inattaccabili dagli agenti corrosivi, proteggono il metallo sottostante dall'ulteriore corrosione. Perché la protezione sia efficace, i composti formati devono originare uno strato *aderente*, di sufficiente durezza e, soprattutto, *continuo*.

I metodi si dividono in due gruppi: quelli in cui intervengono solo reazioni chimiche, come la *passivazione per via chimica* (ottenuta di solito per semplice immersione delle parti in soluzioni contenenti appropriate sostanze che, reagendo, formano lo strato aderente, duro e continuo), e quelli in cui la trasformazione superficiale è realizzata con l'aiuto della corrente elettrica, come la *passivazione per via elettrochimica*.

Il caso più importante di passivazione elettrochimica in aeronautica è l'anodizzazione delle leghe leggere: il pezzo viene posto all'anodo di una cella elettrolitica e lo strato di ossido naturale, spesso pochi nanometri, viene "coltivato" fino a diversi micrometri, duro e poroso, ideale come base di ancoraggio per i primer. È il trattamento standard dei componenti in lega leggera prima della verniciatura.

13 Quadro di sintesi e conclusioni

I punti essenziali della monografia

1. Il criterio guida della selezione dei materiali aeronautici è il **rapporto resistenza–peso** σ_R/ρ , affiancato dalla rigidità specifica E/ρ ; il confronto tra materiali resta comunque indicativo, perché intervengono lavorabilità, costo, corrosione, fatica e minimi tecnologici.
2. Le **leghe di alluminio** (Avional 2014/2024, Ergal 7075) dominano le strutture: SWR elevato, ottima lavorabilità, ampia disponibilità di semilavorati; scontano sensibilità a corrosione, temperatura e fatica.
3. L'**acciaio** presidia i particolari fortemente sollecitati con vincoli di ingombro (carrelli, attacchi, bulloneria): massima resistenza assoluta, ma SWR inferiore a quello dell'alluminio.
4. Le **leghe di magnesio** sono le più leggere; limiti meccanici e di corrosione le confinano a impieghi specifici (elicotteri, missilistica).
5. Il **titanio** offre il miglior SWR tra i metalli e lo conserva ad alta temperatura: è il materiale dei motori e dei velivoli veloci (SR-71).
6. I **compositi** affidano la resistenza alle fibre e il trasferimento dei carichi alla matrice: SWR quadruplo rispetto all'avional, al prezzo dell'anisotropia e di proprietà che dipendono dal processo di laminazione.
7. I **trattamenti termici** (tempra, rinvenimento, bonifica, ricottura, cementazione, nitrurazione) modellano le proprietà meccaniche agendo sul ciclo termico; per le leghe leggere il ciclo solubilizzazione–tempra–invecchiamento è costitutivo del materiale stesso (sigle T4, T6).
8. I **controlli non distruttivi** certificano l'integrità del singolo pezzo senza danneggiarlo e coesistono con le prove distruttive, che qualificano la partita di materiale.
9. La **protezione dalla corrosione** (vernici, rivestimenti metallici, passivazione chimica ed elettrochimica) è requisito di aeronavigabilità: un indebolimento anche lieve può innescare rotture pericolose.

La conoscenza dei materiali non è un capitolo accessorio del corso: è il presupposto di ogni verifica e di ogni dimensionamento. Nelle monografie dedicate alla flessione, al taglio, alla torsione e al dimensionamento delle strutture a semiguscio, i valori di $R_{p0,2}$, R_m , E e G qui introdotti diventeranno i dati di ingresso dei calcoli: lo studente è invitato a tornare a queste tabelle ogni volta che un esercizio chiede “di che materiale è fatto il pezzo, e che cosa comporta”.

A Domande di verifica ed esercizi

A.1 Domande di verifica

Le domande seguenti ripercorrono l'intera monografia; accanto a ciascuna è indicata la sezione di riferimento per il ripasso.

- D1.** Definire il rapporto resistenza–peso e spiegare, con la dimostrazione del tirante, perché il materiale più resistente non è necessariamente quello che produce la struttura più leggera. (§ 2.1)
- D2.** Perché le proprietà meccaniche dei materiali vanno sempre valutate per via sperimentale? Quale ruolo residuo hanno i modelli teorici? (§ 1)
- D3.** Che cosa sono matrice e alliganti in una lega metallica? La quota dominante di una lega può essere un elemento non metallico? (§ 2.3)
- D4.** L'acciaio ha σ_R più che doppia rispetto all'avional ma SWR inferiore: giustificare numericamente con i dati della tabella 1. (§ 3)
- D5.** Spiegare perché, a parità di peso, sostituire l'acciaio con la lega leggera *non* aumenta la rigidezza a trazione di un tirante, ma aumenta la rigidezza flessionale di un pannello. (§ 3, approfondimento su E/ρ)
- D6.** Che cos'è il carico $R_{p0,2}$ e perché per le leghe leggere si adotta uno snervamento *convenzionale*? (§ 4)
- D7.** Perché le proprietà dei semilavorati UNI dipendono dallo spessore? Quali conseguenze ha questo fatto sul dimensionamento? (§ 4; si veda anche l'esercizio A3)
- D8.** Descrivere la divisione dei compiti tra fibra e matrice in un composito e indicare le quattro funzioni della matrice. (§ 8)
- D9.** Enunciare la regola delle miscele, precisando l'ipotesi meccanica su cui si fonda e il suo limite (direzione trasversale). (§ 8)
- D10.** Definire ciclo termico e trattamento termico; perché il trattamento termico esclude sempre la fusione? (§ 10)
- D11.** Confrontare tempra e ricottura in termini di velocità di raffreddamento, struttura finale e scopo del trattamento; che cosa si intende per acciaio *bonificato*? (§ 10)
- D12.** Confrontare cementazione e nitrurazione: elemento assorbito, profondità interessata, necessità di tempra successiva, deformazioni indotte. (§ 10)
- D13.** Perché prove distruttive e controlli non distruttivi devono *coesistere* nel processo costruttivo? Che cosa certifica ciascuna famiglia di prove? (§ 11)
- D14.** Quale CND è escluso per le leghe leggere e perché? Quali metodi restano disponibili per i difetti superficiali di un pannello in Ergal? (§ 11)
- D15.** Descrivere il meccanismo della corrosione galvanica e indicare due rimedi progettuali; spiegare in questi termini il funzionamento della placcatura Alclad. (§ 12)

A.2 Esercizi svolti

Esercizio A1 — Selezione del materiale per un tirante (criterio SWR)

Dati

Un tirante di controventatura deve trasmettere uno sforzo normale di trazione $N = 45 \text{ kN}$. Coefficiente di sicurezza $\nu = 1,5$ sul carico di snervamento. Materiali candidati: acciaio 40NiCrMo7 ($\sigma_s = 700 \text{ N/mm}^2$, $\gamma = 7,85 \text{ kg/dm}^3$); lega 2024-T4 ($R_{p0,2} = 324 \text{ N/mm}^2$, $\gamma = 2,78 \text{ kg/dm}^3$); titanio IMI 318 ($R_p = 1070 \text{ N/mm}^2$, $\gamma = 4,42 \text{ kg/dm}^3$). Determinare l'area resistente e la massa per metro di lunghezza per ciascun materiale; ordinare i materiali per convenienza.

Ipotesi

Sollecitazione di trazione semplice uniforme ($\sigma = N/A$); si trascurano i fenomeni di instabilità (elemento teso) e gli effetti di intaglio agli attacchi.

Fase A — Tensione ammissibile

Per ciascun materiale: $\sigma_{\text{am}} = R_p/\nu$.

$$\sigma_{\text{am}}^{\text{acc}} = \frac{700}{1,5} = 466,7 \text{ N/mm}^2 \quad \sigma_{\text{am}}^{2024} = \frac{324}{1,5} = 216,0 \text{ N/mm}^2 \quad \sigma_{\text{am}}^{\text{Ti}} = \frac{1070}{1,5} = 713,3 \text{ N/mm}^2$$

Fase B — Area resistente

$A = N/\sigma_{\text{am}}$:

$$A_{\text{acc}} = \frac{45\,000}{466,7} = 96,4 \text{ mm}^2 \quad A_{2024} = \frac{45\,000}{216,0} = 208,3 \text{ mm}^2 \quad A_{\text{Ti}} = \frac{45\,000}{713,3} = 63,1 \text{ mm}^2$$

Si noti: la sezione in lega leggera è più che doppia di quella in acciaio. Il criterio del volume premerebbe l'acciaio.

Fase C — Massa per unità di lunghezza

$m' = \gamma A$ (con γ in kg/dm^3 e A in mm^2 : $m' = \gamma \cdot 10^{-6} \cdot A \cdot 1000$ in kg/m):

$$m'_{\text{acc}} = 0,757 \text{ kg/m} \quad m'_{2024} = 0,579 \text{ kg/m} \quad m'_{\text{Ti}} = 0,279 \text{ kg/m}$$

Risultato e discussione

Ordine di convenienza a peso: **titanio** ($-63,2\%$ rispetto all'acciaio), **lega 2024-T4** ($-23,5\%$), **acciaio**. È la tabella 1 tradotta in un caso concreto: pur con la sezione più grande, la lega leggera batte l'acciaio, e il titanio batte entrambi. La scelta finale, però, non è automatica: il titanio costa molto di più e si lavora peggio; se il vincolo dominante fosse l'ingombro (si veda l'esercizio A4) o il costo, la graduatoria cambierebbe. Il criterio SWR *ordina*, il progettista *decide*.

Esercizio A2 — Regola delle miscele: problema inverso**Dati**

Si vuole progettare una lamina unidirezionale carbonio/epossidica con modulo longitudinale $E_c = 120$ GPa. Fibra: $E_f = 230$ GPa, $\rho_f = 1,80$ kg/dm³. Matrice: $E_m = 3,5$ GPa, $\rho_m = 1,20$ kg/dm³. Determinare la frazione volumetrica di fibra V_f necessaria, la massa volumica della lamina e la rigidezza specifica; confrontare quest'ultima con quella dell'avional.

Fase A — Inversione della regola delle miscele

Dalla (2), $E_c = V_f E_f + (1 - V_f) E_m$, isolando V_f :

$$V_f = \frac{E_c - E_m}{E_f - E_m} = \frac{120 - 3,5}{230 - 3,5} = \frac{116,5}{226,5} = 0,514 \quad (51,4\%)$$

Valore tecnologicamente realistico (i laminati industriali hanno $V_f \simeq 0,5-0,65$).

Fase B — Massa volumica e rigidezza specifica

$$\rho_c = V_f \rho_f + (1 - V_f) \rho_m = 0,514 \cdot 1,80 + 0,486 \cdot 1,20 = 1,51 \text{ kg/dm}^3$$

$$\frac{E_c}{\rho_c} = \frac{120}{1,51} \simeq 79,5 \quad \text{contro} \quad \frac{E}{\rho} \Big|_{\text{avional}} = \frac{72,6}{2,70} \simeq 26,9$$

Risultato

$V_f = 51,4\%$; $\rho_c = 1,51$ kg/dm³; rigidezza specifica longitudinale $\simeq 79,5$, quasi il triplo dell'avional. Verifica di coerenza: $0,514 \cdot 230 + 0,486 \cdot 3,5 = 120,0$ GPa ✓. Si ricordi il limite dell'ipotesi: il risultato vale *solo nella direzione delle fibre*.

Esercizio A3 — Tirante in Ergal: uso corretto della tabella UNI**Dati**

Tirante a sezione circolare piena, ricavato da barra estrusa in Ergal 55, soggetto a $N = 120$ kN; $\nu = 1,5$ su $R_{p0,2}$. Dimensionare il diametro utilizzando la tabella 5.

Fase A — Primo tentativo (classe di spessore ipotizzata)

Non conoscendo ancora il diametro, ipotizziamo la classe più resistente degli estrusi, $\leq 6,3$ mm, cui corrisponde $R_{p0,2} = 485$ N/mm²:

$$\sigma_{am} = \frac{485}{1,5} = 323,3 \text{ N/mm}^2 \quad A = \frac{120\,000}{323,3} = 371,1 \text{ mm}^2 \quad d = \sqrt{\frac{4A}{\pi}} = 21,7 \text{ mm}$$

Il tentativo è incoerente: verifica della classe

Il diametro ottenuto (21,7 mm) *non appartiene* alla classe ipotizzata ($\leq 6,3$ mm): per le barre a sezione piena lo "spessore" di tabella è il diametro. Il dato di resistenza usato non è valido per il pezzo che stiamo dimensionando: occorre iterare con la classe corretta. Questo è l'errore tipico da evitare in sede d'esame: usare il valore di R_p della riga sbagliata.

Fase B — Secondo tentativo (classe $> 12,5 \div 70$)

Per la classe $> 12,5 \div 70$ mm: $R_{p0,2} = 495 \text{ N/mm}^2$.

$$\sigma_{\text{am}} = \frac{495}{1,5} = 330,0 \text{ N/mm}^2 \quad A = \frac{120\,000}{330,0} = 363,6 \text{ mm}^2 \quad d = 21,5 \text{ mm}$$

Il diametro ricade nella classe ipotizzata ($12,5 < 21,5 < 70$): l'iterazione è *coerente* e si arresta.

Fase C — Scelta commerciale e verifica

Si adotta il diametro commerciale $d = 22$ mm:

$$A = \frac{\pi \cdot 22^2}{4} = 380,1 \text{ mm}^2 \quad \sigma = \frac{120\,000}{380,1} = 315,7 \text{ N/mm}^2 \leq \sigma_{\text{am}} = 330,0 \text{ N/mm}^2 \quad \checkmark$$

Risultato

$d = 22$ mm (barra estrusa Ergal 55, classe $> 12,5 \div 70$ mm), con $\sigma = 315,7 \text{ N/mm}^2$ e coefficiente di sicurezza effettivo $\nu_{\text{eff}} = 495/315,7 = 1,57 > 1,5$. La lezione metodologica: quando il dato di resistenza dipende dalla dimensione del pezzo, il dimensionamento è intrinsecamente *iterativo* — si ipotizza la classe, si calcola, si verifica la coerenza, e se necessario si ripete.

Esercizio A4 — Vincolo di ingombro: quando vince l'acciaio**Dati**

Un perno di attacco deve alloggiare in una forcella che ammette un diametro massimo $d = 40$ mm. Determinare il massimo sforzo normale trasmissibile con $\nu = 1,5$ nei due casi: acciaio Cr Mo V ($R_p = 1520 \text{ N/mm}^2$) ed Ergal 55, classe $> 12,5 \div 70$ ($R_{p0,2} = 495 \text{ N/mm}^2$).

Svolgimento

L'area è fissata dal vincolo geometrico: $A = \pi d^2/4 = 1256,6 \text{ mm}^2$. Il carico massimo vale $N_{\text{max}} = \sigma_{\text{am}} A$:

$$N_{\text{max}}^{\text{acc}} = \frac{1520}{1,5} \cdot 1256,6 = 1273,4 \text{ kN} \quad N_{\text{max}}^{\text{Ergal}} = \frac{495}{1,5} \cdot 1256,6 = 414,7 \text{ kN}$$

Risultato e discussione

A parità di ingombro l'acciaio trasmette un carico $1520/495 \simeq 3,1$ volte maggiore. Quando il criterio di merito è la resistenza *per unità di volume* (e non di peso), la graduatoria dell'esercizio A1 si rovescia: è la dimostrazione quantitativa del perché carrelli, perni e attacchi si realizzano in acciaio nonostante il suo basso SWR.

A.3 Esercizi proposti

I risultati indicati consentono l'autoverifica; lo svolgimento segue le fasi degli esercizi A1–A4.

- P1.** Tirante in lega 2024-T4 ($R_{p0,2} = 324 \text{ N/mm}^2$), $N = 30 \text{ kN}$, $\nu = 1,5$, sezione circolare piena. Determinare area e diametro minimi. [Risultato: $A = 138,9 \text{ mm}^2$, $d = 13,3 \text{ mm}$, da arrotondare al diametro commerciale superiore.]
- P2.** Lamina unidirezionale vetro/epossidica: $E_f = 72 \text{ GPa}$, $\rho_f = 2,54 \text{ kg/dm}^3$, $E_m = 3,5 \text{ GPa}$, $\rho_m = 1,20 \text{ kg/dm}^3$, $V_f = 0,55$. Calcolare E_c , ρ_c e la rigidezza specifica; confrontare con i

metalli strutturali e commentare. *[Risultato: $E_c = 41,2 \text{ GPa}$, $\rho_c = 1,94 \text{ kg/dm}^3$, $E_c/\rho_c \simeq 21,3$: inferiore ai metalli (25–27). La vetroresina conviene per costo, resistenza chimica e formabilità, non per rigidezza specifica: ecco perché le strutture primarie ad alte prestazioni usano il carbonio.]*

- P3.** Un tirante deve garantire una rigidezza assiale assegnata $k = EA/L$: dimostrare che la massa è proporzionale a ρ/E e stabilire, con i dati della tabella 2, se conviene l'avional o la lega di magnesio AZ 91. *[Risultato: $m = \rho AL = \rho (kL/E) L \propto \rho/E$; avional $\rho/E = 0,0372$, AZ 91 $\rho/E = 0,0406$: a pari rigidezza il magnesio è più pesante di circa il 9%. La leggerezza del materiale, da sola, non garantisce la leggerezza della struttura: contano gli indici di merito.]*
- P4.** Con i dati della tabella 1, verificare che il rapporto resistenza–peso del titanio è 209 e che quello del composito carbonio/epossidica è 4,03 volte quello dell'avional. *[Verifica diretta della (1).]*