

Turbina ad alta temperatura

Giorgio De Trane,
Anthony Steven Luna Gonzales,
Giulia Barbero,
Roberto Giusto

January 11, 2021



Materiali per applicazioni aerospaziali

Gruppo di lavoro n. 10B

Anno accademico 2020/2021

Contents

1	Introduzione	3
2	Superleghe nei motori aeronautici	5
2.1	Composizione delle superleghe di Nickel	6
3	Processo Produttivo: Casting	7
3.1	Solidificazione	8
3.2	Struttura	9
3.2.1	Zone fredde, colonnari e centrali	9
3.2.2	Affinamento dei grani	10
3.3	Difetti	11
3.3.1	Porosità e ritiro	12
3.3.2	Inclusioni	13
3.3.3	Segregazione degli elementi di lega	14
3.4	Microfusione	15
4	Funzioni, obiettivi, vincoli	16
5	Indici di merito	17
6	Conclusioni	20

1 Introduzione

I turbomotori assiali aeronautici possono essere suddivisi, generalmente, in tre macrosezioni fondamentali: compressore, camera di combustione e turbina.

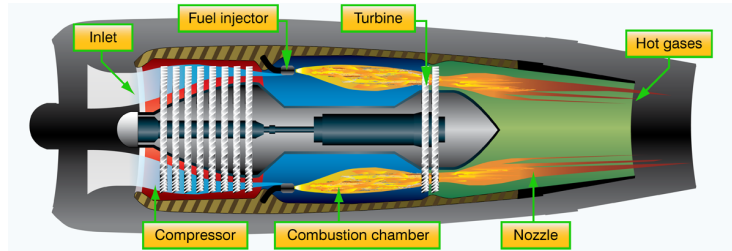


Figure 1: Schema generale di un motore turbojet [8]

Un *inlet* favorisce l'afflusso di aria esterna al *compressore*, il quale la comprime in un volume nettamente inferiore, attraverso vari stadi alternati di pale rotoriche-statoriche.

L'aria fortemente compressa viene poi miscelata con il carburante iniettato in *camera di combustione*, in una determinata proporzione (dipendente da vari fattori): la miscela viene quindi combusta, seguendo le trasformazioni di un preciso ciclo termodinamico (ogni motore ha la sua implementazione, ma i principi fondamentali sono gli stessi), causando un repentino aumento di pressione e temperatura.

Successivamente, i gas combusti vengono espansi rapidamente dalla *turbina* (la quale, inoltre, mette in rotazione l'albero di trasmissione), attraverso, in questo caso, vari stadi alternati di pale statoriche-rotoriche.

Infine, i gas espansi vengono espulsi e accelerati attraverso un *ugello*.

Tutto il processo fornisce una spinta, secondo il principio di azione-reazione [3].

Le temperature e le sollecitazioni raggiunte dalle palette di turbina sono tipicamente in range estremi (in particolare per gli stadi ad alta pressione), al punto che la scelta dei materiali é sostanzialmente diversa da quella del compressore.

In un moderno jet engine, si possono raggiungere temperature massime che eccedono i 1500 °C [2], senza contare le sollecitazioni meccaniche a cui sono sottoposte le pale HP, a causa di pressioni elevatissime, forze centrifughe per velocità di migliaia di RPM e intense vibrazioni, nonché problemi di corrosione e reazioni chimiche indesiderate, favorite oltretutto dall'alta temperatura.

É necessario, dunque, scegliere un materiale (o una combinazione di più materiali) in grado di sopportare, per il tempo di operatività del componente, l'effetto simultaneo dell'elevatissima temperatura, dell'aggressività chimica e delle sollecitazioni meccaniche istantanee e cicliche, tenendo in considerazione, eventualmente, la possibilità di un raffreddamento attivo.



Figure 2: Effetti dell'ambiente operativo estremo su una paletta di turbina [7]

2 Superleghe nei motori aeronautici

L'evoluzione esponenziale del settore aerospaziale e di tutte le discipline satelliti, nel corso degli ultimi decenni, vede sicuramente la scienza dei materiali tra i suoi driving factors.

Tra le infinite innovazioni, un ruolo essenziale è sicuramente giocato dalle *superleghe*.

Tali leghe metalliche sono così definite poiché possono tipicamente raggiungere una temperatura di esercizio pari a circa il 70-80 % della propria temperatura di fusione, anche per periodi piuttosto prolungati, pur mantenendo eccezionali proprietà meccaniche.

In commercio sono disponibili una moltitudine di superleghe, tra cui quelle basate sul Nickel, sul Titanio, sul Cobalto e molte altre. Viste le elevatissime temperature di esercizio delle palette di turbina HP, le uniche superleghe, con cui al momento sono prodotte, sono proprio quelle a base di Nickel.

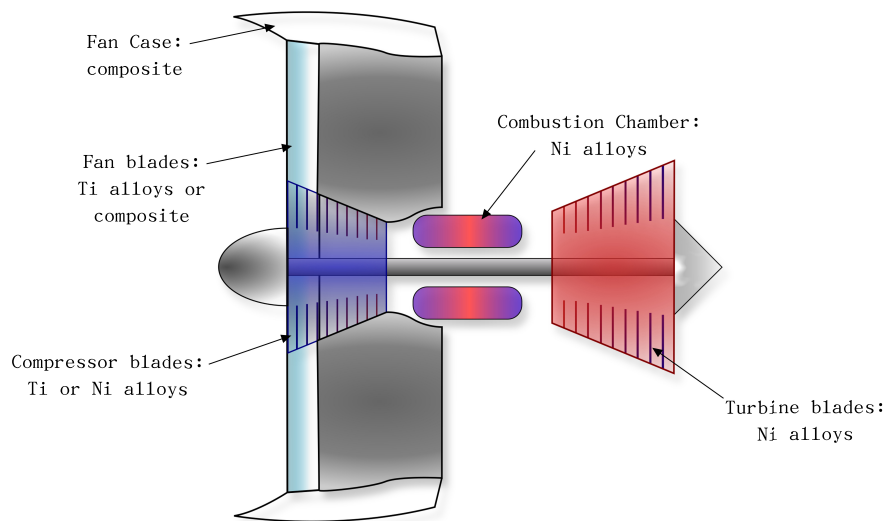


Figure 3: Materiali tipici in un motore turbofan [5]

Queste superleghe hanno portato innumerevoli benefici nell'efficienza operativa complessiva dei moderni velivoli.

Ad esempio, all'aumentare del gradiente termico operativo, aumenta il rendimento del motore, con un impatto positivo sull'efficienza e sui costi complessivi. Inoltre, l'elevata resistenza agli sforzi ciclici, a cui le palette sono continuamente sottoposte, consente una riduzione e semplificazione delle invasive operazioni di manutenzione a terra, diminuendo quindi l'introduzione di errori umani e, allo stesso tempo, garantendo al velivolo un maggior numero di missioni durante la propria vita operativa.

2.1 Composizione delle superleghe di Nickel

Una peculiarità delle superleghe di Nickel é l'elevata presenza di elementi alliganti, fino al 40-60%, in una matrice di Nickel [4].

Sono tipicamente inseriti Cromo (10-20%), Cobalto (5-15%), Alluminio e Titanio (8%, complessivamente), oltre a piccole quantità di elementi come Molibdeno, Tungsteno e Carbonio.

Elemento	Funzione
Cromo	Rafforzamento per soluzione solida e resistenza alla corrosione
Molibdeno	Rafforzamento per soluzione solida e resistenza al creep
Tungsteno	Rafforzamento per soluzione solida e resistenza al creep
Cobalto	Rafforzamento per soluzione solida
Niobio	Indurimento da precipitati e resistenza al creep
Alluminio	Indurimento da precipitati e resistenza al creep
Carbonio	Tempra al carburo e resistenza al creep

Table 1: Funzione degli elementi alliganti [4]

3 Processo Produttivo: Casting

Negli ultimi anni, la manifattura additiva ha iniziato a soppiantare svariati processi più tradizionali, in primis nel settore aerospaziale.

In particolare, la capacità di produrre geometrie complesse e non ottenibili con lavorazioni sottrattive, ha reso la manifattura additiva di notevole interesse nella produzione di palette, in cui sono presenti svergolature studiate ad hoc, oltre alla frequente necessità di renderle cave per un eventuale raffreddamento attivo.

Tipicamente, per le palette in superleghe di Nickel, si utilizza la manifattura additiva a letto di polvere con *EBM* (Electron Beam Melting).

Tuttavia, per seguire il workflow proposto dal database di *Granta*, si è optato per un altro processo produttivo più tradizionale, il *casting*.

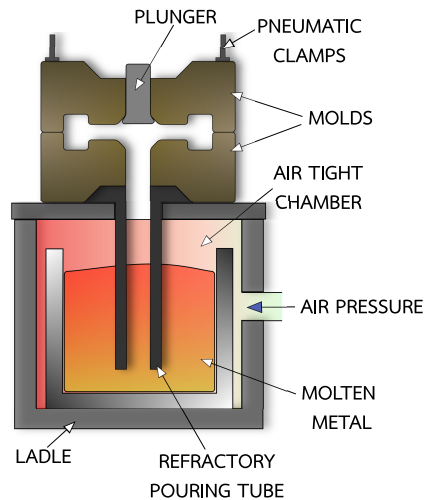


Figure 4: Schema di un casting in low-pressure permanent mold [5]

Tra i metodi tradizionali, questa tecnica produttiva, che consiste nella solidificazione di metallo fuso in uno stampo dalla geometria prossima a quella desiderata, si è negli ultimi anni notevolmente evoluta al punto da essere il gold standard nella produzione di parti in superleghe di Nickel ad alte prestazioni, con tecniche avanzate come il casting con gas a bassa pressione o l' *investment casting*, scelta definitiva per la manifattura del componente.

Altri processi quali ad esempio il casting in lingotti, con successiva forgiatura o estrusione, se applicati a queste superleghe, portano troppo spesso a cricche e danni irreversibili durante la lavorazione [4].

Inoltre, seppur non sempre al livello della manifattura additiva, l' *investment casting* consente comunque un minor spreco di materiale, dato che le operazioni di natura strettamente sottrattiva sono limitate ad un'inevitabile rifinitura del componente estratto dallo stampo.

3.1 Solidificazione

3.2 Struttura

3.2.1 Zone fredde, colonnari e centrali

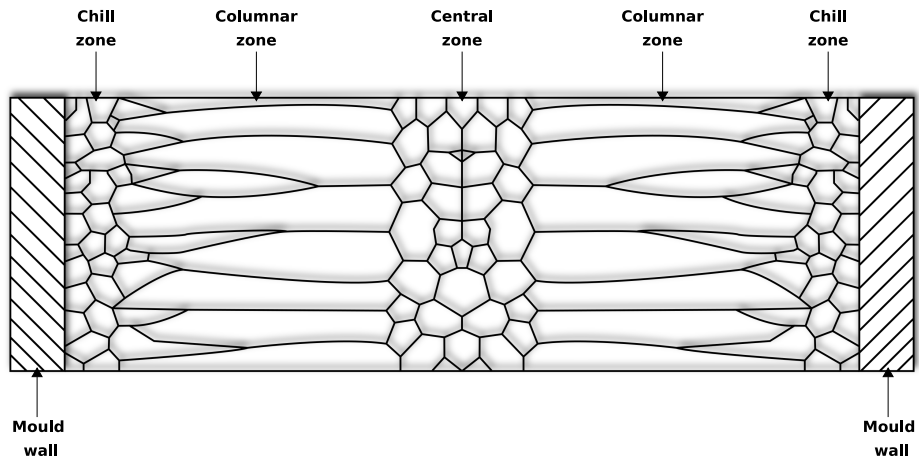


Figure 5: Grani di un lingotto raffreddato [5]

3.2.2 Affinamento dei grani

3.3 Difetti

3.3.1 Porosità e ritiro

3.3.2 Inclusioni

3.3.3 Segregazione degli elementi di lega

3.4 Microfusione

4 Funzioni, obiettivi, vincoli

5 Indici di merito

Una buona strategia di analisi qualitativa per la selezione di materiali é rappresentata dalla valutazione di alcuni parametri frazionari, riferiti a una moltitudine di proprietà fisiche, chimiche, termiche, meccaniche, ecc, noti come indici di merito.

Tali indici, definiti ad hoc in base alle necessità del progettista, consentono di effettuare rapidamente un'indagine comparativa tra una lista di potenziali candidati che hanno superato una fase di preselezione, nel caso in cui la scelta del materiale non sia particolarmente ovvia o scontata.

Nel caso specifico della paletta di uno stadio di turbina ad alta pressione, come già visto in precedenza, sorgono diverse sfide con requisiti estremi da soddisfare simultaneamente.

Possono quindi tornare molto utili alcuni indici di merito, dato che devono essere garantiti una elevata temperatura di esercizio, un basso coefficiente di espansione termica, un'alta fracture toughness, un'alta resistenza a fatica, un elevato modulo elastico, un'alta frequenza naturale di risonanza, oltre che un'ottima resistenza all'aggressività chimica dell'ambiente operativo.

Tutti i possibili indici di merito di un materiale sono spesso definiti in funzione della densità, specialmente in campo aerospaziale, in cui l'ottimizzazione del peso di ogni componente risulta fondamentale, tra le svariate motivazioni, per massimizzare l'efficienza propulsiva, riducendo quindi la spesa sul carburante, che ha un impatto sostanziale sui costi complessivi di un velivolo.

In seguito alla promettente fase di preselezione sul database, superata da cinque materiali candidati, si é deciso di concentrarsi sugli indici relativi alla *fracture toughness* e alla *resist fatigue*, per le quali i materiali preselezionati non mostrano evidenti compromessi ottimali.

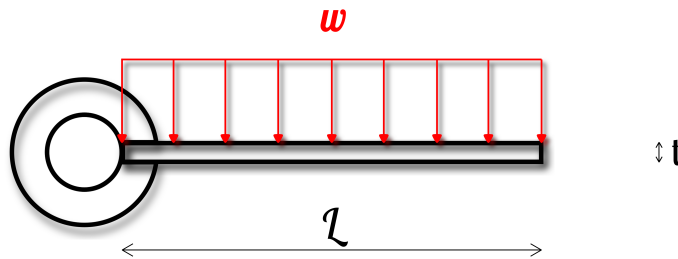


Figure 6: Schematizzazione semplificata di una paletta [5]

Per semplificare i calcoli, si assume una paletta rappresentata da una trave a base rettangolare estrusa, caratterizzata da:

- Lunghezza L [m]
- Spessore t [m]
- Larghezza λt [m] (con aspect ratio λ)
- Carico uniformemente distribuito $w = \frac{F}{L}$ [N/m]
- Stress applicato $\sigma(y) = \frac{M}{I} \cdot y$ [$\frac{N}{m^2}$] (dall'equazione di *Navier*)
 - $I = \frac{\alpha t^4}{12}$ [m^4]
 - $M = \frac{wl^2}{2}$ [$N \cdot m$]
- Stress massimo per $\sigma_{max} = \sigma(y = \frac{t}{2})$
- Area della sezione $A = \lambda t^2$ [m^2]
- Densità ρ [$\frac{kg}{m^3}$]
- Massa $m = \rho \cdot AL$ [kg]

Attraverso una manipolazione delle giuste grandezze, gli indici di merito di interesse possono essere ricavati in maniera del tutto indipendente dalla geometria della paletta, focalizzandosi quindi sulle proprietà intrinseche del materiale.

Ipotizzando che la paletta abbia una cricca centrale di dimensioni trascurabili rispetto alla sua larghezza, si definisce la *fracture toughness*:

$$K_{1c} = \sigma (\pi c)^{0.5} \quad (1)$$

dove σ é lo sforzo applicato, c é la dimensione della cricca.

Manipolando l'equazione con le caratteristiche della paletta precedentemente elencate, si ottiene una massa $m \propto \left(\frac{\rho}{K_{1c}}\right)$.

Alla luce di quanto detto, si definisce il relativo indice di merito, da massimizzare [2]:

$$i_K = \left(\frac{K_{1c}}{\rho}\right) \quad (2)$$

Si procede in maniera del tutto analoga per definire un indice di merito relativo alla *resist fatigue*.

Si definisce una *resist fatigue* (che deve essere il più alta possibile, visto l'onere delle sollecitazioni cicliche a cui è tipicamente sottoposta una paletta di turbina), attraverso la disuguaglianza:

$$\sigma_e \geq \frac{wL}{A} \quad (3)$$

Dopo varie sostituzioni algebriche, si ottiene una massa $m \propto \frac{\rho}{\sigma_e}$.

Per cui in definitiva, si definisce il relativo indice di merito, da massimizzare [2]:

$$i_{sigma} = \left(\frac{\sigma_e}{\rho} \right) \quad (4)$$

Sfruttando queste definizioni ed i dati reperiti su *Granta*, sono stati calcolati i due indici di merito per ogni materiale, tramite un breve script in *Octave* [1], disponibile nel repository di questo progetto [6].

Considerando che, per come sono stati definiti, tali indici devono essere massimizzati al fine di ridurre il peso, una possibile opzione è quella di comparare il valore massimo di ognuno dei due indici e trovare un compromesso a seconda delle priorità di progetto.

$$Materials = [MARM432, IN162, IN738C, IN738LC, MARM421] \quad (5)$$

$$\vec{i}_{sigma} = [0.0069325, 0.0053870, 0.0061420, 0.0039815, 0.0060681] \quad (6)$$

$$\vec{i}_K = [0.00046442, 0.00055294, 0.00047407, 0.00057901, 0.00039814] \quad (7)$$

Da (5), (6) e (7) si evince come la lega *MARM432* presenti la migliore resistenza a fatica per peso, permettendo, potenzialmente, una maggiore durata dell'operatività del componente.

D'altro canto, si evince anche che la lega *IN738LC*

6 Conclusioni

References

- [1] John W. Eaton and many others. *GNU Octave*. <https://www.gnu.org/software/octave/index>. 2020.
- [2] Ikpe Aniekan Essienubong; Owunna Ikechukwu; Patrick O. Ebunilo; Emem-obong Ikpe. “Material Selection for High Pressure (HP) Turbine Blade of Conventional Turbojet Engines”. In: *American Journal of Mechanical and Industrial Engineering* (2016).
- [3] David T. Pratt Jack D. Mattingly William H. Heiser. *Aircraft Engine Design, Second Edition (AIAA Education Series)*. 2nd. American Institute of Aeronautics and Astronautics: AIAA Education Series. AIAA, 2003. ISBN: 1563475383,9781563475382.
- [4] Adrian P. Mouritz. *Introduction to Aerospace Materials*. Woodhead Publishing in Materials, 2012.
- [5] The Inkscape Project. *Inkscape*. <https://inkscape.org/>.
- [6] De Trane Giorgio; Gonzales Anthony Steven Luna; Barbero Giulia; Giusto Roberto. *Repository relazione di Materiali per Applicazioni Aerospaziali*. <https://github.com/BaldPolnareff/Relazione-Materiali>.
- [7] Stahlkocher. *Turbine Blade*. https://upload.wikimedia.org/wikipedia/commons/f/f9/Turbinenschaufel_RB199.jpg. Accessed on 2020-11-11.
- [8] Aircraft Systems Tech. *Turbojet*. <https://www.aircraftsystemstech.com/p/gas-turbine-engines-types-and.html>. Accessed on 2020-11-11.