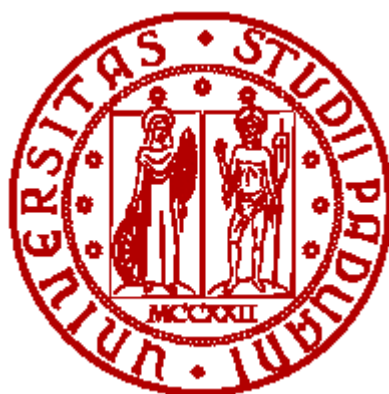




UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA

FACOLTA' DI INGEGNERIA

CORSO DI LAUREA TRIENNALE IN INGEGNERIA MECCANICA

STUDIO DI BARRIERE TERMICHE CERAMICHE

RELATORE: Enrico Bernardo

LAUREANDO: Diego Molinari

ANNO ACCADEMICO: 2010-2011

INDICE

INTRODUZIONE	7
<u>CAPITOLO 1</u>	
Motore e materiali	9
1.1.Sollecitazione dei componenti	10
1.2.Evoluzione storica	12
1.2.1.Macchine di prima generazione (anni '50-'70)	12
1.2.2.Macchine di seconda generazione (anni '70-'80)	13
1.2.3.Macchine di terza generazione (anni '80-'90)	13
1.2.4.Macchine di quarta generazione (attuali).....	13
<u>CAPITOLO 2</u>	
Raffreddamento palettature turbina	15
2.1.Raffreddamento convettivo.....	15
2.2.Raffreddamento a film	17
<u>CAPITOLO 3</u>	
TBC (thermal barrier coating)	21
3.1. Anatomia TBC.....	22
3.1.1.Substrato metallico	23
3.1.2.Bond coat e ossido cresciuto termicamente (TGO)	23
3.1.3.Top coat	23
3.2.Fallimento TBC	28
3.3.Caratteristiche dei rivestimenti in base al metodo di deposizione	29
3.3.2.Electron-beam-physical-vapour-deposition (EB-PVD)	31
3.3.Futuro TBC.....	32
BIBLIOGRAFIA.....	35
<u>ALLEGATO A</u>	
Perché adottare una T_3 elevata.....	37
<u>ALLEGATO B</u>	
Produzione palette turbina	41
B.1.Palette di turbine ottenute per colata convenzionale.....	41
B.2.Palette ottenute per solidificazione direzionale.....	41
B.3.Palette ottenute come monocristalli	42

ALLEGATO C

Metodi di deposizione.....	45
C.1.APS	45
C.2.EB-PVD	47

INDICE FIGURE

Figura 1: sezione di un motore a reazione.....	9
Figura 2: trend delle temperature nel corso degli anni	11
figura 3: raffreddamento convettivo	15
Figura 4: sezione palettatura nel raffreddamento convettivo.....	16
Figura 5: paletta con raffreddamento convettivo.....	16
Figura 6: raffreddamento a film del primo stadio della turbina	17
Figura 7: raffreddamento a film del secondo stadio della turbina	18
Figura 8: sezione palettature nel raffreddamento a film.....	18
Figura 9: paletta turbina con raffreddamento convettivo e a film	19
Figura 10: confronto tra materiali con e senza TBC.....	21
Figura 11: strati TBC	22
Figura 12: fasi della zirconia al variare della temperatura.....	24
Figura 13: variazione di volume nel passaggio di fase della zirconia	24
Figura 14: struttura cristallina della zirconia in funzione della percentuale di ittrio presente...	25
Figura 15: fenomeno di tenacizzazione del materiale	26
Figura 16: andamento delle temperature nel TBC.....	27
Figura 17: benefici del TBC per innalzare la temperatura in funzione del tempo	28
Figura 18: struttura cristallina ottenuta con metodo APS	29
Figura 19: fallimento APS	30
Figura 20: struttura cristallina ottenuta con metodo EB-PVD	31
Figura 21: fallimento EB-PVD	32
Figura 22: palette con rivestimento TBC e sistemi di raffreddamento.....	33
Figura 23: ciclo Brayton-Joule	37
Figura 24: rapporto di compressione ottimale nel Brayton-Joule	39
Figura 25: palette ottenute per solidificazione direzionale	41
Figura 26: paletta con solidificazione direzionale	42
Figura 27: palette ottenute per solidificazione monocristallina	42
Figura 28: paletta con solidificazione monocristallina.....	43
Figura 29: confronto tra i processi di solidificazione	43
Figura 30: schema APS	46
Figura 31: APS	46
Figura 32: schema EB-PVD	47

INTRODUZIONE

La durata dei componenti meccanici di turbine a gas, nei motori a reazione, è spesso limitata dall'azione dei gas caldi provenienti dalle camere di combustione; questi, solitamente, innescano fenomeni ossidativi/corrosivi che possono causare un danneggiamento delle superfici interne del motore. Per tale motivo sono spesso applicati in questi componenti dei rivestimenti protettivi che consentono di avere elevata resistenza alle elevate temperature e alla corrosione. I rivestimenti sono solitamente realizzati mediante termo-spruzzatura di polveri ceramiche, di opportuna composizione e granulometria. In particolare, nel caso del processo di deposizione Air Plasma Spray (APS), le particelle sono fuse ed accelerate da un plasma ad elevata temperatura, successivamente, impattando sul substrato ad alta velocità, si appiattiscono e solidificano rapidamente generando il rivestimento finale. La realizzazione del rivestimento prevede la deposizione sul substrato di due strati sovrapposti: uno strato metallico intermedio chiamato bond-coat, ed uno strato ceramico chiamato top-coat. In tal caso, il rivestimento viene anche indicato con il termine di Thermal Barrier Coating (TBC). L'applicazione del bond-coat favorisce l'adesione della barriera termica al substrato perché consente di ridurre la differenza fra i relativi coefficienti di espansione termica lineare. Inoltre, la presenza del bond-coat migliora anche la protezione del substrato dall'ossidazione. Un materiale ceramico molto utilizzato per la produzione di TBC è la zirconia parzialmente stabilizzata con ittrio ($\text{ZrO}_2\text{-8\%Y}_2\text{O}_3$, PYSZ). La PYSZ presenta bassa conducibilità termica, buona resistenza a fatica ed allo shock termico. Tuttavia, l'azione congiunta della elevata temperatura e di agenti chimici enfatizza ed accelera il danneggiamento del rivestimento. Ad esempio, solfati e vanadati possono "attaccare" il rivestimento ceramico e reagire con l'ossido di ittrio. Tale reazione di fatto accelera la trasformazione di fase da tetragonale a monoclinica tipicamente riscontrata nella zirconia. Sfortunatamente tale trasformazione è dannosa per la vita del rivestimento perché accompagnata da un'espansione volumetrica che causa fenomeni di frattura. Altre problematiche comprendono: l'aderenza dei vari livelli che compongono il TBC tra loro; l'esaurimento dell'alluminio nel bond-coat per creare lo strato di ossido cresciuto termicamente (TGO) e quindi proteggere il substrato metallico dall'ossigeno che lo potrebbe ossidare; l'adesione di quest'ultimo senza creare una spallazione degli altri livelli con conseguenze gravi per la vita del rivestimento e la protezione del substrato.

CAPITOLO 1

Motore e materiali

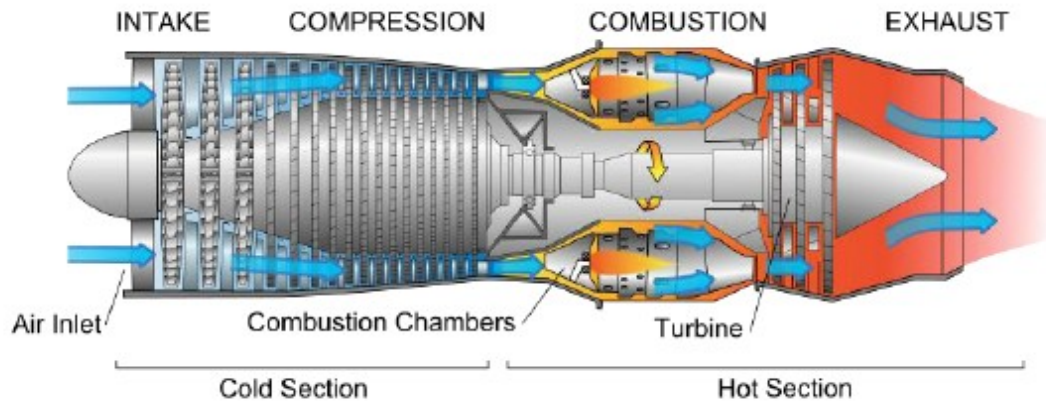


Figura 1: sezione di un motore a reazione

La turbina a gas è costituita da un compressore calettato sullo stesso albero di una turbina, e da una camera di combustione situata tra questi due componenti.

Il principio di funzionamento è il seguente:

- L'aria viene compressa dal compressore ed inviata in seguito alle camere di combustione ;
- Nelle camere di combustione viene iniettato il combustibile e si ha quindi la combustione, l'ossidazione del combustibile innalza l'entalpia della corrente gassosa che prosegue il suo percorso espandendosi nella turbina;
- La turbina permette di estrarre energia, sotto forma di pressione e temperatura, dalla miscela di aria e gas combusti in uscita dalle camere di combustione così da poterla trasferire al compressore mediante l'albero sul quale sono calettati.

1.1.Sollecitazione dei componenti

I componenti dei motori d'aereo sono sottoposti a condizioni estremamente gravose come:

- alti carichi meccanici dovuti alle forze centrifughe;
- alte temperature;
- carichi vibrazionali;
- gas corrosivi;
- condizioni di fatica oligociclica dovuta ai continui avviamenti e spegnimenti cui sono soggetti i motori.

Le palette devono resistere a carichi aerodinamici soprattutto negli stadi più caldi, allo scorrimento viscoso indotto dalle forze centrifughe, inoltre devono avere un'alta resistenza all'erosione. I dischi devono avere elevata resistenza meccanica, per resistere agli elevati carichi indotti dalle forze centrifughe ed impedire il distacco delle palette. La camera di combustione ha una configurazione estremamente complessa, tuttavia i suoi componenti devono essere in grado di resistere a temperature elevate (fatica termica, corrosione, deformazione). Sono qui richieste leghe di non elevate caratteristiche meccaniche ma idonee a sopportare temperature sino ai 1400°C. I componenti della turbina, oltre ad avere le stesse esigenze del compressore, devono anche resistere a temperature molto più elevate ed ai gas corrosivi. Da questo quadro s'intuisce a quale grado di sviluppo e complessità devono arrivare i materiali, tenendo conto anche che le microstrutture debbono essere molto stabili e devono mantenere costanti le loro proprietà sul lungo periodo. Si può tuttavia affermare che le migliori prestazioni e la più elevata affidabilità dei turboreattori sono state ottenute proprio attraverso lo sviluppo delle leghe per alte temperature. Acciaio (condotto del getto, rivestito internamente in AISI A286) e leghe di titanio (Ti-6Al-4V usata per le palette del compressore di bassa pressione, generalmente forgiata) sono largamente usate nei motori, ma negli stadi più caldi si richiedono leghe a base di nichel o cobalto. Attualmente, l'impiego di queste leghe è cresciuto soprattutto nelle turbine dei motori avanzati e con la tendenza a usare le leghe di nickel per le palette degli stadi finali del compressore e per i dischi delle turbine ad alta pressione.

L'uso di più alte temperature all'immissione in turbina, è stato possibile grazie:

- al raffreddamento con aria (spillata dal compressore) delle palette di alta pressione della turbina e delle palette del distributore;
- allo sviluppo di rivestimenti (TBC, *thermal barrier coating*) che riducono gli stress termici della stessa palette.

Tra i materiali utilizzati per le alte temperature, assumono particolare importanza i ceramici. Infatti, la loro utilizzazione nelle turbine potrebbe permettere di lavorare a temperature più elevate con il risultato di avere a disposizione una maggiore spinta.

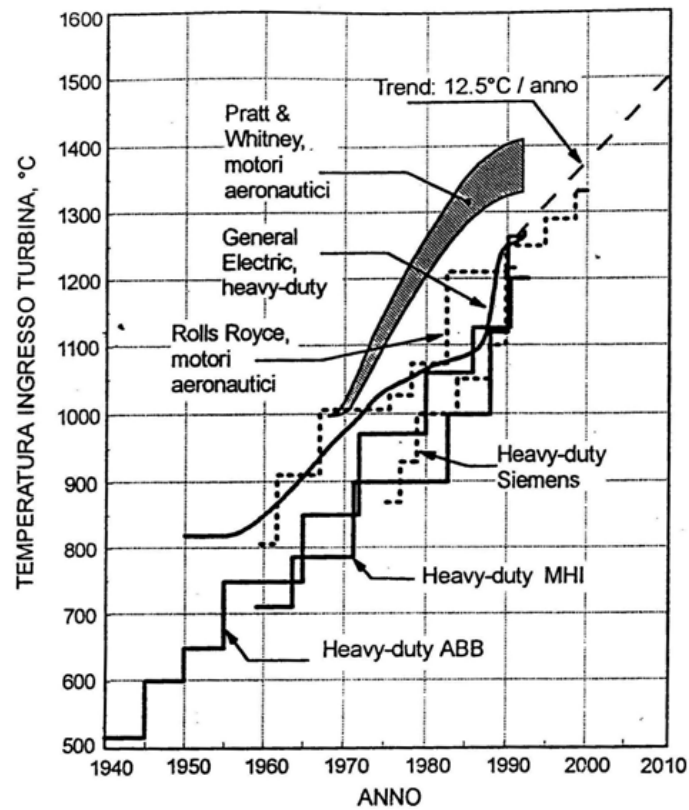


Figura 2: trend delle temperature nel corso degli anni

A partire dagli anni '50 ad oggi la media di incremento è stata di circa 12,5°C/anno; di questi solo circa 5°C/anno sono imputabili ad un incremento della resistenza dei materiali, i restanti sono dovuti ad una sempre maggiore efficacia delle tecniche di raffreddamento.

1.2.Evoluzione storica

Le turbine a gas sono classificate principalmente in base all'utilizzo per cui sono state progettate. Si possono distinguere quindi due grandi famiglie:

- Heavy-Duty;
- Aeroderivative.

Le turbine Heavy-Duty sono progettate esclusivamente per uso industriale, caratterizzate da:

- Livello tecnologico meno spinto;
- Grandi dimensioni e peso elevato;
- Costi di esercizio relativamente bassi;
- Grande robustezza ed affidabilità;
- Temperatura massima leggermente inferiore allo stato dell'arte;
- Rapporto di compressione contenuto.

Queste caratteristiche fanno sì che siano macchine molto adatte per il funzionamento continuo tipico delle applicazioni per la produzione di potenza elettrica e per l'azionamento di macchine operatrici (pompe e compressori); il loro scarso contenuto tecnologico però le penalizza parzialmente dal punto di vista dei rendimenti.

Le turbine Aeroderivative sono invece macchine di concezione aeronautica che sono state adattate all'utilizzo industriale o navale. Tipicamente:

- Sono tecnologicamente più evolute;
- sono caratterizzate da piccole dimensioni e pesi il più possibile contenuti;
- sono costose dato il notevole contenuto tecnologico;
- necessitano di maggiore manutenzione;
- hanno temperature massime di funzionamento e rapporti di compressione elevati, in linea con lo stato dell'arte nel campo delle turbine a gas.

1.2.1.Macchine di prima generazione (anni '50-'70)

Le prime turbine a gas Heavy-Duty vedono la luce nel 1950: si tratta di macchine con prestazioni estremamente modeste, accettabili solamente poiché il costo del combustibile era estremamente basso. A partire dagli anni '60, la tecnologia sviluppata in campo aeronautico iniziò ad essere trasferita alle applicazioni industriali. Ciò permise un netto miglioramento delle prestazioni rispetto alle macchine precedenti.

1.2.2. Macchine di seconda generazione (anni '70-'80)

In questa fase le macchine per impieghi industriali iniziano a raggiungere prestazioni confrontabili, in termini di rendimento e di taglia, con quelle di impianti più tradizionali, quali i motori alternativi o i cicli di potenza basati sull'impiego del vapore.

1.2.3. Macchine di terza generazione (anni '80-'90)

La continua rincorsa di prestazioni sempre più elevate, ottenibili solo grazie ad un aumento della temperatura in ingresso in turbina, ha portato in tempi più recenti a concentrarsi principalmente sui materiali e sul raffreddamento delle palettature. L'adozione di tecniche di solidificazione unidirezionale, che portano alla realizzazione di pale formate da un'unica struttura cristallina (single crystal), hanno consentito di migliorare la resistenza allo scorrimento a caldo (creep) delle pale dei primi stadi. Questo, unito all'impiego di tecniche di raffreddamento sempre più sofisticate e all'adozione nelle schiere statoriche di pale ricoperte con strati protettivi in materiale ceramico, ha consentito il raggiungimento di temperature massime dell'ordine dei 1300-1400°C.

1.2.4. Macchine di quarta generazione (attuali)

La caratteristica principale delle ultime turbine è quella di una sempre maggiore convergenza tra i modelli aeroderivativi e quelli heavy-duty. Una distinzione netta diventa sempre più difficile mano a mano che le turbine heavy-duty di nuova generazione vengono progettate e sviluppate con soluzioni all'avanguardia, non più necessariamente derivate dallo sviluppo dei motori aeronautici. Questo anche in virtù del fatto che il mercato delle turbine industriali ha raggiunto da tempo, in termini di fatturato, lo spessore di quello dei motori aeronautici. Conseguentemente se inizialmente gli investimenti sulla ricerca erano per lo più concentrati in questo settore (specialmente in quello militare), ora anche lo sviluppo di turbine a gas per uso industriale può contare su finanziamenti rilevanti. Soluzioni all'avanguardia che cerchino di incrementare il più possibile la T_3 e il β hanno permesso di raggiungere i valori tipici dei turbogas attuali o di imminente commercializzazione (T_3 di 1500 °C, rendimenti del 45% e un numero di stadi sempre più ridotto).

	anni '50-'60		anni '70-'80		anni '80-'90		anni '90-ad oggi
	H-D	A	H-D	A	H-D	A	
T_{max} [°C]	700-900	900-1000	1000-1100	1100-1200	1300	1300	1400-1500
η	<20	20-22	30-33	33-37	33-38	40-42	45

CAPITOLO 2

Raffreddamento palettature turbina

L'espansore del turbogas può essere considerato l'elemento più peculiare e più critico, in relazione alle temperature estreme a cui è sottoposto in modo continuativo.

La temperatura massima del ciclo ha un'influenza talmente spiccata sul rendimento e soprattutto sul lavoro specifico del ciclo che il suo innalzamento giustifica enormi sforzi di ricerca e sviluppo. Poiché le temperature di immissione in turbina sono ben superiori alla temperatura massima sopportata dai materiali metallici, è necessario adottare efficienti e sofisticati sistemi di raffreddamento delle palettature. Il raffreddamento delle pale può avvenire secondo diverse modalità di scambio termico. Tali modalità sono spesso usate congiuntamente nelle soluzioni più avanzate. I sistemi di raffreddamento principali sono il raffreddamento convettivo e il sistema di raffreddamento a film, che utilizzano aria spillata dal compressore.

2.1. Raffreddamento convettivo

Il raffreddamento convettivo prevede lo scambio di calore tra il gas (all'esterno) e l'aria di raffreddamento (all'interno della pala) attraverso la parete metallica della pala.

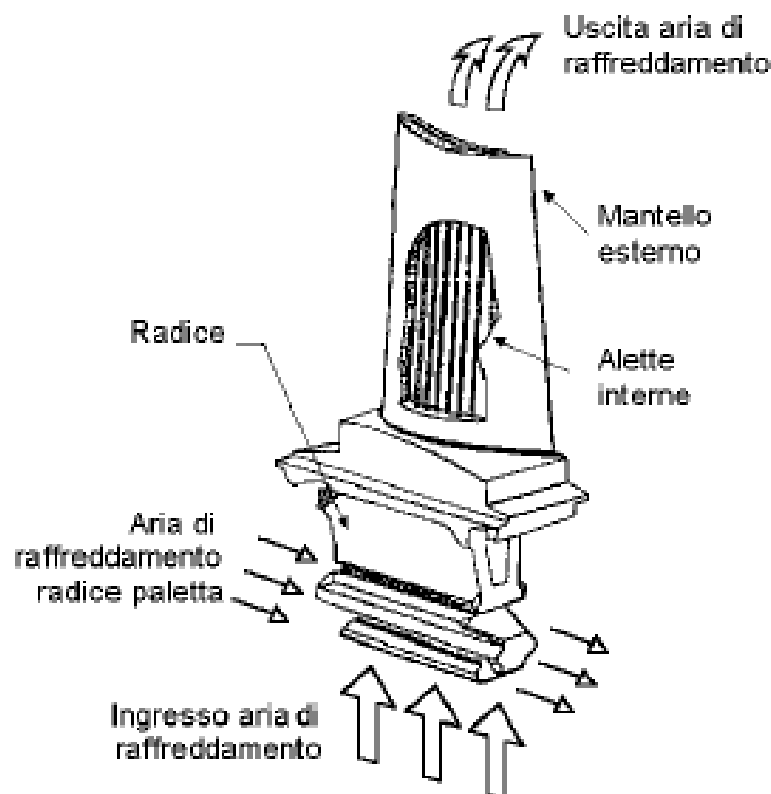


figura 3: raffreddamento convettivo

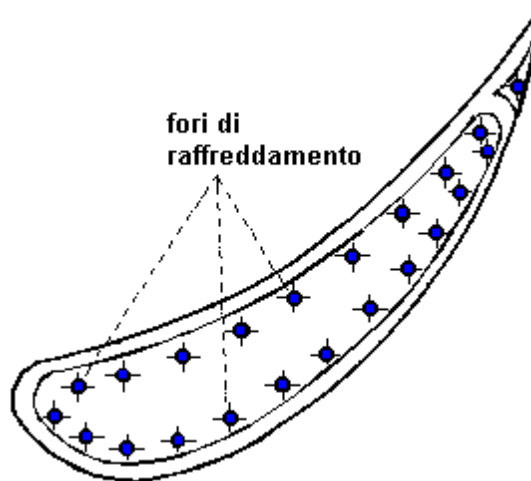


Figura 4: sezione palettatura nel raffreddamento convettivo



Figura 5: paletta con raffreddamento convettivo

Tra la parete esterna della pala (a temperatura T_b) e il flusso principale del gas (a temperatura T_g) deve esistere un flusso termico:

$$\varphi = k_g (T_g - T_b)$$

Tale da ottenere $T_b < T_{b, \max}$, dove $T_{b, \max}$ è la massima temperatura sopportabile dal materiale nelle condizioni di sforzo che si verificano in esercizio e k_g è il coefficiente di scambio convettivo tra gas e parete esterna della pala. I flussi termici scambiati sono ingenti. Appare quindi evidente come la portata di aria refrigerante in una moderna turbina a gas possa costituire una frazione considerevole del flusso principale e quindi abbia una notevole influenza sulla termodinamica del ciclo.

Per limitare il più possibile tale portata occorrerà:

- limitare le superfici da raffreddare. Per fare ciò occorre dividere il salto entalpico della turbina sul minor numero possibile di stadi, cioè realizzare un carico aerodinamico elevatissimo sulle palettature;
- ottenere la massima efficacia di raffreddamento mediante circuiti molto sofisticati dal punto di vista della capacità di scambio;
- ridurre lo spessore delle pale, compatibilmente con la resistenza meccanica e con i problemi costruttivi.

2.2. Raffreddamento a film

Il raffreddamento a film consiste nel creare un film di fluido a bassa temperatura che agisca come barriera termica tra i gas caldi e la parete metallica della pala. Il film è generato dall'aria di raffreddamento fatta uscire a velocità opportuna da fessure (slot) e da piccoli fori sulla parete della pala. Tale aria lambisce la superficie della pala, creando su di essa una sorta di rivestimento fluido termicamente schermante. Il raffreddamento a film richiede una realizzazione della pala ancora più complessa dal punto di vista costruttivo. E' necessario realizzare numerosissimi fori di precisione sulla superficie della pala. Inoltre è richiesta un'elevata pulizia dell'aria e del combustibile al fine di evitare occlusioni dei forellini. Questa tecnologia è intensamente utilizzata soprattutto sul distributore fisso del primo stadio.



Figura 6: raffreddamento a film del primo stadio della turbina

II° STADIO

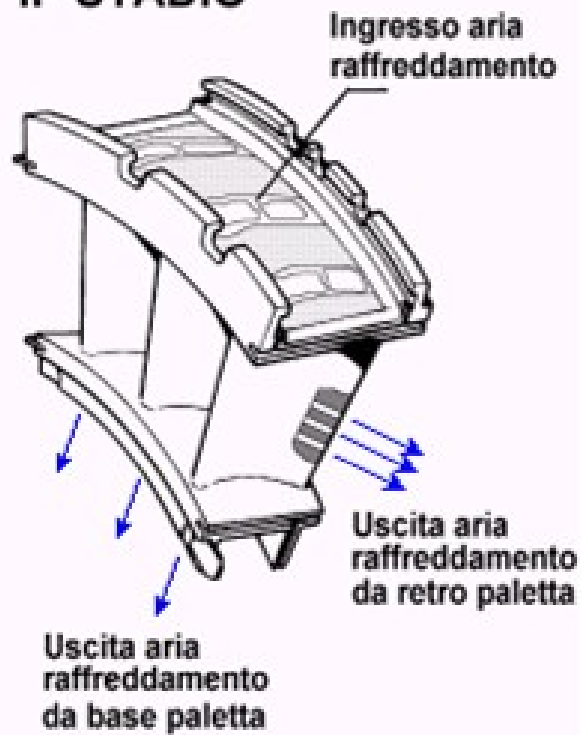
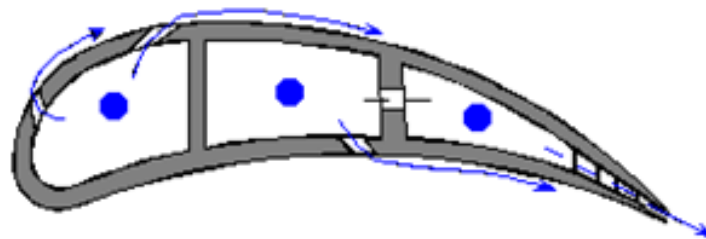


Figura 7: raffreddamento a film del secondo stadio della turbina

Distributori 1° Stadio



Distributori 2° Stadio

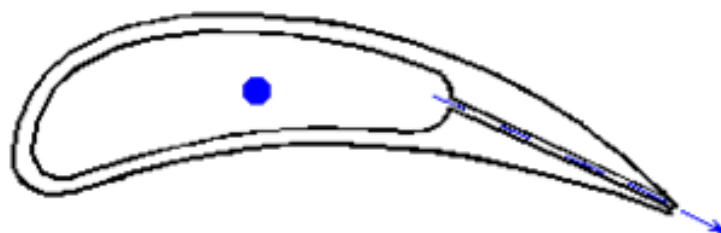


Figura 8: sezione palettature nel raffreddamento a film

Le palette rotanti sono raffreddate internamente dall'aria di raffreddamento che le percorre radialmente dalla base alla cima del profilo. L'aria scorre attraverso una serie di fori di raffreddamento che percorrono le pale in lunghezza; fuoriesce dagli stessi fori all'estremità superiore di ogni pala e si unisce al flusso principale del gas partecipando all'espansione residua. Ogni pala del primo e del secondo stadio contiene una serie di passaggi longitudinali; l'aria è introdotta attraverso un passaggio alla base dell'incastro a pino rovesciato. In questi fori l'aria passa a velocità altissima; in tal modo si hanno coefficienti di scambio termico molto elevati, dello stesso ordine di quelli che si hanno sulla superficie esterna, tra gas combusti e profilo della pala. Per quanto riguarda i materiali da impiegare nella realizzazione delle palettature delle turbine a gas, la loro scelta è condizionata principalmente dalla resistenza alle alte temperature, unita alla resistenza all'ossidazione e alla corrosione. Bisogna poi tenere in conto il fenomeno dello scorrimento viscoso (creep).



Figura 9: paletta turbina con raffreddamento convettivo e a film

CAPITOLO 3

TBC (thermal barrier coating)

Le thermal barrier coating sono state introdotte nell'industria aeronautica e aerospaziale intorno agli anni 50 inizialmente per ricoprire le pareti interne delle camere di combustione delle turbine a gas, poi in un secondo tempo utilizzate anche per rivestirne le palette dei rotori e degli statori. Dando una definizione alle TBC possiamo dire che sono dei rivestimenti destinati alla protezione di componenti meccanici che operano in ambienti a elevata temperatura, elevata pressione e generalmente in presenza di agenti corrosivi. Con l'utilizzo delle TBC in turbina si possono raggiungere temperature dei gas in ingresso più elevate con conseguente aumento del valore del rendimento termico. Inoltre i componenti metallici lavorano a temperature inferiori rispetto allo standard; questi fattori portano ad una maggiore efficienza della macchina e un considerevole aumento della vita utile dei componenti.

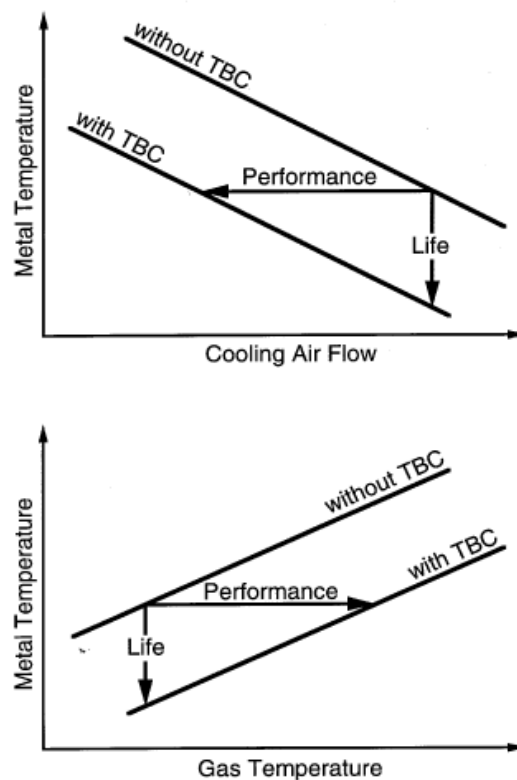


Figura 10: confronto tra materiali con e senza TBC

La selezione dei materiali per il TBC è limitata da alcuni requisiti di base:

- punto di fusione elevato;
- nessuna trasformazione di fase tra temperatura ambiente e temperatura di funzionamento;
- bassa conducibilità termica;
- inerzia chimica;
- parità di espansione termica col il substrato metallico;
- buona aderenza al substrato metallico;
- buona resistenza a fatica termica.

TBC è forse l'unico sistema in cui si verifica una così complessa interazione di questi fenomeni.

3.1. Anatomia TBC

I quattro livelli che compongono gli attuali sistemi TBC sono fatti di materiali diversi con proprietà e funzioni specifiche. Questi strati sono:

- substrato metallico della paletta;
- legame bond-coat;
- ossido cresciuto termicamente (TGO);
- ceramica top-coat.

Materials	Coating	Function	
$ZrO_2 + (6-8\%)Y_2O_3$	<i>Ceramic top coat</i>	Thermal insulation	TBC
Al_2O_3	<i>TGO</i>	Oxidation barrier	
MCrAlY (20%Cr-12%Al) or Ni-aluminides	<i>Bond coat</i>	Bonding of TBC, oxidation protection	
Ni superalloys (8%Cr-5%Al)	<i>Substrate</i>	Thermo-mechanical loading	

Figura 11: strati TBC

3.1.1.Substrato metallico

Superlega strutturale a base di nichel (o cobalto) con strutture cristalline diverse a seconda del metodo di produzione[allegato B].

3.1.2.Bond coat e ossido cresciuto termicamente (TGO)

Il ruolo di questo strato è di fornire una protezione contro la corrosione e l'ossidazione del substrato metallico, ma anche di rendere graduale il passaggio delle caratteristiche meccaniche dal substrato al top coat. Con spessori compresi tra 75-125 μm è composto generalmente da MCrAlY (M per Ni, Co o entrambi) con contenuto di cromo definito su un livello di circa il 20% in peso, alluminio 8-13% e ittrio 0.5-1%. E' essenzialmente un serbatoio di alluminio per sostenere la formazione di ossido cresciuto termicamente (TGO) presso l'interfaccia top coat - bond coat. Dato che il top coat non può inibire il trasporto di ossigeno attraverso il livello, il TGO agisce come una barriera alla diffusione dell'ossigeno. Questa una volta formata fornisce la necessaria protezione al substrato metallico dall'ossidazione ad alta temperatura; ha una crescita lenta e uniforme e causa inevitabilmente la riduzione della percentuale di alluminio presente nel bond coat. L'ossido che viene a formarsi è $\alpha\text{-Al}_2\text{O}_3$; un tasso di crescita lento di questo livello può rappresentare caratteristiche di un sistema durevole, ed è preferito nelle applicazioni ad alta temperatura a causa della sua stabilità termodinamica, bassa diffusività di ossigeno e aderenza superiore.

3.1.3.Top coat

La funzione primaria di questo strato in ceramica è agire come isolante termico per ridurre il trasferimento di calore al substrato metallico. Con spessori compresi tra 100-150 μm , devono rispettare due criteri molto importanti:

- bassa conducibilità termica;
- elevato coefficiente di dilatazione termica.

Il più idoneo a tale utilizzo è la zirconia (ZrO_2). E' un materiale estremamente refrattario e ha le seguenti proprietà:

- utilizzabile fino a 2400°C;
- elevata densità;
- bassa conducibilità termica;
- inerzia chimica;
- coefficiente di dilatazione termica elevato (simile a quello dei metalli);
- resistenza all'usura e alla frattura;
- elevata durezza.

E' caratterizzata da tre fasi:

- da temperatura ambiente a 1170°C → fase monoclinica;
- da 1170°C a 2370°C → fase tetragonale;
- per temperature maggiori a 2370°C → fase cubica.

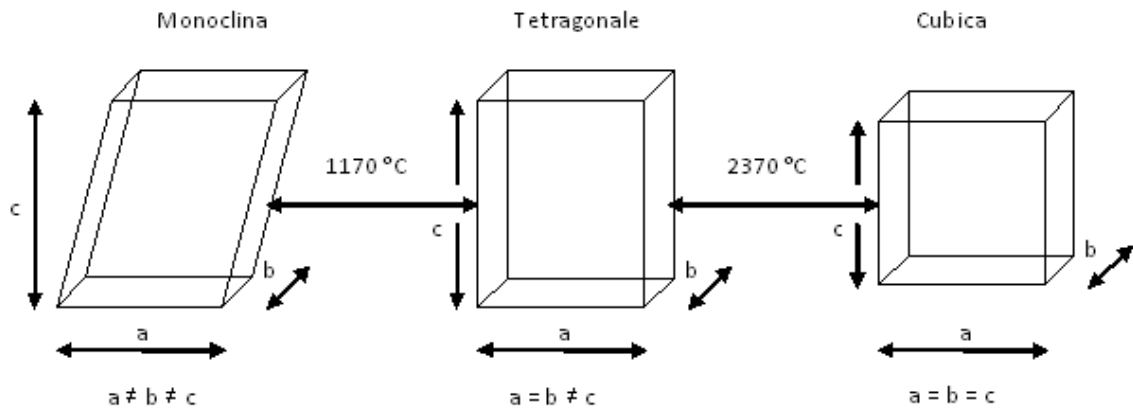


Figura 12: fasi della zirconia al variare della temperatura

La trasformazione tra fase monoclinica e tetragonale porta un aumento del volume pari a circa il 4% ; questo aumento di volume porta alla formazione di microcricche e di stress residui che indeboliscono le proprietà meccaniche del materiale e promuovono l'instabilità del sistema bond coat - top coat fino al distacco di quest'ultimo. La rottura del componente è dovuta in quanto la trasformazione non è solo indotta dalle elevate temperature, ma anche dalle gravose condizioni di sforzo meccanico a cui sono sottoposte le palette della turbina.

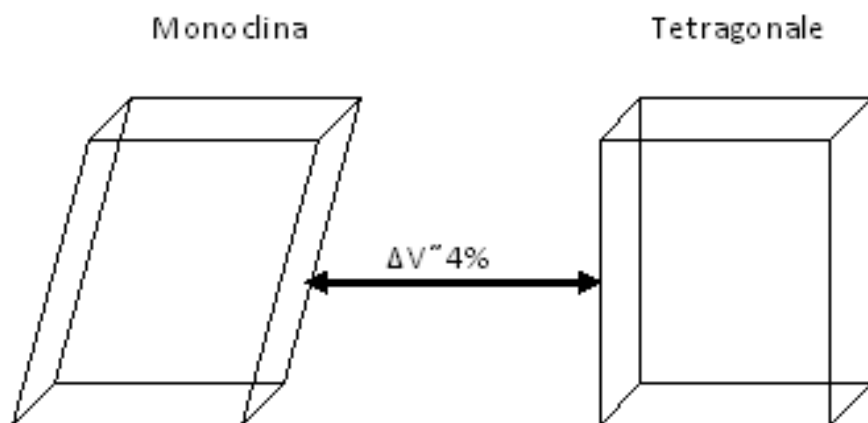


Figura 13: variazione di volume nel passaggio di fase della zirconia

Dunque un rivestimento di sola zirconia non sarebbe adatto, dal momento che le temperature di esercizio sono superiori a 1170°C e, durante le fasi di accensione e spegnimento, si compierebbe la transizione monoclina - tetragonale. Per evitare tale sgradito fenomeno si ricorre all'aggiunta di alcuni ossidi quali: ossido di calcio, ossido di magnesio e di ittrio. L'ittrio è il più utilizzato perché ossidi come CaO e MgO tendono a evaporare alle alte temperature e permette di portare il campo di stabilità della fase cubica fino a temperatura ambiente. Nel 1978, Stephen Stecura ha presentato il suo lavoro sul miglioramento delle prestazioni abbassando il contenuto di ittrio dal 12-20% al 6-8% in peso, diventando la misura standard nelle applicazioni moderne.

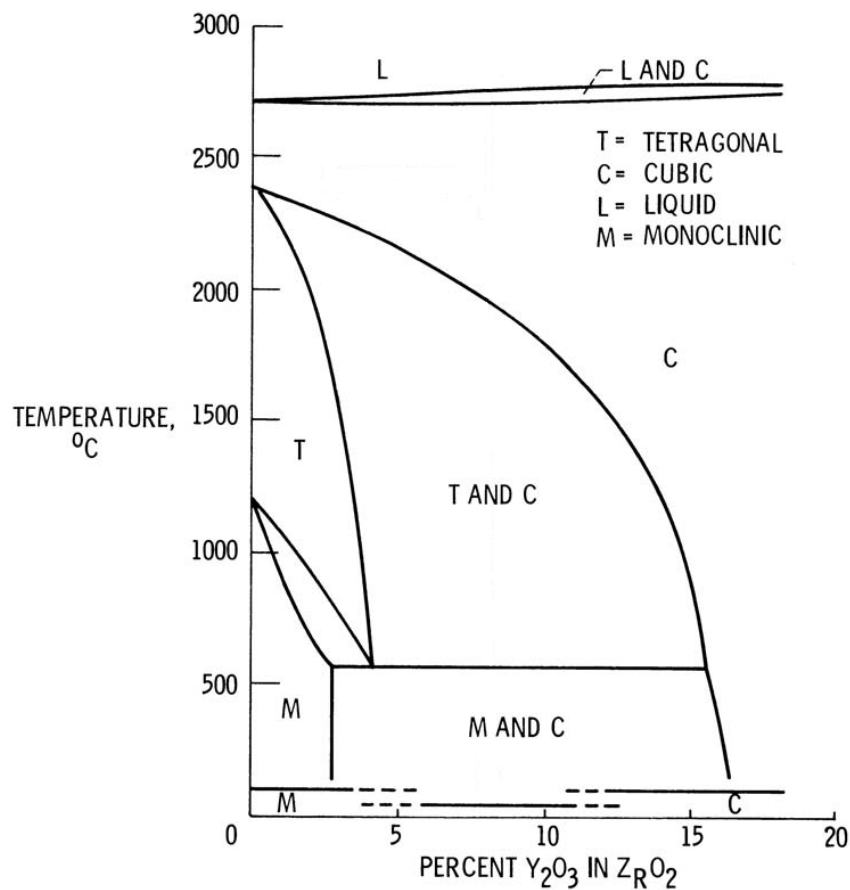


Figura 14: struttura cristallina della zirconia in funzione della percentuale di ittrio presente

Si ottiene quindi un materiale chiamato zirconia parzialmente stabilizzata con ittrio (YPSZ). Anche questo è un materiale nel quale coesistono diverse fasi; infatti a temperatura ambiente si ha la copresenza della fase cubica con quella tetragonale ed un piccolo contenuto di fase monoclina. Questa struttura presenta proprietà migliori rispetto alla sola zirconia, in termini di resistenza meccanica e tenacità, ma la presenza della fase monoclina in grandi quantità è indesiderata, per cui le polveri utilizzate per i ricoprimenti vengono sottoposte a rigidi controlli di qualità; la presenza di una quantità inferiore al 3% invece è utile, in quanto promuove un fenomeno di tenacizzazione del materiale. Qualora nuclei una cricca, all'apice gli sforzi intensificati permettono di compiere la trasformazione tetragonale – monoclina con conseguente aumento di volume, che mi genera uno stato di compressione il quale impedisce al difetto di propagarsi.

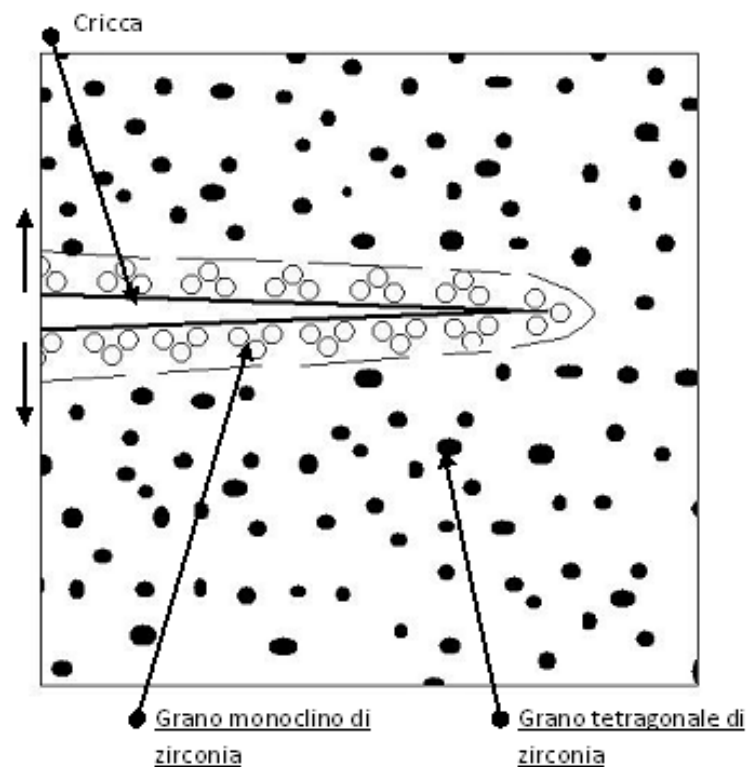


Figura 15: fenomeno di tenacizzazione del materiale

La zirconia presenta un'ulteriore aspetto negativo, ovvero è permeabile all'ossigeno; il problema della permeabilità viene risolto mediante la presenza dell'ossido cresciuto termicamente (TGO) che ne ostacola il passaggio.

Il profilo di temperature attraverso il rivestimento TBC è rappresentato nella seguente immagine:

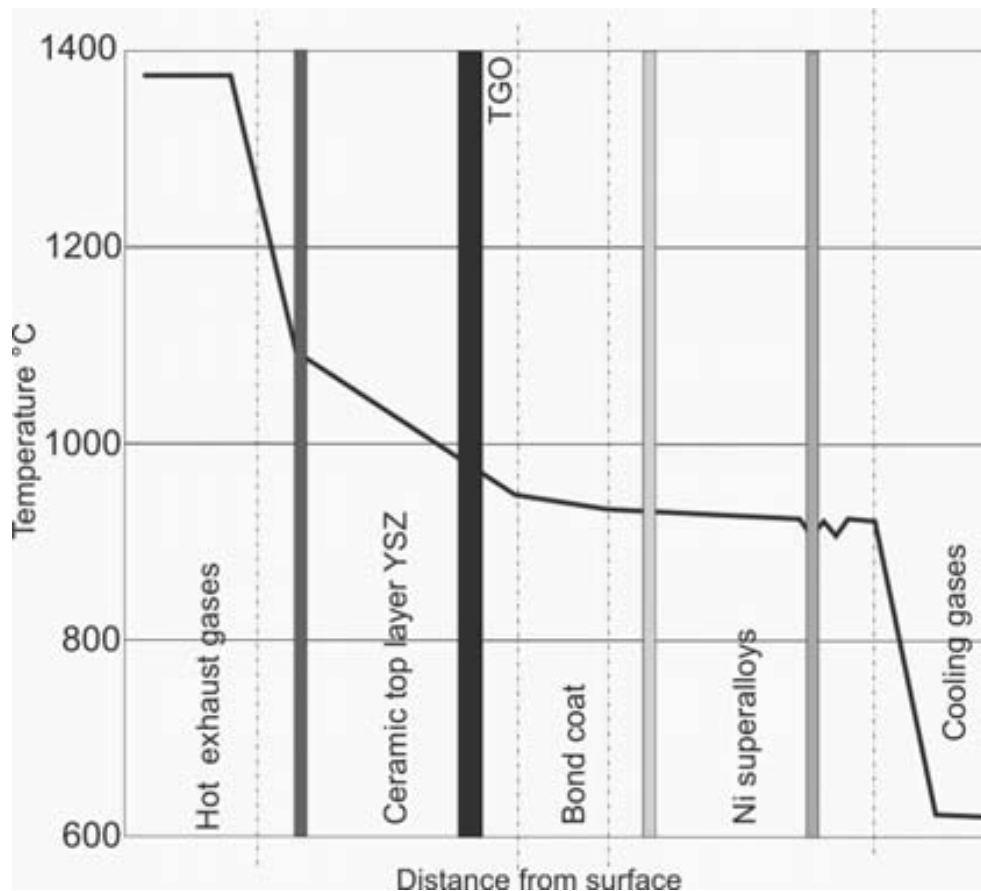


Figura 16: andamento delle temperature nel TBC

Adiacente al top-coat si trova uno strato d'aria, ad una temperatura più bassa rispetto ai gas combusti provenienti dalla camera di combustione, che costituisce lo strato di raffreddamento a film; esso permette di portare la temperatura della superficie dello strato ceramico a circa 1200°C. La temperatura diminuisce poi con la profondità fino al confine tra bond-coat e substrato metallico dove, avendo conducibilità termica elevata, la farà rimanere circa costante. La caduta di temperatura attraverso il rivestimento invece rappresenta l'effetto di isolamento del TBC. Ad oggi esso permette una diminuzione di circa 200°C della temperatura del substrato metallico.

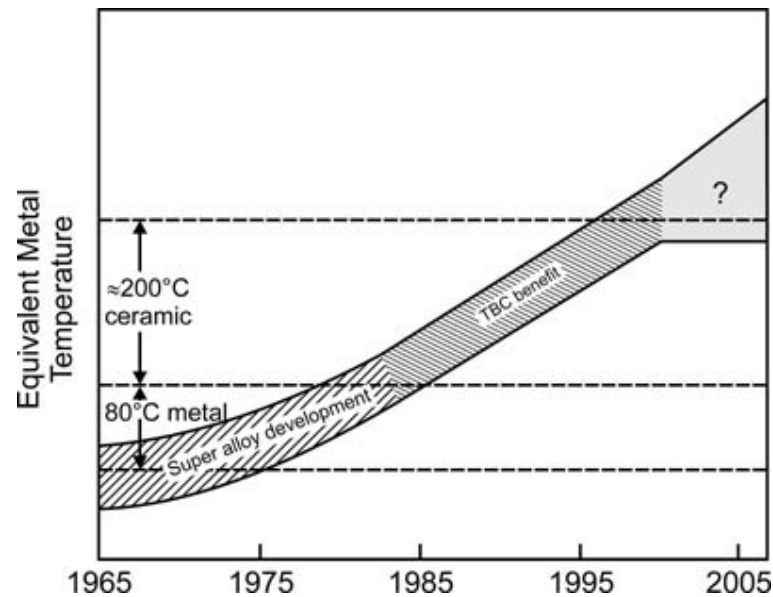


Figura 17: benefici del TBC per innalzare la temperatura in funzione del tempo

3.2. Fallimento TBC

La combinazione dei vari strati che compongono il TBC e le condizioni di esercizio impegnative, fanno di questo rivestimento il sistema più complesso rispetto a qualsiasi altro. Anche se il numero di applicazioni sono aumentate molto negli ultimi dieci anni, la spallazione prematura dello strato, e quindi il conseguente fallimento del TBC durante le condizioni di servizio, è ancora una preoccupazione dato che può esporre pericolosamente il metallo del substrato ai gas caldi di combustione. I fattori che sono responsabili del possibile fallimento del TBC sono numerosi ma i più importanti sono:

- mancata corrispondenza di dilatazione termica tra i vari strati;
- ossidazione del metallo;
- continua trasformazione microstrutturale delle interfacce durante le condizioni di servizio.

Una comprensione di base dei meccanismi di guasto del TBC deve ancora essere acquisita, in modo da poter raggiungere il loro pieno potenziale e quindi permettere di resistere per tutta la vita del componente. La complessità e la diversità tra queste barriere termiche, compresa la gravità delle condizioni di funzionamento, contribuiscono a rendere questo compito impegnativo. La crescita del TGO durante il funzionamento del motore è il fenomeno più importante, la formazione e la crescita dell'allumina in questo strato porta all'esaurimento dell'alluminio presente nel bond-coat.

Questo consumo di alluminio, se grave, porta alla formazione di altri ossidi (Ni , Cr) che causano un aumento delle sollecitazioni interne, dovute alla rapida espansione del volume del TGO; ciò compromette l'integrità strutturale e accelera l'ossidazione localizzata, fornendo così un veloce corridoio per il passaggio dell'ossigeno verso il substrato metallico. La non corrispondente dilatazione termica tra strati ceramici e metallici porta al fallimento della barriera per fatica termica, con conseguente formazione di cricche dovute al rilascio di tensioni residue presenti nella barriera . Altri tipi di possibili fallimenti del TBC variano a seconda del processo tecnologico utilizzato per la deposizione dei vari strati(APS o EB-PVD).

3.3.Caratteristiche dei rivestimenti in base al metodo di deposizione

Come già detto esistono differenti metodi per la deposizione del top coat e i due più utilizzati sono appunto APS e EB-PVD. Questi metodi conferiscono al rivestimento caratteristiche morfologiche e quindi meccaniche ben differenti:

3.3.1.Air-plasma-spray (APS)

Il rivestimento ottenuto con APS mostra una porosità parallela alla superficie del substrato e quindi perpendicolare al gradiente termico, ottenendo così un valore di conducibilità termica molto basso. Per contro tale tipo di struttura a bassa porosità offre una resistenza a deformazione inferiore, e quindi minore resistenza a cicli termici, rispetto a rivestimenti ottenuti con altri metodi. Per questo motivo le TBC ottenute con APS vengono utilizzate in turbine a gas ad uso terrestre in quanto lavorano a temperature costanti e i costi di installazione devono essere minori possibili.

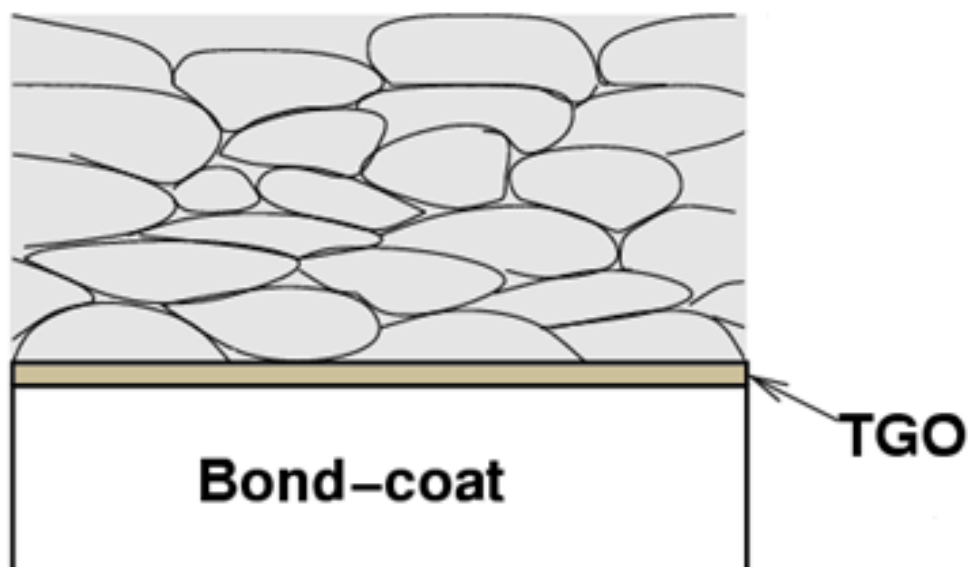


Figura 18: struttura cristallina ottenuta con metodo APS

Ci sono quattro meccanismi di fallimento: separazione bond-coat – TGO (I); separazione top-coat – TGO (II); a causa della natura ondulata del materiale depositato si genera tensione in prossimità delle creste e compressione in prossimità delle valli, portando alla formazione di cricche (III – IV)

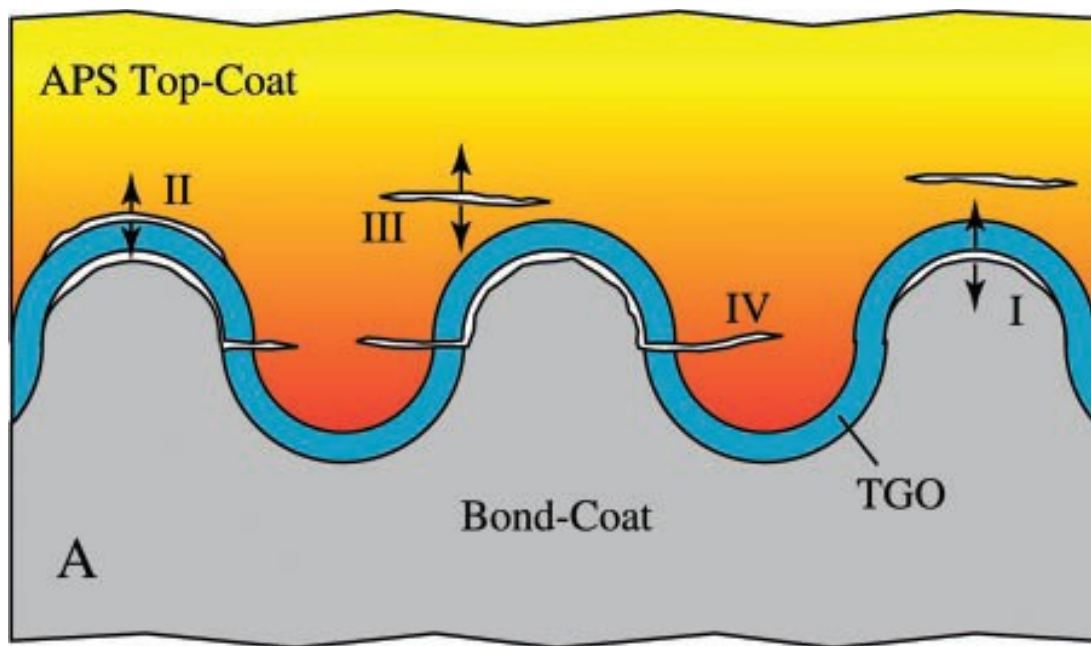


Figura 19: fallimento APS

3.3.2. Electron-beam-physical-vapour-deposition (EB-PVD)

Il rivestimento ottenuto con EB-PVD si caratterizza per la microstruttura colonnare, tale tipo di morfologia conferisce alla TBC una maggiore resistenza a deformazione garantendone un'elevata resistenza ai cicli termici, tutto ciò è dovuto al tipo di porosità che si viene a formare durante il ciclo di deposizione, per contro tale porosità causa un elevato valore di conducibilità termica. Comunque le TBC ottenute per EB-PVD vengono utilizzate nelle turbine per aeronautica appunto per l'elevata resistenza a deformazione e quindi ai cicli termici. In quanto la maggiore porosità accomoda in modo migliore le deformazioni dovute alle variazioni di temperatura.

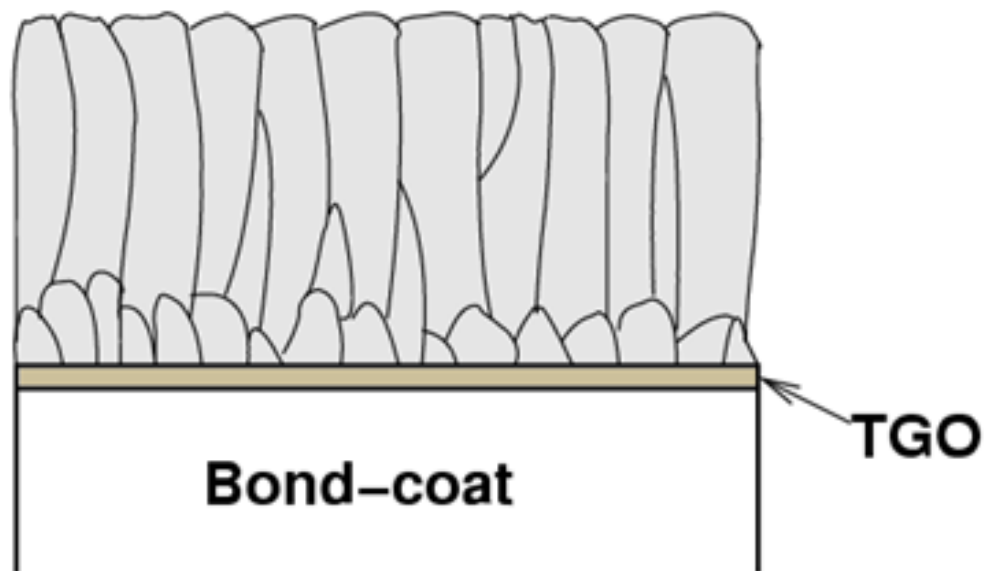


Figura 20: struttura cristallina ottenuta con metodo EB-PVD

Ci sono due meccanismi di fallimento: separazione bond-coat – TGO (I); separazione top-coat – TGO (II);

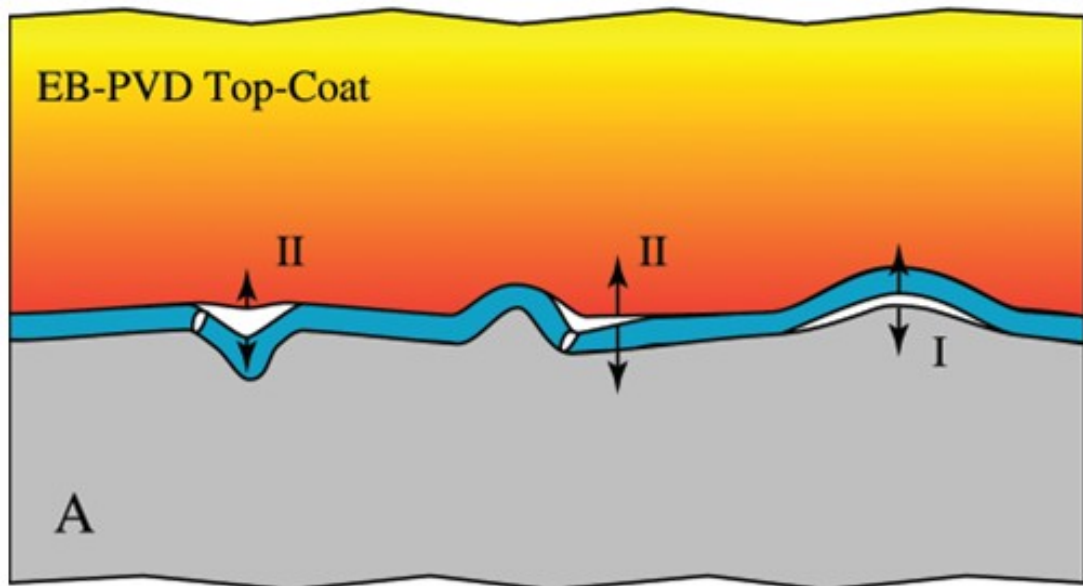


Figura 21: fallimento EB-PVD

3.3.Futuro TBC

I miglioramenti della durata e delle prestazioni dei materiali, utilizzati nei vari livelli che compongono la barriera termica, sono incentrati nello studio dei meccanismi di fallimento del TBC. Come sopra citato, la chiave per la durabilità della barriera è il mantenimento del forte legame tra il TGO e i livelli adiacenti; per far questo è necessario:

- a) che l'ossido cresciuto termicamente, al confine tra top-coat/bond-coat, sia esclusivamente Al_2O_3 in modo da non indebolire il legame tra i due livelli;
- b) ridurre la rugosità della superficie del bond-coat prima della deposizione del top-coat, in modo da avere un'interfaccia piana;
- c) ridurre la conducibilità termica migliorando la durabilità del TBC, in modo da ridurre la temperatura del substrato metallico e rallentare i processi che portano al fallimento;
- d) ridurre il tasso di crescita del TGO.

Allo stato attuale sono allo studio materiali che mantengano le stesse caratteristiche di conducibilità termica, coefficiente di espansione termica e tenacità della TBC in PYSZ, ma con maggiore stabilità di fase fino anche a temperature di fusione, e quindi con più elevata resistenza alla corrosione e alla fatica termica. Particolarmente interessanti sono i risultati ottenuti con altri zirconati e composti alle terre rare; tuttavia diversi decenni di sviluppo indicano che, considerando tutte le proprietà necessarie per avere un TBC di successo, PYSZ resta difficile da sostituire.



Figura 22: palette con rivestimento TBC e sistemi di raffreddamento

BIBLIOGRAFIA

- Boryana Rashkova, "Microstructural Characterization of Yttria-Stabilized Zirconia Thermal Barrier Coatings Grown on Sapphire Substrates", Max-Planck-Institut für Metallforschung.
- D. Pan, M.W. Chen, P.K. Wright, K.J. Hemker, "Evolution of a diffusion aluminide bond coat for thermal barrier coatings during thermal cycling, *Acta Materialia* 51 (2003)pag. 2205-2217.
- G. Moskal, "Thermal barrier coatings: characteristics of microstructure and properties, generation and directions of development of bond", *journal of achievements in materials and manufacturing engineering*, volume 37, dicembre 2009.
- G. Qian, T. Nakamura, C.C. Berndt, "Effects of thermal gradient and residual stresses on thermal barrier coating fracture", *Mechanics of Materials* 27(1998) pag 91–110.
- G.-X. Wang, R. Goswami, S. Sampath, V. Prasad, "Understanding the Heat Transfer and Solidification of Plasma-Sprayed Yttria-Partially Stabilized Zirconia Coatings, *Materials and manufacturing processes*, vol. 19, no. 2, pag. 259–272, 2004.
- K.W. Schlichting, N.P. Padture, E.H. Jordan, M. Gell, "Failure modes in plasma-sprayed thermal barrier coatings", *Materials Science and Engineering A342* (2003) pag 120-130.
- Lucy Y. Liu , Ravi Shankar, Peter Howard, "High sintering resistance of a novel thermal barrier coating", *Chromalloy Gas Turbine LLC, Orangeburg, NY, USA, Surface & Coatings Technology* 204 (2010) pag. 3154–3160.
- M. Alfano, G. Di Girolamo, L. Pagnotta, "analisi di rivestimenti in zirconia co-stabilizzata, AIAS – associazione italiana per l'analisi delle sollecitazioni", XXXVII convegno nazionale, 10-13 settembre 2008, università di roma "la sapienza".
- Nitin P. Padture," Thermal Barrier Coatings for Gas-Turbine Engine Applications", *Science* 296, 12 aprile 2002, pag 280-284.
- Ö. Altun, Y.E. Böke, "Effect of the microstructure of EB-PVD thermal barrier coatings on the thermal conductivity and the methods to reduce the thermal conductivity", *archives of materials science and engineering*, volume 40, novembre 2009, pag. 47-52.
- P.G. Klemens, M. Gell, "Thermal conductivity of thermal barrier coatings", *Materials Science and Engineering A245* (1998) pag 143–149.
- Scrivani, A. Lanzi, G. Rizzi, D. Russo, M. Spagnoli, C. C. Berndt, C. Giolli; "sviluppo di barriere termiche spesse con differenti gradi di porosità".
- Serope Kalpakjian, Steven R. Schmid, "tecnologia meccanica", quinta edizione, Pearson Prentice Hall.

- U. Schulz , M. Schmu"cker, "Microstructure of ZrO₂ thermal barrier coatings applied by EB-PVD", Materials Science and Engineering A276 (2000)pag. 1–8.
- W. Beele, G. Marijnissen, A. van Lieshout, "The evolution of thermal barrier coatings — status and upcoming solutions for today's key issues", Surface and Coatings Technology 120–121 (1999) pag 61–67.
- X.Q. Cao, R. Vassen, D. Stoever, "Ceramic materials for thermal barrier coatings", Journal of the European Ceramic Society 24 (2004).
- Xuan Zheng, David G. Cahill, Ji-Cheng Zhao, "Thermal conducuvity imaging of thermal barrier coatings", Advanced Engineering materials 2005 n.7, pag 622-623.
- Ricerche in internet

ALLEGATO A

Perché adottare una T_3 elevata

Il Ciclo di Brayton-Joule, è un ciclo termodinamico che costituisce il riferimento ideale per il funzionamento delle turbine a gas. Considerando il caso ideale, il ciclo di funzionamento della turbina è costituito da:

- una fase di *compressione* (1-2) che porta il gas dalla pressione di aspirazione alla pressione di immissione in turbina;
- una fase di *riscaldamento a pressione costante* (2-3) dove aumenta la temperatura e quindi il volume specifico del gas;
- una *espansione in turbina* (3-4) che riporta il gas alla pressione iniziale del ciclo;
- una fase di *raffreddamento a pressione costante* (4-1).

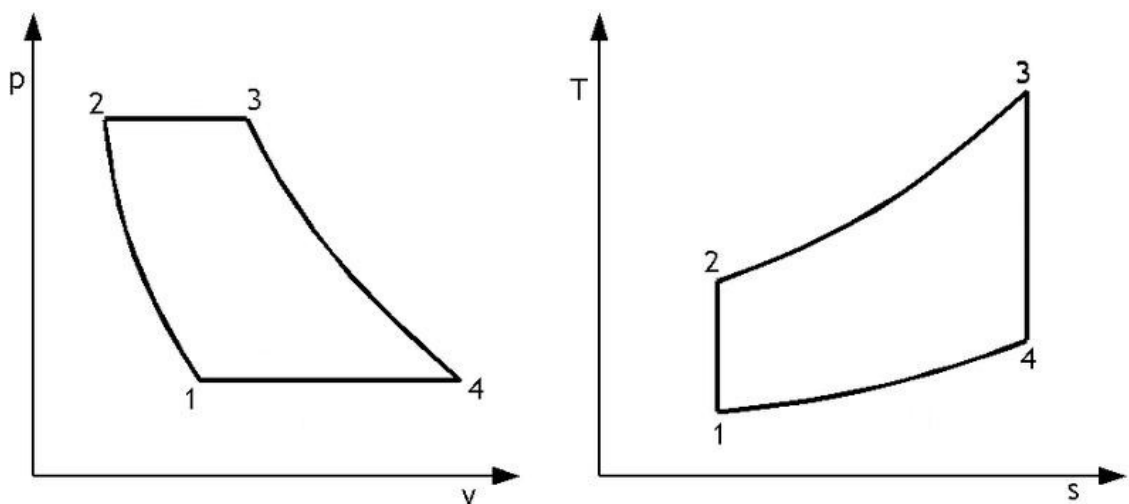


Figura 23: ciclo Brayton-Joule

Denominati:

$Q_1 \rightarrow$ calore fornito tra il punto 2 e il punto 3;

$Q_2 \rightarrow$ calore ceduto tra il punto 4 e il punto 1;

$L_c \rightarrow$ lavoro di compressione tra il punto 1 e il punto 2;

$L_T \rightarrow$ lavoro di espansione in turbina tra il punto 3 e il punto 4;

$L_N \rightarrow$ lavoro utile;

Il rendimento del ciclo ideale è il seguente:

$$\eta = \frac{L_N}{Q_1} = \frac{L_T - L_C}{Q_1} = \frac{(h_3 - h_4) - (h_2 - h_1)}{h_3 - h_2} = \frac{c_p(T_3 - T_4) - c_p(T_2 - T_1)}{c_p(T_3 - T_2)} = \frac{(T_3 - T_4) - (T_2 - T_1)}{(T_3 - T_2)}$$

Ovvero:

$$\eta = \frac{Q_1 - Q_2}{Q_1} = \frac{c_p(T_3 - T_2) - c_p(T_4 - T_1)}{c_p(T_3 - T_2)} = \frac{(T_3 - T_2) - (T_4 - T_1)}{(T_3 - T_2)} = 1 - \frac{T_4 - T_1}{T_3 - T_2} = 1 - \frac{T_1 \left(\frac{T_4}{T_1} - 1 \right)}{T_2 \left(\frac{T_3}{T_2} - 1 \right)}$$

Nelle trasformazioni adiabatiche (1-2) e (3-4) valgono le seguenti relazioni:

$$\frac{T_4}{T_3} = \left(\frac{p_4}{p_3} \right)^{\frac{k-1}{k}} \quad \frac{T_1}{T_2} = \left(\frac{p_1}{p_2} \right)^{\frac{k-1}{k}}$$

Avendo indicato con k il rapporto tra il calore specifico a pressione costante c_p e il calore specifico a volume costante c_v . Dal grafico se si pone:

$$\beta = \frac{p_2}{p_1} = \frac{p_3}{p_4} \quad \rightarrow \quad \beta^{\frac{k-1}{k}} = \frac{T_2}{T_1} = \frac{T_3}{T_4}$$

Si ottiene:

$$T_2 T_4 = T_1 T_3 \quad \rightarrow \quad \frac{T_4}{T_1} = \frac{T_3}{T_2}$$

E quindi il rendimento risulta espresso da:

$$\eta = 1 - \frac{T_1}{T_2} = 1 - \frac{1}{\beta^{\frac{k-1}{k}}}$$

Prendendo poi in considerazione il lavoro utile prodotto dal ciclo, osserviamo che le turbine a gas hanno costi fissi molto dipendenti dalla portata di fluido operante nel ciclo. E' perciò fondamentale che abbiano un lavoro specifico netto il più elevato possibile, onde ottenere la stessa potenza con portate inferiori. Il lavoro utile è per definizione dato dal prodotto del calore fornito Q_1 per il rendimento η del ciclo e otteniamo:

$$L_N = \eta Q_1 = \left(1 - \frac{1}{\beta^{\frac{k-1}{k}}}\right) c_p (T_3 - T_2) = \left(1 - \frac{1}{\beta^{\frac{k-1}{k}}}\right) c_p T_1 \left(\frac{T_3}{T_1} - \frac{T_2}{T_1}\right) = \left(1 - \frac{1}{\beta^{\frac{k-1}{k}}}\right) \cdot c_p T_1 \left(\frac{T_3}{T_1} - \beta^{\frac{k-1}{k}}\right)$$

Nella formula compare il rapporto T_3/T_1 : poiché T_1 è la temperatura ambiente, si nota come il lavoro utile sia fortemente influenzato dalla temperatura massima T_3 , oltre che dal rapporto di compressione β . Si può individuare un rapporto di compressione β_{opt} che massimizza il lavoro utile. Tale valore non fornisce però il massimo rendimento possibile.

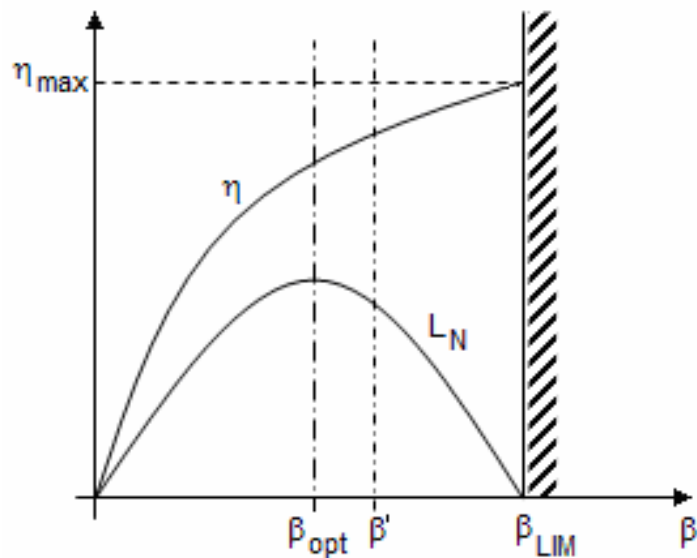


Figura 24: rapporto di compressione ottimale nel Brayton-Joule

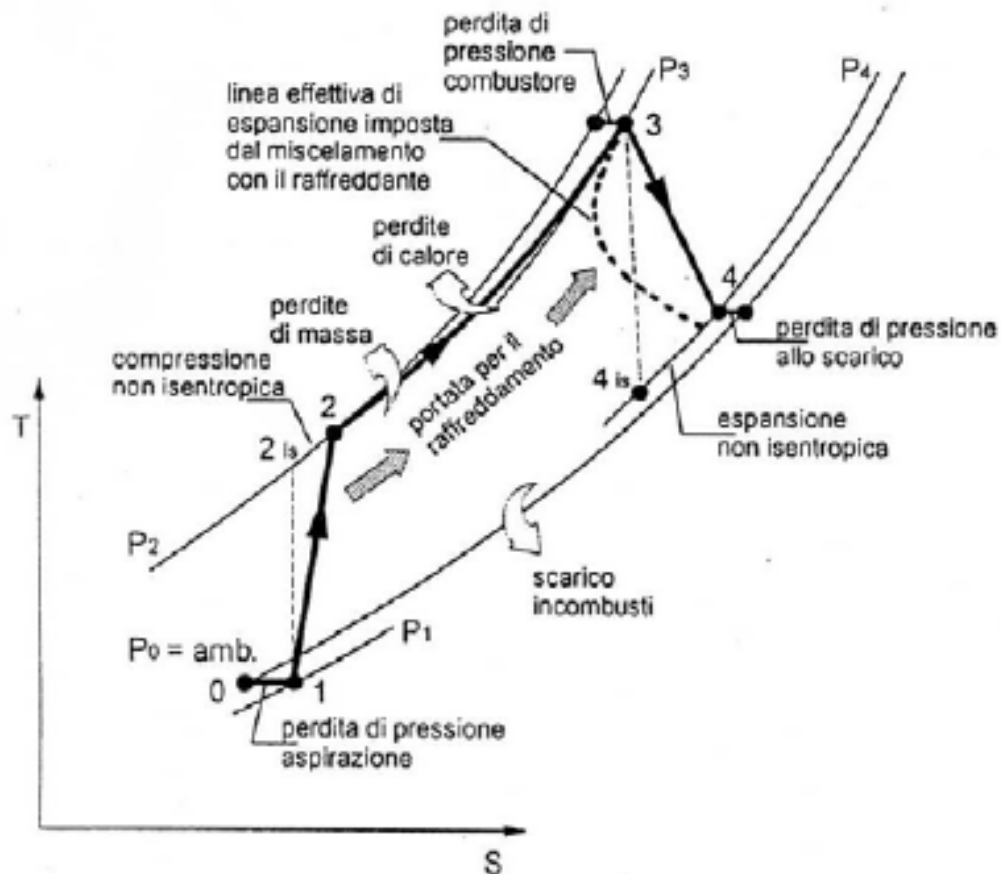
Si sceglie perciò un rapporto di compressione β' di compromesso tra quello con massimo lavoro utile e quello con massimo rendimento.

Il lavoro utile è un parametro di grandissima importanza nelle turbine a gas, dove il lavoro della turbina e del compressore sono dello stesso ordine di grandezza. Infatti, per una compressione o un'espansione isentropica, il lavoro specifico è dato da:

$$\int v \cdot dp = v_{medio} \cdot \Delta p$$

Essendo uguale il salto di pressione Δp , la possibilità di creare lavoro utile è determinata dalla differenza di volume specifico medio tra espansione e compressione, che, per un gas, deriva solo dalla differenza della temperatura media assoluta. Ciò spiega intuitivamente la necessità di allontanare nel diagramma entropico le due adiabatice per ottenere lavoro.

Nel caso reale:



ALLEGATO B

Produzione palette turbina

Questi processi possono essere illustrati meglio confrontando le procedure per realizzare palette per turbina a gas, prodotte generalmente in superleghe a base di nichel.

B.1. Palette di turbine ottenute per colata convenzionale

Il processo convenzionale di colata prevede l'utilizzo di modello e forma a perdere. Il metallo fuso viene colato nella forma e comincia a solidificare in corrispondenza delle pareti ceramiche. Si sviluppa una microstruttura policristallina, e la presenza di bordi grano la rende suscettibile a scorrimento viscoso e fratture lungo i bordi di grano stessi quando il componente lavora ad elevata temperatura in presenza di forze centrifughe.

B.2. Palette ottenute per solidificazione direzionale

Nel processo di solidificazione direzionale, sviluppato negli anni '60, la forma in materiale ceramico viene preparata con tecniche simili a quelle del processo a cera persa e viene preriscaldata per irraggiamento. La forma viene supportata da un piatto freddo raffreddato ad acqua. Dopo la colata del metallo nella forma, l'assemblato viene fatto scendere lentamente. Dei cristalli metallici incominciano a crescere in corrispondenza della superficie del piatto freddo. La palette subisce quindi un processo di solidificazione direzionale, con bordi grano solo longitudinali (e non trasversali). Di conseguenza, la palette risulta più resistente nella direzione delle forze centrifughe a cui è sottoposta in fase di esercizio.

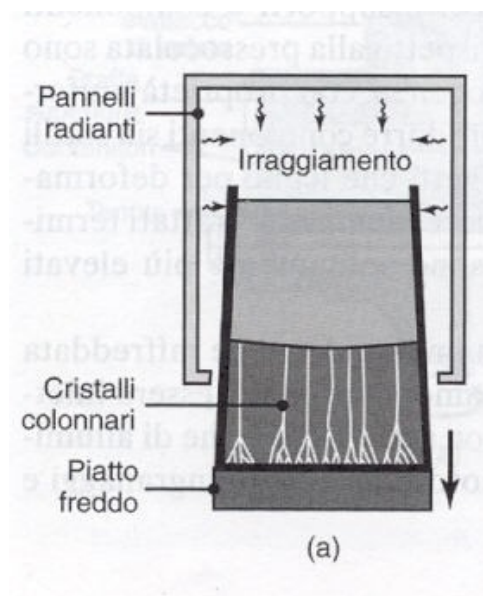


Figura 25: palette ottenute per solidificazione direzionale



Figura 26: paletta con solidificazione direzionale

B.3. Palette ottenute come monocristalli

Nel processo di colata per ottenere monocristalli, realizzato per la prima volta nel 1967, la forma viene preparata come nel processo a cera persa e ha un restringimento a forma di spirale. Questa sezione permette il passaggio di un solo cristallo. Al procedere della discesa dell'assemblato, un solo cristallo passa attraverso la costrizione e inizia a crescere nella forma. La massa solidificata risulta quindi essere una paletta monocristallo. Benché molto più costose delle altre palette, l'assenza di bordi grano le rende molto resistenti allo scorrimento viscoso e agli shock termici, garantendo una vita di servizio più lunga e più affidabile.

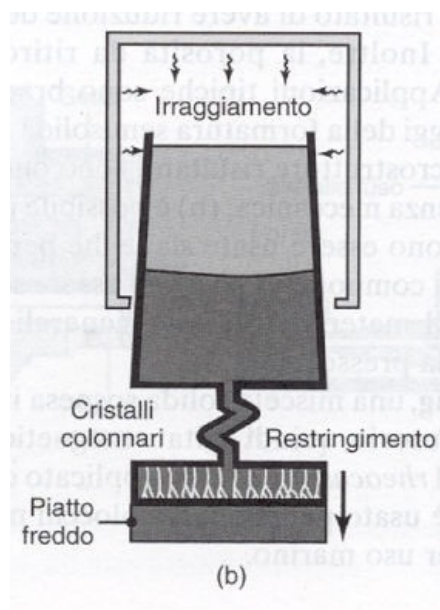


Figura 27: palette ottenute per solidificazione monocristallina



Figura 28: paletta con solidificazione monocristallina

Confronto tra i tre processi:

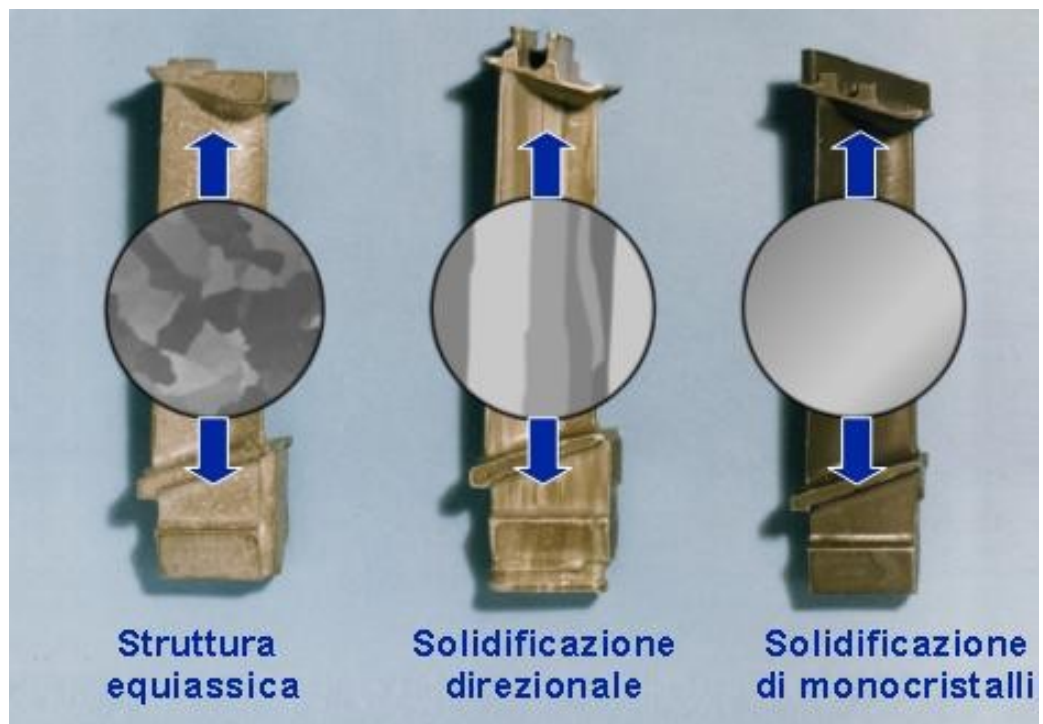


Figura 29: confronto tra i processi di solidificazione

ALLEGATO C

Metodi di deposizione

C.1.APS

In questo processo tecnologico il materiale da depositare, in genere sotto forma di polvere, liquido o filo, si introduce nel getto di plasma, proveniente da una torcia al plasma. Nel getto, dove la temperatura è dell'ordine di 10000 K (9726.85 °C), il materiale viene fuso e proiettato verso un substrato. Lì, le goccioline fuse si appiattiscono, solidificano rapidamente e formano un deposito. Il tutto viene svolto in aria. Ci sono un gran numero di parametri tecnologici che influenzano l'interazione delle particelle con il getto di plasma e il substrato e quindi la proprietà del deposito. Questi parametri comprendono il tipo di materie prime, la composizione del plasma (tipi di gas e portata), distanza della torcia e il suo spostamento, il substrato di raffreddamento e altri. I depositi sono costituiti da una moltitudine di lamelle formate da un appiattimento delle gocce di liquido. Le dimensioni delle polveri delle materie prime sono in genere nell'ordine di micrometri fino a poco sopra i 100 μm , le lamelle che si formano invece hanno uno spessore nella gamma dei micrometri e dimensione laterale da diverse centinaia di micrometri. Tra queste lamelle ci sono dei piccoli vuoti, come pori, fessure e regioni di legame incompleto. Come risultato di questa struttura unica, i depositi possono avere proprietà molto diverse; generalmente sono le proprietà meccaniche ad essere influenzate e inoltre, a causa della rapida solidificazione, fasi metastabili possono essere presenti nei depositi. Questa tecnica è in gran parte utilizzata per produrre rivestimenti in materiali strutturali. Tali rivestimenti forniscono una protezione contro le temperature elevate (per esempio rivestimenti barriera termica per la gestione del calore di scarico), corrosione, erosione, usura, ma possono anche modificare l'aspetto e le proprietà elettriche.

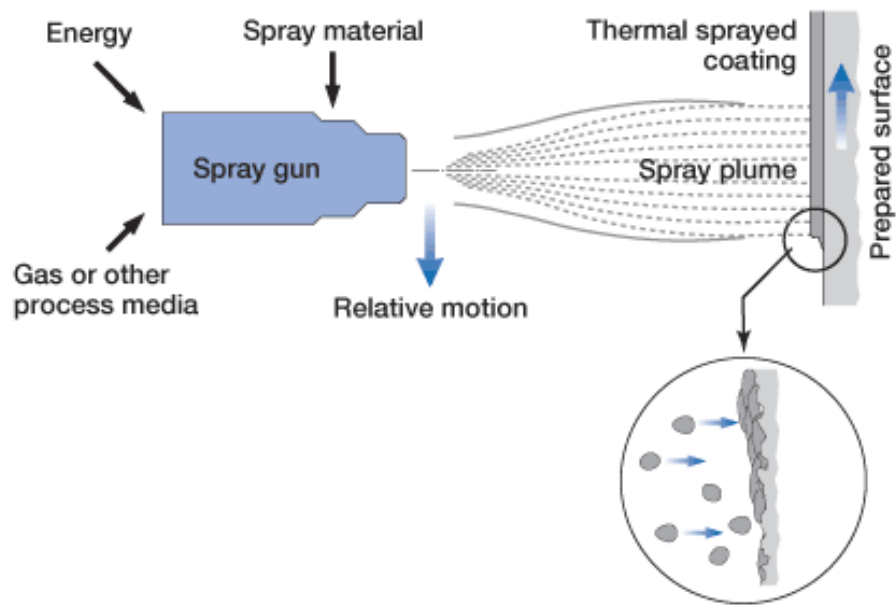


Figura 30: schema APS

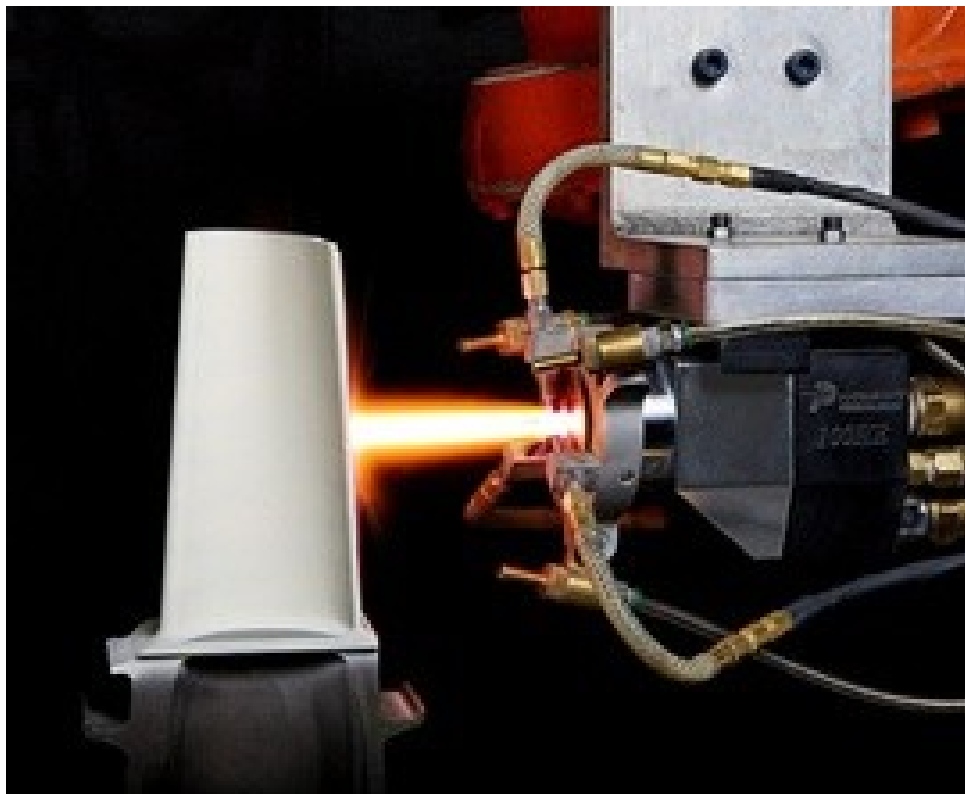


Figura 31: APS

C.2.EB-PVD

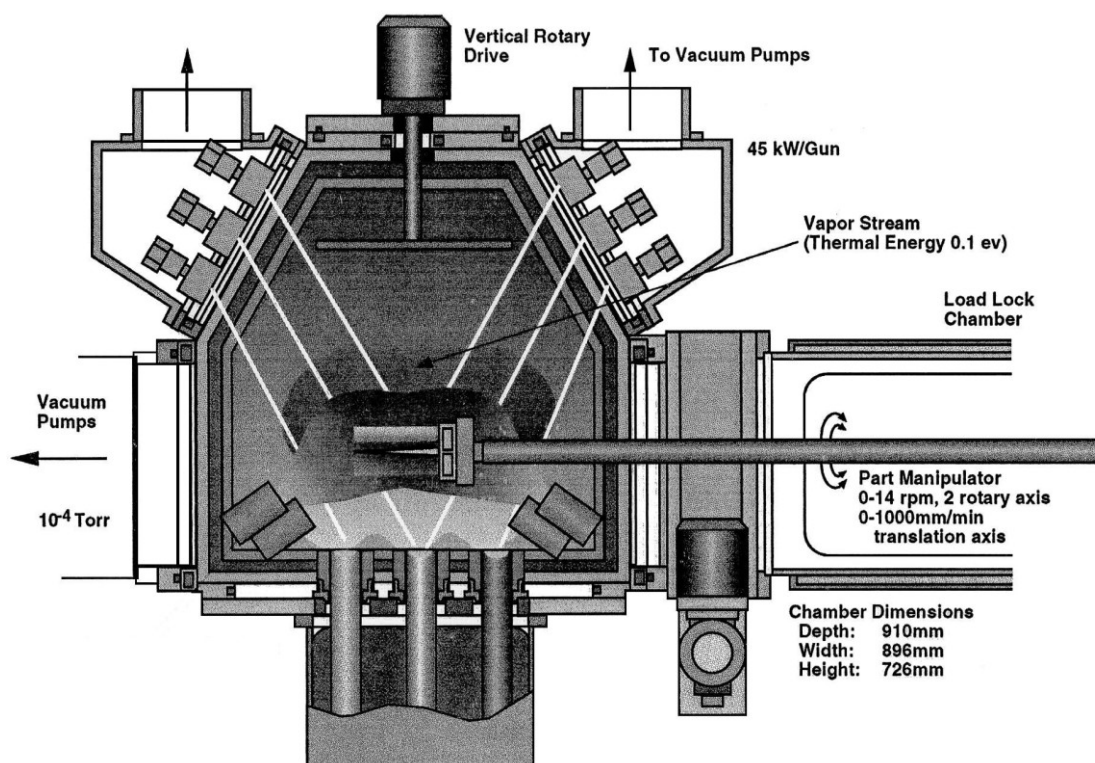


Figura 32: schema EB-PVD

In un sistema EBPVD, la camera di deposizione è evacuata ad una pressione di 10^{-4} Torr (0.01333 Pa). Il materiale da evaporare è in forma di lingotti. Ci sono sei cannoni elettronici, ciascuno con una potenza da decine a centinaia di kW. Fasci di elettroni possono essere generati tramite emissione termoionica, vengono accelerati ad alta energia cinetica e focalizzati verso il lingotto. Quando la tensione di accelerazione è tra i 20 kV - 25 kV e la corrente di fascio è un paio di ampere, l'85% dell'energia cinetica degli elettroni viene convertita in energia termica. La temperatura della superficie del lingotto aumenta causando la formazione di un liquido fuso e il materiale grezzo evapora sotto vuoto. Lo stesso lingotto è racchiuso in un crogiolo in rame, che viene raffreddato da un sistema di circolazione d'acqua. Il tasso di evaporazione può essere dell'ordine di 10^{-2} g/cm² sec. Carburi come carburo di titanio e boruri come boruro e boruro zirconio possono evaporare senza subire decomposizione in fase vapore. Questi composti sono depositati per evaporazione diretta, sono evaporati cioè nel vuoto dal fascio focalizzato di elettroni ad alta energia ed i vapori sono condensati direttamente sul substrato.

Alcuni ossidi refrattari e carburi subiscono, durante la loro evaporazione, una stechiometria diversa dal materiale iniziale. Ad esempio, allumina, quando evaporata da fasci di elettroni, si dissocia in alluminio, AlO_3 e Al_2O . Alcuni carburi refrattari come carburo di silicio e carburo di tungsteno, decomposti in seguito al riscaldamento, hanno volatilità differenti. Questi composti possono essere depositati sul substrato mediante evaporazione reattiva. Nel processo di evaporazione reattiva, il metallo è evaporato dal fascio di elettroni e i vapori reagiscono con il gas in prossimità del supporto a formare un film. Il substrato su cui la deposizione del film si svolge è pulita e fissata all'albero manipolatore. L'albero manipolatore si muove in modo da regolare la distanza tra la fonte di lingotto e il substrato. L'albero ruota anche il substrato a una certa velocità in modo che il film sia uniformemente depositato sul substrato. Quando la reazione di deposizione si svolge, sulla superficie del substrato caldo i film possono sviluppare una tensione interna a trazione causata dalla mancata corrispondenza del coefficiente di espansione termica tra il substrato e il film. La velocità di deposizione in questo processo può essere basso, come 1 nm al minuto, o alto, come pochi micrometri al minuto. L'efficienza di utilizzo del materiale è elevata rispetto ad altri metodi e il processo offre un controllo strutturale e morfologico dei film. A causa del tasso di deposizione molto alto, questo processo ha una potenziale applicazione a livello industriale per resistenza all'usura e rivestimenti per barriere termiche nelle industrie aerospaziali, rivestimenti per utensili da taglio, elettroniche e ottiche.