



# Politecnico di Torino

**Politecnico di Torino**

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale (DIMEAS)  
Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

**Caratterizzazione e simulazione di  
rivestimenti avanzati per applicazioni  
spaziali  
(Characterization and simulation of  
advanced coatings for space applications)**

**Relatori**

Prof. Enrico Zappino  
Prof. Marco Petrolo  
Ing. Riccardo Mantoan

**Candidato**

Enrico Lorella s316173

Anno Accademico 2023/2024



# Sommario

Nel settore aerospaziale, tanto nelle applicazioni aeronautiche quanto in quelle spaziali, la protezione delle strutture meccaniche dall'ambiente in cui esse operano risulta essere un punto cruciale nella progettazione dell'aeromobile o del veicolo spaziale. Tra le molteplici condizioni ambientali caratteristiche dei due settori che possono ridurre nel tempo le prestazioni strutturali, i carichi termici e le temperature estreme accomunano le componenti del sistema propulsivo con gli scudi termici impiegati durante il processo di rientro. In ambito aeronautico, i segmenti successivi alla camera di combustione necessitano di poter garantire il mantenimento delle prestazioni a temperature elevate. A tal proposito, rivestimenti protettivi sono stati implementati nel suddetto settore. Con i dovuti accorgimenti, tale tecnologia viene esportata in campo spaziale, con impiego finalizzato al controllo termico delle superfici delle strutture esposte e delle camere di combustione dei razzi. Nei motori aeronautici, gli avanzati rivestimenti termici assumono il nominativo di *Thermal Barrier Coating* (*TBC*). Tra i materiali più comunemente impiegati per la realizzazione dei TBC vi è la zirconia parzialmente stabilizzata con ittria (*YSZ*). Tali rivestimenti riducono il trasferimento di calore alle componenti metalliche sottostanti. Il substrato metallico garantisce la funzione di sopportazione dei carichi strutturali ed è costituito, solitamente, da superleghe a base nichel. Tale famiglia di superleghe è utilizzata in virtù della propria eccellente qualità di resistenza alle alte temperature ed alla corrosione, garantendo maggiore durata e prestazioni delle componenti nelle applicazioni in ambienti estremi. Oltre allo strato più esterno, il *Top Coat* (*TC*), realizzato in YSZ, i TBC sono caratterizzati da un secondo layer, il *Bond Coat* (*BC*), il cui impiego è finalizzato al miglioramento dell'adesione del rivestimento al substrato metallico ed alla mitigazione delle proprietà del TC e della superlega. La composizione e lo spessore di questi strati sono progettati con lo scopo di massimizzare l'efficacia del rivestimento nel mantenere le componenti delle turbine al sicuro dalle sollecitazioni termiche, dall'ossidazione e dalla corrosione. I materiali elencati definiscono l'attuale stato dell'arte dei rivestimenti di protezione termica di impiego aeronautico. Lo scopo dello studio consiste nella caratterizzazione di coating di impiego aeronautico al fine di valutarne l'adeguatezza, oppure l'inadeguatezza, per l'impiego nel settore spaziale. Le proprietà di tali rivestimenti non dipendono, tuttavia, solamente dai materiali impiegati, bensì dalla tecnologia utilizzata per realizzare lo strato protettivo. Le metodologie impiegate per la deposizione dei materiali di rivestimento sul substrato definiscono, in particolare, la microstruttura del coating, la quale contribuisce a definirne le proprietà.

Al fine di trasferire opportunamente tali tecnologie al settore spaziale, risulta necessario realizzare una approfondita caratterizzazione dei tipici coating di impiego aeronautico. Tale caratterizzazione è eseguita attraverso simulazioni numeriche termo-elastiche e microstrutturali, le quali prevedono l'utilizzo di codici numerici sviluppati dal gruppo di ricerca MUL<sup>2</sup> del Politecnico di Torino, grazie ai quali è possibile definire gli attributi del rivestimento e l'influenza delle caratteristiche della

microscala sulle performance dello stesso, oltre all'andamento degli stress meccanici e dei gradienti termici all'interno del TBC. Conseguentemente, viene valutata l'idoneità del rivestimento ad essere impiegato nel settore spaziale, in particolare all'interno del sistema propulsivo. Il carattere dello studio dei coating affrontato nella tesi è, dunque, sperimentale, basato sulla modellizzazione multiscala.

# Indice

<b>1</b>	<b>Introduzione</b>	<b>10</b>
1.1	Importanza dei rivestimenti protettivi . . . . .	10
1.2	Classici impieghi e consuete tecnologie implementate . . . . .	11
1.2.1	Thermal Barrier Coatings, TBC . . . . .	12
1.3	Applicazioni in ambito energetico . . . . .	15
1.4	Applicazioni in ambito spaziale . . . . .	16
1.4.1	Metodi passivi . . . . .	16
1.4.2	Metodi semi-passivi . . . . .	17
1.4.3	Metodi attivi . . . . .	18
1.4.4	Thermal protection system nei veicoli di lancio riutilizzabili . . . . .	19
1.4.5	Functionally Graded Coating . . . . .	20
1.4.6	Applicazioni relative al sistema propulsivo . . . . .	21
1.5	Obiettivi della tesi . . . . .	23
<b>2</b>	<b>Tecnologie per applicazione dei coatings impiegate in ATLA</b>	<b>24</b>
2.1	ATLA . . . . .	24
2.1.1	IAC . . . . .	24
2.2	Descrizione tecnologie, analisi dei processi e definizione dei parametri . . . . .	25
2.2.1	Suspension Plasma Spray, SPS . . . . .	26
2.2.2	High-Velocity Oxy-Fuel, HVOF . . . . .	26
2.3	Preparazione delle palette . . . . .	27
2.4	Finitura delle superfici . . . . .	28
2.5	Confronto dei processi . . . . .	28
<b>3</b>	<b>Modellazione numerica e RVE</b>	<b>30</b>
3.1	CUF per modelli di ordine superiore . . . . .	30
3.1.1	Espansione di Taylor, modello 1D . . . . .	31
3.1.2	Espansione di Lagrange, modello 1D . . . . .	32
3.1.3	Equazioni di governo, formulazione FE ed il FN . . . . .	33
3.2	Analisi termo-elastica accoppiata[17] . . . . .	36
3.3	RVE ed analisi termo-elastica micromeccanica . . . . .	38
3.3.1	Formulazione della micromeccanica[19] . . . . .	39
<b>4</b>	<b>Assessment modello numerico</b>	<b>41</b>
4.1	Software MUL <sup>2</sup> . . . . .	41
4.2	Validazione modello numerico per travi in materiale isotropo e composito . . . . .	42
4.2.1	Caso trave in materiale isotropo . . . . .	42
4.2.2	Caso trave in materiale ortotropo . . . . .	45
4.2.3	Caso con elementi B2 e materiale isotropo al variare dell'ordine dell'espansione di Taylor impiegata . . . . .	47

---

4.3	Studio dello stato tensionale unidimensionale di una trave multistrato soggetta a carico di pressione distribuito . . . . .	48
4.4	Analisi risultati e confronto con software commerciale . . . . .	53
<b>5</b>	<b>Simulazione numerica coating per applicazioni spaziali</b>	<b>54</b>
5.1	Caratterizzazione TBC convenzionale di impiego aeronautico . . . . .	54
5.2	Caratterizzazione TBC convenzionale per impiego spaziale . . . . .	59
5.3	Analisi microstrutturale . . . . .	61
5.3.1	Analisi mesoscala con proprietà omogenizzate . . . . .	69
<b>6</b>	<b>Conclusioni</b>	<b>75</b>

# Elenco delle figure

1.1	Paletta di turbina dotata di rivestimento protettivo . . . . .	11
1.2	Thermal protection system per impiego spaziale . . . . .	18
1.3	Dispositivi di protezione termica impiegati sullo Space Shuttle . . . . .	20
1.4	Rappresentazione schematizzata FGC[11] . . . . .	21
3.1	Elemento Q4, coordinate effettive e coordinate normalizzate[16] . . . . .	32
3.2	Elemento Q9, coordinate effettive e coordinate normalizzate[16] . . . . .	33
3.3	Assemblaggio della matrice globale[15] . . . . .	35
3.4	Rappresentazione di modelli RUC e RVE per analisi micromeccanica[18] . . . . .	39
4.1	Sistema di riferimento della trave . . . . .	42
4.2	Freccia al tip al variare del numero di elementi B2 impiegati, materiale isotropo . . . . .	43
4.3	Freccia al tip al variare del numero di elementi B3 impiegati, materiale isotropo . . . . .	43
4.4	Freccia al tip al variare del numero di elementi B4 impiegati, materiale isotropo . . . . .	44
4.5	Numero di elementi necessari per la convergenza della mesh al variare dell'elemento finito impiegato, materiale isotropo . . . . .	44
4.6	Freccia al tip al variare del numero di elementi B2 impiegati, materiale ortotropo . . . . .	45
4.7	Freccia al tip al variare del numero di elementi B3 impiegati, materiale ortotropo . . . . .	46
4.8	Freccia al tip al variare del numero di elementi B4 impiegati, materiale ortotropo . . . . .	46
4.9	Numero di elementi necessari per la convergenza della mesh al variare dell'elemento finito impiegato, materiale ortotropo . . . . .	46
4.10	Spostamento al tip per trave isotropa costituita da 8 elementi B2 al variare dell'ordine di espansione di Taylor . . . . .	47
4.11	Q4 (a sinistra) e Q9 (a destra) . . . . .	49
4.12	Variazione di $\sigma_{xx}$ lungo lo spessore . . . . .	50
4.13	Variazione di $\sigma_{yy}$ lungo lo spessore . . . . .	50
4.14	Variazione di $\sigma_{zz}$ lungo lo spessore . . . . .	50
4.15	Variazione di $\sigma_{xz}$ lungo lo spessore . . . . .	51
4.16	Variazione di $\sigma_{yz}$ lungo lo spessore . . . . .	51
4.17	Variazione di $\sigma_{xy}$ lungo lo spessore . . . . .	51
4.18	Rappresentazione della freccia al tip per i 6 casi analizzati . . . . .	52
4.19	Rappresentazione in Nastran del caso in analisi . . . . .	53
5.1	Rappresentazione schematizzata del caso analizzato . . . . .	55
5.2	Rappresentazione schematizzata vincoli e assi . . . . .	56

5.3	Andamento della temperatura lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	56
5.4	Andamento di $\sigma_{xx}$ lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	56
5.5	Andamento di $\sigma_{yy}$ lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	57
5.6	Andamento di $\sigma_{zz}$ lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	57
5.7	Andamento di $\sigma_{xy}$ lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	57
5.8	Andamento della temperatura lungo lo spessore su Paraview . . . . .	58
5.9	Variazione della temperatura all'interfaccia tra bond coat e substrato al variare dello spessore del top coat . . . . .	59
5.10	Andamento della temperatura lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	60
5.11	Andamento di $\sigma_{xx}$ lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	60
5.12	Andamento di $\sigma_{yy}$ lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	60
5.13	Microscopie elettroniche a scansione dei due strati protettivi . . . . .	61
5.14	Microscopie elettroniche a scansione dei due strati protettivi in scala di grigi . . . . .	62
5.15	Prima suddivisione $20 \times 20$ delle due microscopie . . . . .	63
5.16	Mesh ottenute a partire dalle due microscopie . . . . .	63
5.17	Andamento del modulo di elasticità al variare della percentuale di porosità . . . . .	65
5.18	Andamento del CTE al variare della percentuale di porosità . . . . .	65
5.19	Andamento del $\chi$ al variare della percentuale di porosità . . . . .	66
5.20	Schemi mesh top coat . . . . .	67
5.21	Schemi mesh bond coat . . . . .	68
5.22	Andamento della temperatura lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	69
5.23	Andamento di $\sigma_{xx}$ lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	70
5.24	Andamento di $\sigma_{yy}$ lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	70
5.25	Andamento della temperatura lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	71
5.26	Andamento di $\sigma_{xx}$ lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	71
5.27	Andamento di $\sigma_{yy}$ lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	71
5.28	Andamento della temperatura lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	72
5.29	Andamento di $\sigma_{xx}$ lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	72
5.30	Andamento di $\sigma_{yy}$ lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	73
5.31	Andamento della temperatura lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	73
5.32	Andamento di $\sigma_{xx}$ lungo lo spessore dell'elemento . . . . .	74

# Elenco delle tabelle

1.1	Condizioni operative relative alla camera di combustione di un motore a razzo . . . . .	22
2.1	Confronto tra tecnologie di spruzzatura . . . . .	29
3.1	Polinomi Taylor-like . . . . .	31
4.1	Risultati ottenuti per trave in materiale isotropo . . . . .	44
4.2	Risultati ottenuti per trave in materiale isotropo con teorie della trave classiche . . . . .	45
4.3	Risultati ottenuti per trave in materiale ortotropo . . . . .	47
4.4	Risultati ottenuti per trave in materiale ortotropo con teorie della trave classiche . . . . .	47
4.5	Risultati ottenuti per espansione di Taylor, elementi B2 e materiale isotropo . . . . .	48
4.6	Gradi di libertà e freccia al tip al variare della teoria strutturale e del modello implementato . . . . .	49
5.1	Caratteristiche materiali impiegati, temperature applicate e spessori degli strati[20][21][22][23][24][25][26][27] . . . . .	55
5.2	Caratteristiche materiali e fasi[32][33][34][35] . . . . .	64
5.3	Caratteristiche meccaniche e termiche analisi macrostrutturale e proprietà omogenizzate ottenute - TC . . . . .	67
5.4	Caratteristiche meccaniche e termiche analisi macrostrutturale e proprietà omogenizzate ottenute - BC . . . . .	69

# Capitolo 1

## Introduzione

### 1.1 Importanza dei rivestimenti protettivi

Fin dagli albori dello sviluppo dei motori aeronautici, la realizzazione di rivestimenti protettivi per le palette di turbina è risultata essere una fase essenziale ed ineluttabile della progettazione. Gli ambienti operativi delle turbine, anche relativamente alla produzione di energia, ed in generale delle sezioni post-combustore, sottopongono ad estreme condizioni di esercizio le componenti che ivi operano. Le temperature possono raggiungere facilmente i  $2\,000\text{ K}$  nella sezione calda della turbina durante il funzionamento a pieno regime[1]. Queste temperature sono sufficienti a far fondere la gran parte dei tradizionali materiali metallici impiegati nel settore, pertanto le palette devono essere realizzate con leghe estremamente resistenti ai carichi termici, al fine di garantire l'integrità strutturale. Ad incidere notevolmente sulla durata della vita delle componenti della turbina, in particolare delle palette, non sono soltanto le temperature assolute presenti dalla camera di combustione in poi, ma anche i gradienti e la distribuzione della suddetta variabile termodinamica[1]. In termini di sollecitazioni meccaniche, le palette sono sottoposte a forze centrifughe che possono eccedere le  $10\,000\text{ g}$ , in particolare nel settore aeronautico, durante la condizione operativa di regime, gravando sulle componenti rotanti della turbina con importanti momenti flettenti. Si aggiungono a questi stress meccanici, le forti vibrazioni a cui i dispositivi rotanti sono inevitabilmente soggetti, le quali contribuiscono significativamente al danneggiamento dell'integrità strutturale delle palette[2]. Tali carichi implicano l'utilizzo di materiali altamente resistenti anche dal punto di vista meccanico, in modo da evitare la deformazione o la rottura delle componenti durante il funzionamento. Inoltre, le pale devono resistere all'erosione causata dalle particelle abrasive presenti nell'aria, le quali possono essere accelerate a velocità considerevoli dal flusso d'aria della turbina. Altresì l'effetto della corrosione deve essere tenuto in considerazione: gli ambienti aggressivi in cui operano le turbine espongono le loro componenti a gas di scarico caldi e umidi, favorendo l'attacco chimico.

Per far fronte a queste sfide, le palette di turbina sono spesso realizzate con superleghe di nichel e cobalto altamente legate, le quali esibiscono eccellenti proprietà di resistenza termica, meccanica e alla corrosione. Al tempo stesso, rivestimenti protettivi avanzati vengono applicati con l'obiettivo di migliorare ulteriormente la resistenza e l'affidabilità delle palette, dal momento che risulta, ormai, completamente consolidato come l'adozione di tali coatings permetta alle palette di turbina di operare in condizioni altrimenti inattuabili. In definitiva, la progettazione e la produzione delle palette di turbina richiedono un approccio altamente sofisticato ed una costante innovazione per garantire prestazioni affidabili e sicure nei moderni

motori aeronautici.

L'importanza di sviluppare ed utilizzare rivestimenti protettivi si estende ad altri impieghi, come la preservazione delle componenti relative al sistema propulsivo e la protezione delle superfici esposte esternamente in ambito spaziale. Nel contesto del sistema propulsivo, i rivestimenti protettivi sono cruciali per salvaguardare i motori e gli ugelli dalle alte temperature e dalla corrosione causate dai gas di scarico. Allo stesso modo, l'ingresso in atmosfera rende i veicoli spaziali soggetti a riscaldamento causato dall'attrito e dalla compressione dell'aria (fenomeno che prende il nome di aerothermal heating). Il riscaldamento aerotermico risulta estremamente intenso e, se non gestito correttamente, può danneggiare, o portare alla distruzione, il veicolo spaziale. Pertanto, durante il progetto di veicoli spaziali o di capsule di rientro, si pone particolare attenzione alla progettazione di sistemi di protezione termica, il cui scopo è, come preannunciato, quello di proteggere l'oggetto dal riscaldamento eccessivo durante il rientro in atmosfera.



Figura 1.1: Paletta di turbina dotata di rivestimento protettivo

## 1.2 Classici impieghi e consuete tecnologie implementate

Al fine di permettere alle palette di turbina il corretto svolgimento della propria funzione nelle proibitive condizioni operative a cui sono inevitabilmente soggette, ingegnose ed innovative tecnologie sono state sviluppate ed implementate nel corso degli anni.

### 1.2.1 Thermal Barrier Coatings, TBC

In risposta alle sfide sopra citate, sono stati sviluppati e ampiamente adottati i rivestimenti di protezione termica ceramici (*Thermal Barrier Coating, TBC*). Tali rivestimenti sono tipicamente caratterizzati da un doppio strato applicato sul materiale metallico (generalmente superlega a base nichel). Nello specifico, dallo strato più esterno al più interno, si presentano[3]:

- il *Top Coat*: realizzato in materiale ceramico, è lo strato il cui principale scopo consiste nell'abbattere la temperatura "percepita" dal componente metallico, mansione che svolge grazie alla bassa conducibilità termica che lo contrasdistingue. Può essere caratterizzato da una struttura porosa o non porosa e, a seconda della tecnologia di applicazione, può essere capace di proteggere il componente dall'ossidazione e dalla corrosione. A partire dagli anni '80, è tendenzialmente formato da zirconia (ossido di zirconio,  $ZrO_2$ ) stabilizzata con ittria (ossido di ittrio,  $Y_2O_3$ ). Lo spessore tipico è di  $\simeq 150 - 300 \mu m$ ;
- il *Thermal Growth Oxide (TGO)*: strato composto tipicamente da allumina (ossido di alluminio,  $Al_2O_3$ ) prodotto dall'ossidazione del bond coat. Non è, dunque, necessariamente depositato in modo preliminare, ma si può formare durante la vita del rivestimento protettivo ed accresce il proprio spessore nel tempo, il quale, generalmente, si mantiene al di sotto di  $10 \mu m$ ;
- il *Bond Coat*: strato ad alto contenuto di alluminio. Impiegato per mitigare la brusca variazione del coefficiente di dilatazione termica che si presenta tra il top coat (ceramico, basso CTE) ed il substrato (metallico, elevato CTE). Ossidandosi, protegge il substrato da questo fenomeno e dalla corrosione. È caratterizzato da uno spessore tipico di  $\simeq 100 - 200 \mu m$ .

Sono state sviluppate molteplici metodologie di deposizione, differenziate anche in base allo strato che si vuole applicare.

#### 1.2.1.1 Bond Coat, BC

Un aderente e funzionale bond coat può essere applicato al substrato metallico mediante due approcci:

1. sistemi diffusivi;
2. sistemi overlay.

Il primo approccio prevede di immergere il componente metallico in una polvere comprensiva di una componente inerte (a scopo diluitivo), di un attivatore (tipicamente  $NH_4Cl$ ), il cui scopo è quello di innescare il processo, e di polvere di alluminio. Successivamente, il componente immerso nella polvere, è inserito all'interno di un forno. L'innalzarsi della temperatura porta alla diffusione della polvere (processo innescato grazie all'attivatore) nella regione più esterna del componente da rivestire. Un'alternativa prevede una configurazione che vede il componente metallico sospeso all'interno del forno raggiunto dai materiali, gasificati per la temperatura, delle polveri.

Il secondo approccio comprende le deposizioni per spruzzatura termica. Le metodologie overlay sono caratterizzate da una interazione del rivestimento con il substrato decisamente minore e rendono possibile ottenere rivestimenti a spessore più elevato. Per identificare coating applicati con spruzzatura termica si utilizza la sigla *MCrAlX*, in cui:

- M, generalmente, può essere Ni, Co o Fe. La scelta viene effettuata in base al substrato metallico che deve essere rivestito;
- il cromo e l'alluminio hanno lo scopo di stabilizzare il rivestimento che si vuole depositare;
- X, tipicamente, può essere Y, Hf, Si, Ta, Zr, etc. La scelta viene effettuata in base all'azienda ed al resto dei materiali impiegati.

I processi relativi ai sistemi overlay principalmente impiegati per la deposizione dei bond coat sono l'*Electron Beam Physical Vapor Deposition (EB-PVD)* e la spruzzatura termica (*Plasma Spray, PS*).

### Physical Vapor Deposition, PVD

Le tecnologie di deposizione fisica da vapore sono basate su processi, appunto, di deposizione fisica, in cui il materiale viene vaporizzato mediante una sorgente di energia e trasportato, sotto forma di vapore, fino al substrato da rivestire, sul quale avviene la condensazione. Tipicamente, i processi PVD sono utilizzati per depositare film con spessori che vanno da pochi nanometri a migliaia di nanometri. Le velocità tipiche di deposizione PVD sono di 10 - 100 Å al secondo.

In particolare, la tecnologia di deposizione fisica da vapore realizzata mediante raggio di elettroni consiste nell'investire con un electron beam una barra, od una mattonella, costituita dal materiale che si vuole andare a depositare sul componente. Il processo avviene all'interno di una camera in cui è stato preventivamente creato, e mantenuto, il vuoto. Atmosfere inerti non sono sufficienti a garantire il corretto svolgimento della deposizione a causa delle estremamente ridotte dimensioni delle particelle (elettroni) che costituiscono il fascio, le quali comporterebbero il rischio di avere urti con le molecole del gas inerte. I vapori che si generano formano una "nuvola" e si depositano sul substrato pre-riscaldato, posto al di sopra della barra colpita dal fascio.

Il processo di PVD può essere suddiviso in diverse fasi:

1. scelta del substrato;
2. determinazione e sviluppo di un adeguato processo di preparazione della superficie che includa la pulizia e possa coinvolgere la modifica della morfologia o della chimica superficiale;
3. selezione del materiale (o dei materiali) e della struttura del film per ottenerne l'adesione e le proprietà desiderate;
4. scelta del processo di fabbricazione per fornire proprietà di rivestimento riproducibili e stabilità a lungo termine;
5. sviluppo di apparecchiature di produzione e di fabbricazione, dei parametri di processo, dei limiti relativi a tali parametri e delle tecniche di monitoraggio/controllo che forniscano il necessario *throughput* del prodotto;
6. sviluppo di tecniche di caratterizzazione appropriate per la determinazione delle proprietà e della stabilità del prodotto;

7. eventuale sviluppo di tecniche finalizzate al riprocessamento o alla riparazione di parti con rivestimenti difettosi;
8. creazione di specifiche scritte e istruzioni di processo di produzione per tutte le fasi della lavorazione.

### Plasma Spray, PS

Il plasma spray comprende l'insieme dei processi caratterizzati da liquefazione, e successiva spruzzatura tramite un flusso di gas, delle particelle che andranno a formare il rivestimento (o un suo strato) sulla superficie del pezzo da proteggere. A seconda del metodo attraverso il quale si fornisce calore, possiamo distinguere le seguenti metodologie: *Air Plasma Spray (APS)*, *Inert Plasma Spray (IPS)*, *Reactive Plasma Spray (RPS)* e *High Pressure Plasma Spray (HPPS)*. La tecnologia PS conferisce un ritmo di crescita del rivestimento maggiore rispetto all'EB-PVD ma, di contro, genera una minore adesione. Un'ulteriore tecnologia di applicazione è l'*High-Velocity Oxy-Fuel (HVOF)*.

### High-Velocity Oxy-Fuel, HVOF

Tra le moderne metodologie di rivestimento, un'importante tecnologia da menzionare è l'High-Velocity Oxy-Fuel (HVOF). Appartenente alla famiglia delle tecnologie di spruzzatura termica, l'HVOF si distingue per la capacità di produrre rivestimenti caratterizzati da elevata resistenza meccanica, bassa porosità (< 1%) e notevole resistenza all'usura da erosione e corrosione. Negli ultimi anni, l'utilizzo dell'HVOF ha registrato un significativo aumento nel settore ingegneristico, grazie alla sua efficacia nel proteggere componenti critici da ambienti avversi. Nel prossimo capitolo, esploreremo in dettaglio il processo tecnologico dell'HVOF, i materiali utilizzati e le sue applicazioni più avanzate nel campo dei rivestimenti protettivi.

#### 1.2.1.2 Top Coat, TC

Come precedentemente descritto, lo strato esterno è composto da  $Zr_2O_3 + 7 - 8\% Y_2O_3$ , ovvero zirconia parzialmente stabilizzata con ittria. La presenza di ittria è giustificata dal suo effetto, appunto, stabilizzante, poiché la zirconia è un materiale polimorfo e si devono evitare le transizioni di fase. I sistemi impiegati per depositare il top coat riguardano soltanto la metodologia overlay e sono gli stessi illustrati nel sottoparagrafo 1.2.1.1. In particolare:

- il processo di termospruzzatura PS dà luogo a strutture lamellari sovrapposte a partire da polveri ceramiche fuse ed accelerate in direzione del substrato. Una volta entrate in contatto ed aderite alla superficie, la solidificazione è rapida. La struttura è lamellare a causa dell'elevata velocità di impatto e lo strato formato è poroso. Le prestazioni sono inferiori rispetto alle performance conferite dalla tecnologia EB-PVD dal momento che l'adesione, a causa di piccoli residui, è inferiore. In aggiunta, tra le lamelle possono depositarsi goccioline non fuse. Si riconosce al PS il pregio di un costo inferiore e di un tempo di lavorazione richiesto più breve;
- la PVD produce strutture colonnari, la cui altezza è funzione della velocità di rotazione del componente che deve essere rivestito all'interno della camera. Il componente è messo in rotazione al fine di poterne coprire l'intera superficie

con i materiali vaporizzati del coating. La porosità del rivestimento ottenuta impiegando questa tecnologia è minore (vista la superiore adesione)[4].

Riassumendo, i thermal barrier coating forniscono una protezione efficace contro le elevate temperature presenti all'interno delle camere di combustione e delle sezioni calde della turbina, portando, di conseguenza, ad un miglioramento dell'efficienza termica del motore. Nel tempo, si sono registrati continui miglioramenti nei materiali e nella tecnologia dei rivestimenti TBC. Si è mirato ad ottenere un ulteriore progresso dell'efficienza delle turbine a gas attraverso l'implementazione di miglioramenti nella tecnologia della combustione e del raffreddamento, in combinazione con temperature di ingresso della turbina più elevate. Di conseguenza, negli ultimi decenni sono state avviate numerose iniziative finalizzate alla ricerca di materiali ceramici ancora più avanzati rispetto alla zirconia stabilizzata con ittria (*Yttria Stabilized Zirconia, YSZ*). Parallelamente, sono emerse soluzioni innovative, quali i rivestimenti ablativi e refrattari, progettati al fine di proteggere le palette di turbina durante condizioni estreme di surriscaldamento o superfici esterne durante eventi di rientro atmosferico, come nel caso dei veicoli spaziali. I menzionati rivestimenti sono in grado di resistere all'erosione termica e all'abrasione, assicurando una durata incrementata della vita operativa delle palette. Negli ultimi anni, la ricerca e lo sviluppo nel campo dei rivestimenti protettivi per le palette di turbina hanno portato a significativi progressi, con una crescente enfasi sulla progettazione di rivestimenti multifunzionali e l'applicazione delle nanotecnologie. Tali tecnologie permettono la creazione di rivestimenti *ad hoc* con proprietà specifiche a livello nanometrico, potenziando le prestazioni complessive delle turbine aeronautiche. Oltre alla precedentemente citata e descritta deposizione fisica da vapore (*PVD*), è stata sviluppata la deposizione chimica da vapore (*Chemical Vapor Deposition, CVD*).

### Chemical Vapor Deposition, CVD

La deposizione chimica da vapore di strati sottili e rivestimenti protettivi, come il nome anticipa, prevede l'interazione, attraverso reazioni chimiche, tra una superficie pre-riscaldata ed un gas reagente. La condivisione dell'idea alla base del procedimento con la PVD è evidente. La tecnologia di deposizione CVD, basandosi su reazioni chimiche, consente di ottenere materiali estremamente puri grazie ad un controllo strutturale a livello atomico o nanometrico. Il processo è caratterizzato da una elevata versatilità, sia in termini di tipologia di rivestimento protettivo da produrre (singolo strato, multistrato, nanostrutturati, etc.), sia dal punto di vista di forma del componente da rivestire. Per quanto concerne quest'ultimo aspetto, la capacità della CVD di rivestire componenti caratterizzati da geometrie complesse rappresenta un vantaggio significativo rispetto alla PVD, la quale risulta limitata sotto questo punto di vista, poiché rientra tra i processi *line-of-sight*, ossia capaci di depositare materiale solamente in presenza di una linea diretta tra la sorgente e la superficie target da rivestire. In aggiunta, solitamente, la deposizione chimica da vapore è meno costosa in quanto, in alcune situazioni, non richiede la presenza di sistemi addetti alla creazione del vuoto[5].

## 1.3 Applicazioni in ambito energetico

Le turbine terrestri impiegate per la produzione di energia rappresentano un'ulteriore area che richiede l'utilizzo di rivestimenti termici protettivi applicati alle palette

di turbina. Tali turbine, più brevemente denominate turbine a gas industriali (*Industrial Gas Turbine, IGT*), consistono in motori a combustione interna sviluppati al fine di produrre energia elettrica, riscaldamento, etc. Il loro meccanismo di funzionamento consiste nel convertire l'energia chimica di combustione in energia meccanica. Tale energia meccanica è successivamente utilizzata con lo scopo di alimentare macchinari industriali o produrre elettricità tramite un generatore elettrico collegato all'albero della turbina.

Le IGT necessitano di materiali capaci di resistere in ambiente aggressivo per intervalli di tempo nell'ordine delle 50 000 h a temperature (del materiale) fino a 1050 °C[6]. Tali requisiti si discostano dalle convenzionali esigenze dei motori aeronautici, i quali, solitamente, presentano turbine operanti in ambienti caratterizzati da temperature massime maggiori ma per relativamente brevi lassi di tempo.

Lo sviluppo e l'applicazione di materiali implementabili nelle turbine a gas si basano su un delicato equilibrio legato a molteplici esigenze: resistenza e stabilità, capacità di resistere all'ossidazione e alla corrosione ad alta temperatura e bassa suscettibilità alla degradazione.

Nei primi stadi, si impiegano rivestimenti della tipologia MCrAlX, i quali possono essere applicati mediante spruzzatura al plasma a vuoto (*Vacuum Plasma Spray, VPS*), con l'aggiunta di rivestimenti termici ceramici (in definitiva i classici TBC), poiché rappresentano il miglior compromesso tra capacità di resistere a temperature elevate, durata e costi. I rivestimenti ceramici applicati mediante tecnologia EB-PVD risultano meno impiegati dato che, sebbene vantino una notevole resistenza e una superficie aerodinamicamente efficiente, comportano un costo notevolmente superiore. Gli stadi finali e le componenti strutturali vengono generalmente rivestite con materiali metallici capaci di proteggere dall'ossidazione o dalla corrosione, i quali coinvolgono processi più economici come l'HVOF, la cromatura e la verniciatura.

## 1.4 Applicazioni in ambito spaziale

L'incessante sviluppo del campo spaziale, assieme alle sfide tecnologiche che esso comporta, ha portato, nel corso degli anni, all'implementazione di innovative metodologie di protezione termica, fondamentali per garantire la sicurezza e l'efficacia delle missioni spaziali nelle condizioni estreme caratteristiche del settore. Di fatto, lo scopo comune ad ogni missione di garantire l'integrità e la preservazione dei carichi (umani e cargo) impiegati nelle missioni, ha portato ad un rinnovato interesse a livello globale per la progettazione e lo sviluppo di sistemi di protezione termica. Risulta affermata l'idea che un adeguato sistema di protezione termica debba garantire una schermatura affidabile dai carichi aerotermici senza causare un aggravio eccessivo in termini di peso. Le metodologie di protezione termica impiegate in ambito spaziale si suddividono in[7]:

- metodi passivi;
- metodi semi-passivi;
- metodi attivi.

### 1.4.1 Metodi passivi

I metodi di protezione termica *passivi* si basano sulla capacità di materiali e strutture di dissipare, o ridurre, il calore prescindendo dall'uso attivo di energia esterna. Tali

metodi sfruttano le proprietà intrinseche dei materiali al fine di gestire il calore generato durante il volo spaziale. Con il termine di sistemi di protezione termica passivi si fa riferimento a *dissipatori di calore*, *strutture calde* e *strutture isolate*.

#### 1.4.1.1 Dissipatori di calore

I dissipatori di calore sono progettati con lo scopo di assorbire e trasferire il calore lontano dalla superficie esposta, la quale necessita di essere protetta termicamente, verso altre parti della struttura o nell'ambiente circostante. Solitamente, sono realizzati con materiali ad alta conducibilità termica, come metalli, che consentono al calore di fluire rapidamente attraverso di essi. Nel momento in cui la superficie raggiunge una certa temperatura, la cui intensità dipende dalle proprietà del materiale, il calore viene condotto attraverso il dissipatore e disperso nell'ambiente o in altre parti della struttura. Il metodo in analisi risulta adatto a proteggere superfici esterne esposte ad impulsi di calore di breve durata.

#### 1.4.1.2 Strutture calde

Le strutture calde sono costituite da materiali capaci di emettere il calore in eccesso mediante radiazione termica una volta raggiunta una certa temperatura. Si ha, di conseguenza, la necessità che i materiali adoperati in tali strutture esibiscano un'elevata emissività, in modo tale da essere capaci di rilasciare efficacemente il calore sotto forma di radiazione termica. Tale processo di emissione del calore aiuta a mantenere la temperatura della superficie sotto controllo. La durata dell'impulso di calore non risulta essere un fattore determinante per il corretto svolgimento della funzione di questa classe di sistemi di protezione termica. Al contrario, la temperatura massima che la struttura è capace di sopportare rappresenta un fattore limitante per l'impiego di questo metodo passivo di protezione.

#### 1.4.1.3 Strutture isolate

L'incarico delle strutture isolate consiste nel ridurre il flusso di calore dalla superficie esposta verso l'interno della struttura. Solitamente, tali strutture sono costituite da molteplici strati. In particolare, un materiale isolante ad alta resistenza termica viene collocato tra due superfici: lo strato esterno e la faccia da proteggere termicamente. Tale strato isolante agisce come un inibitore per il trasferimento di calore, rallentandone il passaggio attraverso la struttura e riducendo così l'aumento di temperatura della superficie del veicolo spaziale. Lo strato esterno possiede, invece, la funzione di riflettere parte del calore incidente nell'ambiente circostante.

### 1.4.2 Metodi semi-passivi

I metodi semi-passivi comprendono i tubi di calore (*heat pipes*) e le superfici ablative.

#### 1.4.2.1 Tubi di calore

I tubi di calore sono dispositivi utilizzati nel controllo termico affinché possa essere garantita una efficiente dissipazione del calore attraverso un processo di cambiamento di fase. Composti generalmente da un fluido di lavoro, essi trasportano il calore da una regione ad alta temperatura ad una più fredda. Il fluido evapora nella regione calda e la generazione di un gradiente di pressione spinge il vapore verso la regione più fredda, all'interno della quale avviene la condensazione. A questo punto

il calore viene rilasciato nell'ambiente circostante. Il fluido, in stato liquido, torna alla regione calda per mezzo di canali capillari, ripetendo il ciclo. Sebbene i tubi di calore costituiscano una tecnologia consolidata, la ricerca si mantiene attiva con lo scopo di ottimizzarne l'implementazione nei veicoli spaziali riutilizzabili, soprattutto con l'intento di gestire i flussi termici durante l'ingresso atmosferico.

#### 1.4.2.2 Superfici ablative

Le superfici ablative sono state progettate con l'intento di dissipare il calore attraverso il "sacrificio" dello strato superficiale. Diversi materiali, tra cui polimeri inorganici, ceramici e metalli, sono risultati essere buoni candidati per l'impiego in sistemi di protezione termica ablativa. Tra questi, i polimeri rappresentano la categoria più versatile, offrendo molteplici vantaggi, quali resistenza agli shock termici e bassa densità. I materiali polimerici possono essere classificati come non carbonizzanti o carbonizzanti, con questi ultimi capaci di formare residui solidi agenti come isolanti termici. Durante l'ingresso in atmosfera, il materiale ablativo subisce un processo di degradazione, assorbendo energia e generando un gas che funge da barriera contro il calore. Ulteriori ricerche si concentrano sullo sviluppo di modelli di pirolisi per prevedere le reazioni chimiche e la composizione finale dei materiali in condizioni aerotermiche estreme.



(a) Capsula durante rientro in atmosfera[8]



(b) Sistema di protezione termica Space Shuttle[9]

Figura 1.2: Thermal protection system per impiego spaziale

#### 1.4.3 Metodi attivi

I sistemi di protezione termica attiva includono il raffreddamento convettivo (*convective cooling*), il raffreddamento a film (*film cooling*) ed il raffreddamento per traspirazione (*transpiration cooling*).

Il raffreddamento convettivo coinvolge il pompaggio di un fluido refrigerante, al di sotto della superficie del sistema protettivo, finalizzato al raffreddamento del veicolo spaziale. Nel raffreddamento per traspirazione, il fluido refrigerante viene espulso attraverso una superficie porosa e, una volta raggiunta la condizione di regime, il fluido forma uno strato isolante sulla superficie, riducendo il flusso di calore condotto alla parete porosa. Il raffreddamento a film basa il proprio funzionamento su fessure che permettono al refrigerante di fluire lungo la superficie esterna, parallelo al flusso d'aria. Questi metodi sono soggetti a continua ricerca e sviluppo finalizzati al miglioramento della loro efficienza e alla garanzia di prestazioni superiori.

### 1.4.4 Thermal protection system nei veicoli di lancio riutilizzabili

Nel corso degli anni, numerosi paesi e aziende private si sono dedicate allo sviluppo di veicoli di lancio riutilizzabili (*Reusable Launch Vehicle, RLV*), i quali possono essere impiegati per molteplici missioni spaziali, presentando necessità minime di manutenzione e riparazione tra due missioni. Al fine di risultare idonei per essere impiegati come dispositivi di protezione termica riutilizzabili, i materiali selezionati devono soddisfare diversi requisiti[7]:

1. elevata resistenza ai carichi ed agli shock termici;
2. proprietà stabili, ovvero che si possano mantenere durante le numerose missioni programmate;
3. alta emissività, ridotta capacità di agire come catalizzatore;
4. ridotto coefficiente di dilatazione termica;
5. bassa conducibilità termica;
6. peso estremamente ridotto.

Tendenzialmente, sei tipologie di materiali vengono prese in considerazione: rinforzi carbonio-carbonio (*Reinforced Carbon-Carbon, RCC*), piastrelle isolanti riutilizzabili ad alta temperatura (*High-temperature Reusable Surface Insulation, HRSI*), compositi di fibre refrattarie isolanti (*Fibrous Refractory Composite Insulation, FRCI*), piastrelle isolanti riutilizzabili a bassa temperatura (*Low-temperature Reusable Surface Insulation, LRSI*), isolante flessibile riutilizzabile avanzato (*Advanced Flexible Reusable Surface Insulation, AFRSI*) e coperte isolanti riutilizzabili in feltro (*Felt Reusable Surface Insulation, FRSI*).

#### 1.4.4.1 RCC

Protezione utilizzata per le situazioni più critiche, capace di resistere a temperature superiori a  $1260^{\circ}\text{C}$ . Le proprietà meccaniche esibite dipendono da diversi fattori, quali il disegno della pre-forma, la tipologia delle fibre di carbonio, la matrice ed il processo adottato per la realizzazione. Al di sotto dello strato in RCC è collocato lo strato isolante (FRSI).

#### 1.4.4.2 HRSI

Superficie installata sottoforma di piastrelle rivestite di nero al fine di massimizzare l'emissività. L'HRSI è implementato in zone che tipicamente raggiungono temperature massime attorno ai  $1260^{\circ}\text{C}$ . È realizzato in silice a bassa densità ed elevata purezza con il 99.8% di fibre amorfe isolanti. La densità risulta estremamente ridotta ( $\simeq 141\text{ kg/m}^3$ ) dal momento che il 90% della piastrella è "costituito" dal vuoto. Le piastrelle HRSI sono rivestite con una miscela di tetrasilicati e vetro borosilicato polverizzati all'interno di un legante liquido, successivamente fatto vetrificare a temperature di oltre  $1300^{\circ}\text{C}$ . Lo spessore delle piastrelle varia a seconda del carico termico incontrato durante la fase di rientro.

### 1.4.4.3 FRCI

Si utilizzano in alternativa alle piastrelle HRSI nel momento in cui si ha la necessità di avere performance superiori, in particolare per quanto riguarda la resistenza agli shock termici. I tiles FRCI si ottengono aggiungendo fibre di alluminaborosilicato alle piastrelle HRSI. Il risultato consiste in un composito caratterizzato da fibre in materiale refrattario composto dal 20% di NEXTEL e dall'80% di fibre di silice pura.

### 1.4.4.4 LRSI

I tiles LRSI sono capaci di proteggere la superficie metallica da temperature nell'intorno dei  $650^{\circ}\text{C}$ . Presentano un rivestimento di colore bianco il quale provvede a migliorare le caratteristiche termiche in orbita. Presentano le stesse mansioni delle piastrelle HRSI e sono costruite, essenzialmente, alla stessa maniera, con la differenza di essere più sottili.

### 1.4.4.5 AFRSI

L'AFRSI consiste in un composito caratterizzato da un'imbottitura isolante posta tra due strati di tessuto bianco. Le piastrelle AFRSI sono utilizzate come alternativa alle LRSI. Presentano costi minori e riducono le tempistiche di fabbricazione ed installazione. Il peso è ulteriormente ridotto rispetto alle LRSI. Sono realizzate da un'ovatta fibrosa di silice a bassa densità la quale si compone di fibre ad alta purezza al 99.8% di silice amorfa. L'ovatta viene inserita tra un tessuto esterno resistente alle alte temperature ed uno più interno, resistente alle basse temperature, realizzato in fibre di vetro. La densità è compresa tra  $128\text{ kg/m}^3$  e  $144\text{ kg/m}^3$ .

### 1.4.4.6 FRSI

Consistono in mantelli (*blanket*) impiegati con l'obiettivo di proteggere zone soggette a temperature fino a  $370^{\circ}\text{C}$ . Realizzati in fibre di silice o allumina, il loro spessore varia a seconda del carico termico che devono sopportare durante la missione. Possiedono una densità simile alle piastrelle AFRSI.



Figura 1.3: Dispositivi di protezione termica impiegati sullo Space Shuttle

## 1.4.5 Functionally Graded Coating

Con lo scopo di proteggere dall'ossidazione e dalla corrosione, e di ridurre i carichi termici a cui i TPS dei RLV sono sottoposti, adeguati TBC, realizzati con i dovuti accorgimenti, possono essere applicati.

Realizzare uno strato monolitico in YSZ, depositato su un substrato di NiCrAlY, può rendere il top coat soggetto a crepe ed a delaminazione all'interfaccia causata dalla disomogeneità delle proprietà termofisiche che caratterizzano i due layer. Per ovviare a tale problema, è possibile realizzare un TBC in cui la separazione tra i due strati non sia netta, ma si abbia, piuttosto, una transizione graduale tra YSZ e NiCrAlY. Ciò si ottiene creando diversi strati intermedi, in cui la percentuale di YSZ diminuisce progressivamente mentre quella di NiCrAlY aumenta, passando da uno strato composto al 100% da YSZ a uno composto completamente da NiCrAlY. Tale accorgimento permette di ottenere una transizione graduale delle proprietà lungo lo spessore del rivestimento. Adottare una tale metodologia comporta l'ottenimento di un TBC più resistente alla delaminazione rispetto ai TBC convenzionali, aumentando, di conseguenza, la vita del componente e raggiungendo risultati non ottenibili con rivestimenti tradizionali. Rivestimenti realizzati con questa tecnica prendono il nome di *Functionally Graded Coating (FGC)*[10]. Le tecnologie di applicazione principalmente utilizzate sono l'APS, l'EB-PVD e l'HVOF.

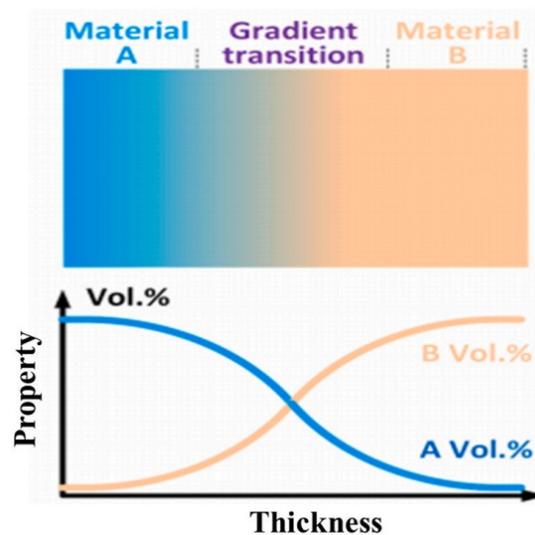


Figura 1.4: Rappresentazione schematizzata FGC[11]

### 1.4.6 Applicazioni relative al sistema propulsivo

I thermal barrier coating sono impiegati anche con lo scopo di ridurre il trasferimento di calore verso le pareti all'interno dei motori di veicoli spaziali. Un esempio di tecnologia sviluppata per applicare il rivestimento protettivo prevede l'uso di un mandrino come supporto temporaneo. Su questo mandrino viene depositato il rivestimento, seguito da uno strato che favorisce l'adesione con il substrato metallico. Successivamente, tramite un processo chiamato elettroformatura, viene creato il rivestimento insieme allo strato adesivo, formando il liner della camera di spinta. Una volta completato, il rivestimento viene separato dal mandrino, ottenendo così un componente metallico con geometria complessa. Tale soluzione è stata sviluppata al fine di risolvere le criticità che si verificano nelle camere di spinta ad alta pressione in cui le pareti possono deformarsi e assottigliarsi a causa delle sollecitazioni termiche cicliche. I materiali ceramici come l'ossido di zirconio, utilizzati nei TBC, aiutano a ridurre queste sollecitazioni ma possono distaccarsi a causa della loro fragilità. Alcuni centri di ricerca hanno quindi sviluppato la tecnologia denominata *electroform pickup process* per affrontare i problemi sopra citati[12]. Ad ogni modo, anche tecnologie più convenzionali possono essere impiegate. Una di

queste prevede l'applicazione di un bond coat, realizzato in nichel-cromo o in nichel-cromo-alluminio-ittrio, da depositare sulla parete interna della camera di spinta (preventivamente realizzata in questa circostanza), seguita dalla spruzzatura al plasma dello strato ceramico al di sopra di essa. Per questa tecnologia sono presenti i consueti problemi ad essa associati, i quali includono la possibile ossidazione del substrato durante l'applicazione del bond coat, stress residui di compressione sviluppati all'interno del rivestimento ceramico in seguito al ritorno a temperatura ambiente (post-deposizione dunque) ed una superficie del rivestimento relativamente ruvida che aumenta la conducibilità termica sul lato investito dai gas caldi durante il funzionamento del motore. Tutti questi fenomeni risultano dannosi per la resistenza del rivestimento chiaramente. Ad ogni modo, in questa situazione risulta semplice notare le similarità con i rivestimenti impiegati nel settore aeronautico e per le turbine a gas, sia in termini di metodologia di applicazione sia di materiali impiegati.

#### 1.4.6.1 Rivestimenti termici per applicazioni in razzi

Ricerche più recenti[13], mirate ad estendere la durata della vita dei motori a razzo per sistemi di trasporto spaziale riutilizzabili, hanno investigato l'uso di rivestimenti termici applicati su substrati in rame per applicazioni, appunto, nei rocket engine. All'interno della Tabella 1.1 sono riportati alcuni valori tipici relativi alle condizioni operative estreme a cui risultano soggette le componenti di un motore a razzo.

Parametro	Valore
Flusso termico [ $MW/m^2$ ]	100
Temperatura [ $K$ ]	30 (cooling side), 3 500 (hot gas side)
Pressione gas caldo [ $bar$ ]	115

Tabella 1.1: Condizioni operative relative alla camera di combustione di un motore a razzo

Nello specifico, un rivestimento termico multistrato, composto da uno strato di NiCrAlY impiegato come bond coat e zirconia parzialmente stabilizzata utilizzata come top coat, sono stati applicati mediante APS su una lega di rame alto-resistenziale  $Cu-1\%Cr-0.3\%Zr$ . I parametri di spruzzatura sono stati ottimizzati per il nuovo substrato metallico, così come i materiali impiegati per i singoli strati, dal momento che l'idea di base è stata esportata dal mondo delle turbine a gas, settore caratterizzato da carichi termomeccanici differenti oltreché flussi termici e gradienti di temperatura decisamente meno elevati in intensità e più prolungati in termini di estensione temporale. Molteplici studi suggeriscono che i rivestimenti di protezione termica impiegati nelle turbine a gas possono essere, dunque, trasferiti con successo alle camere di combustione dei motori a razzo, offrendo una protezione sia termica che all'ossidazione sotto condizioni di carico termico estreme. Alcuni accorgimenti necessitano di essere presi in considerazione al fine di garantire la corretta esportazione della tecnologia dal settore energetico al campo spaziale, tra cui:

- impiego di materiali/leghe per il substrato metallico caratterizzati da elevata conducibilità termica come le leghe di rame;
- raffreddamento operato attraverso canali in cui scorre idrogeno liquido.

Diverse tecnologie sono state utilizzate per l'applicazione dei rivestimenti, come APS, cold plasma spray + hot isostatic pressing oppure EB-PVD.

Sono stati ottenuti buoni risultati impiegando NiCrAlY con 22% di Cr, 10% di Al e 1% di Y ed una dimensione delle particelle di polvere, per la spruzzatura termica, compresa tra 10 e 37  $\mu m$ . La superficie del substrato è stata sabbiata con corindone prima della spruzzatura con una dimensione delle particelle compresa tra 60 e 120  $\mu m$ . Per il vero e proprio strato adibito alla protezione termica è stata utilizzata la zirconia a causa della sua bassa conducibilità termica combinata con un coefficiente di espansione termico relativamente alto. La zirconia utilizzata è parzialmente stabilizzata con l'8% di ossido di ittrio. La dimensione delle particelle della polvere di spruzzatura per cui si sono ottenuti buoni risultati è compresa tra 10 e 40  $\mu m$ .

## 1.5 Obiettivi della tesi

In questo contesto, il presente lavoro si è focalizzato sull'implementazione e validazione di un modello numerico avanzato al fine di valutare l'efficacia dei rivestimenti protettivi. Le simulazioni numeriche sono state inizialmente condotte per confermare la validità e l'affidabilità dei risultati e, successivamente, utilizzate per analizzare le prestazioni di diverse tipologie (in termini di spessori e composizione) di Thermal Barrier Coating (TBC) in condizioni di impiego aeronautico e spaziale. L'obiettivo finale è stato quello di valutare l'idoneità di tali TBC per applicazioni, appunto, spaziali, identificando eventuali modifiche necessarie, come l'incremento dello spessore del top coat, per soddisfare i requisiti minimi specifici del settore. Le simulazioni hanno fornito informazioni dettagliate sull'andamento delle tensioni e delle temperature all'interno degli strati del TBC, permettendo di trarre le opportune conclusioni. Utilizzando un metodo agli elementi finiti (la formulazione unificata di Carrera, CUF) ed un approccio di omogeneizzazione RVE, il modello sarà in grado di descrivere le caratteristiche topologiche delle microstrutture dei rivestimenti e prevedere le loro prestazioni protettive in modo accurato ed efficiente.

# Capitolo 2

## Tecnologie per applicazione dei coatings impiegate in ATLA

### 2.1 ATLA

Fondata nel 1978 e con oltre 700.000 parti trattate, ATLA (Azienda Torinese Lavorazioni Aeronautiche) è un'azienda italiana con esperienza in Processi Speciali e rivestimenti innovativi per attività di produzione e riparazione di componenti di motori aeronautici e turbine a gas *high-tech* per i più importanti OEM.

All'interno del gruppo giapponese Mitsubishi Heavy Industries, tra i principali al mondo nei settori dell'energia, della logistica, delle infrastrutture, dei macchinari industriali, dell'aerospazio e della difesa, ATLA offre al Cliente la verticalizzazione di diversi Processi Speciali, gestendo una catena di fornitori qualificati, tra i quali la consociata TAG, specializzata in trattamenti termici per il mercato automobilistico, aerospaziale, biomedicale e industriale. L'azienda è stata acquisita nel 2004 con l'obiettivo di creare un polo leader nei Processi Speciali integrati. La stretta collaborazione consente di operare ottimizzando i processi, ponendosi come interlocutore unico nella fornitura di un prodotto finito.

Lo stabilimento ATLA, oltre 15.000 metri quadrati progettati secondo le ultime specifiche in ambito di efficienza e risparmio energetico, si trova a Chieri (TO), a circa 15 chilometri dalla città di Torino, un eccellente polo logistico, ben collegato ai principali hub aerospaziali europei.

Dal punto di vista qualitativo, ATLA adotta e migliora costantemente il proprio Sistema di Gestione Integrato, in conformità ai principali standard ISO. Inoltre, è certificata AS/EN 9100 ed AS/EN 9110 per i requisiti aerospaziali e accreditata Nadcap per i Processi Speciali strategici: trattamenti termici, rivestimenti, foratura laser, elettroerosione, saldatura e controlli non distruttivi.

Dal 2022, è Membro Affiliato dell'International Aerospace Quality Group (IAQG), l'organizzazione mondiale per la Qualità delle Industrie e parte integrante dell'associazione italiana AICQ Aerospace, contribuendo alla qualità della performance aerospaziale.

#### 2.1.1 IAC

Il congresso astronautico internazionale (*International Astronautical Congress, IAC*) rappresenta uno dei principali eventi globali nel campo aerospaziale. Consiste in un congresso annuale che riunisce rappresentanti di agenzie spaziali, industrie aereo-

spaziali, organizzazioni scientifiche, accademici e altri attori del settore spaziale da tutto il mondo. Lo IAC fornisce una piattaforma per la presentazione e la discussione di nuove scoperte scientifiche, tecnologie emergenti ed innovativi progetti di esplorazione spaziale. Il congresso astronautico internazionale rappresenta anche un'importante possibilità di networking, oltre all'opportunità di stabilire contatti per futuri progetti e collaborazioni internazionali nel settore spaziale. Ogni anno, lo IAC si tiene in una diversa località nel mondo, offrendo a tutti i partecipanti la possibilità di approfondire la propria conoscenza e di contribuire alla scena spaziale mondiale.

## 2.2 Descrizione tecnologie, analisi dei processi e definizione dei parametri

ATLA prevede l'impiego di tecnologie all'avanguardia per la deposizione di strati di protezione termica, cercando sempre di favorire, quando opportuno e realizzabile, l'innovazione rispetto alla tradizione.

La deposizione del primo strato (in MCrAlX), il bond coat, non viene realizzata con spruzzatura al plasma in quanto si tratta di una tecnologia superata e non coerente con l'approccio innovativo che caratterizza l'azienda. Lo stesso si può dire del vacuum plasma spray, il quale, sebbene garantisca rivestimenti più performanti, risulta maggiormente oneroso. La scelta effettuata per depositare leghe metalliche in MCrAlX ricade sull'HVOF. Gli stadi di turbina di bassa pressione possono essere, invece, rivestiti tramite alluminatura dal momento che le temperature in gioco non risultano essere tanto elevate quanto quelle presenti negli stadi di alta pressione. Il fenomeno che deve essere contrastato in questa sezione, piuttosto, è l'ossidazione a caldo. ATLA non utilizza la platino-alluminatura a causa della sua obsolescenza tecnologica e del costo elevato associato all'impiego del platino.

Depositato lo strato metallico, nella quasi totalità dei casi, lo si diffonde grazie ad un trattamento termico allo scopo di creare una maggiore adesione con il substrato metallico. Il rivestimento creato mediante alluminatura, trattandosi di un coating ottenuto attraverso un sistema diffusivo, non necessita del successivo trattamento termico in quanto quest'ultimo è, appunto, intrinseco del processo. Sono i sistemi overlay a prevedere il trattamento di diffusione a vuoto all'interno di un forno finalizzato a creare un sottile strato diffusivo, il quale rende l'interfaccia migliore ("pulisce" l'interfaccia), oltre a creare un'adesione chimica. Il trattamento termico per la diffusione deve essere effettuato entro qualche ora dalla creazione del rivestimento altrimenti viene corso il rischio che la superficie si inquina eccessivamente.

Lo strato ceramico, il top coat, ad eccezione di rari casi, è costituito da ossido di zirconio ( $ZrO_2$ ) stabilizzato con l'aggiunta di ossido di ittrio ( $Y_2O_3$ ), ossia la consueta YSZ. Le tecnologie di deposizione sono state descritte nel Capitolo 1. La scelta è basata sulle caratteristiche richieste dalla paletta di turbina, in particolare:

- il processo APS produce un rivestimento caratterizzato da maggiore porosità (dunque ridotta conducibilità termica) e corre il rischio di subire distacco o cricatura dello strato protettivo in seguito a shock termici a causa della microstruttura lamellare che caratterizza la spruzzatura al plasma. Le caratteristiche elencate rendono l'APS idoneo per il mondo turbogas, il quale prevede di impiegare le turbine al 100% della potenza per prolungati periodi di tempo;

- la EB-PVD, al contrario, genera rivestimenti che esibiscono un'ottima resistenza agli shock termici grazie alla microstruttura colonnare tipica di questa tecnologia di rivestimento. Le proprietà descritte rendono la PVD adatta per il settore aeronautico, in cui la condizione di massima spinta è necessaria soltanto per brevi fasi della missione.

Da un punto di vista industriale, si crea un ulteriore scenario: il *repair*. Ogni componente, superato un certo numero di cicli, necessita di essere revisionato, ovvero che venga effettuata la manutenzione. La revisione viene effettuata in seguito al raggiungimento di un numero prefissato di decolli/atterraggi. La riparazione, di norma, prevede la sostituzione del coating: il rivestimento applicato con EB-PVD deve essere rimosso e successivamente applicato con la stessa tecnologia di deposizione. La deposizione fisica di vapore è un processo molto costoso: il prezzo dell'impianto è nell'ordine della decina di milioni di euro ed il rivestimento di una singola turbina si aggira attorno ai 2000€ (su un costo totale di  $\simeq 2500\text{€}$ ). In un'ottica industriale, non è, dunque, possibile prendere in considerazione l'impiego dell'EB-PVD per la riparazione.

Una tecnologia pionieristica impiegata da ATLA, finora principalmente oggetto di studio in ambito accademico, è il *Suspension Plasma Spray (SPS)*. Si discute adesso questa tecnologia e, successivamente, si approfondisce quanto iniziato nel Sottoparagrafo 1.2.1.1 relativamente all'HVOF.

### 2.2.1 Suspension Plasma Spray, SPS

Tecnologia impiegata per la deposizione del top coat, capace di conferire a tale strato protettivo una microstruttura intermedia tra quelle che si ottengono mediante APS ed EB-PVD, dal momento che si tratta di una tecnologia di spruzzatura al plasma in grado di conferire microstruttura colonnare. Tale microstruttura presenta colonne irregolari, frastagliate ed intrecciate, che conferiscono allo strato una certa porosità, tipica dell'APS. Conseguentemente, il passaggio del calore risulta ostacolato e la resistenza termica è comparabile con quella che si ottiene grazie alla metodologia APS. La forma resta comunque colonnare, quindi capace di mostrare anche una discreta resistenza agli shock termici, alla stregua dell'EB-PVD. Facendo parte della famiglia dei plasma spray, la tecnologia SPS prevede l'impiego di una torcia che spruzza polvere di YSZ. È stata testata, inoltre, con polvere di zirconia stabilizzata con gadolinio: questa polvere genera un rivestimento dotato di un'ottima resistenza termica ma, di contro, non presenta le altre proprietà tipiche di coating realizzati in YZS. Si pensa ad un impiego come ulteriore strato protettivo (*double layer*).

### 2.2.2 High-Velocity Oxy-Fuel, HVOF

Come accennato, l'HVOF rende possibile la realizzazione di rivestimenti caratterizzati da elevata resistenza meccanica e durezza, bassa porosità ed elevata resistenza all'usura. Gli spessori di tali rivestimenti ricadono all'interno dell'intervallo  $100 - 300\mu\text{m}$ . Nei decenni passati, i rivestimenti termici applicati mediante thermal spraying, presentavano un'utilità limitata in termini di protezione dalla corrosione a causa della presenza di porosità interconnesse nella struttura caratteristiche di questa tecnologia di deposizione. Tuttavia, ad oggi, i rivestimenti High-Velocity Oxy-Fuel hanno guadagnato popolarità, diventando oggetto di ampi studi motivati dalla loro peculiare proprietà di resistenza alla corrosione. Tali studi hanno permesso

di concludere che la metodologia in analisi è capace di produrre protezioni maggiormente resistenti alla corrosione rispetto ad altre moderne tecnologie di spruzzatura. Passiamo alla descrizione del processo tecnologico. Il materiale, a partire da una morfologia pulviscolare o filiforme, viene fuso e proiettato ad alta velocità in direzione della superficie da rivestire tramite una miscela di ossigeno e gas combustibile (propilene, propano, idrogeno, etc.). La configurazione operativa prevede la presenza di:

- una torcia destinata alla spruzzatura;
- una fornitura di polvere per il rivestimento;
- un flussometro;
- un'unità di alimentazione di aria e gas combustibile.

La quantità di polvere che si desidera applicare viene fornita dall'unità di alimentazione tramite un flusso di gas alla torcia, all'interno della quale avviene la combustione. Il quantitativo di polvere richiesto per la deposizione è regolato mediante un misuratore di velocità presente nella catena di alimentazione. All'interno della regione di combustione, la polvere entra in contatto con la fiamma (la quale possiede una temperatura di  $\simeq 3000^\circ\text{C}$ ), liquefacendosi totalmente o parzialmente a seconda della temperatura di fusione e della portata di polvere. Successivamente, si ha la proiezione delle particelle fuse, o semifuse, verso il substrato da rivestire. Le particelle in polvere, di dimensione tipica nell'ordine di poche decine di  $\mu\text{m}$ , impattano con velocità di diverse centinaia di m/s la superficie metallica del componente. I fattori che influenzano la qualità dei rivestimenti includono la velocità e la temperatura delle particelle di polvere. L'intensità di entrambi i parametri è correlata alla pressione del gas all'interno della camera di combustione. Le prime generazioni di sistemi di spruzzatura HVOF, prevedevano di far avvenire la combustione sotto pressioni di 3-5 bar mentre, la più recente metodologia sviluppata, opera a pressioni di combustione più elevate, nell'intervallo di 6-10 bar, permettendo velocità di spruzzatura superiori (fino a 600-650 m/s) mantenendo qualità elevate dei rivestimenti[14]. La performance di ciascuna tipologia di rivestimento sopra trattata risulta strettamente correlata alla propria microstruttura, la quale può essere influenzata significativamente dai parametri di deposizione. La caratterizzazione delle capacità protettive dei rivestimenti spesso si basa su costose campagne di test sperimentali, limitando la possibilità di esplorare soluzioni di design innovative. Pertanto, lo sviluppo di modelli numerici avanzati, capaci di prevedere l'efficacia del rivestimento in base alla metodologia di deposizione e ai parametri del processo senza dover testare fisicamente provini attraverso prove svolte in laboratorio, diventa di fondamentale importanza per guidare lo sviluppo e l'analisi di rivestimenti sempre più performanti ed innovativi.

## 2.3 Preparazione delle palette

Le palette di turbina, una volta rettificate, devono essere sottoposte a sabbiatura. Quest'ultima deve essere eseguita poco prima dell'applicazione del rivestimento protettivo. Lo scopo della sabbiatura consiste nell'aumentare la rugosità superficiale della palette al fine di garantire un'adesione anche di tipo meccanico. In seguito alla sabbiatura, le palette di turbina non devono essere toccate in modo diretto da parte

degli operatori per evitare di creare danni. Esistono diverse granulometrie di sabbia: più fine è la grana, meno materiale viene rimosso durante la sabbiatura. Idealmente, la sabbia dovrebbe essere sostituita dopo ogni utilizzo; tuttavia, nella pratica, si effettua il ricambio soltanto a seguito di alcune operazioni onde evitare sprechi. È prevista l'applicazione di maschere nelle zone in cui non è necessario rimuovere materiale, ossia nelle regioni che non richiedono una maggiore rugosità superficiale. Tali maschere, realizzate tramite stampa 3D, sono anch'esse soggette all'abrasione causata dalla sabbiatura. Presentano indicatori colorati finalizzati alla valutazione del livello di usura e alla previsione della sostituzione. Successivamente, si esegue un piccolo smusso con la mola con l'obiettivo di conferire un piccolo raggio agli spigoli ed evitare il distacco del rivestimento protettivo una volta rimossa la maschera, la quale potrebbe creare un ponte a causa degli spigoli vivi stessi. In questa zona si crea un sovrappessore di rivestimento protettivo.

## 2.4 Finitura delle superfici

Dopo la deposizione del rivestimento, segue il processo di finitura, fase cruciale per la garanzia di prestazioni ottimali. Durante questa fase, si effettua un attento controllo della rugosità superficiale del rivestimento. La rugosità superficiale riveste un ruolo fondamentale nelle prestazioni complessive del motore, poiché influenza direttamente l'efficienza e la durata delle componenti. In particolare, una rugosità superficiale consona favorisce la corretta adesione dello strato di refrigerante, garantendo un raffreddamento efficace e contribuendo così a mantenere le temperature di esercizio delle componenti entro limiti accettabili. Una superficie troppo ruvida potrebbe compromettere l'efficienza del sistema di raffreddamento, mentre una superficie troppo liscia potrebbe, di contro, compromettere l'aderenza dello strato di refrigerante. Pertanto, il controllo accurato della rugosità superficiale durante il processo di finitura è essenziale per assicurare le migliori prestazioni e la massima durata del motore.

## 2.5 Confronto dei processi

Nel processo HVOF, avviene, come precedentemente descritta, la spruzzatura della polvere mediante ossigeno. Le aree che devono rimanere esenti dal materiale protettivo sono preventivamente coperte con una nastratura. I nastri utilizzati a tale scopo devono necessariamente possedere particolari proprietà dettate dall'ambiente critico all'interno del quale si troveranno durante il processo di deposizione del coating. Nell'HVOF, la temperatura della fiamma è inferiore rispetto a quella impiegata nell'APS. Nonostante ciò, i nastri utilizzati durante questa procedura mostrano prestazioni inferiori a causa della penalizzazione dovuta alle elevate velocità tipiche di questa tecnologia. L'angolo relativo tra il getto di spruzzatura e la superficie deve essere di  $90^\circ$ . L'High-Velocity Oxy-Fuel prevede l'esecuzione di molteplici passate, durante le quali un sistema robotizzato sposta e ruota la paletta di turbina. A causa delle elevate velocità di impatto, la porosità risulta essere molto bassa. La pistola utilizzata per la spruzzatura può appartenere a diverse tipologie, ma rientra sempre nella famiglia denominata WOKA-JET. Nel processo di spruzzatura termica APS, le pistole utilizzate per la spruzzatura differiscono significativamente: le tipologie più comunemente impiegate sono F4, triplex e simplex (a seconda del numero di iniettori, tre per le triplex ed uno per le simplex). Per quanto concerne,

nello specifico, le tecnologie di spruzzatura termica, il vacuum plasma spray viene impiegato al fine di depositare rivestimenti metallici ed è notevolmente più costoso a causa della necessità di creare il vuoto all'interno della camera. Di conseguenza, al fine di massimizzarne l'efficienza, si introducono più pezzi contemporaneamente all'interno di essa. L'APS è utilizzato per rivestimenti metallici anti-usura. Le tecnologie finora descritte consentono un controllo accurato del rivestimento a livello micrometrico. Tuttavia, l'innovativa metodologia di spruzzatura termica in sospensione, SPS, permette di estendere tale controllo fino alla scala nanometrica. Questa tecnologia impiega polvere sospesa in etanolo, utilizzato con l'obiettivo di evitare la formazione di agglomerati. Il liquido viene spruzzato, lasciando solamente le particelle della polvere che, a contatto con la torcia, si liquefanno. Con questa tecnologia è possibile creare strati caratterizzati da uno spessore di circa 3-4  $\mu m$ , i quali esibiscono una microstruttura colonnare. Si riporta una tabella riassuntiva delle principali differenze tra le tecnologie descritte.

<b>Tecnologia</b>	<b>Scala particelle</b>	<b>Velocità di impatto</b>	<b>Porosità</b>	<b>Struttura strato</b>
APS	$\mu m$	Media	Alta	Lamellare
HVOF	$\mu m$	Alta	Bassa	Lamellare
SPS	$nm$	Bassa	Media	Colonnare irregolare
EB-PVD	$\mu m$	Bassa	Bassa	Colonnare

Tabella 2.1: Confronto tra tecnologie di spruzzatura

# Capitolo 3

## Modellazione numerica e RVE

Il capitolo si pone l'obiettivo di introdurre il modello unidimensionale basato sulla Formulazione Unificata di Carrera[15] (*Carrera Unified Formulation, CUF*), definito nell'ambito del metodo degli elementi finiti (*Finite Element Method, FEM*) mediante il principio del lavoro virtuale (*Principle of Virtual Displacements, PVD*).

### 3.1 CUF per modelli di ordine superiore

Le teorie classiche della trave, quali la teoria della trave di Eulero-Bernoulli (*Euler-Bernoulli Beam Theory, EBBT*) e la teoria della trave di Timoshenko (*Timoshenko Beam Theory, TBT*), non risultano capaci di descrivere adeguatamente il campo degli spostamenti ed il campo delle deformazioni relativo ad alcune tipologie di materiale. Nello specifico, ad esempio, la EBBT trascura gli effetti di taglio, mentre la TBT considera tali effetti soltanto in modo semplificato (taglio costante nella sezione trasversale). Per alcune classi di materiali, come per i compositi, gli effetti di taglio possono essere significativi a causa delle diverse proprietà dei materiali costituenti e della complessa geometria degli stessi. L'analisi oggetto della tesi richiede, dunque, l'introduzione, e la successiva implementazione, di modelli di ordine superiore, capaci di offrire una rappresentazione più sofisticata del comportamento strutturale, includendo una maggiore varietà di modalità di deformazione rispetto alle teorie classiche.

I miglioramenti apportati alla EBBT e alla TBT, tuttavia, necessitano di essere realizzati appositamente per adattarsi al problema specifico. Tale condizione implica che, con variazioni nel contesto strutturale, diventa necessario sviluppare e adottare nuovi modelli. Al fine di ovviare a questa problematica, si presenta un approccio unificato che consente di trattare modelli strutturali di vario ordine, ottenendo il campo degli spostamenti attraverso un'unica espressione formale, indipendentemente dall'ordine  $N$  della teoria, considerata come input dell'analisi. La formulazione unificata relativa al campo degli spostamenti della sezione trasversale è descritta grazie all'espansione di funzioni generiche ( $F_\tau$ ):

$$\mathbf{u}(x, y, z) = F_\tau(x, z)\mathbf{u}_\tau(y), \quad \tau = 1, 2, \dots, M \quad (3.1)$$

in cui  $F_\tau$  sono funzioni delle coordinate della sezione trasversale,  $x$  e  $z$ ,  $\mathbf{u}_\tau$  rappresenta il vettore degli spostamenti e  $M$  indica il numero di termini dell'espansione. Si riprende la notazione di Einstein, in cui la ripetizione del pedice  $\tau$  indica la sommatoria. La scelta di  $F_\tau$ , e di  $M$ , è arbitraria: diverse funzioni (di qualsiasi ordine) possono essere prese in considerazione al fine di modellare il campo di spostamenti

della sezione trasversale di una struttura. Una possibile scelta ricade sull'adozione di polinomi *Taylor-like*.

### 3.1.1 Espansione di Taylor, modello 1D

I polinomi che prevedono espansione di Taylor sono costituiti dalla base 2D  $x^i z^j$ , in cui  $i$  e  $j$  sono numeri interi positivi. Nella Tabella 3.1 si riportano  $M$  ed  $F_\tau$  come funzioni dell'input  $M$  per polinomi *Taylor-like*,

$N$	$M$	$F_\tau$
0	1	$F_1 = 1$
1	3	$F_2 = x \quad F_3 = z$
2	6	$F_4 = x^2 \quad F_5 = xz \quad F_6 = z^2$
3	20	$F_7 = x^3 \quad F_8 = x^2z \quad F_9 = xz^2 \quad F_{10} = z^3$
$\vdots$	$\vdots$	$\vdots$
$N$	$(N+1)(N+2)/2$	$F_{(N^2+N+2)/2} = x^N \dots F_{(N+1)(N+2)/2} = z^N$

Tabella 3.1: Polinomi Taylor-like

$$\begin{aligned}
 u_x &= u_{x_1} + xu_{x_2} + zu_{x_3} + x^2u_{x_4} + xzu_{x_5} + z^2u_{x_6} \\
 u_y &= u_{y_1} + xu_{y_2} + zu_{y_3} + x^2u_{y_4} + xzu_{y_5} + z^2u_{y_6} \\
 u_z &= u_{z_1} + xu_{z_2} + zu_{z_3} + x^2u_{z_4} + xzu_{z_5} + z^2u_{z_6}
 \end{aligned} \tag{3.2}$$

Il modello 1D dato dalle Equazioni 3.2 è caratterizzato da 18 variabili di spostamento: tre costanti ( $N = 0$ ), sei lineari ( $N = 1$ ) e nove paraboliche ( $N = 2$ ). Dal campo degli spostamenti è possibile ricavare il campo delle deformazioni, banalmente, grazie alle derivate parziali rispetto ad  $x$ ,  $y$  e  $z$ .

#### 3.1.1.1 N=3

Il modello del terzo ordine ( $N = 3$ ,  $M = 10$ ) sfrutta un'espansione cubica dei polinomi di tipo Taylor. Alle Equazioni 3.2 si devono sommare, appunto, i termini cubici:

$$\begin{aligned}
 u_x &= \dots + x^3 u_{x_7} + x^2 z u_{x_8} + x z^2 u_{x_9} + z^3 u_{x_{10}} \\
 u_y &= \dots + x^3 u_{y_7} + x^2 z u_{y_8} + x z^2 u_{y_9} + z^3 u_{y_{10}} \\
 u_z &= \dots + x^3 u_{z_7} + x^2 z u_{z_8} + x z^2 u_{z_9} + z^3 u_{z_{10}}
 \end{aligned} \tag{3.3}$$

Il modello unidimensionale dato dalle Equazioni 3.3 possiede 30 variabili di spostamento: 12 cubiche ( $N = 3$ ) e 18 termini di ordine inferiore ( $N \leq 2$ ).

#### 3.1.1.2 N-esimo ordine

La presente formulazione unidimensionale, come preannunciato, è in grado di implementare teorie di qualsiasi ordine, impostando tale parametro ( $N$ ) come input del problema. Mediante la seguente espressione compatta risulta possibile ottenere un

modello arbitrariamente raffinato:

$$\begin{aligned}
 u_x &= \dots + \sum_{M=0}^N x^{N-M} z^M u_{x \frac{N(N+1)+M+1}{2}} \\
 u_y &= \dots + \sum_{M=0}^N x^{N-M} z^M u_{y \frac{N(N+1)+M+1}{2}} \\
 u_z &= \dots + \sum_{M=0}^N x^{N-M} z^M u_{z \frac{N(N+1)+M+1}{2}}
 \end{aligned} \tag{3.4}$$

Il numero totale delle variabili di spostamento del modello ( $N_{DV}$ ) è, chiaramente, funzione dell'ordine dell'espansione ( $N$ ),

$$N_{DV} = 3 \times \frac{(N+1)(N+2)}{2} \tag{3.5}$$

Nel caso in analisi, in cui si utilizza una formulazione agli elementi finiti,  $N_{DV}$  indica il numero di gradi di libertà (*Degrees Of Freedom, DOF*) per ciascun nodo.

### 3.1.2 Espansione di Lagrange, modello 1D

In alternativa all'impiego di espansioni basate sui polinomi di Taylor, è possibile utilizzare un modello, con la formulazione unificata, basato sui polinomi di Lagrange in cui, come il nome suggerisce, le funzioni di espansione  $F_\tau$  sono espresse attraverso gli stessi polinomi di Lagrange. Tali polinomi risultano, solitamente, espressi attraverso coordinate normalizzate, sfruttando una formulazione isoparametrica, sebbene non si evidenzino problemi anche definendoli mediante le coordinate effettive. Al fine di realizzare una descrizione efficace, si considera il caso più semplice, ovvero quello di sezione trasversale rappresentata da elemento a 4 nodi (LE4, Figura 3.1) i cui relativi polinomi di Lagrange sono scritti come

$$F_\tau = \frac{1}{4}(1 + \alpha\alpha_\tau)(1 + \beta\beta_\tau) \quad \tau = 1, 2, 3, 4 \tag{3.6}$$

dove  $\alpha$  e  $\beta$  rappresentano le coordinate normalizzate e  $\alpha_\tau$  e  $\beta_\tau$  le coordinate dei 4 nodi della sezione trasversale.

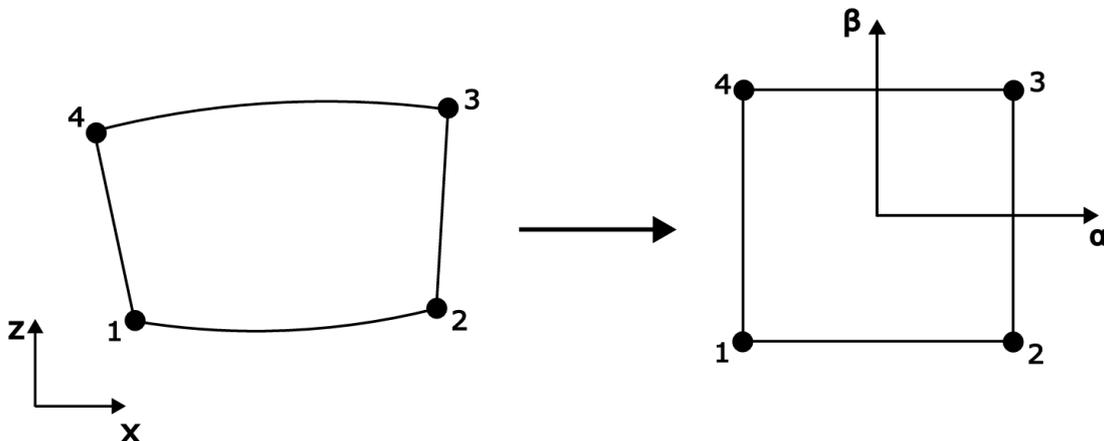


Figura 3.1: Elemento Q4, coordinate effettive e coordinate normalizzate[16]

Il campo di spostamenti per il modello in analisi è descritto dal sistema

$$\begin{cases} u_x = F_1 u_{x_1} + F_2 u_{x_2} + F_3 u_{x_3} + F_4 u_{x_4} \\ u_y = F_1 u_{y_1} + F_2 u_{y_2} + F_3 u_{y_3} + F_4 u_{y_4} \\ u_z = F_1 u_{z_1} + F_2 u_{z_2} + F_3 u_{z_3} + F_4 u_{z_4} \end{cases} \quad (3.7)$$

in cui i polinomi di Lagrange sono rappresentati dalle  $F_\tau$  ( $\tau = 1, 2, 3, 4$ ) e le incognite relative agli spostamenti nelle tre direzioni  $x$ ,  $y$  e  $z$  da, rispettivamente,  $u_{x_\tau}$ ,  $u_{y_\tau}$  e  $u_{z_\tau}$ .

Si ha la possibilità di scegliere un modello con sezione trasversale rappresentata da un elemento a 9 nodi (LE9, Figura 3.2). Le funzioni di espansione, considerando coordinate normalizzate, sono scritte come

$$\begin{aligned} F_\tau &= \frac{1}{4}(\alpha^2 + \alpha\alpha_\tau)((\beta^2 + \beta\beta_\tau), \quad \tau = 1, 3, 5, 7 \\ F_\tau &= \frac{1}{2}\beta_\tau^2(\beta^2 + \beta\beta_\tau)(1 - \alpha^2) + \frac{1}{2}\alpha_\tau^2(\alpha^2 + \alpha\alpha_\tau)(1 - \beta^2), \quad \tau = 2, 4, 6, 8 \\ F_\tau &= (1 - \alpha^2)(1 - \beta^2), \quad \tau = 9 \end{aligned} \quad (3.8)$$

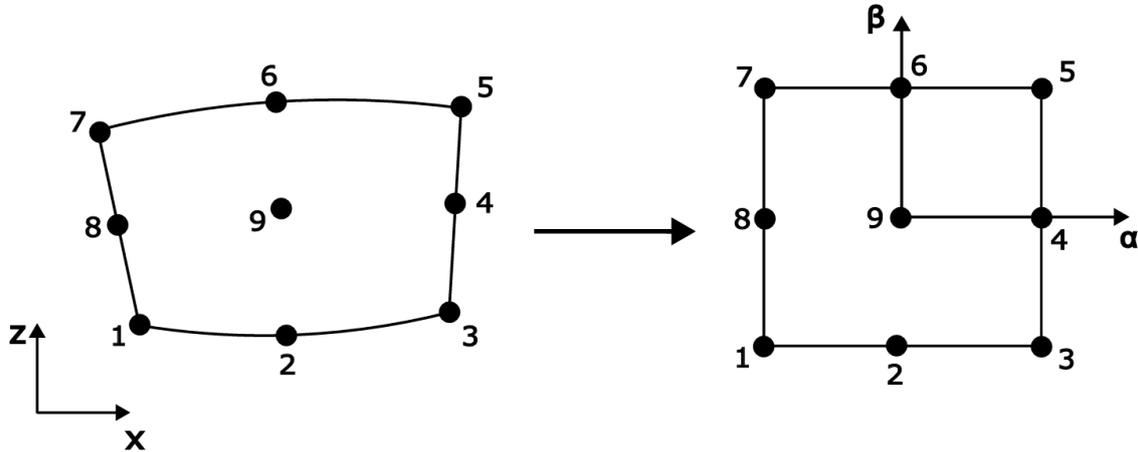


Figura 3.2: Elemento Q9, coordinate effettive e coordinate normalizzate[16]

Il campo di spostamenti per il modello in analisi è descritto, adesso, dal sistema

$$\begin{cases} u_x = F_1 u_{x_1} + F_2 u_{x_2} + \dots + F_8 u_{x_8} + F_9 u_{x_9} \\ u_y = F_1 u_{y_1} + F_2 u_{y_2} + \dots + F_8 u_{y_8} + F_9 u_{y_9} \\ u_z = F_1 u_{z_1} + F_2 u_{z_2} + \dots + F_8 u_{z_8} + F_9 u_{z_9} \end{cases} \quad (3.9)$$

Impiegare un modello basato su polinomi con espansione di Lagrange presenta il vantaggio di trattare come incognite le componenti di spostamento dei punti all'interno della sezione trasversale, il cui numero e la cui posizione sono individuati in base al modello scelto.

### 3.1.3 Equazioni di governo, formulazione FE ed il FN

Le equazioni di governo sono ottenute attraverso l'utilizzo del PVD. La matrice di rigidità, la matrice di massa ed il vettore dei carichi si ottengono a partire dalla forma unificata del campo degli spostamenti descritto dalle Equazioni 3.1. Tali matrici e vettori si ricavano in termini delle FN (*Fundamental Nucleus*), la cui struttura risulta indipendente dall'ordine  $N$  impiegato.

### 3.1.3.1 Equazioni di governo

Il principio dei lavori virtuali asserisce:

$$\delta L_{in} = \delta L_{ext} - \delta L_{ine} \quad (3.10)$$

Il vettore degli sforzi ed il vettore delle deformazioni sono definiti, e raggruppati:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\sigma}_p &= \{\sigma_{zz} \ \sigma_{xx} \ \sigma_{zx}\}^T, & \boldsymbol{\varepsilon}_p &= \{\varepsilon_{zz} \ \varepsilon_{xx} \ \varepsilon_{zx}\}^T \\ \boldsymbol{\sigma}_n &= \{\tau_{zy} \ \tau_{xy} \ \tau_{yy}\}^T, & \boldsymbol{\varepsilon}_n &= \{\gamma_{zy} \ \gamma_{xy} \ \gamma_{yy}\}^T \end{aligned} \quad (3.11)$$

In cui le relazioni tra le deformazioni lineari e gli spostamenti possono essere riscritte come

$$\boldsymbol{\varepsilon}_p = \mathbf{b}_p \mathbf{u} \quad (3.12)$$

$$\boldsymbol{\varepsilon}_n = \mathbf{b}_n \mathbf{u} = (\mathbf{b}_{n\Omega} + \mathbf{b}_{ny}) \mathbf{u}$$

dove

$$\mathbf{b}_p = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \partial/\partial z \\ \partial/\partial x & 0 & 0 \\ \partial/\partial z & 0 & \partial/\partial x \end{bmatrix}, \quad \mathbf{b}_{n\Omega} = \begin{bmatrix} 0 & \partial/\partial z & 0 \\ 0 & \partial/\partial x & 0 \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix}, \quad \mathbf{b}_{ny} = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \partial/\partial y \\ \partial/\partial y & 0 & 0 \\ 0 & \partial/\partial y & 0 \end{bmatrix} \quad (3.13)$$

Si scrive la legge di Hooke come

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{C} \boldsymbol{\varepsilon} \quad (3.14)$$

In accordo con l'Equazione 3.11, l'Equazione 3.14 può essere riscritta:

$$\begin{aligned} \boldsymbol{\sigma}_p &= \mathbf{C}_{pp} \boldsymbol{\varepsilon}_p + \mathbf{C}_{pn} \boldsymbol{\varepsilon}_n \\ \boldsymbol{\sigma}_n &= \mathbf{C}_{np} \boldsymbol{\varepsilon}_p + \mathbf{C}_{nn} \boldsymbol{\varepsilon}_n \end{aligned} \quad (3.15)$$

Nel caso di materiale isotropo, le matrici delle Equazioni 3.15 assumono la forma

$$\mathbf{C}_{pp} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & 0 \\ C_{12} & C_{22} & 0 \\ 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C}_{nn} = \begin{bmatrix} C_{55} & 0 & 0 \\ 0 & C_{44} & 0 \\ 0 & 0 & C_{33} \end{bmatrix}, \quad \mathbf{C}_{pn} = \mathbf{C}_{np}^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & C_{13} \\ 0 & 0 & C_{23} \\ 0 & 0 & 0 \end{bmatrix} \quad (3.16)$$

in cui  $C_{13} = C_{23} = C_{12}$  e  $C_{44} = C_{55} = C_{66}$ . In accordo con le Equazioni 3.11, la variazione virtuale del lavoro interno è data dalla somma di due contributi,

$$\delta L_{in} = \int_V \delta \boldsymbol{\varepsilon}_n^T \boldsymbol{\sigma}_n dV + \int_V \delta \boldsymbol{\varepsilon}_p^T \boldsymbol{\sigma}_p dV \quad (3.17)$$

La variazione virtuale del lavoro dei carichi inerziali è

$$\delta L_{ine} = \int_V \rho \ddot{u} \delta u^T dV \quad (3.18)$$

in cui  $\rho$  rappresenta la densità del materiale e  $\ddot{u}$  il vettore delle accelerazioni.

Si passa a discutere l'applicazione di carichi superficiali, lineari e concentrati al fine di ottenere l'espressione della variazione virtuale del lavoro esterno. Si considera innanzitutto un generico carico superficiale agente su una faccia laterale della struttura,  $p_{\alpha\beta}$ , in cui con  $\alpha$  si intende  $x$  o  $z$  e con  $\beta$  si fa riferimento a  $x$ ,  $y$  o  $z$ . Il primo pedice,  $\alpha$ , indica la direzione normale alla superficie su cui è applicato il carico, mentre il secondo,  $\beta$ , indica la direzione di applicazione del carico. La variazione virtuale del lavoro esterno dovuto al carico  $p_{\alpha\beta}$  è data da

$$\delta L_{ext}^{p_{\alpha\beta}} = \int_{A_\alpha} \delta u_\beta p_{\alpha\beta} dA \quad (3.19)$$

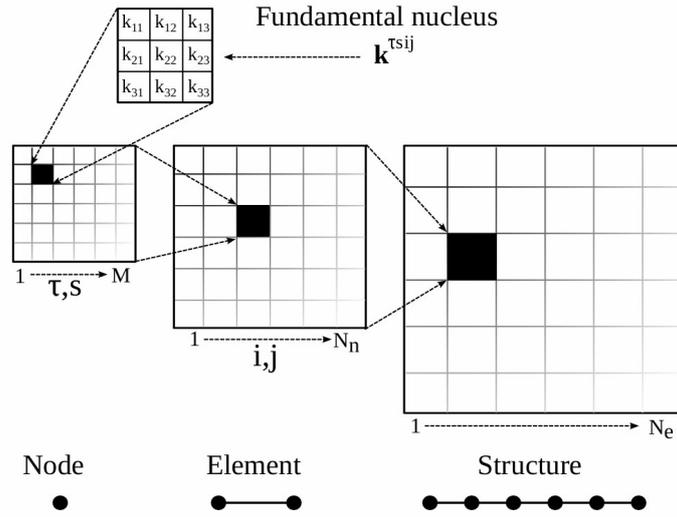


Figura 3.3: Assemblaggio della matrice globale[15]

Un generico carico distribuito linearmente,  $q_{\alpha\beta}$ , viene trattato analogamente. La variazione del lavoro virtuale esterno dovuto al carico  $q_{\alpha\beta}$  è data da

$$\delta L_{ext}^{q_{\alpha\beta}} = \int_l \delta u_\beta q_{\alpha\beta} dA \quad (3.20)$$

Il vettore dei carichi nel caso di un generico carico concentrato  $\mathbf{P}$  è definito come

$$\mathbf{P} = \{P_x \ P_y \ P_z\}^T \quad (3.21)$$

ed il lavoro del carico  $\mathbf{P}$  è

$$\delta L_{ext} = \mathbf{P} \delta \mathbf{u}^T \quad (3.22)$$

Risulta importante far notare come il vettore dei carichi cambia in base all'ordine dell'espansione.

### 3.1.3.2 Formulazione FE

Si introduce il vettore degli spostamenti nodali

$$\mathbf{u}_{\tau i} = \{u_{x_{\tau i}} \ u_{y_{\tau i}} \ u_{z_{\tau i}}\}^T, \quad \tau = 1, 2, \dots, M, \quad i = 1, 2, \dots, N_{EN} \quad (3.23)$$

in cui l'indice  $i$  indica l'elemento a cui appartiene il nodo ed  $N_{EN}$  rappresenta il numero di nodi per elemento. Se si considera un modello lineare ( $N = 1, M = 3$ ), e si adotta un elemento a due nodi, le incognite saranno

$$\mathbf{u}_{\tau i} = \left\{ \begin{array}{ccccccccc} u_{x_{11}} & u_{y_{11}} & u_{z_{11}} & u_{x_{21}} & u_{y_{21}} & u_{z_{21}} & u_{x_{31}} & u_{y_{31}} & u_{z_{31}} \\ u_{x_{12}} & u_{y_{12}} & u_{z_{12}} & u_{x_{22}} & u_{y_{22}} & u_{z_{22}} & u_{x_{32}} & u_{y_{32}} & u_{z_{32}} \end{array} \right\}^T \quad (3.24)$$

Le variabili relative agli spostamenti sono interpolate lungo l'asse della trave mediante le funzioni di forma ( $N_i$ ),

$$\mathbf{u}(x, y, z) = N_i(y) F_\tau(x, z) \mathbf{u}_{\tau i} \quad (3.25)$$

Le funzioni di forma sono definite in modi differenti a seconda del numero di nodi scelto per gli elementi utilizzati nel FEM (B2, B3, B4).

## 3.2 Analisi termo-elastica accoppiata[17]

L'Equazione 3.1 descrive il campo di spostamenti 3D mediante il vettore  $\mathbf{u}$ :

$$\mathbf{u}^T = \{u_x \ u_y \ u_z\} \quad (3.26)$$

Nel caso in cui si realizzi un'analisi termo-elastica, oltre alle variabili sopra riportate, si deve tenere di conto anche della variazione di temperatura,  $\theta$ . La soluzione del problema termo-meccanico richiede, dunque, di definire quattro quantità in ogni punto:

$$\mathbf{q}^T = \{u_x \ u_y \ u_z \ \vartheta\} \quad (3.27)$$

in cui il vettore  $\mathbf{q}$  contiene, come mostrato, le quantità incognite.

### Relazioni geometriche

Si introducono le relazioni geometriche al fine di valutare le deformazioni ( $\boldsymbol{\varepsilon}$ ) e le variazioni di temperatura nello spazio ( $\boldsymbol{\theta}$ ). Il vettore delle deformazioni può essere scritto come

$$\boldsymbol{\varepsilon}^T = \{\varepsilon_{xx} \ \varepsilon_{yy} \ \varepsilon_{zz} \ \varepsilon_{xz} \ \varepsilon_{yz} \ \varepsilon_{xy}\} = \mathbf{D}_u \mathbf{u} \quad (3.28)$$

in cui  $\mathbf{D}_u$  è

$$\mathbf{D}_u^T = \begin{bmatrix} 0 & 0 & \partial/\partial z & \partial/\partial x & \partial/\partial y & 0 \\ 0 & \partial/\partial y & 0 & 0 & \partial/\partial z & \partial/\partial x \\ \partial/\partial x & 0 & 0 & \partial/\partial z & 0 & \partial/\partial y \end{bmatrix} \quad (3.29)$$

La variazione di temperatura nello spazio,  $\boldsymbol{\theta}$ , può essere scritta come

$$\boldsymbol{\theta}^T = \{\vartheta_x \ \vartheta_y \ \vartheta_z\} = \mathbf{D}_\vartheta \boldsymbol{\vartheta} \quad (3.30)$$

dove  $\mathbf{D}_\vartheta$  è

$$\mathbf{D}_\vartheta^T = [\partial/\partial x \ \partial/\partial y \ \partial/\partial z] \quad (3.31)$$

### Relazioni costitutive

Per quanto riguarda le equazioni costitutive, la tensione  $\boldsymbol{\sigma}$  può essere scritta nella seguente forma:

$$\boldsymbol{\sigma} = \mathbf{C}\boldsymbol{\varepsilon} - \lambda\theta \quad (3.32)$$

Il primo contributo proviene dalla legge di Hooke e deriva dal problema meccanico:

$$\begin{Bmatrix} \sigma_{xx} \\ \sigma_{yy} \\ \sigma_{zz} \\ \sigma_{xz} \\ \sigma_{yz} \\ \sigma_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} C_{11} & C_{12} & C_{13} & 0 & 0 & C_{16} \\ C_{21} & C_{22} & C_{23} & 0 & 0 & C_{26} \\ C_{31} & C_{32} & C_{33} & 0 & 0 & C_{36} \\ 0 & 0 & 0 & C_{44} & C_{45} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & C_{54} & C_{55} & 0 \\ C_{61} & C_{62} & C_{63} & 0 & 0 & C_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_{xx} \\ \varepsilon_{yy} \\ \varepsilon_{zz} \\ \varepsilon_{xz} \\ \varepsilon_{yz} \\ \varepsilon_{xy} \end{Bmatrix} \quad (3.33)$$

Il secondo termine, ovvero  $\lambda\theta$ , deriva dall'accoppiamento termo-elastico. Il vettore  $\lambda$  può essere scritto come

$$\lambda = \mathbf{C}\alpha = \mathbf{C} \{ \alpha_1 \quad \alpha_2 \quad \alpha_3 \quad 0 \quad 0 \quad 0 \}^T \quad (3.34)$$

dove  $\mathbf{C}$  è la matrice dei coefficienti elastici del materiale e  $\alpha$  è il vettore dei coefficienti di espansione termica.

L'ultima equazione costitutiva descrive il flusso di calore  $\mathbf{h}$

$$\mathbf{h} = \mathbf{k}\theta \quad (3.35)$$

in cui  $\mathbf{k}$  rappresenta la matrice dei coefficienti di conducibilità

$$\mathbf{k} = \begin{bmatrix} k_{11} & k_{12} & 0 \\ k_{21} & k_{22} & 0 \\ 0 & 0 & k_{33} \end{bmatrix} \quad (3.36)$$

## Equazione di governo

L'equazione di governo può essere scritta usando, come mostrato anche nelle sezioni precedenti, il principio degli spostamenti virtuali:

$$\delta L_{\text{int}} = \delta L_{\text{ext}} \quad (3.37)$$

in cui, come precedentemente descritto,  $\delta L_{\text{int}}$  rappresenta la variazione virtuale del lavoro interno, mentre  $\delta L_{\text{ext}}$  consiste nella variazione virtuale del lavoro esterno. In forma esplicita, il PVD può essere scritto come:

$$\delta L_{\text{int}} = \int_V (\delta \boldsymbol{\varepsilon}^T \boldsymbol{\sigma} - \delta \boldsymbol{\theta}^T \mathbf{h}) dV = \delta L_{\text{ext}} \quad (3.38)$$

Se le relazioni geometriche e le equazioni costitutive vengono sostituite nell'Equazione 3.38, si ottiene la seguente espressione:

$$\delta L_{\text{int}} = \int_V (\delta \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{C} \boldsymbol{\varepsilon} - \delta \boldsymbol{\varepsilon}^T \lambda \theta - \delta \boldsymbol{\theta}^T \mathbf{k} \theta) dV \quad (3.39)$$

Attraverso l'introduzione dell'approssimazione cinematica, si impiegano i termini che compongono la variazione virtuale del lavoro interno, il quale può essere scritto in forma matriciale.

Il primo termine, ossia  $\delta \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{C} \boldsymbol{\varepsilon}$ , rappresenta e contiene il problema meccanico. La deformazione, come di consueto, può essere espressa in termini di derivate degli spostamenti; inoltre, gli spostamenti possono essere scritti usando le funzioni di forma  $N_i$  e  $F_\tau$  (come precedentemente descritto):

$$\delta \boldsymbol{\varepsilon}^T \mathbf{C} \boldsymbol{\varepsilon} = \delta \mathbf{q}_{\mathbf{u}_{js}}^T \int_V N_j F_s \mathbf{I} \mathbf{D}_u^T \mathbf{C} \mathbf{D}_u \mathbf{I} F_\tau N_i dV \mathbf{q}_{\mathbf{u}_{i\tau}} = \delta \mathbf{q}_{\mathbf{u}_{js}}^T \mathbf{k}_{uu}^{ij\tau s} \mathbf{q}_{\mathbf{u}_{i\tau}} \quad (3.40)$$

dove  $\mathbf{k}_{uu}^{ij\tau s}$  è il nucleo fondamentale di dimensione  $3 \times 3$  della matrice di rigidezza del problema puramente meccanico.  $\mathbf{q}_{\mathbf{u}_{i\tau}}$  è la parte del vettore incognito relativa alle variabili meccaniche.

Il termine  $\delta \boldsymbol{\varepsilon}^T \lambda \theta$  può essere scritto come:

$$\delta \boldsymbol{\varepsilon}^T \lambda \theta = \delta \mathbf{q}_{\mathbf{u}_{js}}^T \int_V N_j F_s \mathbf{I} \mathbf{D}_u^T \boldsymbol{\lambda} \mathbf{I} F_\tau N_i dV \mathbf{q}_{\theta_{i\tau}} = \delta \mathbf{q}_{\mathbf{u}_{js}}^T \mathbf{k}_{u\theta}^{ij\tau s} \mathbf{q}_{\theta_{i\tau}} \quad (3.41)$$

dove  $\mathbf{k}_{u\theta}^{ijrs}$  è il nucleo fondamentale di dimensione  $3 \times 1$  della matrice di rigidezza del problema termo-elastico.  $\mathbf{q}_{\vartheta_{i,r}}$  è la parte del vettore incognito relativa alla variabile termica.

Il termine  $\delta\boldsymbol{\theta}^T \boldsymbol{\kappa} \boldsymbol{\theta}$  può essere scritto come

$$\delta\boldsymbol{\theta}^T \boldsymbol{\kappa} \boldsymbol{\theta} = \delta\mathbf{q}_{\vartheta_{j,s}}^T \int_V N_j F_s \mathbf{I} \mathbf{D}_{\vartheta}^T \boldsymbol{\kappa} \mathbf{D}_{\vartheta} \mathbf{I} F_{\tau} N_i dV \mathbf{q}_{\vartheta_{i,r}} = \delta\mathbf{q}_{u_{j,s}}^T \mathbf{k}_{\theta\theta}^{ijrs} \mathbf{q}_{u_{i,r}} \quad (3.42)$$

dove  $\mathbf{k}_{\theta\theta}^{ijrs}$  è il nucleo fondamentale di dimensione  $1 \times 1$  della matrice di rigidezza del problema puramente termico.

Tutti i nuclei fondamentali possono essere assemblati insieme nel nucleo fondamentale del problema multi-campo. Risulta possibile trascurare  $\mathbf{k}_{\theta u}$  nel momento in cui una temperatura esterna è imposta come condizione al contorno.

## Vettore di carico

Il lavoro virtuale, dovuto a un carico puntuale meccanico  $P$ , può essere scritto come

$$\delta L_{\text{ext}} = \mathbf{P} \delta \mathbf{u}^T \quad (3.43)$$

Introdotti gli spostamenti nodali e le funzioni di forma, l'equazione precedente diventa

$$\delta L_{\text{ext}} = F_{\tau} N_i \mathbf{P} \delta \mathbf{q}_{u_{j,s}}^T \quad (3.44)$$

## 3.3 RVE ed analisi termo-elastica micromeccanica

Gran parte dei metodi di simulazione numerica impiegati per la valutazione delle caratteristiche meccaniche e termiche di strutture, in particolare per le analisi micromeccaniche di tipo termo-elastico, prevede l'utilizzo di modelli basati su elementi di volume rappresentativi (*Representative Volume Element, RVE*) e su celle unitarie ripetute (*Repeating Unit Cell, RUC*). In particolare l'ipotesi di base delle analisi micromeccaniche che impiegano la RUC prevede di considerare che le dimensioni della cella unitaria ripetuta siano significativamente inferiori rispetto alle dimensioni globali della struttura. La seconda assunzione si basa sul fatto che la geometria, le diverse condizioni di carico e le condizioni al contorno relative al problema macroscopico non influenzino le proprietà del materiale fornite dall'analisi della RUC a livello microscopico. Inoltre, le soluzioni locali possiedono, chiaramente, un valore medio sul volume della RUC, il quale corrisponde alla soluzione globale del problema macroscopico. Solitamente, gli approcci basati su RVE utilizzano rappresentazioni semplificate dell'intero elemento, poiché soluzioni analitiche per spostamenti o carichi omogenei sono raramente disponibili. Al contrario, i modelli RUC tendono a modellare la vera microstruttura del materiale, sfruttando soluzioni numeriche delle equazioni costitutive che considerano le differenze finite o gli elementi finiti. Le principali distinzioni tra i due concetti risiedono nelle condizioni al contorno adottate nei diversi sotto-domini per catturare la risposta media del materiale composito:

- i modelli basati su RVE presuppongono l'impiego di spostamenti o tensioni omogenee come condizioni al contorno;
- nei modelli basati sul concetto di RUC, vengono adottate, invece, condizioni al contorno simmetriche (nel caso in cui siano presenti piani di simmetria) o

periodiche, finalizzate al mantenimento della compatibilità delle deformazioni tra RUC vicini.

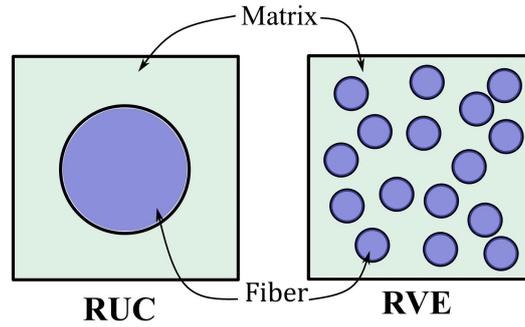


Figura 3.4: Rappresentazione di modelli RUC e RVE per analisi micromeccanica[18]

Valutare le caratteristiche della singola RUC ha come scopo finale, dunque, l'ottenimento delle proprietà reali del materiale eterogeneo, oltre che del campo degli spostamenti, delle deformazioni e delle tensioni, e del flusso di calore per il caso termo-elastico.

### 3.3.1 Formulazione della micromeccanica[19]

Nel contesto della micromeccanica vengono applicate, come precedentemente asserito, condizioni al contorno periodiche (*Periodic Boundary Conditions, PBC*) al fine di garantire che le superfici (al contorno) opposte subiscano una deformazione analoga. Risulta possibile esprimere l'applicazione delle PBC attraverso la seguente Equazione:

$$u_i^{j+}(x, y, z) - u_i^{j-}(x, y, z) = \bar{\varepsilon}_{ik} \Delta x_k^j \quad \Delta x_k^j = x_k^{j+} - x_k^{j-} \quad (3.45)$$

in cui  $j^+$  e  $j^-$  rappresentano le direzioni positive e negative degli assi  $x_k$  ed  $\bar{\varepsilon}_{ik}$  rappresenta il vettore di deformazione macroscopica. Tendenzialmente, la sezione trasversale dei modelli 1D viene discretizzata mediante elementi bi-quadratici a nove nodi (L9). Lungo l'asse della trave si utilizzano, invece, elementi cubici a quattro nodi (B4).

Nell'analisi termo-elastica si considera il campo di tensione formato da due contributi, ovvero dal contributo elastico e dal contributo termico, come riportato nell'Equazione 3.46:

$$\sigma_{ij} = \sigma_{ij}^E + \sigma_{ij}^T \quad (3.46)$$

in cui con l'apice  $E$  si indica il contributo elastico e con la lettera  $T$  quello termico. Nel contesto della micromeccanica, le soluzioni locali, come i vettori di deformazione e di tensione, possiedono un valore medio sul volume dell'RVE. Il campo di tensione elastico locale  $\sigma_{ij}^E$  è definito all'interno dell'Equazione 3.14, e l'espressione relativa al suo valore macroscopico  $\bar{\sigma}_{ij}^E$  è riportata nell'Equazione 3.47:

$$\bar{\sigma}_{ij}^E = \frac{1}{V} \int_V \sigma_{ij}^E dV \quad (3.47)$$

analogamente, l'Equazione 3.48 definisce il vettore di deformazione macroscopica

$$\bar{\varepsilon}_{ij}^E = \frac{1}{V} \int_V \varepsilon_{ij}^E dV \quad (3.48)$$

Successivamente, la matrice dei coefficienti elastici effettivi  $\bar{C}_{ijkl}$  può essere facilmente ricavata a partire dall'Equazione 3.49,

$$\bar{\sigma}_{ij}^E = \bar{C}_{ijkl} \bar{\varepsilon}_{ij}^E \quad (3.49)$$

Inoltre, l'Equazione 3.50 rappresenta il campo di tensione locale dato dal contributo termico dovuto all'applicazione di una variazione di temperatura  $\theta$ :

$$\sigma_{ij}^T = \beta_{ij} \theta \quad (3.50)$$

dove  $\beta_{ij} = -C_{ijkl} \alpha_{ij}$  rappresenta il vettore locale di tensione indotta dalla temperatura. Si noti che il campo di temperatura applicato all'RVE, a differenza delle tensioni e delle deformazioni, è considerato uniforme all'interno di tutto il materiale eterogeneo. Applicando l'integrale sul volume del vettore di tensione termica, risulta possibile ottenere il valore omogeneizzato  $\sigma_{ij}$  come riportato nell'Equazione 3.47.

# Capitolo 4

## Assessment modello numerico

### 4.1 Software MUL<sup>2</sup>

MUL<sup>2</sup> è un software sviluppato dal gruppo di ricerca dall'omonimo nome del Politecnico di Torino capace di valutare le prestazioni di una struttura. In particolare, il software è in grado di restituire diverse tipologie di risultati, sia di tipo meccanico che termico, in base all'analisi richiesta e all'input dato. Si descrivono brevemente i file presenti all'interno del software:

- ANALYSIS: documento relativo alla tipologia di analisi che si desidera realizzare. Il tipo di analisi si impone attraverso un comando numerico che richiama la terminologia utilizzata da Nastran (101: analisi statica, 103 analisi dinamica, etc.);
- BC: file che permette la definizione delle condizioni al contorno (*Boundary Conditions*) relative ad un punto oppure ad un piano. Tali condizioni possono essere vincoli o carichi (concentrati o distribuiti);
- CONNECTIVITY: file che definisce la tipologia ed il numero di elementi finiti impiegati per realizzare il modello;
- EXP\_CONN\_NN: documento contenente la tipologia di elemento utilizzato per descrivere la sezione trasversale. NN indica il numero di sezioni impiegate dal modello in analisi;
- EXP\_MESH\_NN: dato un certo sistema di riferimento locale, permette di definire le coordinate geometriche dei nodi in tale sistema;
- MATERIAL: file che descrive il materiale impiegato e le relative caratteristiche. È possibile utilizzare materiali isotropi ed ortotropi (come i compositi);
- LAMINATION: permette la definizione delle caratteristiche (come l'angolo di orientamento delle fibre) dei vari strati di composito che, eventualmente, compongono la struttura;
- NODES: documento che contiene le coordinate geometriche dei nodi impiegati nel modello strutturale, definite nel sistema di riferimento globale. Inoltre, il file definisce il tipo di espansione implementato (TE: Taylor Expansion, LE: Lagrange Expansion, etc.) e, se necessario, il relativo ordine di espansione;
- VERSORS: file che definisce i versori impiegati per caratterizzare le direzioni degli assi del sistema di riferimento locale;

- POSTPROCESSING: analizzate le richieste descritte dei vari input, il file restituisce gli output richiesti (ad esempio: spostamenti, deformazioni, etc.).

## 4.2 Validazione modello numerico per travi in materiale isotropo e composito

Si impiega il software MUL2 con lo scopo di validare il modello numerico, eventualmente anche attraverso il confronto con risultati ottenuti da codici commerciali, mediante l'analisi di semplici casi didattici.

Si studia, in particolare, la convergenza della mesh per una trave incastrata, in materiale isotropo e successivamente in materiale ortotropo, soggetta ad un carico concentrato di intensità 1 N rivolto nel verso negativo dell'asse  $z$ , applicato all'estremità libera della trave. Il sistema di riferimento è riportato in Figura 4.1. Per convergenza della mesh si intende l'identificazione del numero minimo di elementi finiti impiegati per cui la soluzione ottenuta non varia più oltre una certa cifra significativa prestabilita, oppure in cui la differenza tra due misurazioni consecutive si mantiene al di sotto di una predeterminata soglia. La convergenza viene studiata per elementi B2, B3 e B4 (sia per materiale isotropo che ortotropo) impiegando l'espansione di Lagrange di ordine 1. In seguito, si approfondisce lo studio per uno dei 6 casi precedentemente analizzati; nello specifico si esamina la convergenza per una trave costituita in materiale isotropo approssimata con elementi di tipo B2 al variare dell'ordine di espansione di Taylor impiegata. I risultati saranno confrontati con i dati ottenuti mediante le teorie classiche (EBBT e TBT).

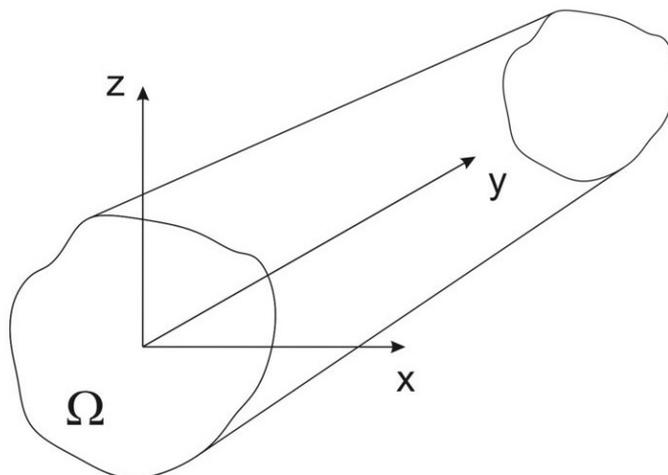


Figura 4.1: Sistema di riferimento della trave

### 4.2.1 Caso trave in materiale isotropo

Il parametro utilizzato per valutare la convergenza della mesh è la freccia al *tip*, dunque lo spostamento in direzione  $z$  (presumibilmente negativo) che si verifica all'estremità libera della trave. Le caratteristiche del materiale sono le seguenti:

- modulo di Young ( $E$ ): 73 GPa;

- coefficiente di Poisson ( $\nu$ ): 0.3;
- densità ( $\rho$ ): 2768 kg/m<sup>3</sup>.

Le Figure 4.2, 4.3 e 4.4 riportano il comportamento di tale parametro all'aumentare del numero di elementi finiti impiegati.

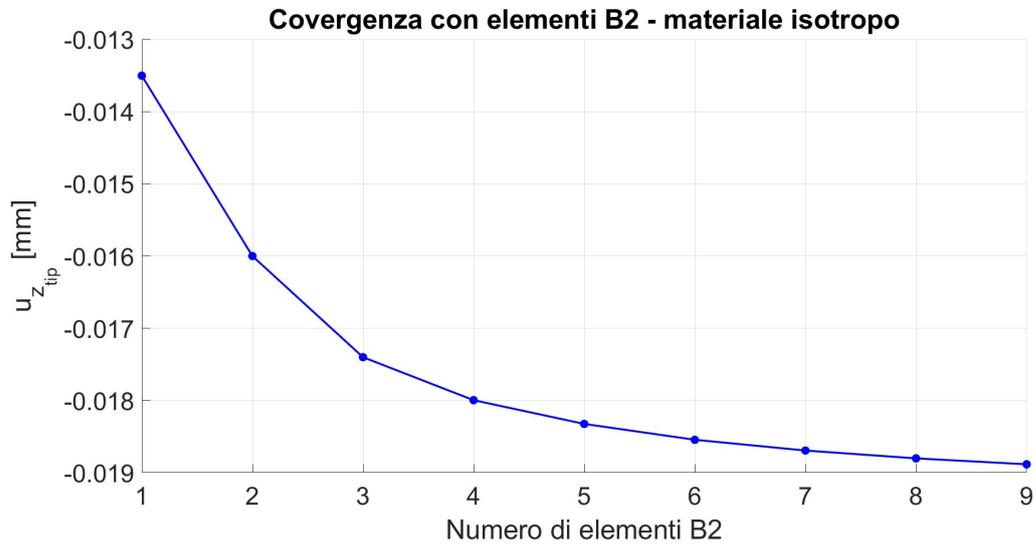


Figura 4.2: Freccia al tip al variare del numero di elementi B2 impiegati, materiale isotropo

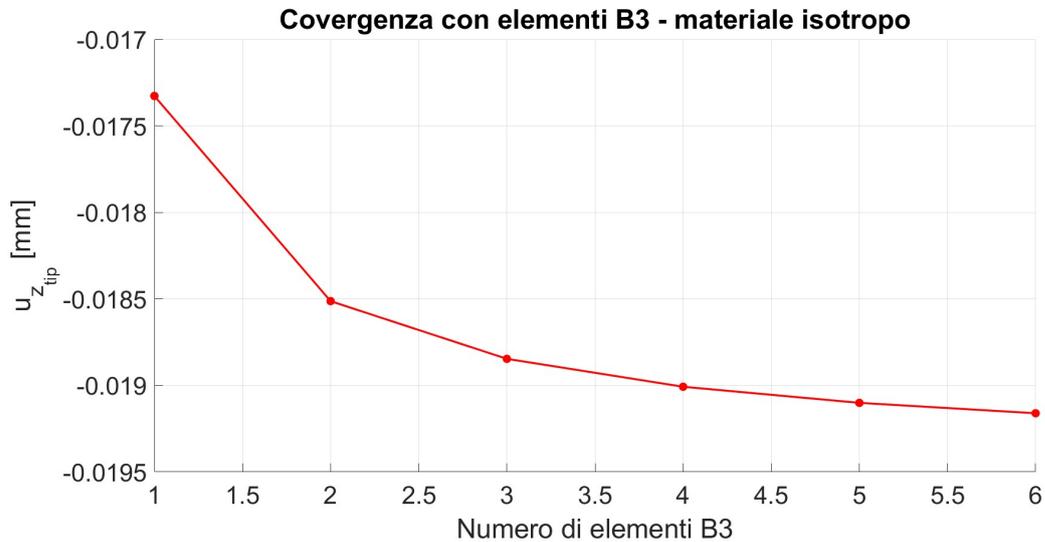


Figura 4.3: Freccia al tip al variare del numero di elementi B3 impiegati, materiale isotropo

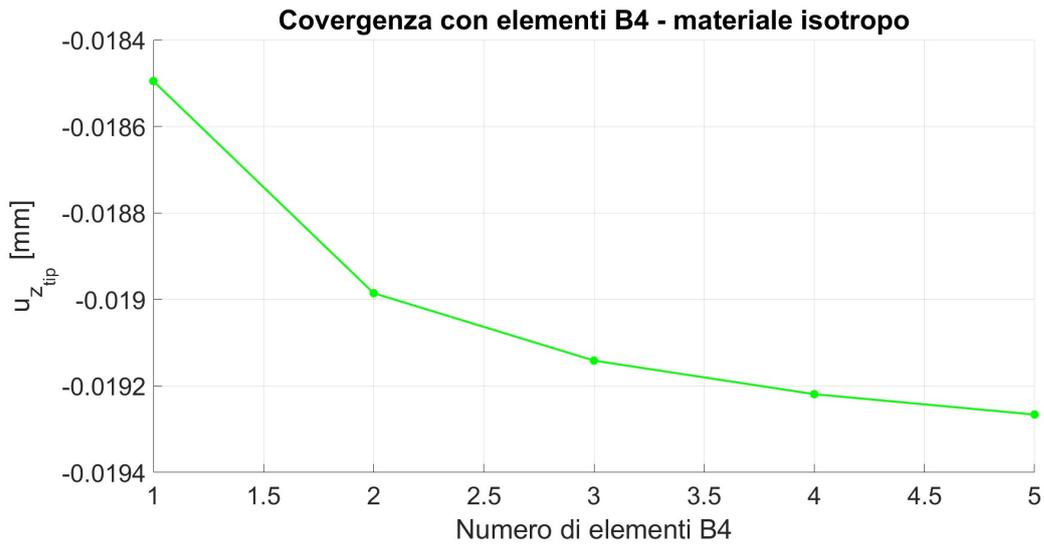


Figura 4.4: Freccia al tip al variare del numero di elementi B4 impiegati, materiale isotropo

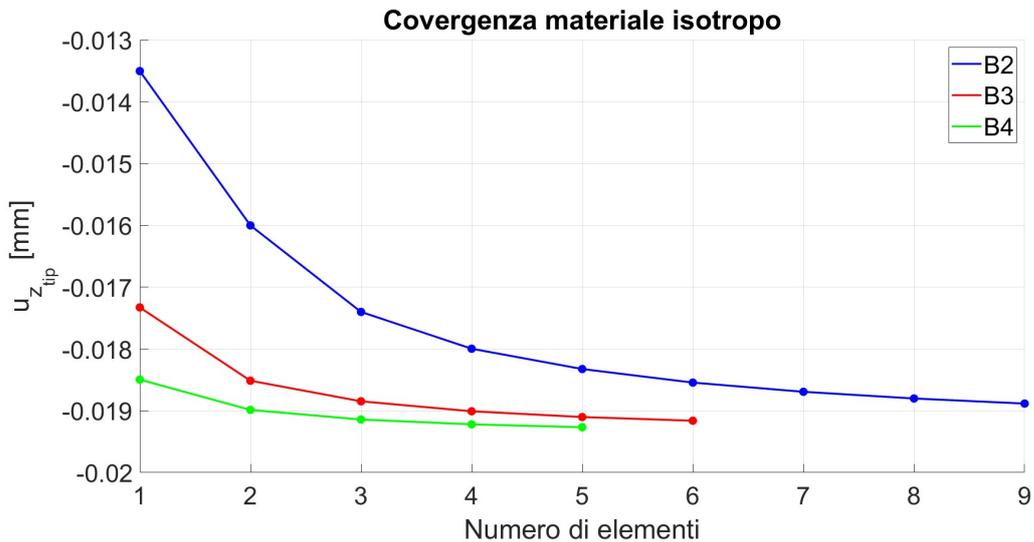


Figura 4.5: Numero di elementi necessari per la convergenza della mesh al variare dell'elemento finito impiegato, materiale isotropo

Il numero di elementi necessari per avere convergenza si riduce passando da elementi B2 a B3 ed infine B4, come riportato in Figura 4.5 ed in Tabella 4.1. Il valore di  $u_{z_{tip}}$  a cui tendono i 3 casi analizzati risulta essere pressoché lo stesso.

Tipo elemento	Numero di elementi per la convergenza	$u_{z_{tip}}$ [m]
B2	8	-0.0188
B3	5	-0.0191
B4	4	-0.0192

Tabella 4.1: Risultati ottenuti per trave in materiale isotropo

Tipo elemento	EBBT $u_{z_{tip}}$ [mm]	TBT $u_{z_{tip}}$ [mm]
B2	-0.0200	-0.0200
B3	-0.0201	-0.0201
B4	-0.0201	-0.0201

Tabella 4.2: Risultati ottenuti per trave in materiale isotropo con teorie della trave classiche

Si nota come i risultati ottenuti con il software risultino pienamente congruenti con quelli derivanti dalle teorie classiche della trave (EBBT e TBT).

## 4.2.2 Caso trave in materiale ortotropo

Il parametro utilizzato per studiare la convergenza è lo stesso del caso con materiale isotropo. Le proprietà del materiale ortotropo analizzato sono le seguenti:

- modulo di Young in direzione longitudinale ( $E_L$ ): 30.5 GPa;
- modulo di Young nelle altre due direzioni perpendicolari ( $E_T$ ,  $E_Z$ ): 10 GPa;
- coefficiente di Poisson nelle tre direzioni ( $\nu_{TL}$ ,  $\nu_{TZ}$  e  $\nu_{LZ}$ ): 0.25;
- modulo di taglio in direzione longitudinale ( $G_{TL}$ ): 55 GPa;
- modulo di taglio nelle altre due direzioni perpendicolari ( $G_{TZ}$  e  $G_{LZ}$ ): 5 GPa;
- densità ( $\rho$ ): 1800 kg/m<sup>3</sup>;
- angolo di laminazione: 45°.

Le figure riportano il comportamento di tale parametro all'aumentare del numero di elementi finiti impiegati.

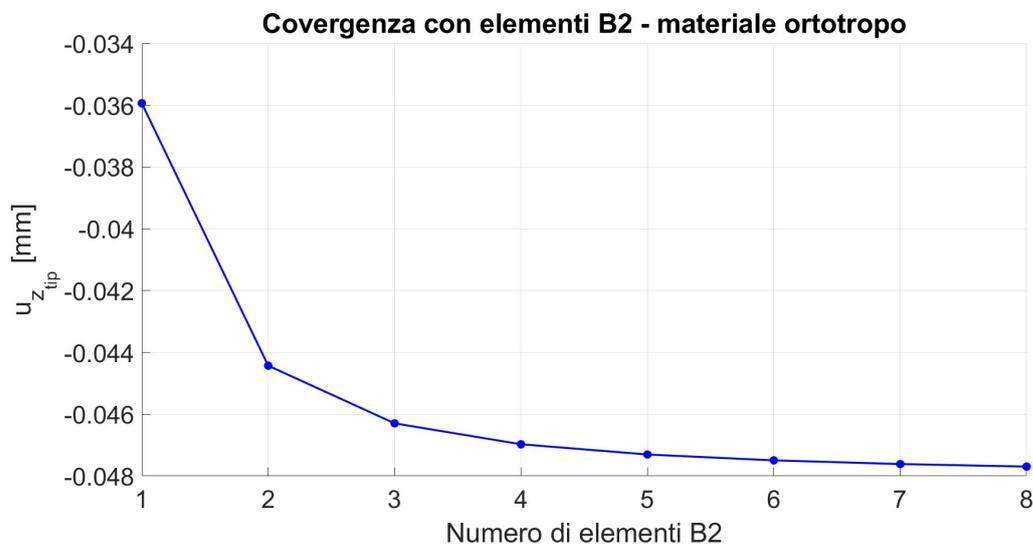


Figura 4.6: Freccia al tip al variare del numero di elementi B2 impiegati, materiale ortotropo

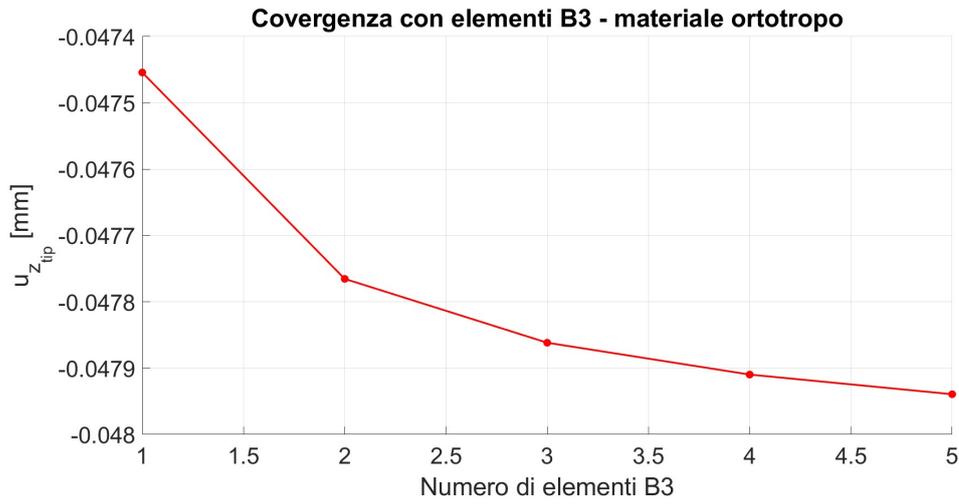


Figura 4.7: Freccia al tip al variare del numero di elementi B3 impiegati, materiale ortotropo

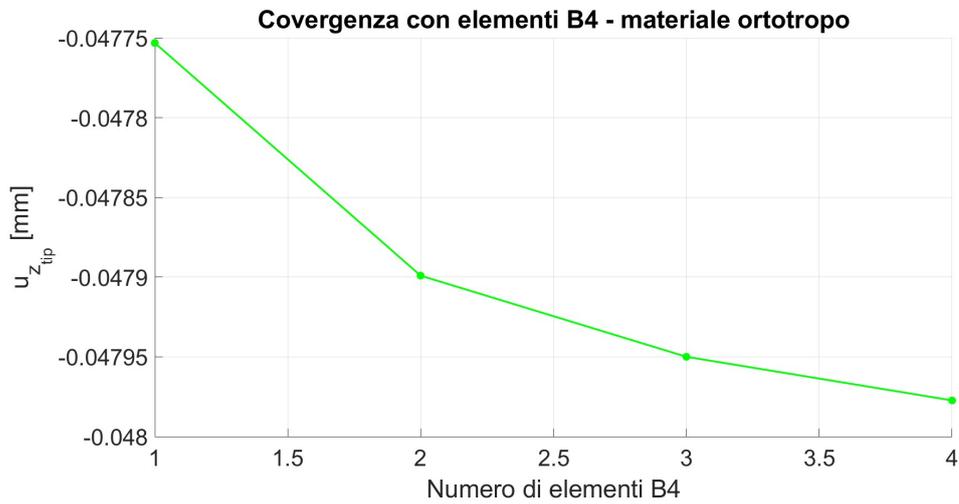


Figura 4.8: Freccia al tip al variare del numero di elementi B4 impiegati, materiale ortotropo

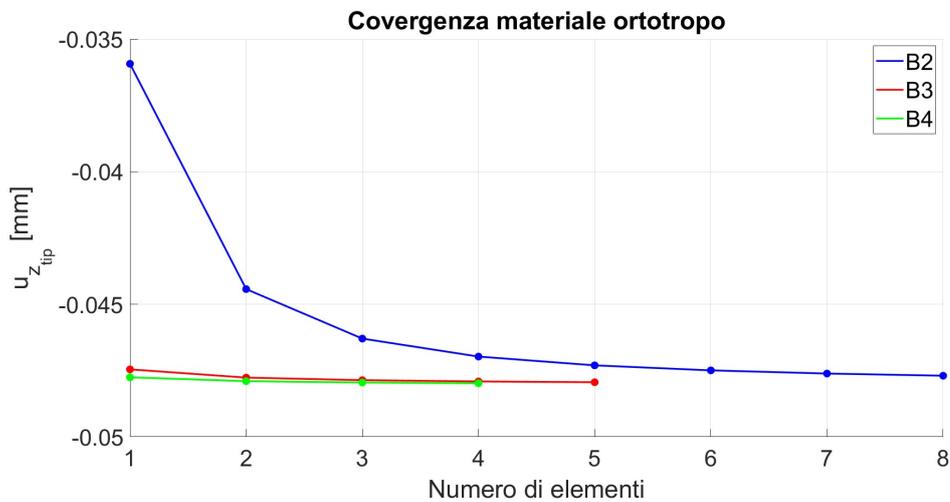


Figura 4.9: Numero di elementi necessari per la convergenza della mesh al variare dell'elemento finito impiegato, materiale ortotropo

Analogamente a quanto esibito dal caso con trave in materiale isotropo, il numero di elementi necessari per avere convergenza diminuisce all'aumentare della complessità dell'elemento finito utilizzato (B2, B3 e B4), come riportato in Figura 4.9 ed in Tabella 4.3. Il valore di  $u_{z_{tip}}$  a cui tendono i 3 casi analizzati risulta essere, anche in questa situazione, pressoché lo stesso.

Tipo elemento	Numero di elementi per la convergenza	$u_{z_{tip}}$ [m]
B2	7	-0.0476
B3	4	-0.0479
B4	3	-0.0479

Tabella 4.3: Risultati ottenuti per trave in materiale ortotropo

Tipo elemento	EBBT $u_{z_{tip}}$ [mm]	TBT $u_{z_{tip}}$ [mm]
B2	-0.0484	-0.0484
B3	-0.0486	-0.0486
B4	-0.0486	-0.0486

Tabella 4.4: Risultati ottenuti per trave in materiale ortotropo con teorie della trave classiche

Nuovamente, si nota come i risultati ottenuti con il software vadano d'accordo con quelli derivanti dalle teorie classiche della trave (EBBT e TBT).

### 4.2.3 Caso con elementi B2 e materiale isotropo al variare dell'ordine dell'espansione di Taylor impiegata

Per poter valutare l'influenza dell'ordine di espansione sulla convergenza della mesh si prende in analisi il caso che prevede l'utilizzo di elementi B2 con trave in materiale isotropo, di cui si ricorda l'ottenimento della convergenza con un numero di elementi pari a 8. Si analizza l'espansione di Taylor con ordine pari a 1, 2, 3 e 4.

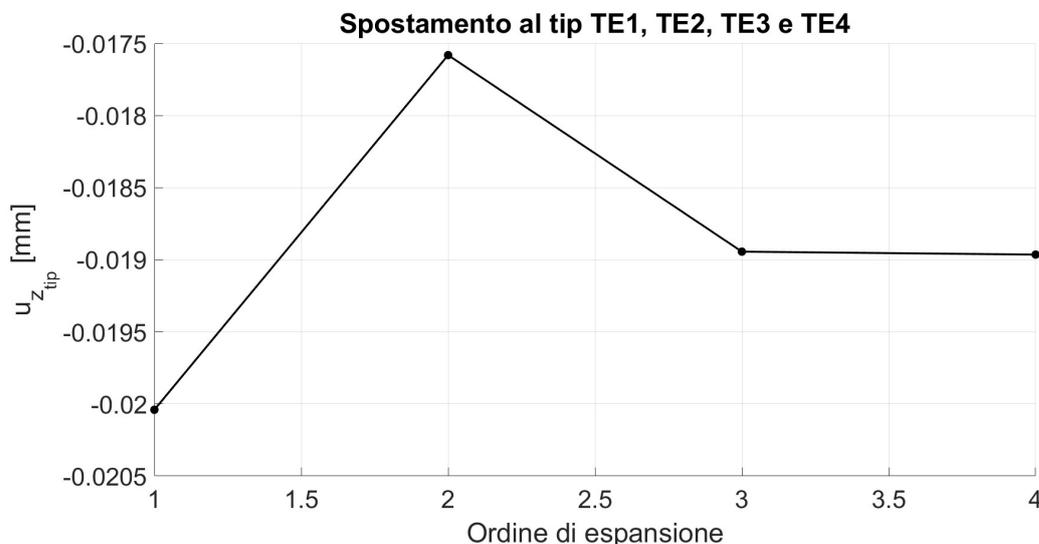


Figura 4.10: Spostamento al tip per trave isotropa costituita da 8 elementi B2 al variare dell'ordine di espansione di Taylor

Come riportato in Figura 4.10, a parità di numero di elementi B2 impiegati, il valore dello spostamento ottenuto all'estremità della trave si avvicina al valore ottenuto con espansione di Lagrange all'aumentare dell'ordine di espansione, fino a giungere a convergenza superato l'ordine 3. All'interno della Tabella 4.5 sono riportati i risultati numerici ottenuti.

Ordine espansione	$u_{z_{tip}}$ [mm]
1	-0.0200
2	-0.0176
3	-0.0189
4	-0.0189

Tabella 4.5: Risultati ottenuti per espansione di Taylor, elementi B2 e materiale isotropo

### 4.3 Studio dello stato tensionale unidimensionale di una trave multistrato soggetta a carico di pressione distribuito

Si passa all'analisi di una trave incastrata ad un'estremità su cui agisce una pressione di intensità pari a 100 Pa uniformemente distribuita. La trave è costituita da tre strati in materiale composito sovrapposti. A partire, come di consueto, dallo strato inferiore, si presentano rispettivamente angoli di laminazione di  $0^\circ$ ,  $90^\circ$  e  $45^\circ$ . Si impiegano 10 elementi di tipo B4, ovvero elementi trave caratterizzati da 4 nodi equispaziati sulla lunghezza dell'elemento, per approssimare l'asse della trave. Lo studio viene realizzato con espansioni di Taylor e di Lagrange, in particolare si analizzano i casi seguenti:

- 10 B4 + 1L4: 10 elementi B4, un unico elemento (1) per layer bidimensionale lineare (Q4) con espansione di Lagrange (L);
- 10 B4 + 2L4: 10 elementi B4, due elementi (2) per layer bidimensionale lineare (Q4) con espansione di Lagrange (L);
- 10 B4 + 1L9: 10 elementi B4, un unico elemento (1) per layer bidimensionale quadratico (Q9) con espansione di Lagrange (L);
- 10 B4 + 2L9: 10 elementi B4, due elementi (2) per layer bidimensionale quadratico (Q9) con espansione di Lagrange (L);
- 10 B4 + TE1: 10 elementi B4, con espansione di Taylor (T) ed ordine di espansione uno (1);
- 10 B4 + TE2: 10 elementi B4, con espansione di Taylor (T) ed ordine di espansione uno (2);
- 10 B4 + TE3: 10 elementi B4, con espansione di Taylor (T) ed ordine di espansione uno (3).

Riassumendo, in questo scenario, le espressioni TEn ed Ln rappresentano rispettivamente l'utilizzo di polinomi di Taylor o di Lagrange di ordine n. Inoltre, XLn viene utilizzato per i modelli *layer wise* per indicare la presenza di X polinomi di

Lagrange di ordine  $n$  per strato. In Figura 4.11 si riporta la rappresentazione di un singolo layer di tipo Q4 e di tipo Q9.

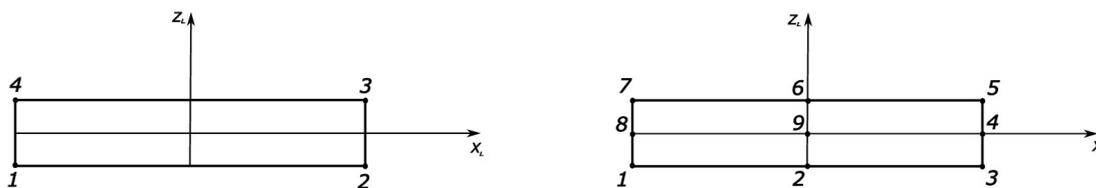


Figura 4.11: Q4 (a sinistra) e Q9 (a destra)

Si realizzano 2 analisi di convergenza della teoria strutturale:

1. la prima in cui si valuta lo spostamento trasversale al tip (estremità libera);
2. la seconda riguarda l'analisi dello stato tensionale all'incastro.

Si valutano e riportano in una tabella i DOF e la freccia al *tip* della trave multistrato con carico di pressione uniformemente distribuito al variare della teoria strutturale.

Modello e teoria strutturale	DOF	$u_{z_{tip}}$ [m]
10 B4 + 1L4	744	-0.0658
10 B4 + 2L4	1116	-0.0663
10 B4 + 1L9	1953	-0.0696
10 B4 + 2L9	3255	-0.0698
10 B4 + TE1	279	-0.0956
10 B4 + TE2	558	-0.0669
10 B4 + TE3	930	-0.0697

Tabella 4.6: Gradi di libertà e freccia al tip al variare della teoria strutturale e del modello implementato

Si nota come il numero di gradi di libertà sia sostanzialmente maggiore nei casi in cui è stata utilizzata l'espansione di Lagrange piuttosto che l'espansione di Taylor. Inoltre, per quanto concerne l'espansione di Lagrange, il numero dei DOF aumenta anche utilizzando due elementi per ogni layer al posto di un unico elemento. Infine, l'incremento più importante del valore riportato nella seconda colonna, lo si ha cambiando la tipologia di elemento utilizzato per la *cross section* da lineare a quadratico. Nelle Figure 4.12, 4.13, 4.14, 4.15, 4.16 e 4.17 si riportano i grafici in cui si mostrano gli andamenti del campo tensionale tridimensionale lungo lo spessore all'incastro. In particolare si rappresentano le tensioni  $\sigma_{xx}$ ,  $\sigma_{yy}$ ,  $\sigma_{zz}$ ,  $\sigma_{xz}$ ,  $\sigma_{yz}$ ,  $\sigma_{xy}$  in ascissa e lo spessore (coordinata  $z$ ) in ordinata.

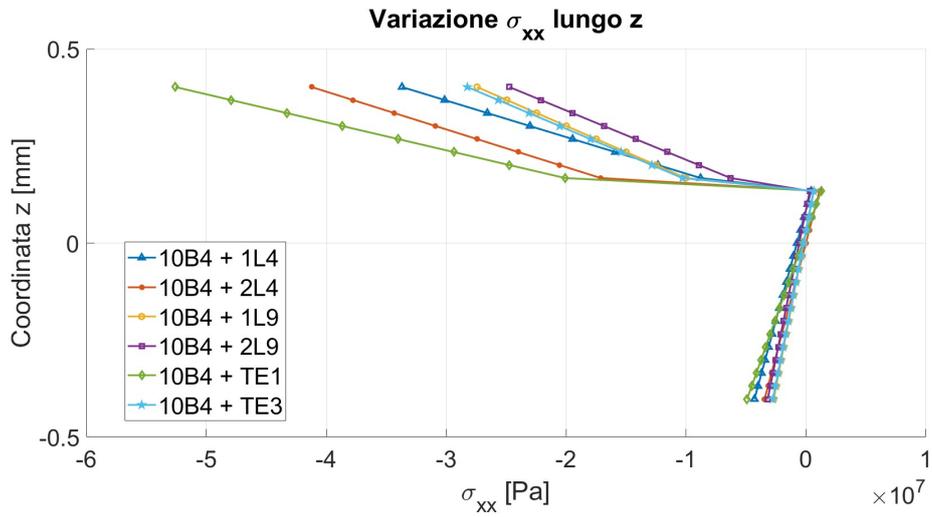


Figura 4.12: Variazione di  $\sigma_{xx}$  lungo lo spessore

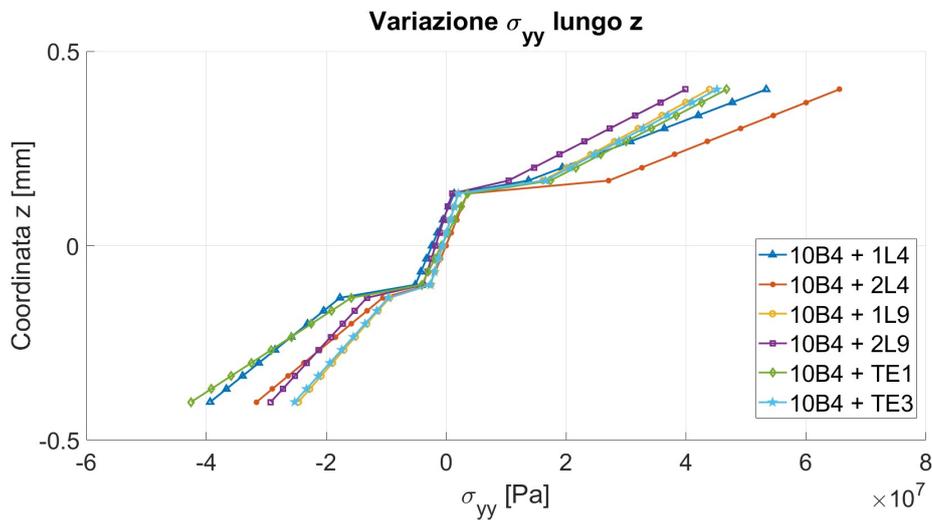


Figura 4.13: Variazione di  $\sigma_{yy}$  lungo lo spessore

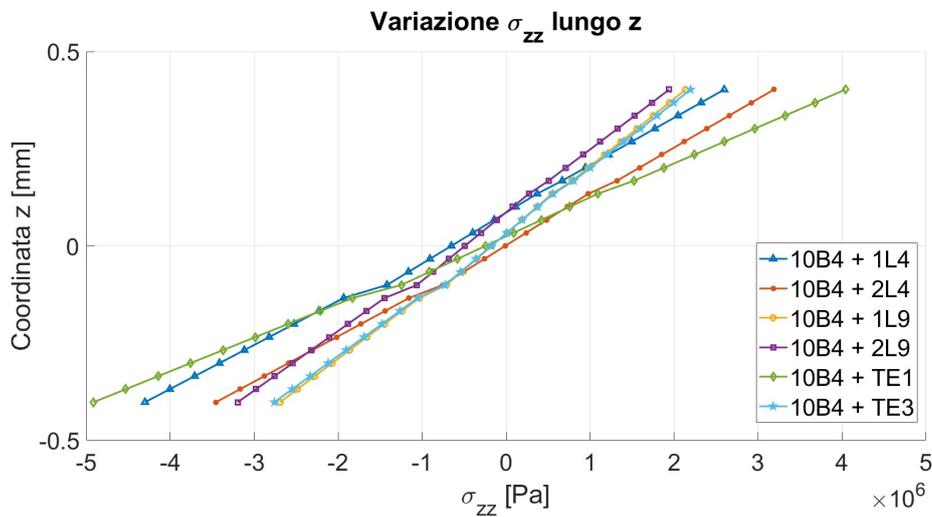


Figura 4.14: Variazione di  $\sigma_{zz}$  lungo lo spessore

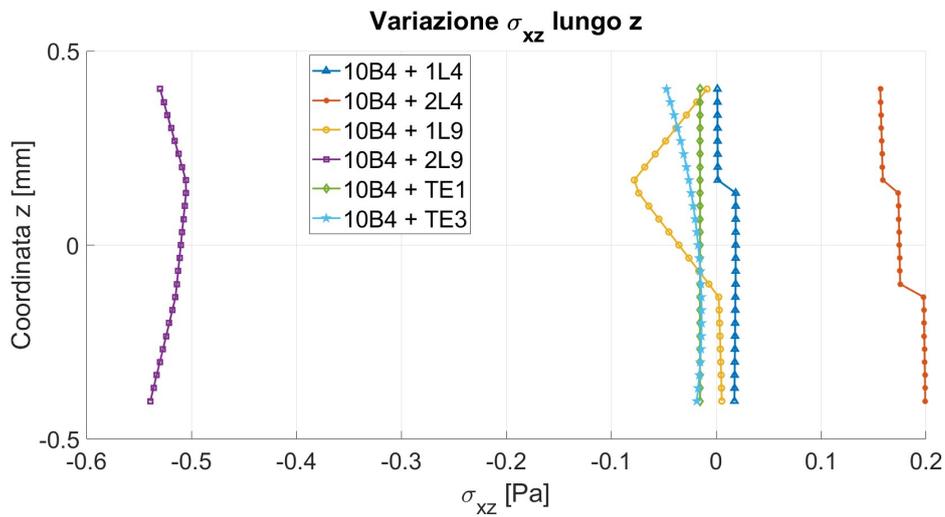


Figura 4.15: Variazione di  $\sigma_{xz}$  lungo lo spessore

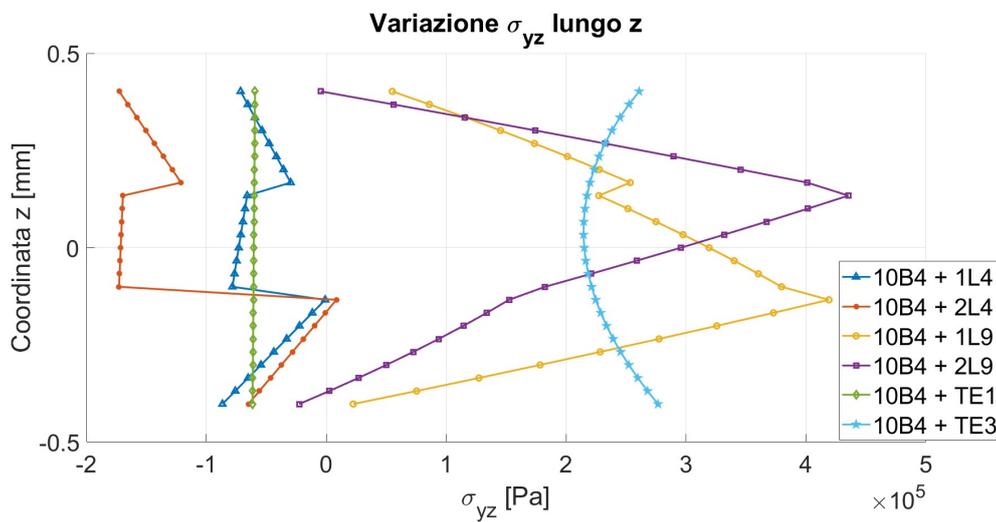


Figura 4.16: Variazione di  $\sigma_{yz}$  lungo lo spessore

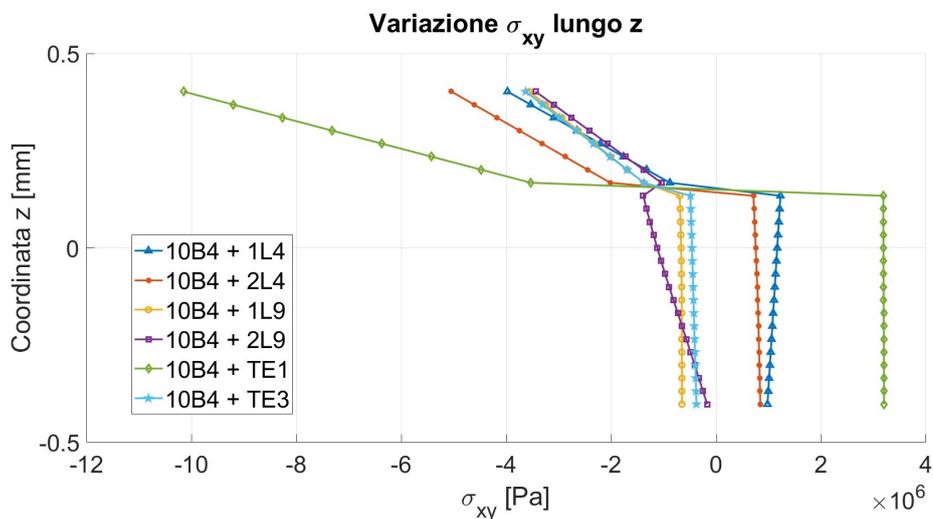
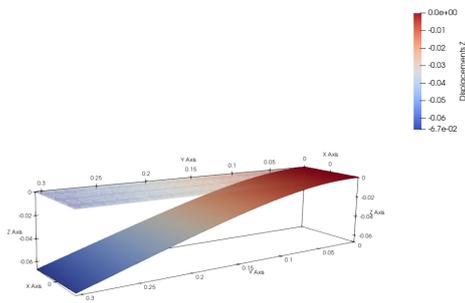


Figura 4.17: Variazione di  $\sigma_{xy}$  lungo lo spessore

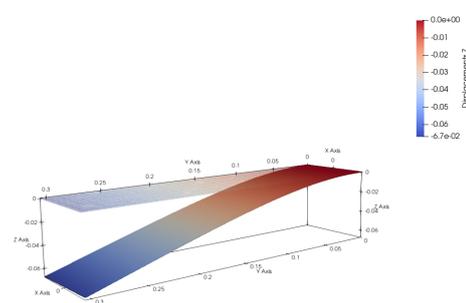
I modelli CUF lineari non si discostano dal modello TE1 (simil-Timoshenko, TBT). Dunque, viene necessità di impiegare teorie strutturali che implementino elementi quadratici.

Utilizzare elementi finiti di ordine superiore consente di catturare completamente lo stato tensionale tridimensionale. Tale possibilità viene meno impiegando unicamente teorie classiche. Nello specifico, né l'EBBT né la TBT risultano capaci di studiare adeguatamente la tensione  $\sigma_{zz}$ .

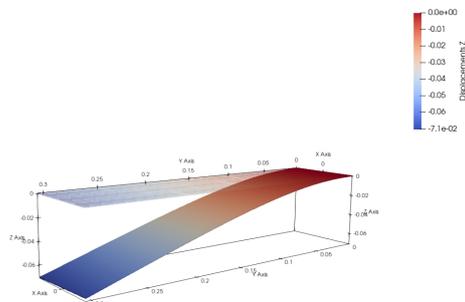
Si impiega il programma ParaView al fine di ottenere una visualizzazione grafica dei risultati ottenuti, come riportato nelle Figure 4.18a, 4.18b, 4.18c, 4.18d, 4.18e e 4.18f. La scala di visualizzazione risulta pari alla situazione reale (1:1).



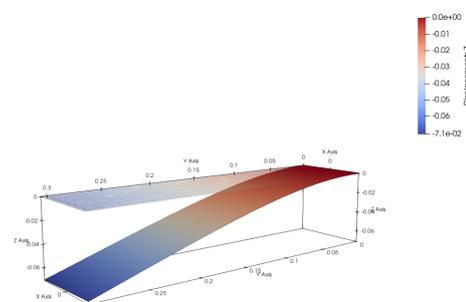
(a) 10 B4 + 1L4



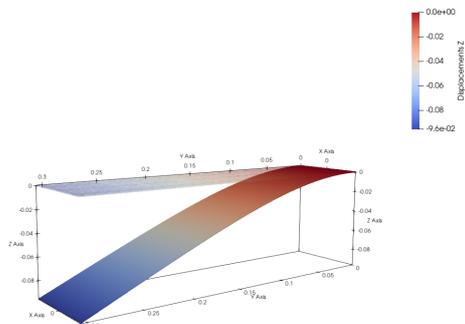
(b) 10 B4 + 2L4



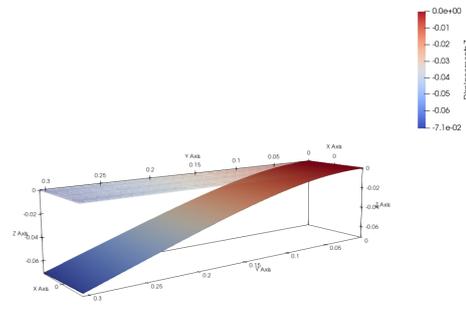
(c) 10 B4 + 1L9



(d) 10 B4 + 2L9



(e) 10 B4 + TE1



(f) 10 B4 + TE3

Figura 4.18: Rappresentazione della freccia al tip per i 6 casi analizzati

## 4.4 Analisi risultati e confronto con software commerciale

Per convalidare i risultati ottenuti nel paragrafo precedente si impiega il software commerciale Nastran, capace di restituire lo stato tensionale ed il campo di spostamenti della trave multistrato oggetto dell'analisi.

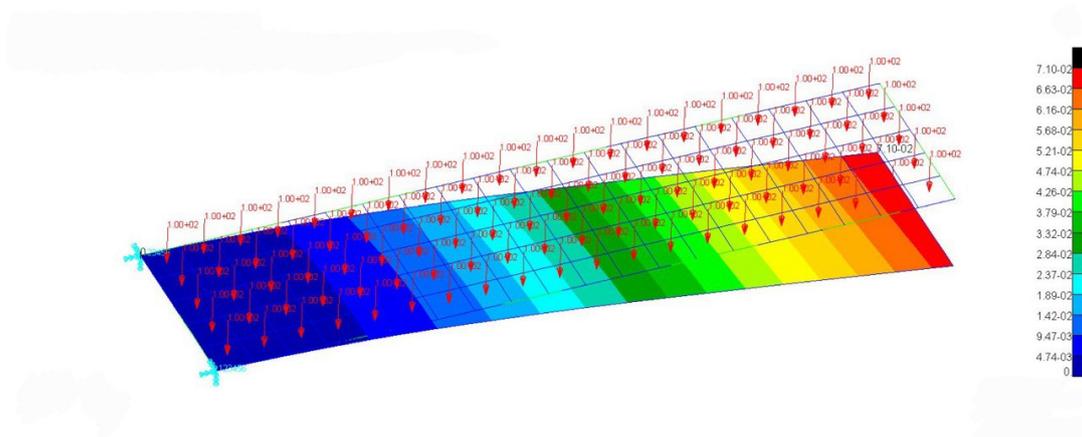


Figura 4.19: Rappresentazione in Nastran del caso in analisi

Una volta realizzata la geometria di interesse, creato il materiale ortotropo e la laminazione, applicato il vincolo di incastro ad un'estremità ed il carico di pressione uniformemente distribuito sull'intera superficie, si passa alla generazione e visualizzazione dei risultati (Figura 5.2). Si ottiene

$$u_{z_{tip}} = -0.071 \text{ m}$$

risultato completamente in linea con quanto ottenuto mediante il software  $MUL^2$  (Tabella 4.6).

# Capitolo 5

## Simulazione numerica coating per applicazioni spaziali

Validato il software MUL<sup>2</sup>, risulta possibile andare a realizzare le simulazioni e caratterizzazioni di interesse. In particolare, la simulazione che viene svolta in questo capitolo consiste nell'analisi termo-elastica (analisi 111). Tale analisi permette di ottenere l'andamento della temperatura all'interno del materiale e gli sforzi meccanici indotti dai carichi termici, oltre ai risultati già mostrati e descritti nel precedente capitolo.

### 5.1 Caratterizzazione TBC convenzionale di impiego aeronautico

Al fine di poter realizzare l'analisi ed ottenere i risultati desiderati, si necessita di conoscere alcune caratteristiche relative ai materiali impiegati per gli strati protettivi e alla geometria del componente di cui si richiede l'analisi. Nello specifico, si devono conoscere:

- le caratteristiche meccaniche dei materiali, quali il modulo di Young ( $E$ ), il coefficiente di Poisson ( $\nu$ ) e la densità ( $\rho$ ), avendo considerato il caso più semplice di materiale isotropo;
- le proprietà termiche dei materiali, quali il coefficiente di dilatazione termica ( $CTE$ ) e la conducibilità termica ( $\chi$ );
- le condizioni al contorno, incluse le temperature a cui sono esposte le superfici esterne. È possibile anche imporre, per questa condizione, la temperatura che si desidera ottenere su una faccia del componente;
- la geometria (approssimata) dell'elemento oggetto dello studio, al fine di poterlo definire correttamente attraverso la formulazione agli elementi finiti.

La prima analisi che si realizza è relativa ad un rivestimento termico protettivo convenzionale, le cui caratteristiche sono riportate all'interno della Tabella 5.2.

	Top Coat	Bond Coat	Substrato
<b>Materiale</b>	YSZ	NiCrAlY	Superlega base Ni
<b><math>E</math> [GPa]</b>	180	170	150
<b><math>\nu</math></b>	0.20	0.23	0.30
<b><math>\rho</math> [kg/m<sup>3</sup>]</b>	5 600	7 320	8 400
<b><math>CTE</math> [°C<sup>-1</sup>]</b>	12E-6	14.5E-6	16E-6
<b><math>\chi</math> [W/mK]</b>	1.3	4.3	11
<b><math>T</math> [°C]</b>	1 500	-	800
<b>Spessore [<math>\mu\text{m}</math>]</b>	300	200	2 500

Tabella 5.1: Caratteristiche materiali impiegati, temperature applicate e spessori degli strati[20][21][22][23][24][25][26][27]

L'analisi è stata realizzata considerando il top coat come strato più esterno, il bond coat come strato intermedio ed il substrato come terzo ed ultimo layer, in modo tale da poter valutare l'andamento della temperatura, ovvero il gradiente termico, dalla superficie fino al centro dell'elemento. Lo schema è riportato in Figura 5.1.

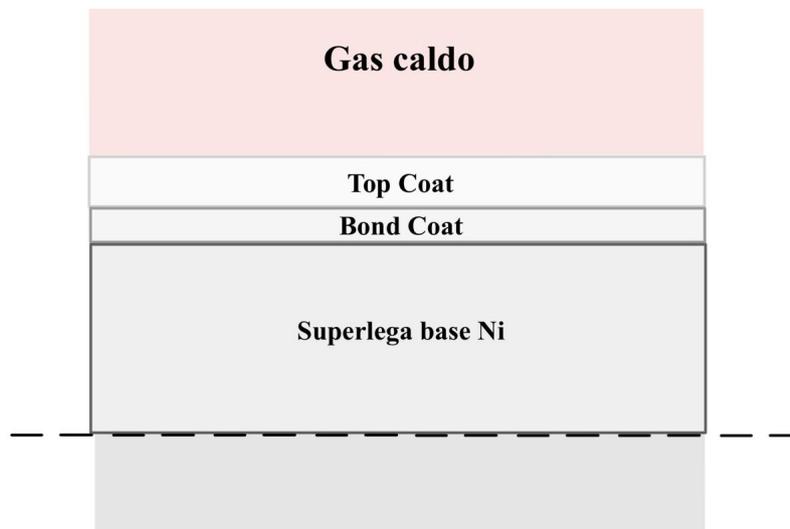


Figura 5.1: Rappresentazione schematizzata del caso analizzato

Per quanto concerne la rappresentazione agli elementi finiti, si sono impiegati 10 elementi B4 per rappresentare l'asse dell'elemento e 10 elementi Q9 (espansione di Lagrange) per ciascuno dei 3 layer. Con lo scopo di simulare una sorta di simmetria e rendere la simulazione maggiormente indipendente dalla geometria dell'elemento studiato, si sono imposti alcuni vincoli meccanici:

1. nel piano  $y = 0$  si è bloccato lo spostamento lungo l'asse  $y$ ;
2. nel piano  $x = 0$  si è bloccato lo spostamento lungo l'asse  $x$ ;
3. nel punto di coordinate  $x = -0.05$ ,  $y = 0$ ,  $z = -0.0015$ , ovvero in uno dei due spigoli posti al centro dei 4 elementi (tre dei quali, come precedentemente detto, sono fittizi) si è bloccato lo spostamento lungo l'asse  $z$ .

In Figura 5.2 è riportata una rappresentazione schematica di quanto appena descritto.

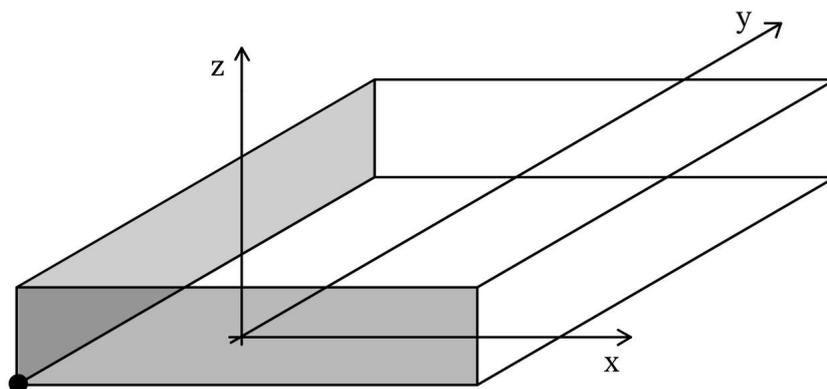


Figura 5.2: Rappresentazione schematizzata vincoli e assi

Si prevede di ottenere un andamento della temperatura lineare a tratti, in cui i segmenti di retta mantengono costante la propria pendenza fintanto che non si incontra un'interfaccia tra due strati. Si riportano, inoltre, gli andamenti delle tensioni più significative.

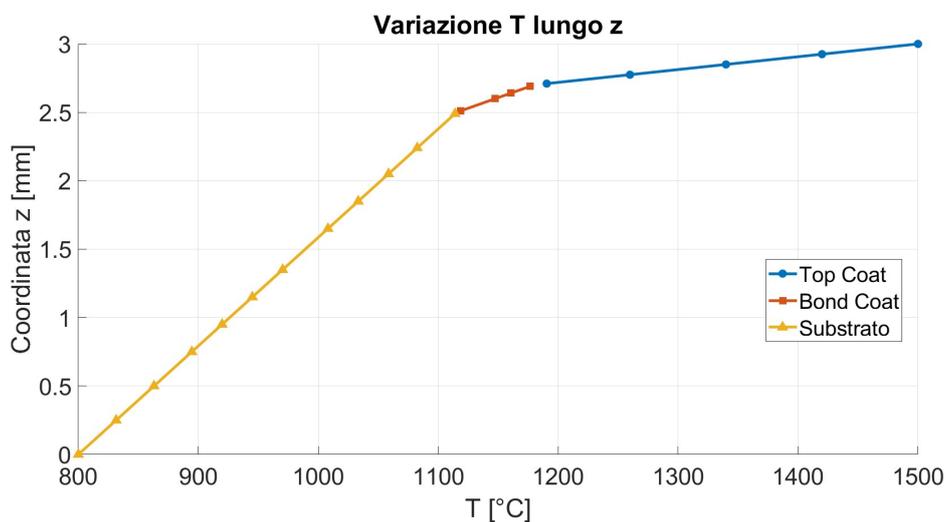


Figura 5.3: Andamento della temperatura lungo lo spessore dell'elemento

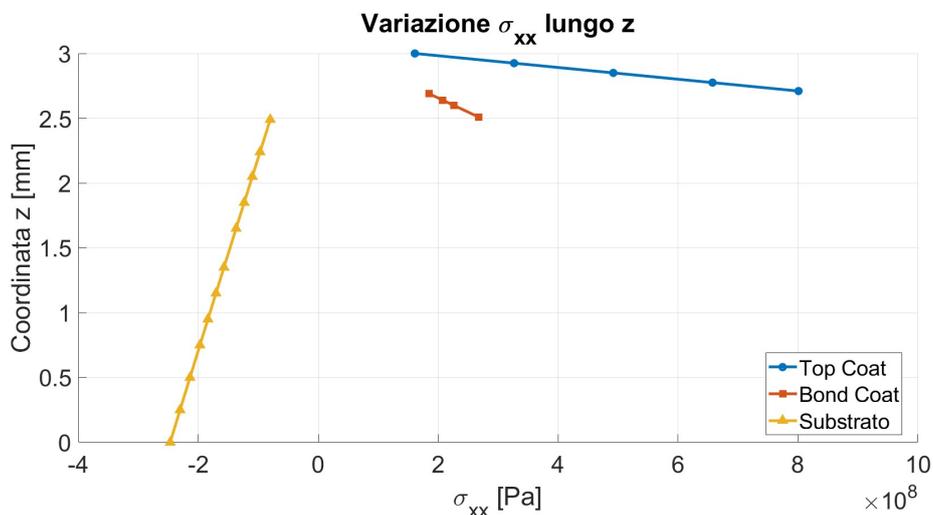


Figura 5.4: Andamento di  $\sigma_{xx}$  lungo lo spessore dell'elemento

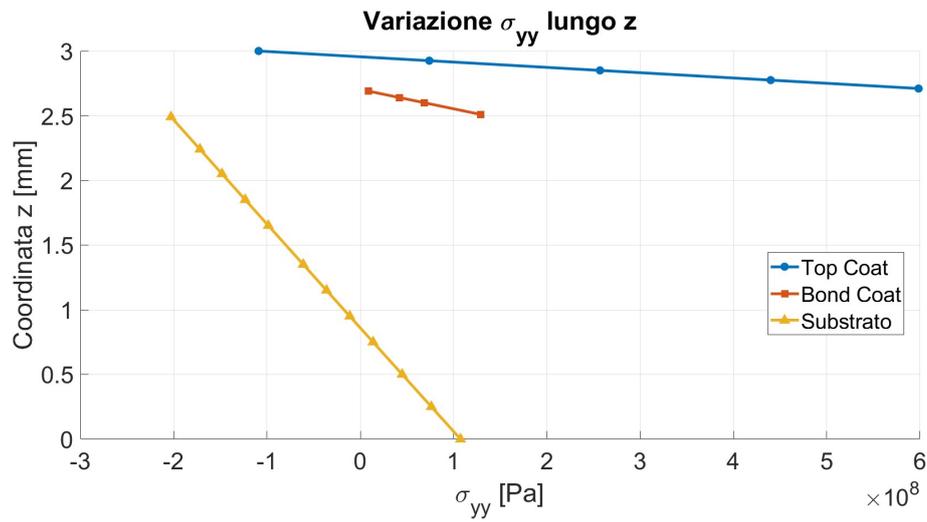


Figura 5.5: Andamento di  $\sigma_{yy}$  lungo lo spessore dell'elemento

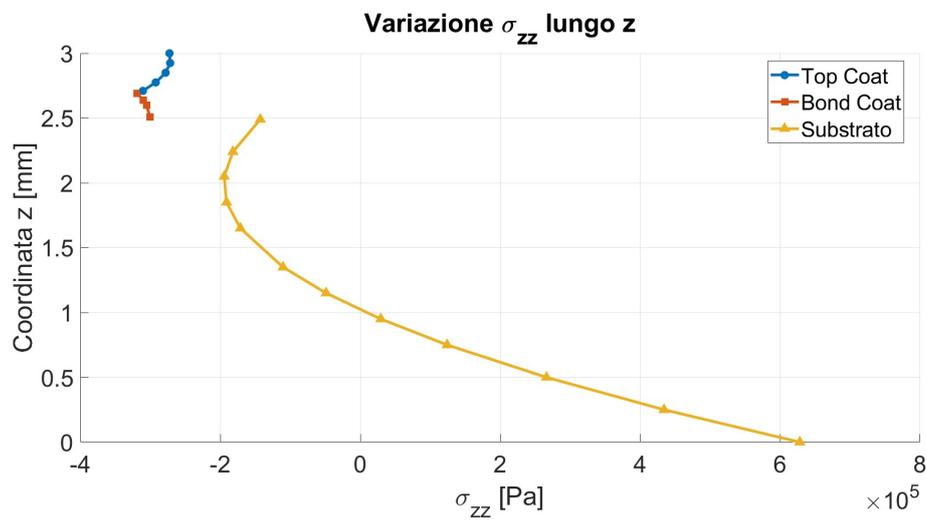


Figura 5.6: Andamento di  $\sigma_{zz}$  lungo lo spessore dell'elemento

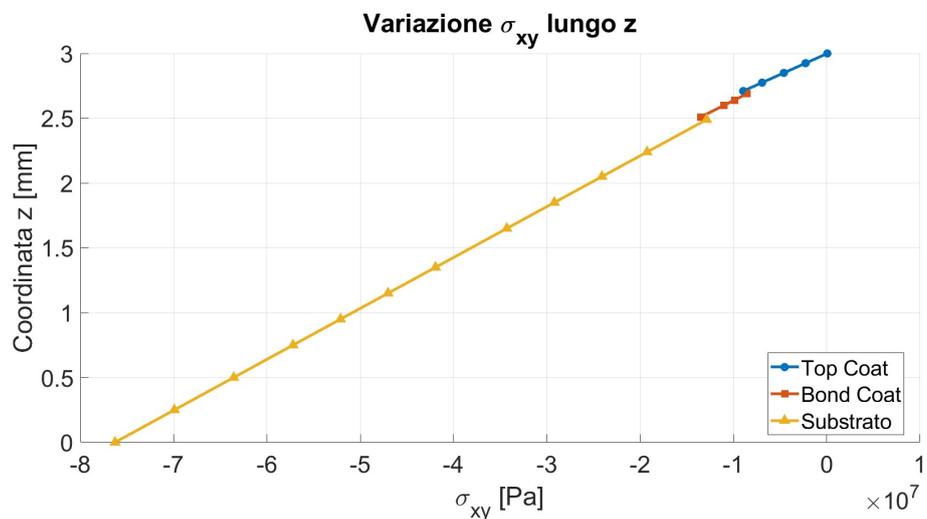
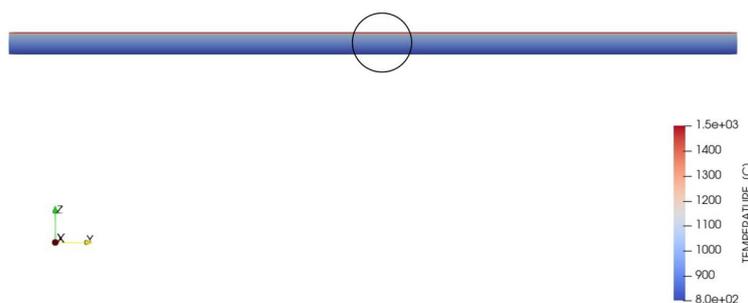


Figura 5.7: Andamento di  $\sigma_{xy}$  lungo lo spessore dell'elemento

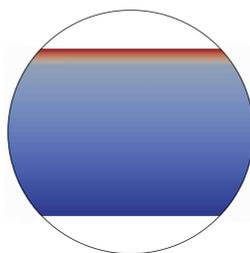
La temperatura (Figura 5.3), come facilmente deducibile, subisce una diminuzione repentina nello strato superiore a causa della ridotta conducibilità termica che caratterizza il top coat. Di fatto, procedendo verso gli strati inferiori di appena  $300\ \mu m$  (spessore del layer superiore), la temperatura si riduce di oltre  $300^\circ C$ . Superato il bond coat, tale parametro diminuisce ulteriormente di  $70^\circ C$  circa, portandosi all'interfaccia con la superlega ad un valore che si attesta attorno ai  $1110^\circ C$ , temperatura massima a cui il substrato risulta soggetto. Tale temperatura rientra nell'intervallo di temperature massime di esercizio solitamente ritenute accettabili per una superlega a base nichel di impiego aeronautico soggetta a raffreddamento attivo con aria fredda ( $900^\circ C - 1150^\circ C$ ).

Come mostrato nelle Figure 5.11 e 5.12, le tensioni di maggior rilievo sono  $\sigma_{xx}$  e  $\sigma_{yy}$ , superiori di almeno un ordine di grandezza rispetto alle altre. È importante notare che, sebbene le tensioni ottenute siano piuttosto elevate, il loro andamento riflette pienamente quanto atteso e l'ordine di grandezza risulta accettabile. Anche per queste due quantità viene esibito un andamento lineare a tratti, con discontinuità che si presentano all'interfaccia tra i vari layer. Per quanto concerne le due tensioni di maggior rilevanza, lo strato superiore, essendo caratterizzato dal minor coefficiente di dilatazione termica, risulta soggetto a carichi di espansione (maggiori di zero); al contrario, lo strato inferiore, contraddistinto dal minor CTE, risulta soggetto a carichi di compressione (segno negativo). Le tensioni meccaniche sono indotte, come precedentemente asserito, dai carichi termici e non si hanno carichi meccanici applicati in modo diretto sull'elemento.

In Figura 5.8 si riporta la rappresentazione dell'andamento della temperatura lungo lo spessore su Paraview.



(a) Andamento temperatura



(b) Ingrandimento andamento temperatura

Figura 5.8: Andamento della temperatura lungo lo spessore su Paraview

## 5.2 Caratterizzazione TBC convenzionale per impiego spaziale

Si realizza la stessa analisi effettuata all'interno della precedente sezione modificando le condizioni al contorno in termini di temperatura al fine di simulare l'impiego del rivestimento di protezione termica in ambito spaziale. In particolare si valutano le prestazioni dello stesso TBC all'interno della camera di combustione di un veicolo spaziale. Le condizioni operative, come riportato nel Capitolo 1, sono decisamente più severe rispetto al convenzionale caso aeronautico. Conseguentemente, per ottenere una temperatura massima accettabile percepita dal substrato metallico, sarà richiesto uno spessore più elevato del top coat. Si va a valutare l'andamento di tale temperatura al variare dello spessore del TC. I dati di riferimento restano quelli riportati in Tabella 5.2, ad eccezione della temperatura imposta, che assume il valore di  $3500\text{ K}$  sulla superficie esterna del top coat, investita dai gas caldi della combustione, e  $50\text{ K}$  sulla faccia più interna del substrato, raffreddata da idrogeno liquido.

In Figura 5.9 è riportato l'andamento della temperatura all'interfaccia tra bond coat e substrato al variare dello spessore del top coat. La curva è stata realizzata attraverso un'interpolazione polinomiale di secondo grado dei punti ottenuti numericamente. Il primo spessore che è stato utilizzato è identico a quello del caso aeronautico. Si sono valutati successivi incrementi pari al 10% dello spessore iniziale, ovvero  $30\text{ }\mu\text{m}$ .

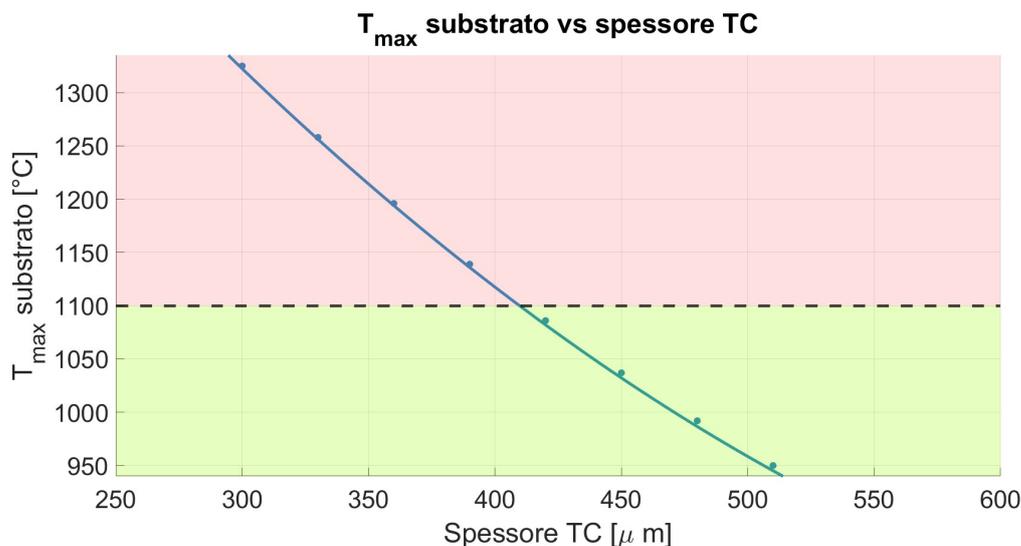


Figura 5.9: Variazione della temperatura all'interfaccia tra bond coat e substrato al variare dello spessore del top coat

Considerando una temperatura massima accettabile all'interfaccia di  $1100\text{ }^{\circ}\text{C}$  (valore prossimo all'estremo superiore dell'intervallo di temperature riportato nella sezione precedente), si nota come uno spessore maggiore del  $\simeq 37\%$ , pari a circa  $410\text{ }\mu\text{m}$ , rispetto al caso aeronautico sia già sufficiente per scendere al di sotto della temperatura di soglia scelta. Risulta possibile ottenere temperature idonee grazie ad un incremento ridotto (di fronte ad un aumento del  $\simeq 115\%$  della temperatura dei gas caldi) dello spessore grazie al raffreddamento estremamente efficiente apportato dall'idrogeno liquido. Si riportano gli andamenti della temperatura e delle tensioni lungo lo spessore dell'elemento analizzando il caso con uno spessore dello strato in YSZ di  $420\text{ }\mu\text{m}$ , lasciando invariati gli spessori degli altri layer.

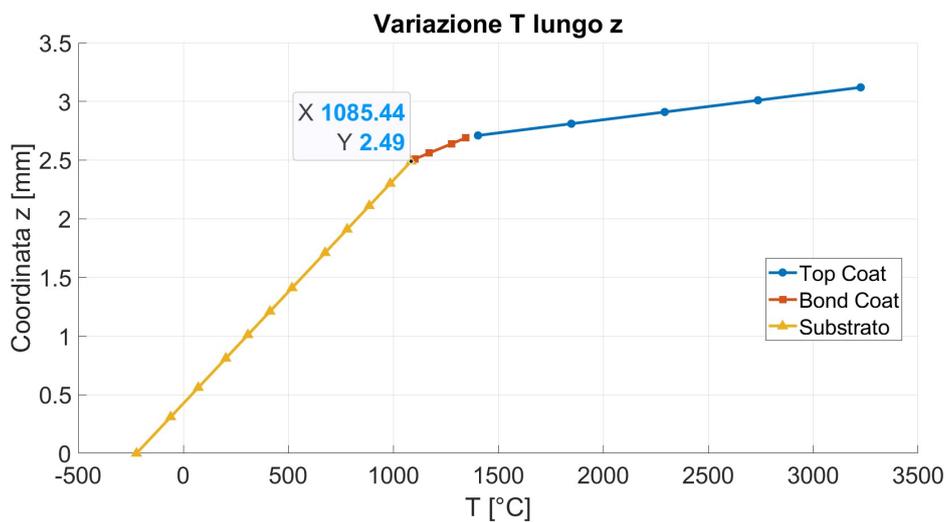


Figura 5.10: Andamento della temperatura lungo lo spessore dell'elemento

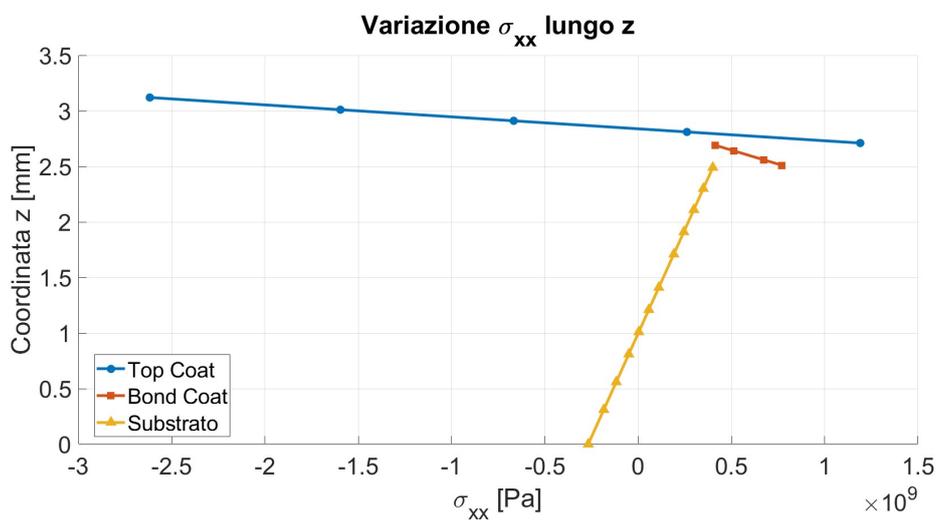


Figura 5.11: Andamento di  $\sigma_{xx}$  lungo lo spessore dell'elemento

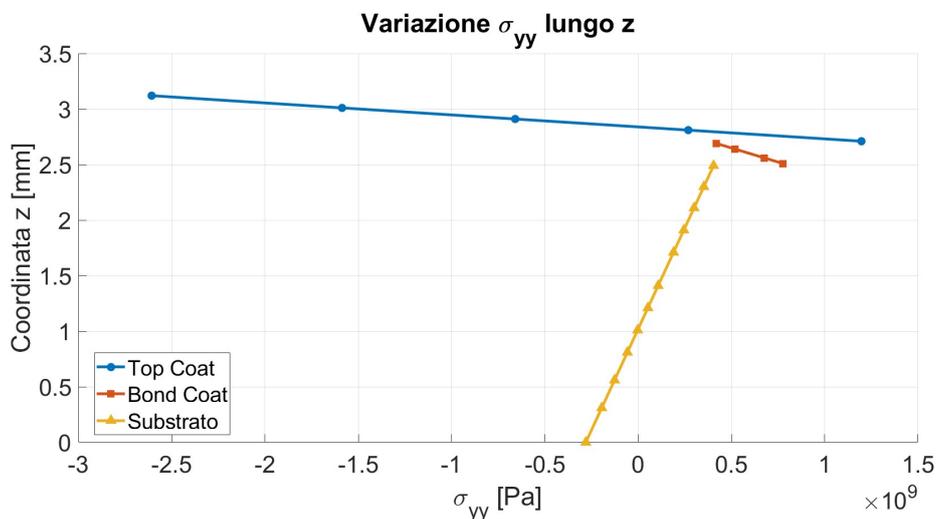


Figura 5.12: Andamento di  $\sigma_{yy}$  lungo lo spessore dell'elemento

In Figura 5.10 risulta possibile notare una riduzione di quasi  $2000^\circ\text{C}$  in appena  $420\ \mu\text{m}$  tra la faccia esterna esposta ai gas caldi e l'interfaccia tra lo strato in YSZ ed il layer in NiCrAlY, seguita da un'ulteriore riduzione di circa  $300^\circ\text{C}$  all'interno del secondo strato.

La temperatura percepita dal substrato appena sotto l'interfaccia con il bond coat assume il valore di  $\simeq 1085^\circ\text{C}$ , inferiore dunque alla temperatura critica imposta.

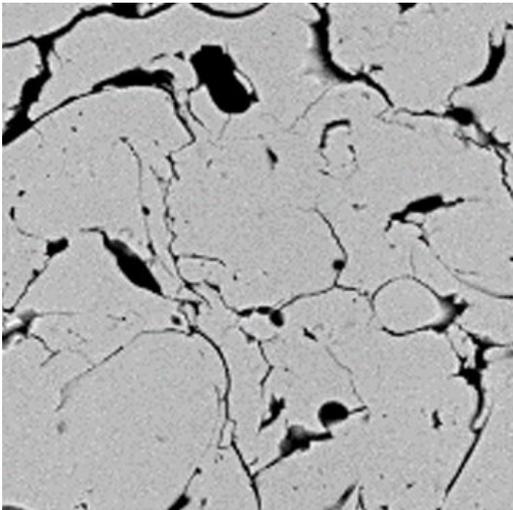
Come prevedibile, le tensioni  $\sigma_{xx}$  e  $\sigma_{yy}$  risultano maggiori rispetto al caso aeronautico, essendo le temperature in gioco decisamente più elevate.

### 5.3 Analisi microstrutturale

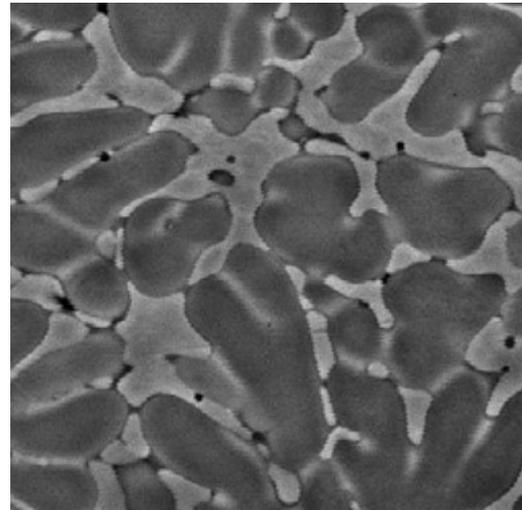
Una volta realizzata l'analisi a livello macroscopico, si passa alla valutazione microstrutturale del rivestimento. Al fine di effettuare una simulazione accurata, si è scelto di adottare, come anticipato all'interno del Capitolo 3, un approccio basato sul concetto dell'RVE (*Representative Volume Element, RVE*). Ricordiamo che tale metodo permette di estrapolare le informazioni macroscopiche di interesse, in termini di proprietà omogenizzate del materiale, a partire dall'analisi di una porzione rappresentativa della struttura dell'elemento.

Il processo di impostazione dell'analisi è stato articolato, sia per il top coat che per il bond coat, nei seguenti passaggi:

1. Selezione della micrografia SEM: partendo da micrografie ottenute tramite microscopia elettronica a scansione (SEM) presenti in letteratura, è stata ritagliata una porzione rappresentativa, in termini di caratteristiche fisiche e chimiche, dell'intera struttura del materiale analizzato. Questo ritaglio ha lo scopo di catturare la distribuzione spaziale e la composizione delle fasi all'interno del materiale;



(a) SEM YSZ[28]



(b) SEM NiCrAlY[29]

Figura 5.13: Microscopie elettroniche a scansione dei due strati protettivi

2. Elaborazione dell'immagine tramite Inkscape: l'immagine selezionata è stata modificata al fine di permetterne una rappresentazione in scala di grigi utilizzando il software Inkscape. Ogni tonalità di grigio è stata associata ad una specifica fase presente nel materiale ed il nero è stato utilizzato per rappresentare la presenza di vuoti. Il numero di tonalità di grigio è stato chiaramente preso pari al numero di fasi individuate.

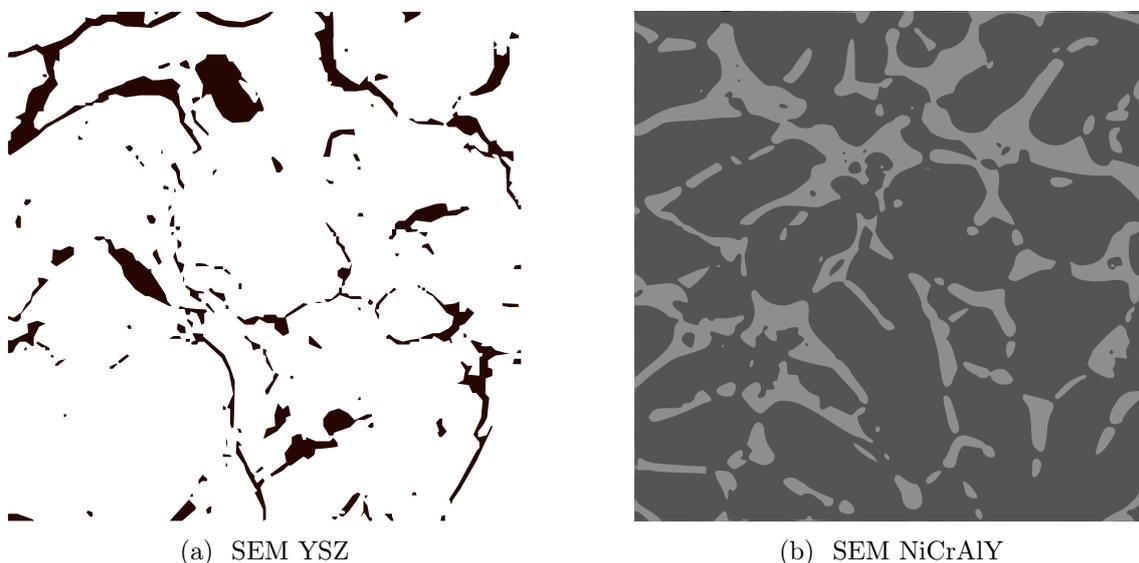
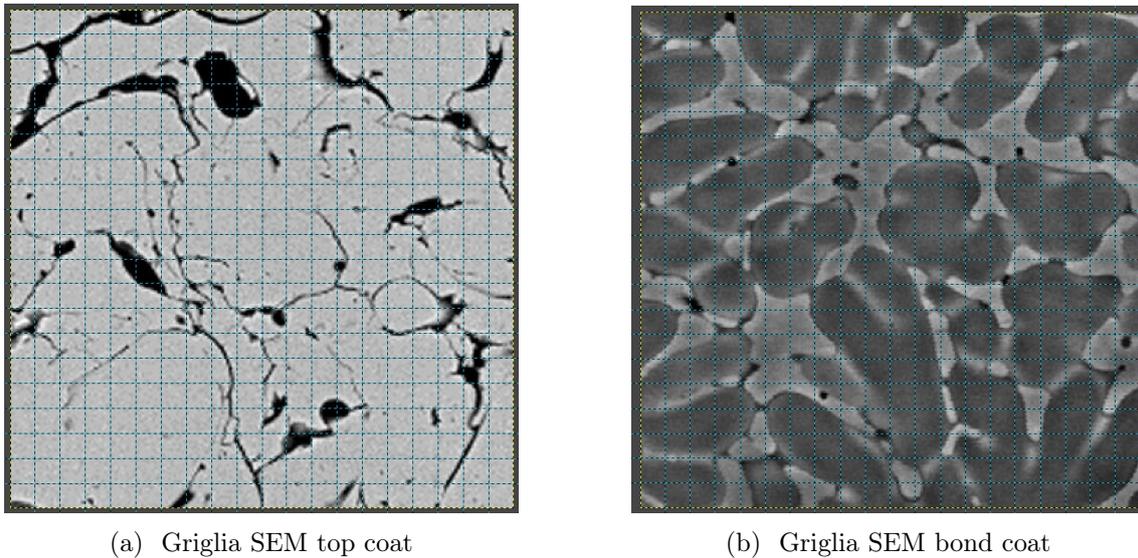


Figura 5.14: Microscopie elettroniche a scansione dei due strati protettivi in scala di grigi

All'interno della Figura 5.14b, le regioni nere sono state aggiunte in seguito manualmente per semplicità; le zone di colore grigio scuro rappresentano la fase  $\beta$ , fragile e ricca di alluminio, mentre le regioni in grigio chiaro raffigurano la matrice  $\gamma$ , duttile e povera di Al;

3. Suddivisione in elementi finiti con l'ausilio di GIMP: la sezione scelta è stata suddivisa tramite una griglia di  $20 \times 20$  elementi Q9 (nove nodi per elemento), basati sull'espansione di Lagrange. Questa suddivisione è stata effettuata con l'ausilio del software GIMP. A ciascun elemento della griglia sono state associate le caratteristiche meccaniche e termiche del materiale maggiormente presente all'interno di tale quadratino, mantenendo così una corretta rappresentazione delle percentuali relative di ciascun elemento/fase. In Figura 5.21 si riporta, a scopo illustrativo, tale suddivisione per le immagini non ancora rielaborate delle microscopie;

Figura 5.15: Prima suddivisione  $20 \times 20$  delle due microscopie

4. Preparazione dell'immagine per l'analisi RVE: l'immagine è stata successivamente "aggiustata" con lo scopo di garantire la periodicità e la ripetibilità richieste dall'analisi RVE. Tale modifica permette di ripetere un numero arbitrario di volte l'elemento rappresentativo utilizzato in entrambe le direzioni della sezione senza richiedere successivi particolari accorgimenti per quanto concerne le condizioni al contorno. Si sono ottenute le seguenti mesh:

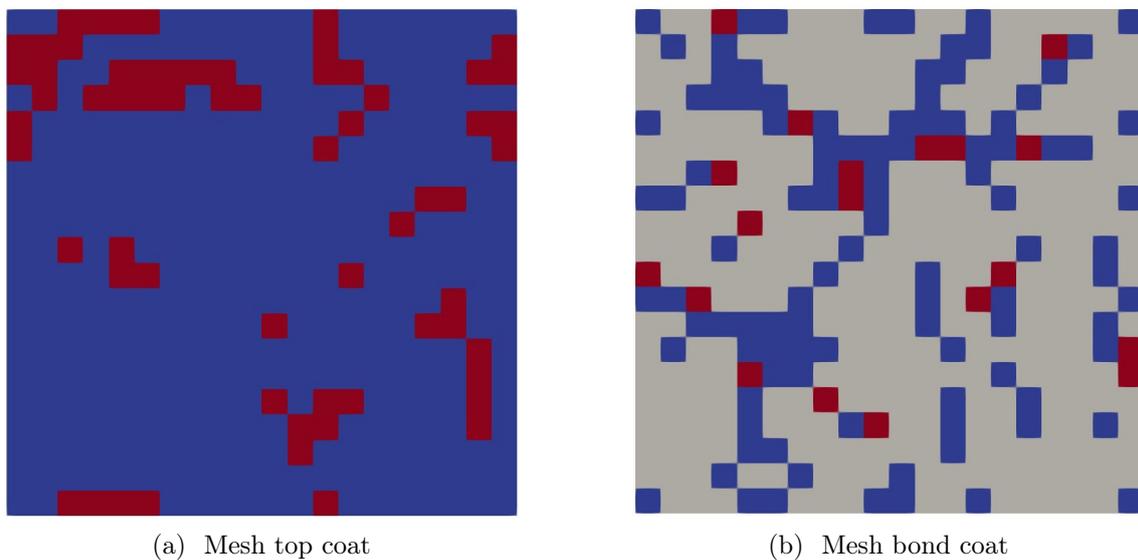


Figura 5.16: Mesh ottenute a partire dalle due microscopie

La visualizzazione è stata resa possibile grazie al software ParaView.

Al fine di ottenere la relazione che lega la percentuale di porosità presente in ciascuno strato alle proprietà omogenizzate del materiale si realizzano diverse simulazioni numeriche modificando, appunto, la percentuale di porosità presente all'interno dell'elemento rappresentativo a partire dalle immagini di Figura 5.13a e 5.13b. In particolare, come riportato in letteratura[30][31], tendenzialmente la porosità caratteristica di bond coat di TBC varia tra  $\simeq 1\%$  ed il  $5\%$ , mentre la percentuale di aria

presente nel top coat rientra in un intervallo molto più ampio, tra il 10/15% ed il 25/30% circa. Si svolge la simulazione numerica con le seguenti mesh:

- Top Coat:
  1. porosità del 10%, ovvero 40 elementi Q9 con le proprietà dell'aria su 400 totali;
  2. porosità del 15.75% (63 elementi Q9 su 400), valore calcolato dall'immagine di Figura 5.16a;
  3. porosità del 20%, ossia 80 elementi su 400 totali.
- Bond Coat:
  1. porosità del 2%, fase  $\gamma$  povera di alluminio presente al 26.75% e fase  $\beta$  ricca di alluminio al 71.25%;
  2. porosità del 3.5%, fase  $\gamma$  presente al 26.25% e fase  $\beta$  al 70.25%;
  3. porosità del 4.75%, percentuale calcolata dall'immagine di Figura 5.16b. Fase  $\gamma$  presente al 25.75% e fase  $\beta$  al 69.5%.

Si riportano di seguito le proprietà dei materiali e delle fasi di interesse.

	TC	BC	BC	TC & BC
<b>Materiale</b>	YSZ	Fase $\beta$	Fase $\gamma$	Aria
<b><math>E</math> [GPa]</b>	180	210	170	10E-9
<b><math>\nu</math></b>	0.20	0.30	0.30	10E-3
<b><math>\rho</math> [kg/m<sup>3</sup>]</b>	5 600	8 200	5 900	1.225
<b>CTE [°C<sup>-1</sup>]</b>	12E-6	19E-6	15.5E-6	10E-4
<b><math>\chi</math> [W/mK]</b>	1.3	5.3	4.3	-

Tabella 5.2: Caratteristiche materiali e fasi[32][33][34][35]

### Top Coat

L'analisi microstrutturale realizzata con una mesh che presenta il 10% di porosità ha portato ad ottenere i seguenti risultati:

- modulo di Young  $E$ : 153 GPa;
- coefficiente di Poisson  $\nu_{12}$ : 0.20;
- coefficiente di dilatazione termica  $CTE$ : 12 °C<sup>-1</sup> lungo  $x$ , 15.5 °C<sup>-1</sup> in direzione  $y$ .

Svolgendo la simulazione con una mesh caratterizzata dal 15.75% di porosità si sono ottenute le seguenti proprietà omogenizzate:

- modulo di Young  $E$ : 143 GPa;
- coefficiente di Poisson  $\nu_{12}$ : 0.20;
- coefficiente di dilatazione termica  $CTE$ : 12 °C<sup>-1</sup> lungo  $x$ , 19.8 °C<sup>-1</sup> in direzione  $y$ .

Infine, con la terza simulazione (20% porosità), si sono ricavati i risultati seguenti:

- modulo di Young  $E$ : 136  $GPa$ ;
- coefficiente di Poisson  $\nu_{12}$ : 0.20;
- coefficiente di dilatazione termica  $CTE$ :  $12^{\circ}C^{-1}$  lungo  $x$ ,  $22.0^{\circ}C^{-1}$  in direzione  $y$ .

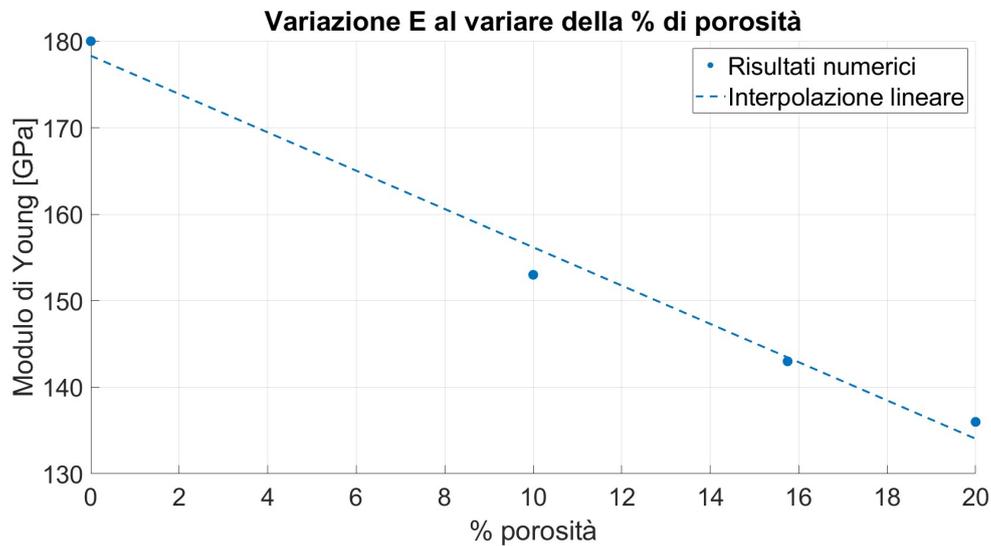


Figura 5.17: Andamento del modulo di elasticità al variare della percentuale di porosità

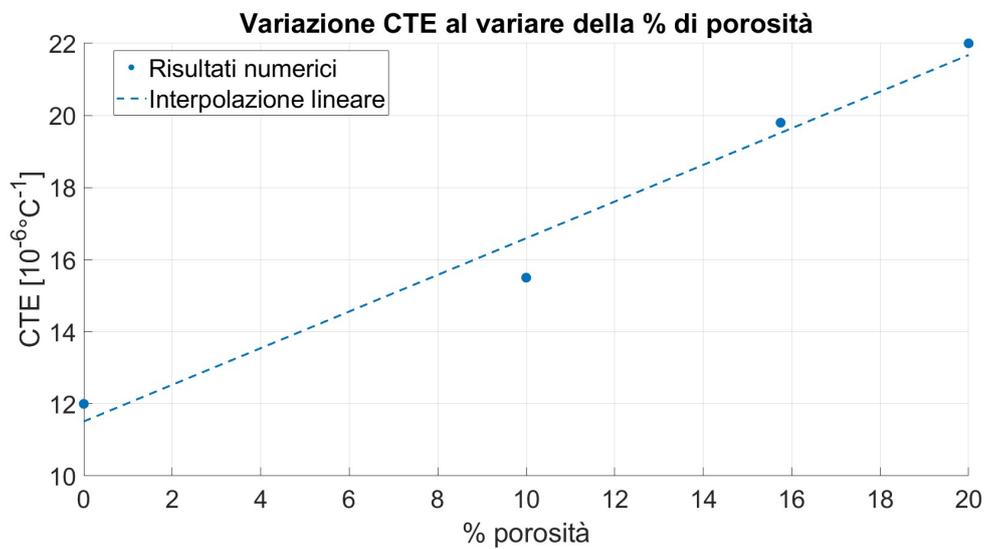


Figura 5.18: Andamento del CTE al variare della percentuale di porosità

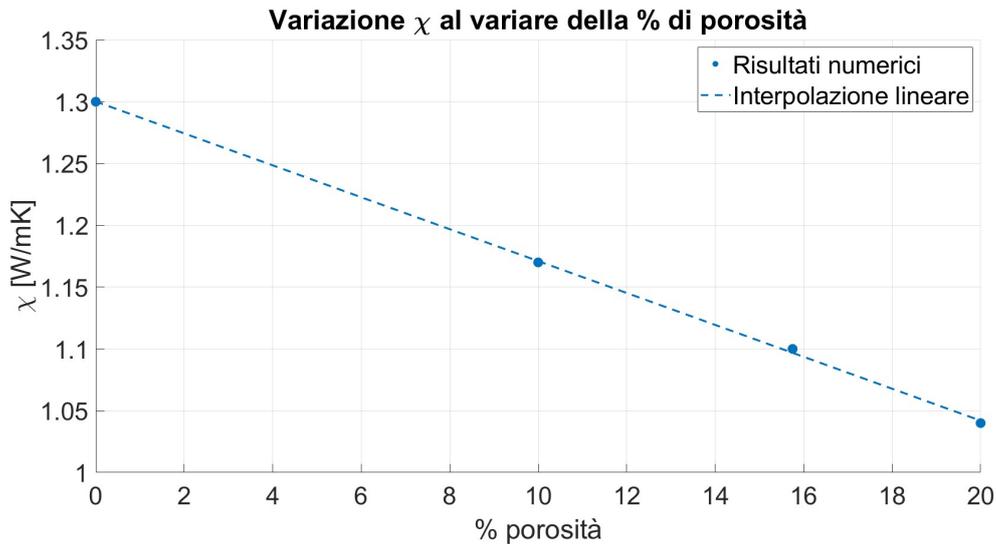


Figura 5.19: Andamento del  $\chi$  al variare della percentuale di porosità

Come riportato in Figura 5.17, risulta evidente la riduzione del modulo di Young, e dunque della rigidità, del materiale all'aumentare della porosità; di fatto la presenza di pori riduce la densità dello strato protettivo rendendolo maggiormente flessibile e portando ad una ridotta capacità di resistere alla deformazione elastica sotto carico. Il CTE risulta costante in direzione  $x$  (analisi bidimensionale), ma, come la Figura 5.18 suggerisce, aumenta in direzione  $y$  al crescere della porosità poiché la presenza di pori riduce la continuità del materiale, modificandone la risposta termica. Tuttavia, l'effetto sul CTE non è lineare e dipende dalla distribuzione dei pori, la quale rende il materiale anisotropo (considerato, invece, isotropo durante le analisi macrostrutturali). Infine, come prevedibile, la conducibilità termica subisce una riduzione praticamente lineare all'aumentare della porosità (Figura 5.19). Si fanno le seguenti considerazioni confrontando le caratteristiche meccaniche e termiche utilizzate come input nelle analisi macrostrutturali con le proprietà omogenizzate ottenute:

- il modulo di elasticità del caso macrostrutturale, in cui il materiale viene considerato "pieno", assume un valore più elevato, lo stesso che si otterrebbe realizzando un'analisi microstrutturale con una porosità dello 0%;
- il CTE in direzione  $x$  assume lo stesso valore, aumentando invece in direzione  $y$ . La presenza e la distribuzione di aria all'interno del layer rendono, dunque, il materiale anisotropo;
- il  $\chi$  si riduce con la porosità a causa del fatto che l'aria possiede una conducibilità termica molto inferiore rispetto ai materiali solidi.

In Figg. 5.16a, 5.20a e 5.20b sono riportati gli schemi raffiguranti le 3 mesh impiegate.

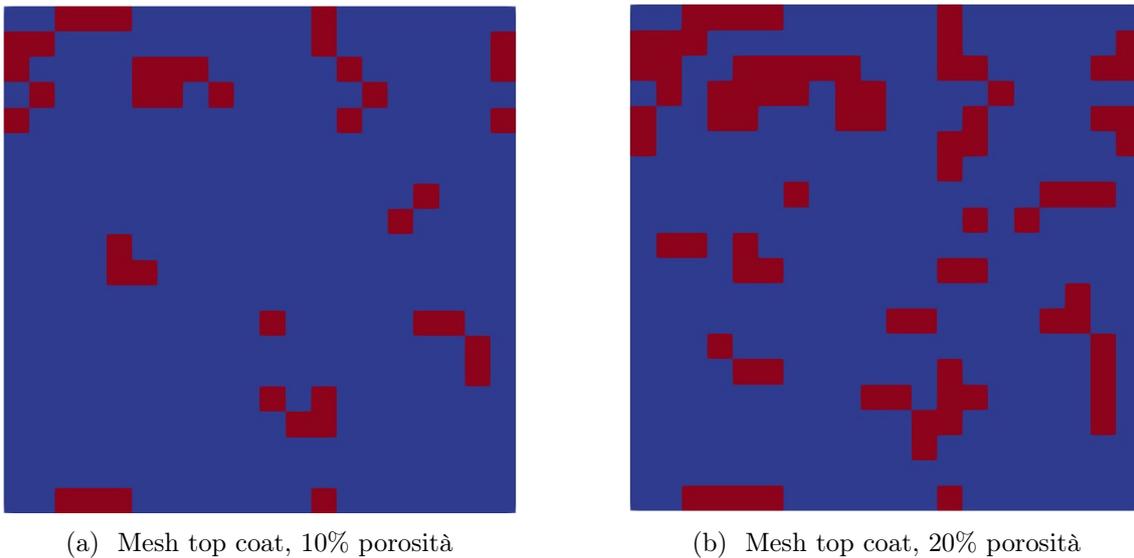


Figura 5.20: Schemi mesh top coat

In Tabella 5.3 si riassume quanto ottenuto.

Top Coat	Rif.	10%	15.75%	20%
$E$ [GPa]	180	153	143	136
$\nu$	0.20	0.20	0.20	0.20
$CTE_x$ [ $^{\circ}C^{-1}$ ]	12E-6	12E-6	12E-6	12E-6
$CTE_y$ [ $^{\circ}C^{-1}$ ]	12E-6	15.5E-6	19.8E-6	22.0E-6
$\chi$ [W/mK]	1.3	1.17	1.10	1.04

Tabella 5.3: Caratteristiche meccaniche e termiche analisi macrostrutturale e proprietà omogenizzate ottenute - TC

### Bond Coat

Si riportano di seguito risultati ottenuti mediante la simulazione numerica microstrutturale realizzata per il bond coat al variare della percentuale di porosità presente all'interno del layer.

Porosità dello strato del 2%:

- modulo di Young  $E$ : 180 GPa;
- coefficiente di Poisson  $\nu_{12}$ : 0.30;
- coefficiente di dilatazione termica  $CTE$ :  $16.6^{\circ}C^{-1}$  lungo  $x$ ,  $16.7^{\circ}C^{-1}$  in direzione  $y$ .

Secondo caso, percentuale in volume di aria del 3.5%:

- modulo di Young  $E$ : 180 GPa;
- coefficiente di Poisson  $\nu_{12}$ : 0.30;
- coefficiente di dilatazione termica  $CTE$ :  $16.6^{\circ}C^{-1}$  lungo  $x$ ,  $16.7^{\circ}C^{-1}$  in direzione  $y$ .

Porosità pari al 4.75%:

- modulo di Young  $E$ : 180 GPa;
- coefficiente di Poisson  $\nu_{12}$ : 0.30;
- coefficiente di dilatazione termica  $CTE$ :  $16.5^\circ C^{-1}$  lungo  $x$ ,  $16.7^\circ C^{-1}$  in direzione  $y$ .

Diversamente da quanto osservato per il top coat, il modulo di Young si mantiene costante nei 3 casi studio analizzati. Con tutta probabilità, questo comportamento è dovuto alla generale ridotta variazione della presenza di pori all'interno del bond coat, la cui percentuale in volume si modifica di appena  $\simeq 1.5\%$  tra un caso e l'altro. Il trend esibito dal coefficiente di dilatazione termica risulta pressoché identico a quello del modulo di Young (in entrambe le direzioni considerate). La conducibilità termica si riduce leggermente con l'incremento della percentuale di porosità.

Realizzando un confronto con le proprietà utilizzate durante le analisi macrostrutturali risulta immediato notare la loro coerenza con i risultati derivati da questa seconda tipologia di simulazione numerica. In particolare:

- il modulo di elasticità risulta leggermente maggiore dal momento che nella simulazione microstrutturale sono state considerate sia la fase  $\beta$  che la fase  $\gamma$ , la prima delle quali rigida e fragile;
- il  $CTE$  mostra valori lievemente superiori dal momento che la presenza di aria non è contemplata nella prima simulazione svolta, ovvero nell'analisi macrostrutturale;
- il  $\chi$  risulta leggermente superiore rispetto al caso analizzato all'interno della Sezione 5.2 dal momento che si prende in considerazione la fase  $\beta$ , caratterizzata da una maggiore conducibilità. Il trend seguito è analogo a quanto descritto per lo strato in YSZ.

In Figg. 5.16b, 5.21a e 5.21b sono riportati gli schemi raffiguranti le 3 mesh impiegate.

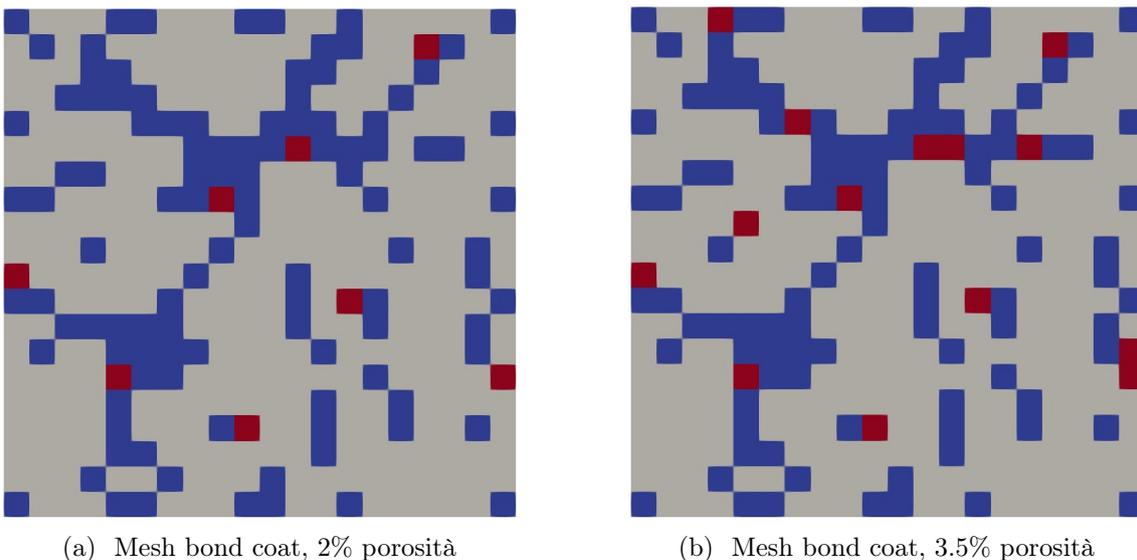


Figura 5.21: Schemi mesh bond coat

In Tabella 5.4 si riassume quanto ottenuto.

Bond Coat	Rif.	2%	3.5%	4.75%
$E$ [GPa]	170	180	180	179
$\nu$	0.23	0.30	0.30	0.30
$CTE_x$ [ $^{\circ}C^{-1}$ ]	14.5E-6	16.6E-6	16.6E-6	16.5E-6
$CTE_y$ [ $^{\circ}C^{-1}$ ]	14.5E-6	16.7E-6	16.7E-6	16.7E-6
$\chi$ [W/mK]	4.3	4.93	4.85	4.79

Tabella 5.4: Caratteristiche meccaniche e termiche analisi macrostrutturale e proprietà omogenizzate ottenute - BC

### 5.3.1 Analisi mesoscala con proprietà omogenizzate

Le proprietà omogenizzate ottenute nei diversi casi analizzati sono adesso utilizzate come input per svolgere nuovamente l'analisi a livello macroscopico. Si svolgono 3 simulazioni numeriche, andando ad accoppiare i risultati ottenuti per il top coat ed il bond coat nelle 3 analoghe situazioni di bassa porosità, media porosità ed elevata porosità. Il caso studio analizzato è quello riguardante l'ambito spaziale e lo spessore del top coat utilizzato è quello minimo per cui la temperatura all'interfaccia con il substrato metallico risultava accettabile, ovvero  $420 \mu m$ . Dal momento che la simulazione numerica realizzata è bidimensionale (non viene presa in considerazione la dimensione lungo  $x$ ), il coefficiente di dilatazione termica impiegato è il  $CTE_y$ .

#### TBC a bassa porosità

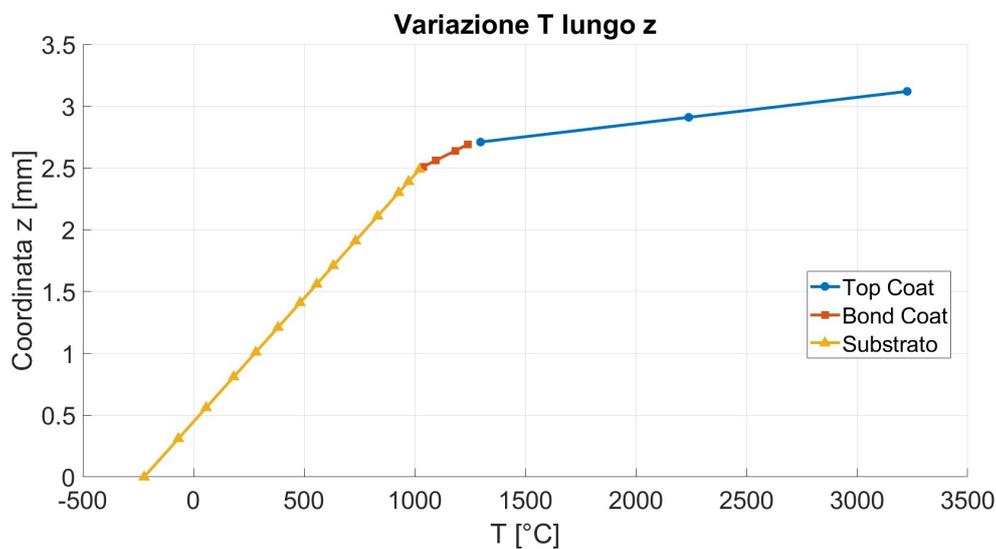


Figura 5.22: Andamento della temperatura lungo lo spessore dell'elemento

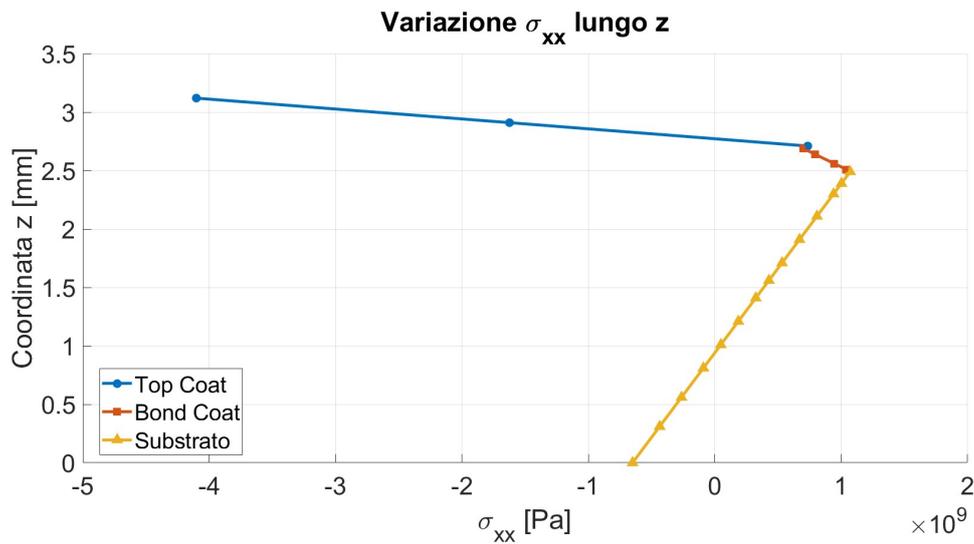


Figura 5.23: Andamento di  $\sigma_{xx}$  lungo lo spessore dell'elemento

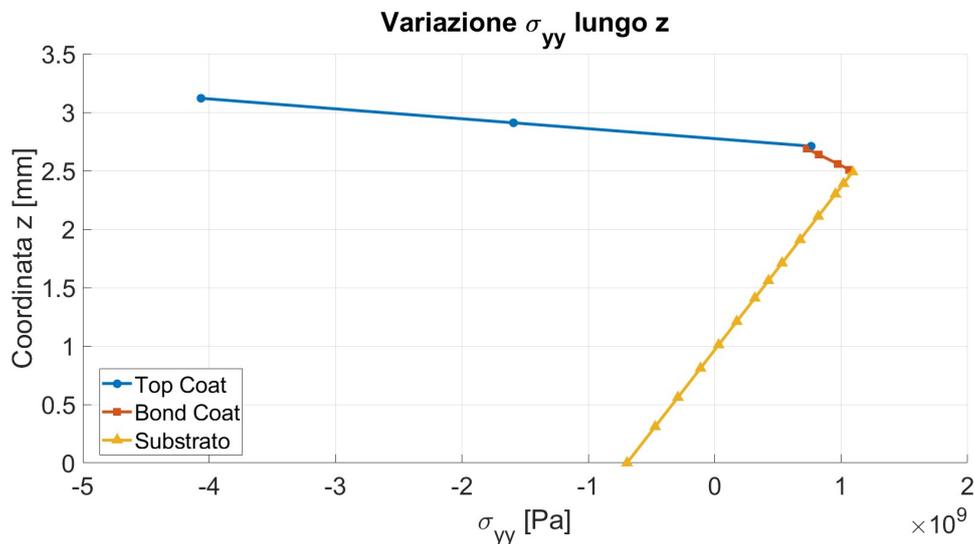


Figura 5.24: Andamento di  $\sigma_{yy}$  lungo lo spessore dell'elemento

Il diagramma riportato in Figura 5.22 mostra una temperatura massima a cui il substrato risulta soggetto di circa  $1023^\circ\text{C}$ , inferiore rispetto al caso di Figura 5.10. Questo comportamento è attribuibile alla riduzione della conducibilità termica del top coat, la quale ha prevalso sul risultato ottenuto dal momento che il  $\chi$  del bond coat risulta, invece, superiore.

Le Figg. 5.23 e 5.24 mostrano un andamento delle tensioni più omogeneo rispetto alla situazione esibita in Figura 5.11 ed in Figura 5.12 dovuto, probabilmente, ad una maggiore uniformità dei coefficienti di dilatazione termica dei 3 strati. L'andamento segue quanto atteso, sebbene l'intensità delle tensioni, anche in questa analisi, risulta elevata.

TBC a media porosità

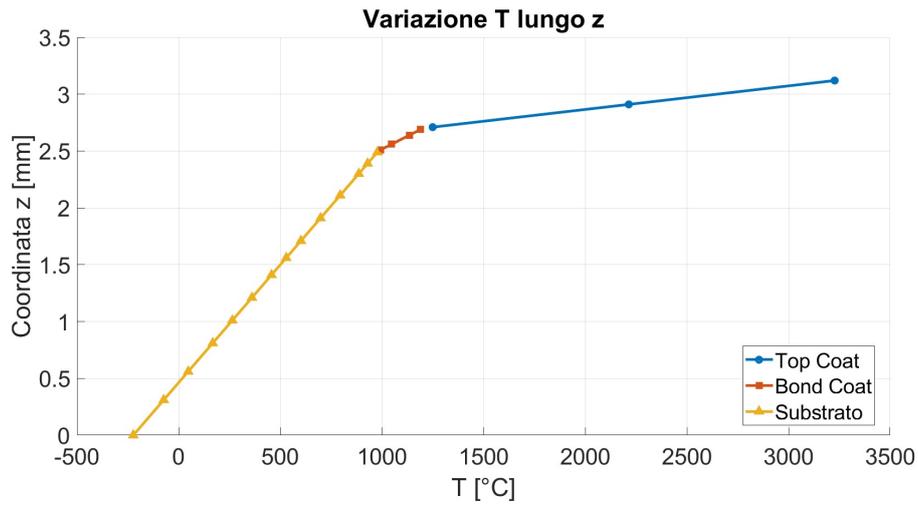


Figura 5.25: Andamento della temperatura lungo lo spessore dell'elemento

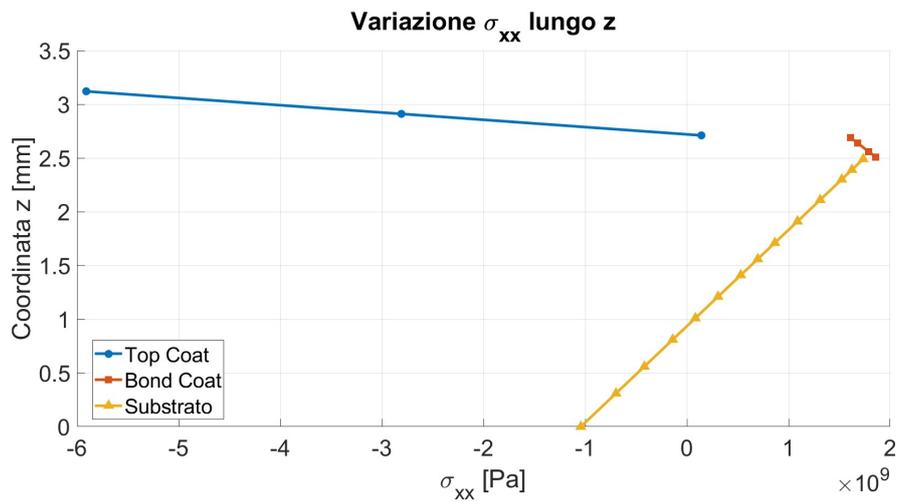


Figura 5.26: Andamento di  $\sigma_{xx}$  lungo lo spessore dell'elemento

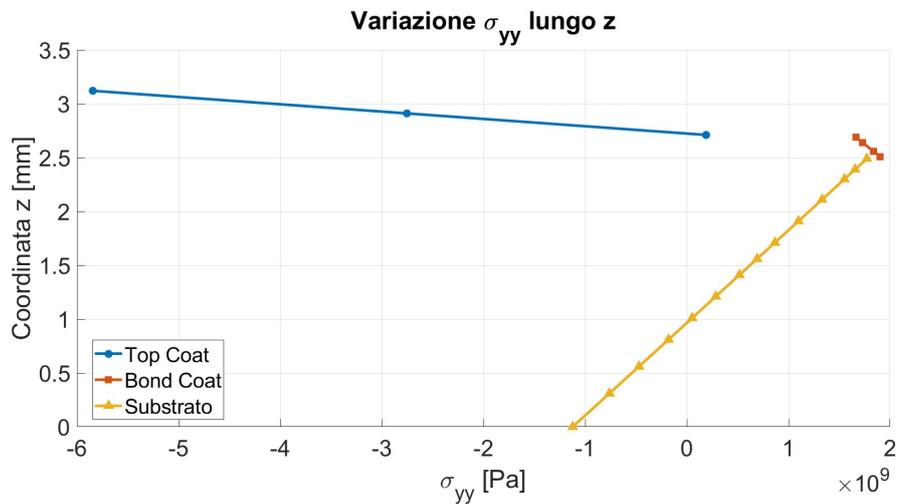


Figura 5.27: Andamento di  $\sigma_{yy}$  lungo lo spessore dell'elemento

La temperatura all'interfaccia ha subito un'ulteriore riduzione, passando al valore di  $\simeq 978^\circ\text{C}$ . L'andamento delle tensioni presenta, in questa situazione, delle discontinuità. L'origine di questo comportamento è possibile che risieda nel discostamento del  $CTE_y$  dello strato in YSZ rispetto agli altri due layer.

### TBC ad alta porosità

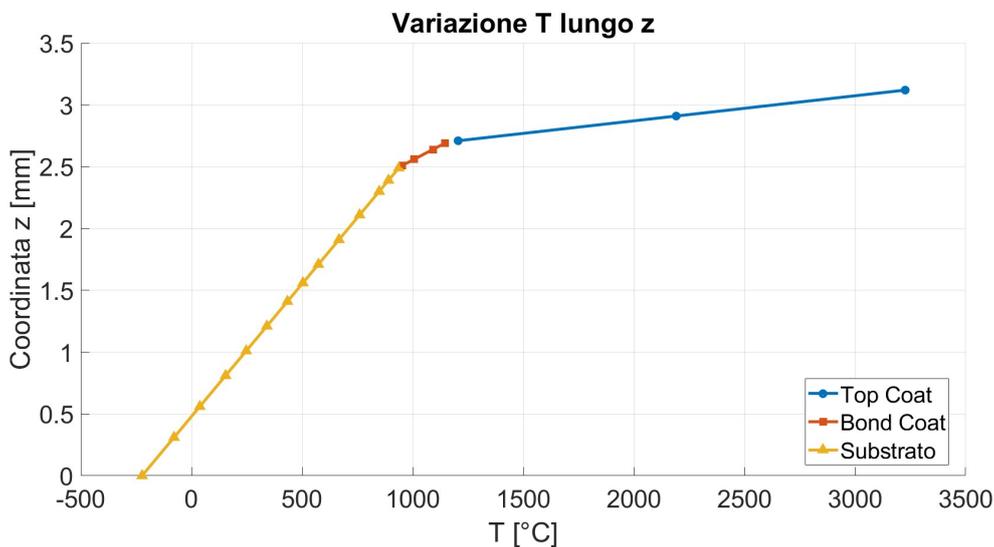


Figura 5.28: Andamento della temperatura lungo lo spessore dell'elemento

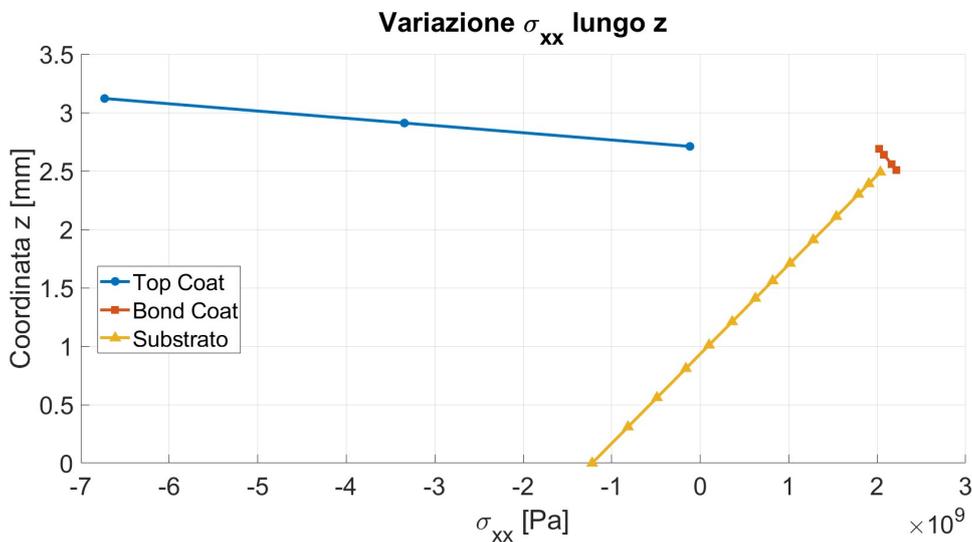


Figura 5.29: Andamento di  $\sigma_{xx}$  lungo lo spessore dell'elemento

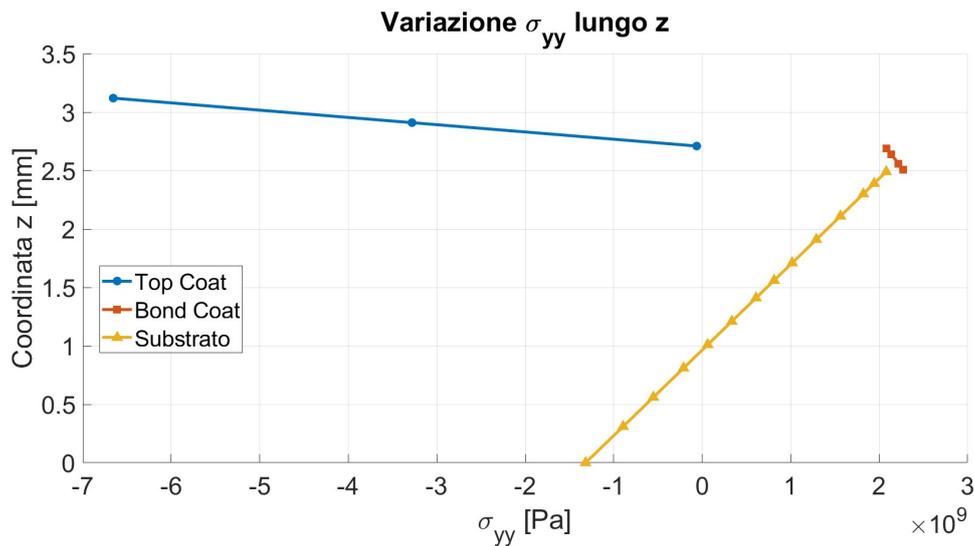


Figura 5.30: Andamento di  $\sigma_{yy}$  lungo lo spessore dell'elemento

Si nota, nuovamente, un valore minore della  $T_{max}$  a cui risulta soggetto lo strato in superlega a base nichel, il quale si attesta sui  $938^\circ\text{C}$ . Per quanto concerne le tensioni, si nota, in modo ancora più marcato, un comportamento analogo al caso precedente.

### Confronto casi analizzati

In Figura 5.31 ed in Figura 5.32 sono riportati i grafici ottenuti dalla sovrapposizione dei 3 casi con diversa porosità analizzati e dai risultati precedentemente calcolati con le proprietà ottenute dalla letteratura.

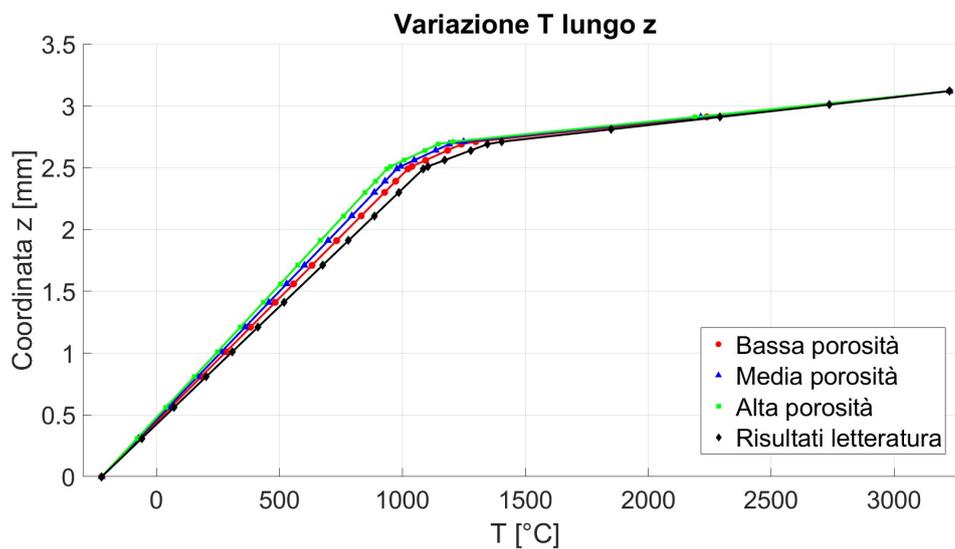


Figura 5.31: Andamento della temperatura lungo lo spessore dell'elemento

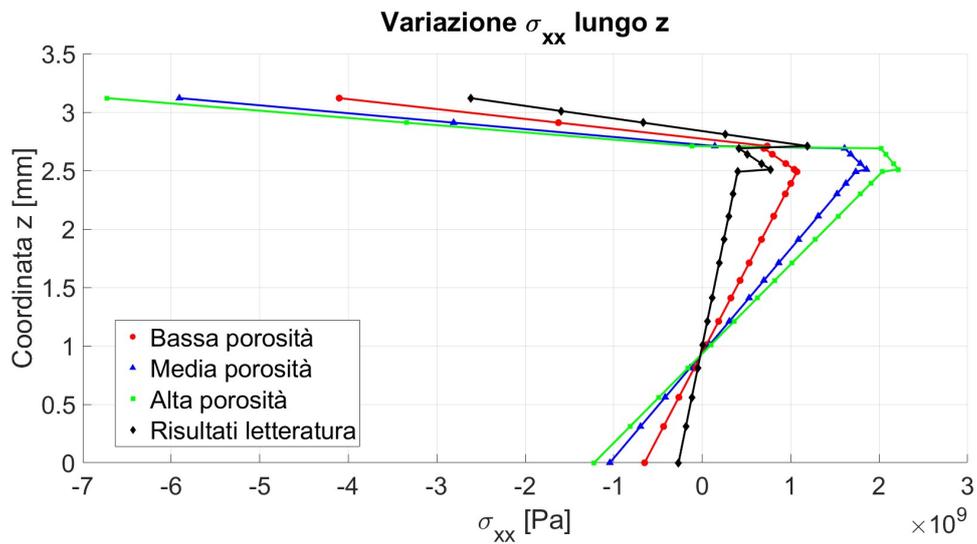


Figura 5.32: Andamento di  $\sigma_{xx}$  lungo lo spessore dell'elemento

Gli andamenti rappresentati all'interno dei due grafici confermano quanto precedentemente asserito.

Dal momento che l'analisi termo-elastica realizzata impiegando i risultati riportati in letteratura considera la struttura "compatta", ovvero esente da porosità, la linea relativa a tale caso può essere considerata come quella di "minima porosità" e la sua posizione all'interno dei due grafici risulta coerente con questa definizione.

# Capitolo 6

## Conclusioni

All'interno del lavoro di tesi presentato, riassumendo, è stata condotta un'analisi numerica approfondita sui Thermal Barrier Coating (TBC), allo scopo di valutarne l'idoneità per applicazioni spaziali, rispetto ai classici impieghi aeronautici. Le simulazioni, eseguite tramite il software MUL<sup>2</sup>, hanno permesso di studiare in dettaglio le prestazioni termomeccaniche dei rivestimenti, fornendo una caratterizzazione precisa dei parametri critici, come lo spessore del top coat e l'effetto della composizione della microstruttura.

I risultati numerici ottenuti hanno evidenziato in modo chiaro l'efficacia dei TBC di convenzionale impiego aeronautico e per le turbine a gas, con opportuni adattamenti, in contesti spaziali, caratterizzati da condizioni operative più severe. Inoltre, i valori calcolati hanno dimostrato come sia possibile correlare le caratteristiche microstrutturali con le prestazioni finali del sistema protettivo. In questo caso, il principale parametro considerato è stata la percentuale di porosità all'interno del TBC realizzato mediante APS. I risultati mostrano che una microstruttura appropriata può risultare capace di ridurre gli stress termici, abbassando il rischio di cedimento del rivestimento. In particolare:

- un incremento dello spessore del top coat del 37%, rispetto ad un tipico valore di  $300\ \mu m$ , ha permesso di mantenere la temperatura all'interfaccia tra bond coat e substrato entro valori accettabili, garantendo una significativa riduzione del trasferimento di calore anche in condizioni operative estreme (temperatura dei gas caldi di  $3\ 500\ K$ );
- le componenti principali (in termini di intensità) delle tensioni,  $\sigma_{xx}$  e  $\sigma_{yy}$ , come atteso, si distribuiscono lungo lo spessore in modo non uniforme, con picchi alle interfacce tra i vari strati. Inoltre, la loro intensità risulta particolarmente elevata e decisamente superiore rispetto al caso aeronautico a causa delle maggiori temperature di esercizio. Ad ogni modo, il trend seguito risulta coerente con quanto presente in letteratura ed in linea con quanto atteso;
- aumentando l'omogeneità del coefficiente di dilatazione termica dei tre layer (dipendente dalla porosità degli strati) si ottiene una maggiore uniformità delle tensioni all'interfaccia riducendo, di fatto, il rischio di delaminazione. In particolare, la situazione più favorevole è stata ottenuta nel primo caso analizzato all'interno della Sezione 5.3.1, ovvero quella di bassa porosità;
- l'incremento della porosità del top coat ha portato alla riduzione della rigidità del materiale, rendendolo più flessibile, ma senza compromettere la capacità del rivestimento di sopportare i carichi termici: al contrario, la temperatura

massima di cui risente il substrato è diminuita nonostante un valore superiore della conducibilità termica esibita dal bond coat.

I risultati ottenuti dimostrano che, inserite le opportune modifiche, i TBC aeronautici possono essere adattati con successo per applicazioni spaziali, offrendo protezione termica adeguata e resistenza meccanica idonea alle condizioni tipiche del settore.

## Prospettive future

Nonostante i risultati ottenuti siano promettenti, alcune aree meritano ulteriori approfondimenti. In particolare:

- la porosità elevata ha causato anisotropia per quanto riguarda le proprietà termiche, la quale potrebbe essere mitigata ottimizzando la distribuzione dei pori all'interno del rivestimento;
- le tensioni massime ottenute nel caso studio spaziale sono risultate eccessivamente elevate e potrebbero portare al verificarsi del fenomeno di delaminazione;
- l'inclusione di fenomeni come ossidazione e corrosione nelle simulazioni numeriche potrebbe migliorare ulteriormente la predizione delle prestazioni dei rivestimenti in condizioni reali.

Lo sviluppo dell'approccio numerico impiegato pone le basi per uno studio più approfondito dei sistemi di protezione termica, consentendo l'ottimizzazione dei parametri di processo finalizzati al raggiungimento delle prestazioni desiderate. In futuro, al fine di poter esportare efficientemente l'attuale stato dell'arte dei rivestimenti di protezione termica di impiego aeronautico al settore spaziale, sarà necessario adottare degli accorgimenti finalizzati alla risoluzione, o almeno all'attenuazione, delle problematiche e delle sfide descritte.

# Bibliografia

- [1] Fathi A. Reyhani M. R. Alizadeh M. et al. “Turbine blade temperature calculation and life estimation - a sensitivity analysis”. In: *Propulsion and Power Research* (2013).
- [2] Golewski P. Sadowski T. “Detection and numerical analysis of the most efforted places in turbine blades under real working conditions”. In: *Computational Materials Science* (2012).
- [3] Steinke T. Vaßen R. Jarligo M. O. et al. “Overview on advanced thermal barrier coatings”. In: *Surface Coatings Technology* (2010).
- [4] Boone D. H. “Physical vapour deposition processes”. In: *Materials Science and Technology* (1986).
- [5] Choy K. L. “Chemical vapour deposition of coatings”. In: *Progress in Materials Science* (2001).
- [6] Thumann M. Konter M. “Materials and manufacturing of advanced industrial gas turbine components”. In: *Materials Processing Technology 117 (2001) 386-390* (2001).
- [7] Najaf H. Uyanna O. “Thermal protection systems for space vehicles: A review on technology development, current challenges and future prospects”. In: *Acta Astronautica* (2020).
- [8] -. *How spaceship heat shields work*. Accesso alla pagina il 28/03/2024. 2024. URL: <https://ig.space/commslink/how-spaceship-heat-shields-work>.
- [9] NASA. *STS-31 on Approach*. Accesso alla pagina il 28/03/2024. 2023. URL: <https://www.flickr.com/photos/nasacommons/40766112213/in/photostream/>.
- [10] Baker M. Gupta R. K. Sinha P. P. et al. “Development of Functionally Graded Coating material for metallic Thermal Protection System of Reusable Launch Vehicle”. In: *Trans Indian Inst Me* (2011).
- [11] Bassiouny Saleh Sathish M. Radhika N. “A critical review on Functionally Graded Coatings: methods, properties, and challenges”. In: *Composites Part B* (2021).
- [12] Quentmeyer R. J. “Thrust chamber thermal barrier coating techniques”. In: *AGARD* (1988).
- [13] Ramesh Babu N. Schloesser J. Fedorova T. et al. “Thermal barrier coatings on copper substrates of rocket applications”. In: *Journal of solid mechanics and materials engineering* (2010).
- [14] Agrawal R. D. Sidhu T. S. Prakash S. “Studies on the properties of high-velocity oxy-fuel thermal spray coatings for higher temperature applications”. In: *Materials Science, Vol. 41, No. 6* (2005).

- [15] Zappino E. Carrera E. Petrolo M. et al. *Finite element analysis of structures through unified formulation*. Wiley, 2023.
- [16] Santori M. “Analisi aeroelastiche di strutture di velivoli utilizzando teorie strutturali avanzate e DLM”. In: - (2023).
- [17] Carrera E. Zappino E. “Thermo-piezo-elastic analysis of amplified piezoceramic actuators using a refined one-dimensional model”. In: *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* (2018).
- [18] Masia R. “Modelli multiscala per analisi igro-termo-elastica di strutture e materiali compositi eterogenei”. In: - (2023).
- [19] Trombini M. Petrolo M. Pagani A. et al. “Thermomechanical analysis of CFRP representative volume elements with voids”. In: - (2018).
- [20] Vogan J. W. Bataakis A. P. “Rocket thrust chamber Thermal Barrier Coatings”. In: *SOLAR TURBINES INCORPORATED* (1985).
- [21] Tin S. Pollock T. M. “Nickel-based superalloys for advanced turbine engines: chemistry, microstructure, and properties”. In: *JOURNAL OF PROPULSION AND POWER* (2006).
- [22] Mazdizyasni K. S. Adams J. W. Ruh R. “Young’s modulus, flexural strength, and fracture of Yttria-Stabilized Zirconia versus temperature”. In: *Journal of the American Ceramic Society* (1997).
- [23] Barker W. Gadag S. Subbarayan G. “Thermo-elastic properties of dense YSZ and porous Ni-ZrO<sub>2</sub> monolithic and isotropic materials”. In: *JOURNAL OF MATERIALS SCIENCE* (2006).
- [24] Brindley W. J. Cook L. S. Wolfenden A. “Temperature dependence of dynamic Young’s modulus and internal friction in LPPS NiCrAlY”. In: *JOURNAL OF MATERIALS SCIENCE* (1994).
- [25] Jones A. Karunaratne M. S. A. Kyaw S. et al. “Modelling the coefficient of thermal expansion in Ni-based superalloys and bond coatings”. In: *JOURNAL OF MATERIALS SCIENCE* (2016).
- [26] Zhang H. Yin Y. Qi R. et al. “Microstructure design to improve the efficiency of thermal barrier coatings”. In: *Elsevier* (2018).
- [27] Walsh P. N. Taylor T. A. “Dilatometer studies of NiCrAlY coatings”. In: *Elsevier* (2004).
- [28] Curry N. Mahade S. Venkat A. et al. “Erosion performance of Atmospheric Plasma Sprayed Thermal Barrier Coatings with diverse porosity levels”. In: *MDPI* (2021).
- [29] Xiao P. Chen Y. Zhao X. “Effect of microstructure on early oxidation of MCrAlY coatings”. In: *Elsevier* (2018).
- [30] Xiao P. Zhang X. Carr J. et al. “3D characterisation of porosity in an air plasma-sprayed thermal barrier coating and its effect on thermal conductivity”. In: *Elsevier* (-).
- [31] Góral M. Kubaszek T. Pytel M. “The influence of LPPS process parameters on porosity and microstructure of MCrAlY coatings”. In: *Materials Science Forum* (2015).

- 
- [32] Rayón E. Pereira J. C. Zambrano J. C. et al. “Mechanical and microstructural characterization of MCrAlY coatings produced by laser cladding: The influence of the Ni, Co and Al content”. In: *Surface Coatings Technology* (2018).
- [33] Zhu Y. L. Liang J. J. Wei H. et al. “Phase constituents and thermal expansion behavior of a NiCrAlYRe coating alloy”. In: *Springer* (2010).
- [34] Trombini M. Petrolo M. Pagani A. et al. “Thermomechanical analysis of carbon fiber-reinforced polymer representative volume elements with voids”. In: *Journal of Reinforced Plastics and Composites* (2023).
- [35] Gur M. Taymaz I. Mimaroglu A. et al. “Comparison of thermal stresses developed in Al<sub>2</sub>O<sub>3</sub>-SG, ZrO<sub>2</sub> and ZrO<sub>2</sub>-SG thermal barrier coating systems with NiAl, NiCrAl<sub>y</sub> and NiCoCrAlY interlayer materials subjected to thermal loading”. In: *Elsevier* (1999).