UNIVERSITÀ DEGLI STUDI DI PADOVA

DIPARTIMENTO DI TECNICA E GESTIONE DEI SISTEMI INDUSTRIALI

Corso di Laurea in
Ingegneria dell'Innovazione del Prodotto

Progettazione della produzione additiva di un componente strutturale in metallo per il settore aerospaziale

Relatore
Dr. Ing. Filippo Zanini

Correlatore
Ing. Nicolò Bonato

Laureandi: *Alberto Bonioli*
Rebecca Covolo
Andrea Genero
Nicola Milan

ANNO ACCADEMICO 2024-2025

Indice

Abstract 4

1. Analisi dello stato dell'arte nella manifattura additiva 5

2. Presentazione case study 17

2.1 Descrizione del componente 17

2.2 Descrizione del posizionamento del componente 19

2.3 Descrizione dei carichi applicati al componente 21

2.4 Scelta del materiale 26

3. Processo produttivo 28

3.1 Scelta del processo 28

3.2 Processo LMD 30

3.3 Dettagli sulla macchina per ottenere la lavorazione 32

3.4 Velocità di deposizione del materiale e larghezza del cordone 33

3.5 Effetti della temperatura durante la lavorazione 35

3.6 Build job 37

3.7 Criticità 40

4. Post processing 41

4.1 Criticità del componente allo stato as-printed e soluzioni: 41

4.2. Studio degli accoppiamenti 52

4.3 Controlli e verifica 52

5. Analisi economica 56

6. Conclusione 65

Bibliografia 67

Abstract

La produzione di componenti strutturali caratterizzati da proprietà vantaggiose in termini di *strength to-weight ratio* e *buy-to-fly ratio* ha fatto significativi progressi negli ultimi anni grazie alle capacità uniche della fabbricazione additiva. Questa tecnologia consente infatti di realizzare oggetti con geometrie altamente complesse e architetture intricate. Nello specifico, la fabbricazione additiva abilita la produzione di geometrie ottimizzate topologicamente e/o strutture reticolari che consentono di adattare con precisione la progettazione ingegneristica ai requisiti specifici di ogni applicazione, migliorandone l'efficienza strutturale. Tra i principali vantaggi della fabbricazione additiva si evidenziano la riduzione del peso dei componenti, la minimizzazione degli scarti di materiale e l'ottimizzazione nell'utilizzo delle risorse, elementi che contribuiscono a rendere il processo produttivo più sostenibile. Tuttavia, nonostante i vantaggi, i componenti realizzati tramite queste tecniche sono tuttora spesso caratterizzati da diverse tipologie di difetti, che in alcuni casi possono compromettere la funzionalità e la sicurezza del prodotto. Per ridurre la presenza di difetti e ottenere componenti di qualità adeguata, risulta necessario progettare con cura la produzione. La presente tesi si concentra sulla progettazione, tramite tecniche di fabbricazione additiva, di un componente strutturale in metallo destinato al settore aerospaziale. In particolare, viene preso in esame il caso dei *pylon bracket*, elementi strutturali fondamentali per il supporto dei motori degli aeromobili. L'attività svolta si articola a partire da un'analisi preliminare dello stato dell'arte delle tecniche additive, eseguita tramite ricerca bibliografica approfondita, per poi proseguire con la scelta del materiale, la descrizione delle fasi del processo produttivo e delle relative operazioni di post-processing. Infine, viene proposta un'analisi dei costi al fine di valutare la fattibilità economica del processo.

1. Analisi dello stato dell'arte nella manifattura additiva

Le tecnologie di Additive Manufacturing o AM, secondo la normativa ASTM Standard F2729-12a, vengono definite come: "the process of joining materials to make objects from 3D model data, usually layer upon layer, as opposed to subtractive manufacturing methodologies, such as traditional machining" [1]. Si intendono quindi processi produttivi che prevedono la creazione di oggetti per addizione di strati di materiale, partendo da un modello digitale 3D. Tale approccio è in opposizione alle tecniche di produzione sottrattive, come fresatura o tornitura, che rimuovono materiale da un blocco iniziale. Spesso si fa riferimento all'AM definendola semplicemente "Stampa 3D" non entrando nello specifico di quelle che sono le differenze tecniche fra le varie tecnologie e processi. Se pur non completa questa definizione ci permette di capire molto bene l'idea che sta alla base della produzione additiva ovvero creare un oggetto tridimensionale dal nulla riducendo sprechi e consentendo la realizzazione di geometrie complesse. La produzione additiva rivoluziona in questo senso il modo in cui si concepiscono, si progettano e si realizzano i componenti, offrendo una maggiore libertà di design, personalizzazione e riduzione dei tempi di prototipazione. L'AM si declina in diverse tecnologie, con differenze in base a materiali, applicazioni e requisiti tecnici. Secondo la classificazione ISO/ ASTM 52900:2021 le tecnologie principali possono essere raggruppate nelle seguenti sette categorie: Material Extrusion, Vat Photopolymerization, Powder Bed Fusion, Binder Jetting, Material Jetting, Sheet Lamination, Directed Energy Deposition (DED) come schematizzato in Fig.[1].

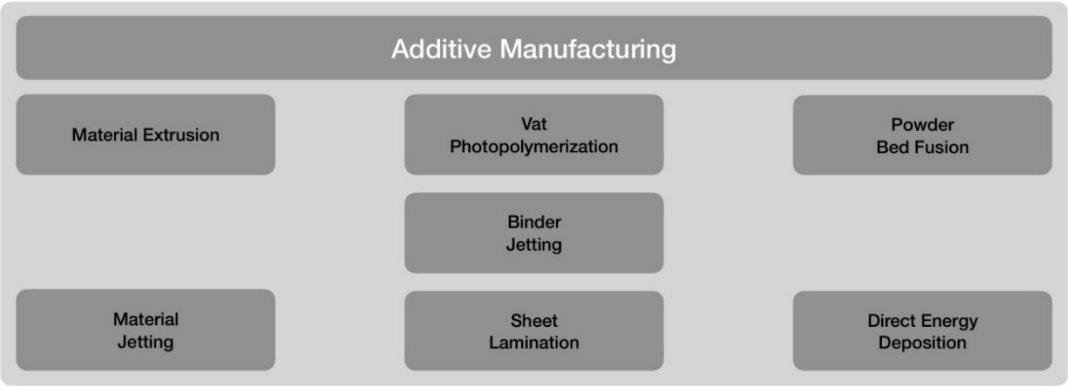

Figura 1 AM principali tipologie di processo

Nel primo caso il processo di **Material Extrusion**, nota anche come Fused Deposition Modeling (FDM), è una delle tecnologie più conosciute e diffuse, soprattutto per la prototipazione rapida e la produzione a basso costo che la rende un'ottima soluzione anche a livello hobbistico. Il processo prevede la fusione e l'estrusione attraverso un ugello riscaldato che deposita il materiale strato dopo strato.

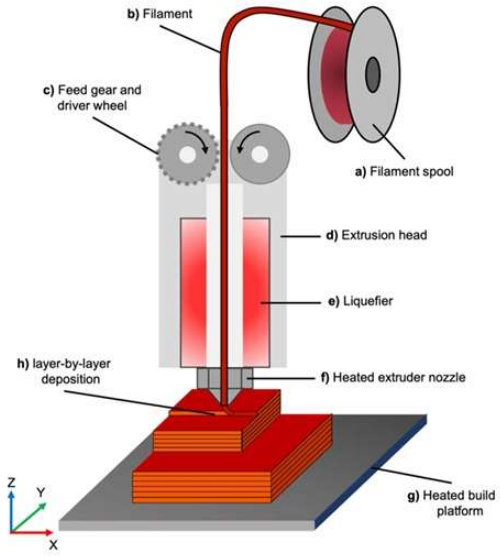

Figura 2 Rappresentazione schematica del processo di Material Extrusion

Il processo di **Vat Photopolymerization** include tecnologie come, ad esempio, la Stereolithography (SLA). In questi processi, un oggetto si forma solidificando selettivamente una resina fotosensibile tramite una sorgente luminosa. Queste tecnologie garantiscono un'alta precisione dimensionale e un'ottima qualità superficiale risultando quindi ideali per applicazioni estetiche, nel medicale e nella gioielleria.

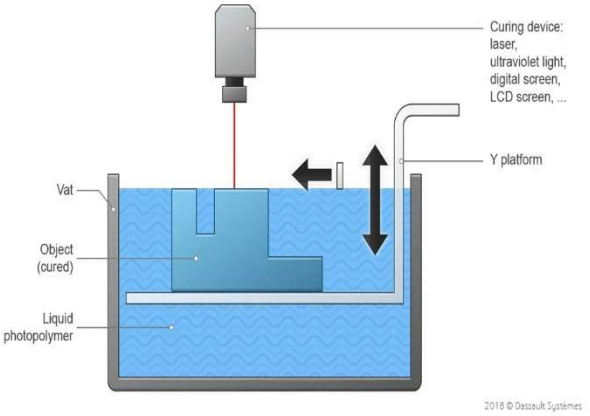

Figura 3 Rappresentazione schematica del processo di Vat Photopolymerization

Il processo di **Powder Bed Fusion (PBF)** rappresenta una delle tecnologie più avanzate e comprende diverse varianti come il Selective Laser Sintering (SLS) per i materiali polimerici, il Direct Metal Laser Sintering (DMLS) o Selective Laser Melting

(SLM) per i metalli e l'Electron Beam Melting (EBM). Quest'ultimo utilizza un fascio di elettroni in ambiente a vuoto ed è forse la tecnologia più ingegnerizzata e complessa di quelle menzionate. Tutti questi casi prevedono uno strato di polvere steso e fuso selettivamente dalla sorgente di energia che una passata dopo l'altra va a costruire l'oggetto. Si possono ottenere componenti con alte prestazioni meccaniche e geometrie complesse che quindi vengono spesso utilizzati in ambito aerospaziale, automotive e biomedicale.

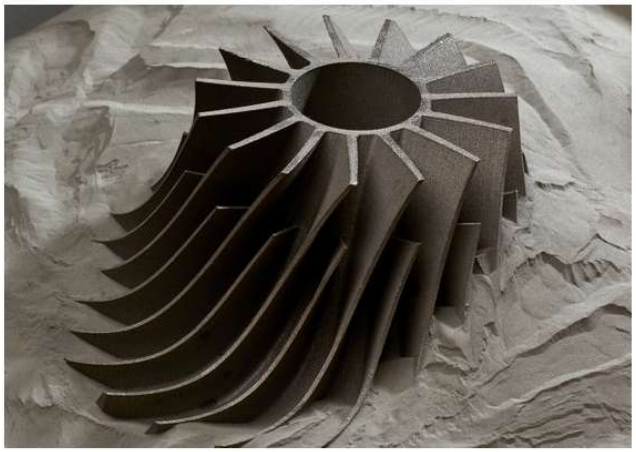

Figura 4 Esempio di componente realizzato con tecnologia PBF

Il processo di **Binder Jetting** si basa sulla deposizione di un legante su strati successivi di polvere, spesso metallica, ceramica o sabbia, legando le particelle senza fusione termica diretta ma tramite successiva sinterizzazione per acquisire le proprietà meccaniche finali.

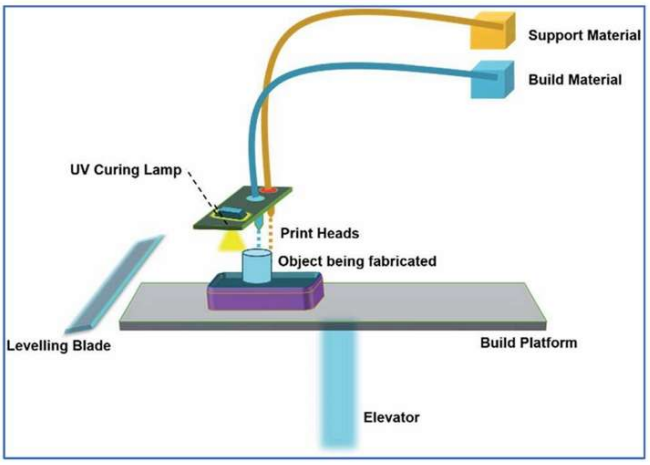

Figura 5 Rappresentazione schematica del processo di Material Jetting

Il processo di **Material Jetting** è un processo molto preciso che deposita micro-gocce di resina fotopolimerica, solidificate immediatamente mediante luce UV. È particolarmente utile per modelli concettuali, dentali o anatomici anche se i materiali utilizzati presentano caratteristiche meccaniche limitate.

Il processo di **Sheet Lamination** utilizza fogli di materiale come carta, plastica o metallo che vengono tagliati secondo la geometria desiderata e successivamente uniti. È una tecnica rapida e adatta alla produzione di modelli estetici o voluminosi, sebbene poco efficace per applicazioni ad alta precisione o complesse.

Figura 6 Processo di DED

Infine, il processo di **Directed Energy Deposition (DED)** è impiegata principalmente per la produzione o la riparazione di componenti metallici e prevede che un materiale sotto forma di filo o polvere venga deposto direttamente nel punto in cui viene concentrata l'energia sottoforma di laser, fascio di elettroni o arco elettrico, questo permette fusione e deposizione simultanea. Grande impiego della DED si ha in settori come aerospazio o realtà con manutenzione e personalizzazione di componenti ad alto valore aggiunto.

Le varianti più note sono la tecnologia LENS, il Wire Arc Additive Manufacturing (WAAM), l'Electron Beam Additive Manufacturing (EBAM) e il Plasma Arc DED, la scelta fra queste è legata a velocità, precisione, tipo di materiale impiegato e dimensioni del componente finale richiesto per via dei limiti dimensionali dei macchinari. Per focalizzare meglio questo primo punto segue uno schema (Fig.7) di quelli che sono i vari processi, le tecnologie ed i materiali utilizzati [2].

Additive Manufacturing	Processo AM	Tipo	Tecnologia	Materiali
	Material Extrusion	MEX	CRB: Chemical Reaction Binding TRB: Thermal Reaction Binding	• Termoplastici (es. PLA) • Compositi (es. fibra di carbonio) • Materiali Tecnici (es. PEEK)
	Vat Photopolymerization	VPP	UVL: UV laser beam UVM: UV light through musk LED: light emitting diodes	• Resine Fotosensibili
	Powder Bed Fusion	PBF	LB: Laser Beam EB: Electron Beam	• Polimeri (es. nylon) • Metalli (es. Acciaio Inox)
	Binder Jetting	BJT	SST: Single Step MST: Multiple Step	• Metalli (es. Inconel) • Sabbie (es. Sabbia di silice) • Compositi (es. Sabbie con leganti organici) • Ceramiche (es. Allumina)
	Material Jetting	MJT	UV: UV light CRB: Chemical Reaction Binding TRB: Thermal Reaction Binding	• Resine fotopolimeriche • Cere castabili
	Sheet Lamination	SHL	AJ: Adhesive Joining UC: Ultrasonic Consolidation	• Carta • Polimeri in fogli • Metalli in fogli • Materiali Ibridi
	Direct Energy Deposition	DED-W DED-P	WA: Wire Arc (Solo DED-W) LB: Laser Beam EB: Electron Beam PL: Plasma Beam	• Metalli in polvere o filo (es. leghe speciali, Titanio)

Figura 7 Tabella riassuntiva tecnologie AM

Figura 8 Esempio componente medicale realizzato in AM

Addentrandosi maggiormente in riferimento agli obiettivi del presente progetto, si nota come recentemente le tecnologie di Additive Manufacturing abbiano registrato una crescita importante sia in termini di ricerca che di applicazioni sfruttando i materiali metallici. L'AM con materiali metallici si è sviluppata principalmente in quei settori in cui è richiesta una notevole ingegnerizzazione dei materiali, in cui geometrie complesse, peso ridotto e resistenza del

materiale devono coesistere, motivo per cui l'AM vede un forte impiego e ricerca soprattutto nei settori aerospaziale, automotive e biomedico. Le applicazioni spaziano dalla produzione di componentistica di velivoli [Fig.9] con dimensioni anche ragguardevoli per l'aerospazio alla realizzazione di impianti come protesi o impianti specifici con dimensioni decisamente più ridotte per il biomedico [Fig. 8],[4].

La notevole differenza dei componenti prodotti in AM comporta che diverse organizzazioni ed enti normativi abbiano sviluppato e continuino con lo sviluppo di standard di qualità e affidabilità. Bisogna sottolineare che questa fase di definizione di standard normativi si sta ancora delineando ed è in fase di sviluppo rappresentando uno dei principali ostacoli alla diffusione delle tecnologie di AM in diversi settori manifatturieri. Alcuni esempi di standard già delineati si evidenziano con l'ISO/ASTM 52900:2021, menzionata in precedenza, che definisce la terminologia e la classificazione dei processi in AM. L'ISO/ASTM 52901:2017 stabilisce principi generali per la produzione di parti in AM. La ISO/ASTM 52941 stabilisce i requisiti per la qualificazione di sistemi metallici DED anche per la produzione in ambito aerospaziale. Infine, la normativa ASTM F3056-14 è specifica per la produzione di componenti in lega di nichel (UNS N07718) (Inconel718) e sarà utilizzata specificatamente nel case study esposto. Prima di concludere questa fase introduttiva all'argomento cardine delle prossime pagine si propone un overview generale di come e quanto l'Additive Manufacturing si sia sviluppata e ampliata negli ultimi anni.

Figura 9 Esempio componente aerospaziale

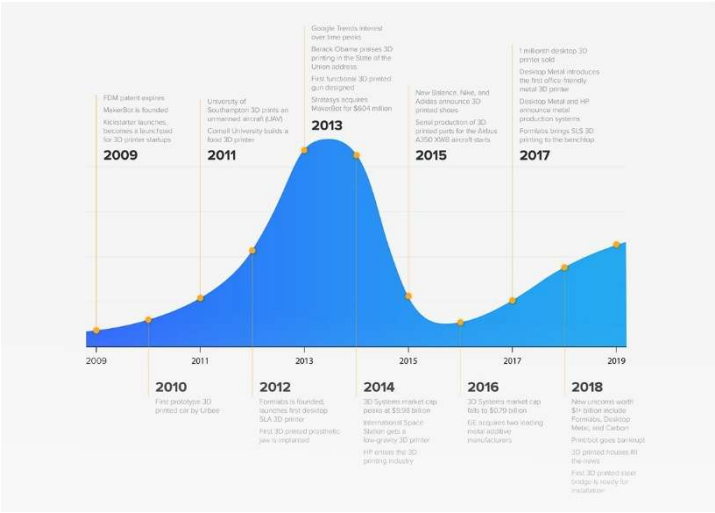

Figura 10 Andamento mercato globale AM

Per contestualizzare, il mercato mondiale dell'Additive Manufacturing è stato valutato nel 2020 circa 12,6 miliardi di dollari ed è stata prevista una crescita di circa il 24% tra il 2023 e il 2025. Si prevede infatti che l'impatto economico dell'AM possa essere di 550 miliardi di dollari entro la fine del 2025. Come si evidenzia dal grafico proposto in Fig.10, il mercato globale ha avuto inizialmente una crescita importante come spesso accade con l'avvento di nuove tecnologie. Successivamente, la tendenza di crescita è stata più moderata, ma strutturata negli ultimi anni, prospettandone però uno sviluppo ancor maggiore nei prossimi anni. Secondo il rapporto di Wohlers Associates nel 2019, circa il 20% dei ricavi della produzione additiva è stato generato dall'industria automobilistica, un ulteriore 20% dall'industria manifatturiera, mentre l'industria aerospaziale globale ha rappresentato il 18% del fatturato totale Fig.11 [11].

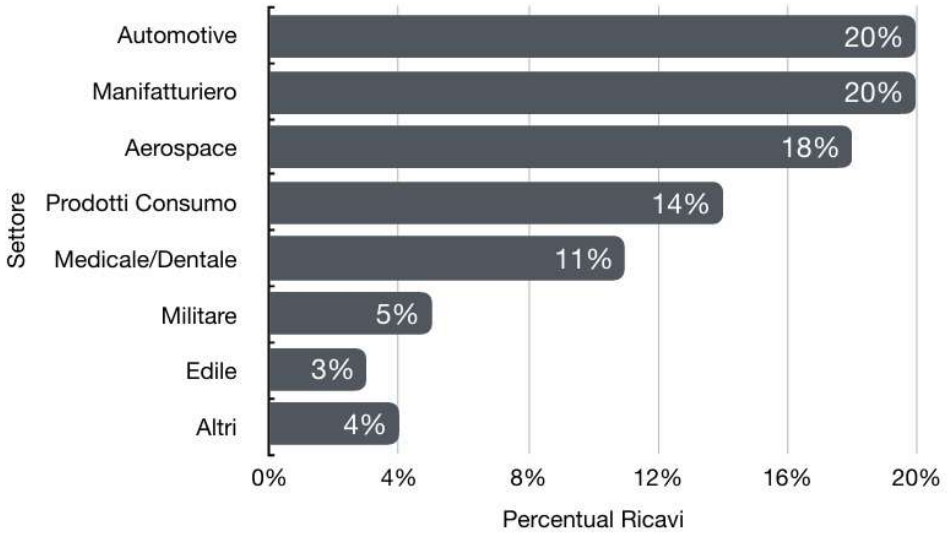

Figura 11 Impiego AM in diversi settori

Come già menzionato l'Additive Manufacturing ha avuto un impatto significativo nel settore aerospaziale, grazie alla sua capacità di rispondere alle esigenze estreme di componenti con grande complessità geometrica, leggerezza e alto prestazionali. Ad oggi la produzione additiva è impiegata non solo nella fase di prototipazione rapida, come invece succedeva intorno agli anni ’80-’90 quando l’AM era ancora agli albori e non se ne era ancora intuito il potenziale, ma anche nella realizzazione di componenti strutturali e funzionali di volo, come dimostrano da aziende leader del settore come Airbus, Boeing e GE Aviation. Esistono diversi esempi con ugelli e iniettori per motori a razzo (in Inconel718), con condotti ottimizzati per riduzione del peso e miglioramento del flusso, supporti e staffaggi leggeri ed infine con una grande applicazione di strutture reticolari (tipo lattice [Fig.12]) ad esempio nelle zone assorbimento urti tipo Bird strike.

Figura 12 Rappresentazione struttura reticolare realizzabile con tecnologia AM

Per quanto riguarda la normativa più specifica in ambito aerospaziale si menziona la AS9100 che definisce il sistema qualità specifico per il settore aerospaziale, la NADCAP che definisce le certificazioni per i processi speciali, inclusa la stampa 3D, ed infine la NASA-STD-6030 che invece stila le linee guida NASA per la qualifica di componenti AM. Nel settore aerospaziale viene prestata grande attenzione ai materiali e in base alla lavorazione o al componente da sviluppare viene utilizzato lo stato di fornitura più adatto in modo da garantire le prestazione e di conseguenza la sicurezza migliore. Alcuni dei materiali più utilizzati nella produzione in AM sono le leghe Nichel tipo Inconel718, le leghe di alluminio tipo la AlSi10Mg normata dalla AMS 4289 e le leghe di Titanio come la Ti-6Al-4V, spesso utilizzata per le palettature delle turbine. Questi sono solo pochi dei

materiali utilizzati fra un ventaglio molto più ampio, si arriva infatti a studiare e sviluppare materiali con specifiche ad hoc per un determinato componente o processo.

Come si può immaginare, i criteri di scelta dei materiali per questo settore sono estremamente mirati e fanno si che si utilizzino materiali sempre più performanti, con la conseguenza di avere processi produttivi e lavorazioni estremamente complicate. Rispetto a quanto mostrato in precedenza (nella Figura 2), le tecnologie che ben si prestano alla lavorazione di questi materiali in ambito aerospaziale si restringono notevolmente a tre processi, quali Direct Energy Deposition, Powder Bed Fusion e Binder Jetting [Fig. 13].

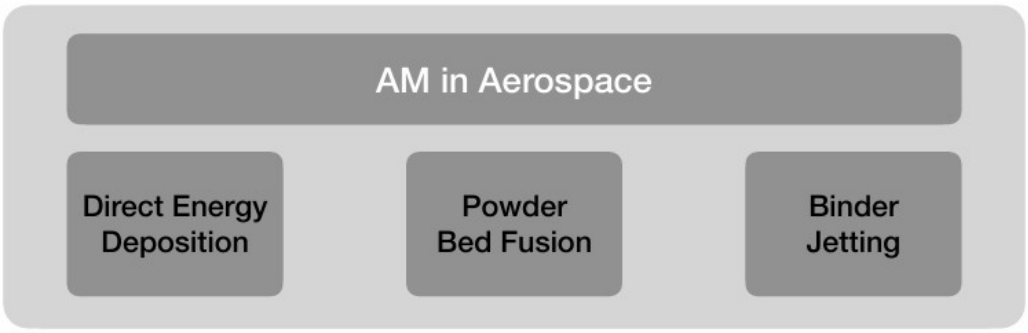

Figura 13 Tecnologie applicabili a componenti Aerospaziali

Avendo a questo punto delineato quelle che sono le tecnologie principali dell'AM nel settore Aerospaziale si possono definire quali sono i vantaggi e gli svantaggi della fabbricazione additiva in questo settore. Il primo aspetto positivo riguarda sicuramente la grande capacità di ridurre il peso dei componenti, possibile grazie all'ottimizzazione delle geometrie. Secondo punto di forza è la capacità di progettare e realizzare forme complesse che permette di minimizzare il materiale impiegato mantenendo, o addirittura migliorando, le prestazioni meccaniche. Questa libertà progettuale consente la realizzazione di strutture impossibili per i metodi tradizionali: canali interni di raffreddamento, strutture reticolari (lattice) e componenti con funzioni integrate. La possibilità di integrare più componenti in un unico pezzo consente di ridurre il numero di assemblaggi semplificandone la produzione, ridurre i costi di montaggio e manutenzione, e aumentare l'affidabilità complessiva dei sistemi. La produzione On-Demand è un ulteriore aspetto positivo che introduce fortemente la logica di produzione Just-In-Time (JIT), ideale per la realizzazione di pezzi di ricambio o prototipi, riducendo la necessità di mantenere grandi scorte in magazzino e limitando così l'impatto sulla supply chain. In

parallelo, la possibilità di produrre rapidamente e con iterazioni frequenti supporta lo sviluppo veloce di nuovi prodotti abbattendo i tempi di progettazione e testing e accelerando l'introduzione di innovazioni sul mercato. Infine, un aspetto da sottolineare, è il valore in termini di sostenibilità ambientale. Rispetto alle lavorazioni sottrattive, l'AM riduce drasticamente gli sprechi di materiale: la polvere metallica inutilizzata può spesso essere recuperata e riutilizzata, rendendo l'intero processo più efficiente e meno impattante anche in termini economici. Quest'ultimo è un aspetto che nel settore aerospaziale risulta particolarmente importante in quanto i materiali utilizzati sono estremamente performanti e di conseguenza costosi (soprattutto se si considerano le leghe sviluppate ad hoc).

Figura 14 Esempio componentistica realizzata con AM

Nonostante gli svariati vantaggi, l'Additive Manufacturing presenta ancora importanti sfide da affrontare per una piena integrazione nei processi industriali aerospaziali. La prima e forse più rilevante, riguarda la standardizzazione e certificazione. Il settore aerospaziale è fortemente regolamentato e richiede livelli estremi di affidabilità. La qualificazione dei materiali, delle macchine e dei processi AM deve quindi soddisfare requisiti stringenti, oltre a garantire la completa tracciabilità e ripetibilità lungo l'intero ciclo produttivo. Un'altra barriera significativa è rappresentata dai costi ancora elevati, sia delle macchine, sia delle materie prime, in particolare delle polveri metalliche di qualità aeronautica. Anche l'ambito dimensionale impone dei limiti: nonostante l'AM sia ottima per parti medio-piccole, le dimensioni delle camere di costruzione attuali rendono difficile la produzione, in un singolo pezzo, di componenti di grandi dimensioni senza ricorrere ad assemblaggi o tecnologie ibride. I componenti stampati in 3D richiedono quasi sempre operazioni di

Figura 15 Esempio componentistica realizzata con AM

post-processing obbligatori, come trattamenti termici, rimozione di supporti, lavorazioni meccaniche e controlli non distruttivi (NDT), al fine di raggiungere le tolleranze dimensionali e le proprietà meccaniche richieste. Questi passaggi aggiungono tempo e costo alla produzione e richiedono competenze specifiche. Una delle difficoltà più tecniche è rappresentata quindi dal controllo qualità e ispezione. I difetti interni come porosità, microfessure o inclusioni sono difficili da rilevare con metodi convenzionali e richiedono l'adozione di tecnologie avanzate, come la tomografia computerizzata. Per questo, lo sviluppo di sistemi di monitoraggio in-process è un tema chiave per il controllo della qualità durante la stampa stessa [5]. Infine, va considerato che non tutti i materiali tradizionalmente usati in ambito aerospaziale sono pienamente compatibili con l'AM. In alcuni casi, le proprietà metallurgiche e la microstruttura dei materiali prodotti in additive risultano diverse rispetto a quelle ottenute con processi come forgiatura o fusione, rendendo necessarie ulteriori fasi di studio, validazione e adattamento.

Additive Manufacturing	Vantaggi	Svantaggi
	Riduzione grazie a ottimizzazione topologica e materiali leggeri (Ti, Al, Inconel)	Ottimizzazione richiede simulazioni avanzate e validazioni complesse
	Realizzabili forme impossibili per i metodi tradizionali (canali interni, lattice)	Geometrie complesse richiedono post-processing accurato e costoso
	Riduce stock fisico, abilitando supply chain agili e pezzi su richiesta	Tempi di stampa + post-processing possono essere lunghi per emergenze operative
	Iterazioni rapide, riduzione time-to-market	Serve comunque validazione finale e certificazione per uso aeronautico
	Meno sprechi rispetto alla produzione sottrattiva, polveri riutilizzabili	Energia richiesta per la stampa e il post-processo può essere elevata
	Tecnologie tracciabili e potenzialmente automatizzabili in ottica Industria 4.0	Certificazioni (es. NADCAP, AS9100) complesse e costose; standard ancora in evoluzione
	Basso costo per pezzi complessi a bassa tiratura (vs. tooling tradizionale)	Elevati costi iniziali per attrezzature e polveri metalliche

Tabella 1 Utilizzo AM: vantaggi e svantaggi

2. Presentazione case study

2.1 Descrizione del componente

Il *pylon bracket* è un componente utilizzato per il montaggio del motore sull'ala di un aereo. Si tratta di un supporto facente parte di un sistema più grande detto pilone, che in ambito aeronautico indica una struttura che collega il motore all'ala dell'aereo. Il pilone è una struttura fondamentale che, oltre a fungere da supporto tra ala e motore, serve a:

- Contenere sistemi come tubazioni del carburante, condotti idraulici e cavi elettrici
- Trasferire la spinta fornita dal motore all'aereo
- Proteggere il motore dagli elementi esterni [15]

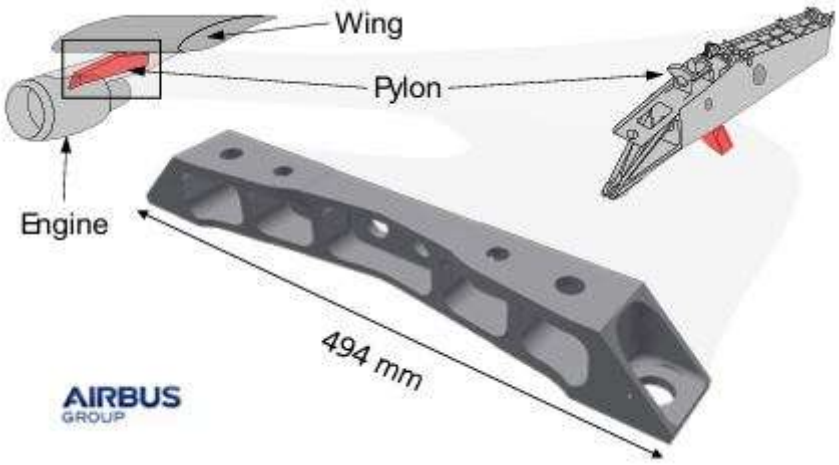

Figura 16 Rappresentazione pylon Airbus [23]

Il supporto del pilone è l'elemento preso in considerazione come caso studio. Il suo ruolo è estremamente importante visto che deve sostenere il peso del motore sia a terra che in volo. In particolare, quando il motore è attivo genera una forza di spinta elevata; questa forza deve essere distribuita in modo efficiente attraverso il supporto e di conseguenza al pilone [16].

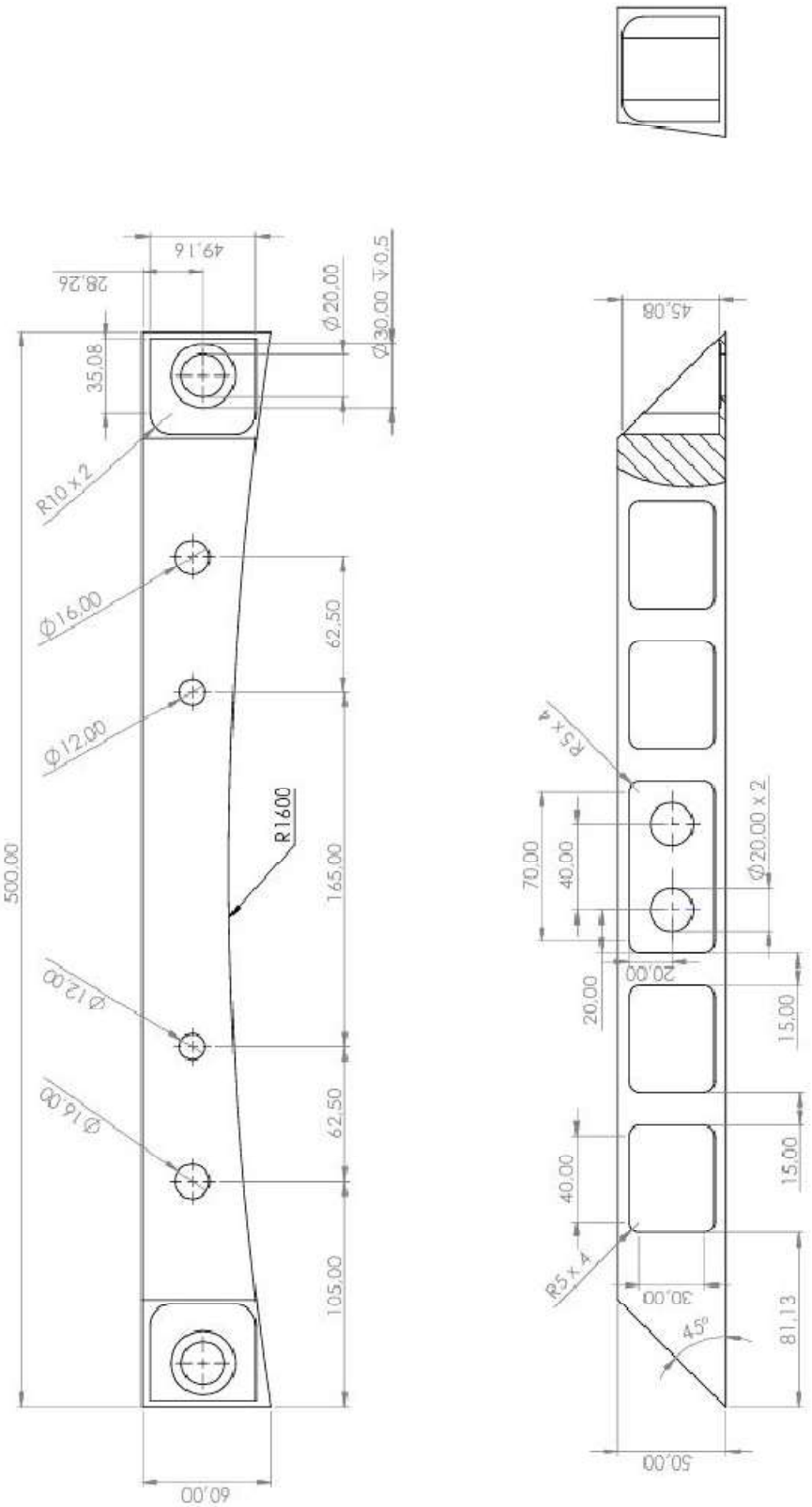

Figura 17 Disegno tecnico del componente

2.2 Descrizione del posizionamento del componente

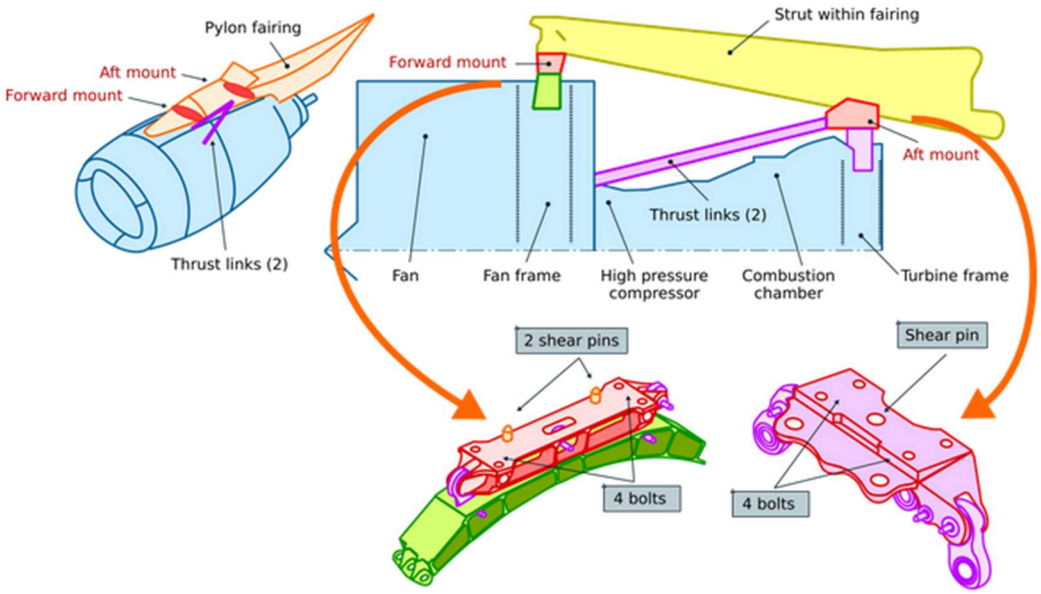

Figura 18 Schema strutturale pylon

Il componente in esame è evidenziato in giallo sulla Figura 18 [17]. Svolge la funzione di sostenere la parte posteriore del motore, cioè la zona dell'*aft mount* (il termine "*aft*" si riferisce alla zona rivolta verso la parte posteriore dell'aereo), come evidenziato nella Figura 19:

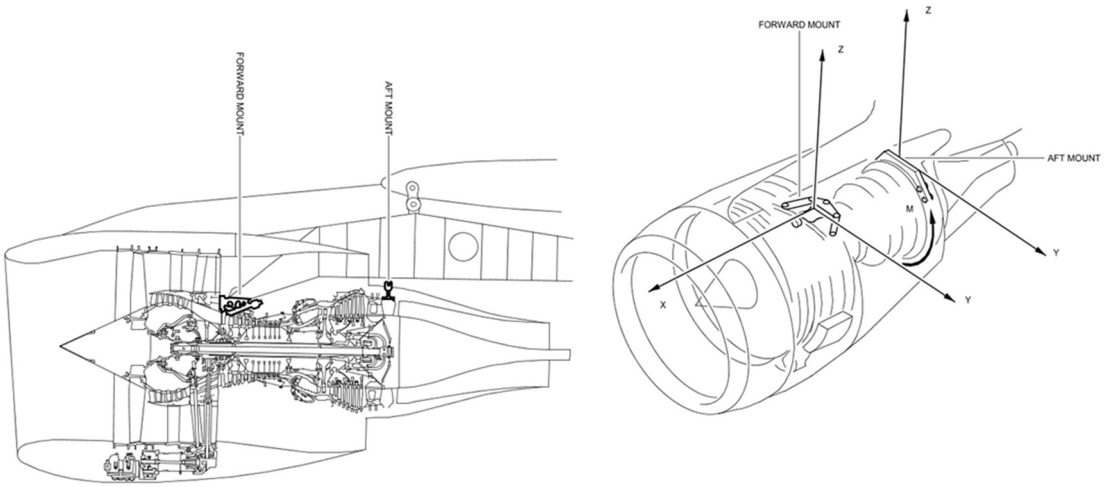

Figura 19 Vista laterale e isometrica assieme motore-componente

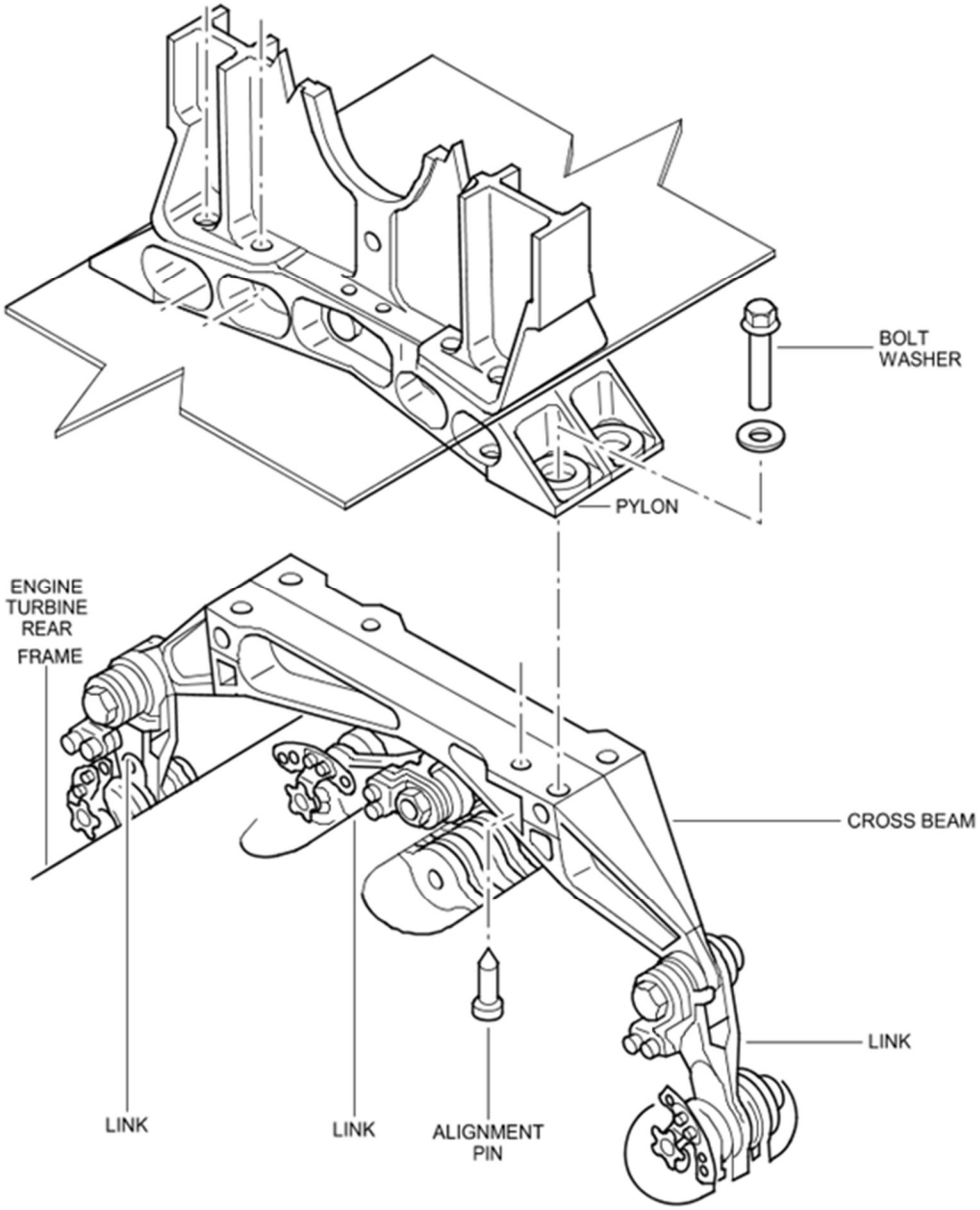

Figura 20 Schema di massima assieme pilone-ala

Il pilone viene quindi collegato attraverso dei bulloni all'ala sulla zona superiore, mentre inferiormente è collegato sempre tramite dei bulloni ad una trave, indicata come *cross beam*, che a sua volta sostiene il motore.

2.3 Descrizione dei carichi applicati al componente

I carichi principali che il *pylon* deve gestire includono:

- Carico statico: dovuto al peso del motore e dei suoi componenti durante il volo o a terra. Indicativamente, il peso di un motore Airbus si aggira a secco tra i 4.500 e i 5.500 kg, quindi 44-55 kN. Questo peso crea una forza verticale costante sulla struttura del *pylon* e sull'attacco del motore e dà origine a deformazioni che possono compromettere l'efficienza e la sicurezza del motore. Per mitigare gli effetti dei carichi statici si procede con l'ottimizzazione della configurazione della struttura, migliorando la rigidezza e distribuendo il peso in maniera uniforme.
- Carico dinamico: deriva da vibrazioni, accelerazioni, turbolenze o condizioni transitorie (*blade out*) generate dal motore durante il funzionamento.

In particolar modo:

  - le vibrazioni sono principalmente prodotte dal funzionamento del motore e dagli squilibri
  - le accelerazioni sono dovute a manovre durante il decollo e l'atterraggio
  - i fenomeni di *blade out*, ovvero la rottura improvvisa di una pala della turbina o del compressore, generano un carico sbilanciato e improvviso
  - i fenomeni di *gust load*, ovvero bruschi cambiamenti nella velocità o nella direzione del vento, causano ulteriori carichi e tensioni [18, 19].

Per ridurre l'impatto dei carichi dinamici, si suggerisce l'implementazione di isolatori di vibrazioni e smorzatori a massa accordata (*mass dumper* o assorbitore armonico). Questi dispositivi sono efficaci nell'attenuare l'ampiezza delle forze oscillatorie, soprattutto nel dominio delle basse frequenze, dove gli effetti di risonanza sono più pronunciati.

- Carico di spinta: è la forza generata dai gas di scarico del motore che viene trasmessa alla struttura dell'aeromobile tramite il *thrust link*, solitamente è direzionata lungo l'asse longitudinale dell'aereo. Per un Airbus A320 la spinta al decollo per un singolo motore può variare da 110 kN a 150 kN.

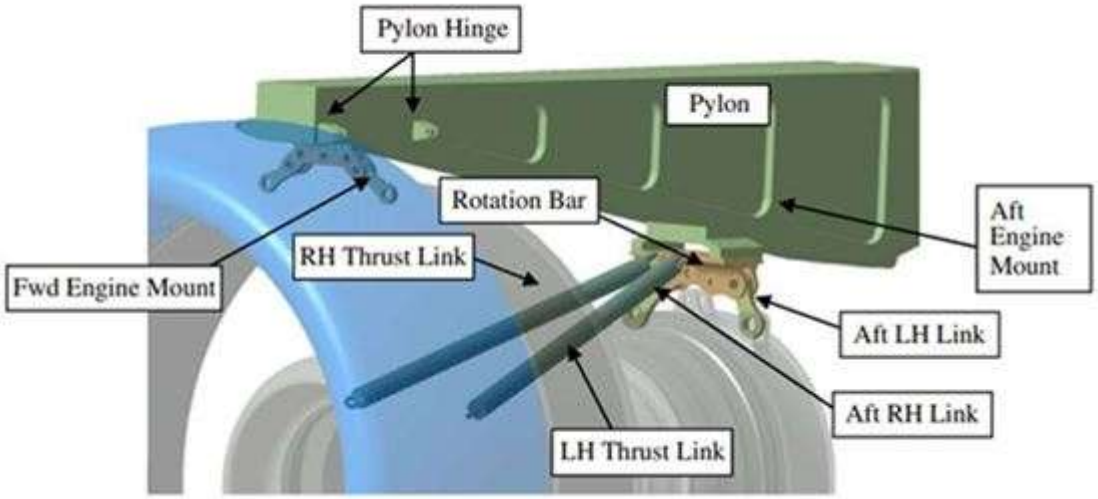

Figura 21 Schematizzazione collegamenti motore-ala

- Carichi aerodinamici: sono pressioni e forze causate dal flusso d'aria intorno al motore e al *pylon* durante il volo. Possono generare carichi laterali e contribuire a flessioni, in particolare se in presenza di velocità elevate o durante fasi di manovra [20]. I carichi aerodinamici inoltre producono momenti di beccheggio (*pitch*), rollio (*roll*) e imbardata (*yaw*):

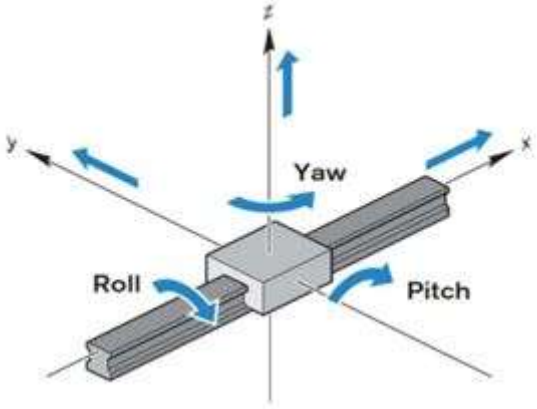

Figura 22 Schematizzazione dei movimenti nello spazio

Rollio: un momento di rollio è una forza che cerca di far ruotare un sistema attorno al suo asse X, da un lato all'altro

Beccheggio: un momento di beccheggio cerca di far ruotare un sistema attorno al suo asse Y, da davanti a dietro.

Imbardata: l'imbardata si verifica quando una forza tenta di far ruotare un sistema attorno al suo asse Z.

La mitigazione dei carichi aerodinamici comporta l'affinamento del contorno esterno del pilone per ridurre al minimo la separazione del flusso e la resistenza aerodinamica. Le analisi di fluidodinamica computazionale (CFD) hanno dimostrato che la levigatura

delle superfici della carenatura e la regolazione della forma del bordo d'attacco possono portare a riduzioni misurabili delle perdite aerodinamiche. Inoltre, è possibile applicare generatori di vortici o dispositivi di controllo dello strato limite per stabilizzare il flusso [21].

- Carichi da manovra: forze derivanti dalle manovre dell'aeromobile, come virate o cambi di quota, imbardate, beccheggi. Modificano la distribuzione dei carichi statici e dinamici, andando ad intensificare eventuali sforzi su alcune connessioni. Migliorare la robustezza dell'interfaccia pilone-ala incorporando elementi aggiuntivi di trasferimento del carico, come pannelli di taglio o irrigidimenti, è una strategia efficace per ridurre gli effetti dei carichi di manovra.
- Carichi da condizioni estreme: carichi eccezionali generati da guasti strutturali (*balde out, bird strike*…), atterraggi bruschi, condizioni di sovraccarico.

I seguenti carichi devono essere presi in considerazioni per garantire il comportamento *fail-safe* (un sistema di sicurezza configurato nel controllore di volo per proteggere il volo in corso in caso di guasto o malfunzionamento) e devono garantire la sopravvivenza del velivolo in condizioni critiche. Per prepararsi a eventi di carico estremi, come impatti con uccelli, si raccomanda l'integrazione di elementi di assorbimento di energia e componenti sacrificali. Queste caratteristiche sono progettate per localizzare i danni e prevenire la propagazione di cedimenti catastrofici [22].

- Carichi termici: sono dovuti a variazioni termiche tra il motore e la struttura del *pylon*. Possono generare vincoli indesiderati, deformazioni o tensioni residue se non gestiti correttamente.
- Carichi da flessione longitudinale: comportano la deformazione del motore lungo il suo asse centrale, con il rischio che si propaghi alla struttura di supporto. Può ridurre l’efficienza del motore (variazioni dei giochi tra rotore e statore) e causare l’ovalizzazione delle carenature (rivestimento). Per minimizzare la flessione, una strategia che si può adottare è quella di minimizzare il vettore OA, poiché questo è direttamente collegato alla quantità di coppia che può essere trasferita. Il vettore OA rappresenta la distanza tra il baricentro del motore e il punto di applicazione della spinta e andando a ridurre la lunghezza di questo vettore, si può diminuire il

braccio di momento e di conseguenza la coppia, con conseguente riduzione della flessione della dorsale.

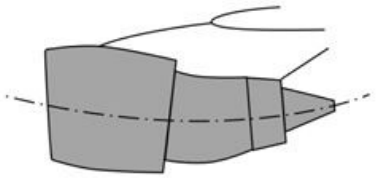

Figura 23 Deformazione dovuta a carichi flessionali

Particolare attenzione deve essere prestata alle deformazioni del carter motore, le quali possono essere di tipo elastico o plastico e interessano soprattutto le zone vicine agli attacchi. Queste deformazioni sono causate principalmente dai carichi statici e dinamici che agiscono sull'alloggiamento del motore durante le diverse fasi di volo. Se non opportunamente analizzate possono interferire con le parti rotanti, causare cedimenti strutturali in casi estremi o compromettere la sicurezza e l'efficienza del motore.

La figura 24 illustra le potenziali deformazioni dell'alloggiamento in prossimità delle sospensioni del motore:

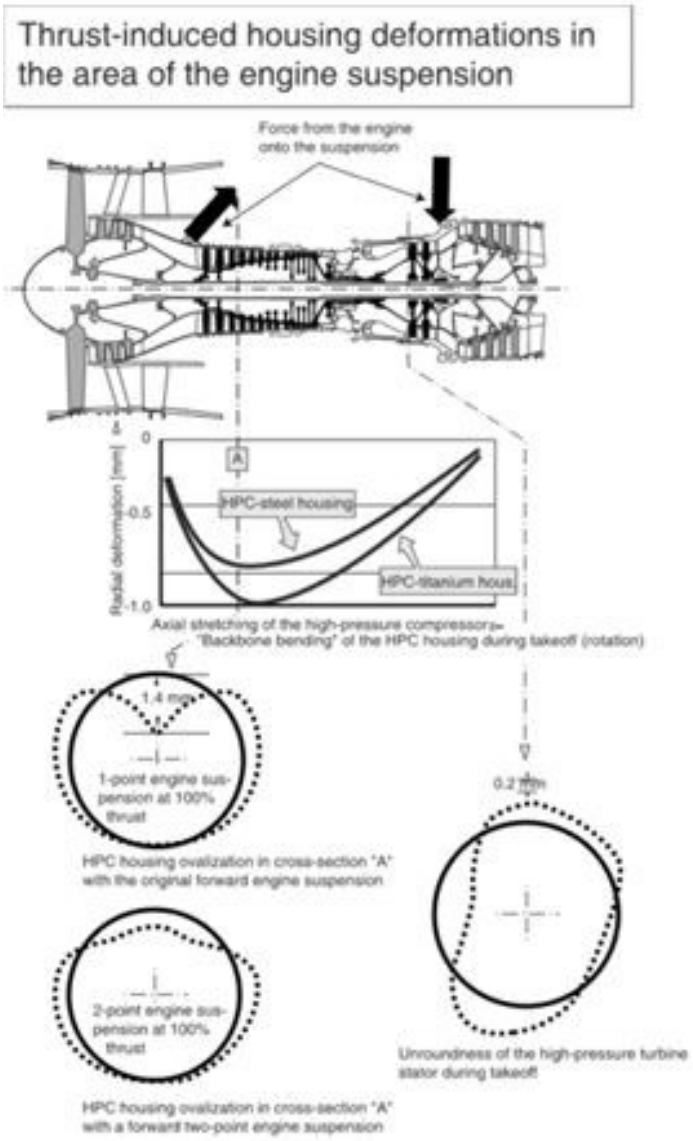

Figura 24 Schematizzazione deformazioni carter motore

L'obbiettivo del *pylon* si basa sulla distribuzione dei carichi in modo uniforme, riducendo le deformazioni e garantendo la sicurezza strutturale dell'aeromobile. Un altro aspetto importante è la minimizzazione delle vibrazioni e delle sollecitazioni termiche per evitare danni strutturali e migliorare l'efficienza del motore.

2.4 Scelta del materiale

Come materiale si è scelto l'Inconel718, una superlega a base di nichel, in grado di mantenere eccellenti proprietà meccaniche di resistenza a trazione, rottura, fatica, ossidazione e corrosione nel range di temperatura tra -253° a 650°C.

È ampiamente utilizzato nel campo aerospaziale per realizzare parti rotanti, profili alari e recipienti in pressione.

Si utilizza nelle lavorazioni di fabbricazione additiva invece che nelle lavorazioni tradizionali per i seguenti motivi:

- essendo una lega molto resistente risulta difficile da lavorare
- le lavorazioni comportano alta usura agli utensili per via della durezza e della tendenza all'indurimento per lavoro
- si rende necessario utilizzare utensili in carburo con parametri di taglio appositi

Per la lavorazione del pezzo viene utilizzata la polvere di Inconel718 e per ottenerla si segue un processo di atomizzazione a gas.

Il processo prevede la fusione del metallo Inconel718, questo avviene generalmente ponendo il materiale in un crogiolo di grafite a 1600°C per 30 minuti sotto un'atmosfera inerte in argon. Il metallo fuso viene poi iniettato attraverso un ugello verso una camera di raccolta e contemporaneamente è colpito da un flusso di gas inerte ad alta pressione (30 bar). Il gas inerte va a spezzettare il flusso in gocce più piccole che si raffreddano in maniera istantanea nella camera di raccolta trasformandosi in particelle sferiche solide che, messe insieme, formeranno la polvere di Inconel718. È importante notare come il gas inerte serva sia per frammentare in goccioline il metallo fuso, ma anche per evitare ossidazioni o eventuali contaminazioni.

La polvere ottenuta nella camera di raccolta viene poi setacciata, utilizzando dei setacci standard secondo normative (ASTM E11) per ottenere polveri di dimensioni tra

10-45 μm, ideali per la lavorazione DED. Normalmente le polveri che non raggiungono le dimensioni volute vengono o riciclate o lavorate nuovamente.

Ni	Cr	Fe	Nb	Mo	Ti	Al	Co	C	O
50.40	19.60	20.42	4.91	3.16	0.88	0.67	0.24	0.092	0.020

Tabella 2 Composizione chimica dell'Inconel718

2.4.1 Alternative all'Inconel718

Inconel625: si tratta sempre di una superlega a base di Nichel, con proprietà simili a quelle dell'Inconel718. L'Inconel625 risulta essere più stabile alle alte temperature, ma meno resistente meccanicamente. L'inconel718 è infatti più resistente dal punto di vista meccanico, per quanto riguarda sollecitazioni statiche e cicliche.

Waspaloy: superlega a base di Nichel ad alte prestazioni, capace di resistere a condizioni di alta temperatura, alto carico e fatica. Risulta difficile da utilizzare in processi di additive manufacturing se non ben ottimizzati.

Haynes282: superlega a base di Nichel, utilizzata ad alte temperature e usata specialmente nell'ambito dell'additive manufacturing. Risulta essere molto costosa e meno consolidata rispetto all'Inconel718

3. Processo produttivo

3.1 Scelta del processo

L'approccio tradizionale, che prevede la lavorazione meccanica di componenti ricavati da forgiati di superleghe di nichel, presenta numerose criticità:

1. i costi delle materie prime sono elevati;
2. tempi di consegna risultano molto lunghi;
3. inoltre, la lavorazione è estremamente dispendiosa in termini di materiale: una grande quantità di metallo viene asportata e quindi sprecata, rendendo il processo inefficiente sia economicamente sia dal punto di vista della sostenibilità ambientale [23].

L'Additive Manufacturing si presenta come una valida alternativa. Per il caso in esame, si sono prese in considerazione le seguenti tecnologie produttive:

Powder Bed Fusion (PBF): prevede la distribuzione di una polvere metallica che viene riscaldata da una sorgente energetica su un letto, solidificandosi seguendo il modello da realizzare.
Il *PBF* si può dividere in:

- *Selective Laser Melting (SLM):* un rullo deposita sul letto uno strato di polvere di circa 20-100 μm, che viene fusa da una fonte laser. Una volta completata la fusione di uno strato, il letto si abbassa continuando a ripetere il ciclo fino al completamento del componente. Il tutto avviene in un'atmosfera controllata (con argon) per evitare l'ossidazione durante la fusione.
  I vantaggi sono: l'alta risoluzione (fino a 20-30 μm di precisione), l'alta densità del materiale, geometri complesse (ad esempio strutture reticolari e canali interni).
  Da considerare sono anche i limiti di questa tecnologia, che sono il volume del componente da realizzare, visto che deve rientrare nelle dimensioni della camera di stampa; i lunghi tempi di costruzione; gradienti termici che possono generare deformazioni; necessità di supporti per parti sporgenti o inclinate.

- *Electron Beam Melting (EBM):* viene steso un sottile strato di polvere metallica su una piattaforma, situata in una camera a vuoto. Si utilizza una camera vuoto perché non si vuole disturbare la traiettoria del fascio di elettroni ad alta energia che viene generato da un cannone elettronico per andare a fondere le particelle di polvere in modo da ottenere strato per strato (abbassando la piattaforma) il componente voluto.

  I vantaggi sono l'alta densità del materiale, l'alta efficienza termica del fascio e l'utilizzo di una camera a vuoto con conseguente riduzione del rischio di ossidazione.

  I limiti sono una risoluzione minore rispetto alle lavorazioni SLM a causa del maggiore diametro del fascio elettronico e i costi del sistema.

Direct Energy Deposition (DED), anche conosciuta come *Laser Metal Deposition (LMD)*: consiste nella deposizione di materiale alimentato attraverso un ugello e fuso mediante fascio laser. Il vantaggio è poter produrre *near-net-shape*, ovvero realizzare pezzi molto vicini alla geometria finale, riducendo così al minimo la necessità di lavorazioni successive. Come conseguenza si ha un uso più efficiente del materiale e una significativa riduzione degli sprechi, migliorando il cosiddetto *buy-to-fly ratio*. L'obiettivo è di ottenere un rapporto tra peso del materiale grezzo e peso del pezzo finito inferiore a 2, migliorando del 100% rispetto al valore tipico di 4 riscontrato nella lavorazione tradizionale. Un altro motivo fondamentale riguarda l'apporto termico contenuto. Rispetto ad altre tecniche additive, il processo *DED* introduce meno calore nel pezzo durante il processo, limitando le deformazioni e le tensioni residue. Questo aspetto risulta essere cruciale per componenti di grandi dimensioni e geometrie complesse come il caso in esame.

	SLM	**EBM**	**LMD**
Volume massimo	Limitato	Limitato	Molto grande
Risoluzione	20-30 μm	100-200 μm	100-500 μm
Velocità di deposizione	Bassa	Media	Alta

Supporti	Si	Si	Nella maggior parte dei casi no

Tabella 3 Comparativa tra SLM, EBM e LMD

A seguito dello studio dei vari processi, è emerso come la tecnica migliore risulti essere LMD, in quanto il Power Bed Fusion, come è visibile nella Tabella comparativa, presenta limiti dimensionali non compatibili con il caso in esame.

3.2 Processo LMD

La tecnologia *Laser Metal Deposition (LMD)* è un processo di Additive Manufacturing utilizzato per fabbricare componenti tridimensionali. Nella lavorazione si genera un bagno di fusione sulla superficie del substrato, il substrato in questione è la base su cui si va a formare il componente da realizzare, attraverso una fonte laser ad alta potenza. Sul bagno poi, in modo simultaneo, si va a depositare la polvere (in questo caso Inconel718) attraverso un ugello.

Ci possono essere due diversi modi per depositare la polvere:

- Facendo avanzare il substrato su cui si sta generando il componente, con la fonte laser e l'ugello per la polvere fisso
- Facendo avanzare laser ed ugello, con il substrato fisso

Seguendo uno dei due metodi, si possono andare a depositare più strati di materiale in modo da ottenere parti complesse. È inoltre presente un gas come l'argon per minimizzare l'ossidazione ottenendo un'atmosfera inerte. Un vantaggio significativo rispetto ad altre lavorazioni convenzionali è la realizzazione di componenti *near-net shape,* cioè molto vicini alla geometria finale richiesta.

Una regione fondamentale consiste nella zona termicamente alterata, la quale si va a formare nel momento in cui il laser fonde la polvere in corrispondenza del substrato. La zona che si forma risulta essere di tensione limitata, ed il calore viene di conseguenza concentrato, andando a diminuire la dispersione termica nel volume circostante. Essendo poi la lavorazione ripetuta iterativamente, *layer* per *layer*, il bagno fuso risulta avere una dimensione modesta e un tempo di esposizione breve, ovvero l'arco temporale in cui il

fascio laser rimane attivo su un punto specifico del materiale prima di spostarsi è minimo. Il tempo di esposizione varia in relazione alla velocità di avanzamento: maggiore è la velocità di avanzamento, minore sarà il tempo di esposizione. Tali parametri fanno sì che il calore del fascio laser non penetri eccessivamente con il rischio di intaccare *layer* precedentemente lavorati.

Si considera poi che la tecnologia LMD consente di regolare anche in tempo reale la potenza del laser, e altri fattori come la portata e la velocità con cui si fornisce la polvere.

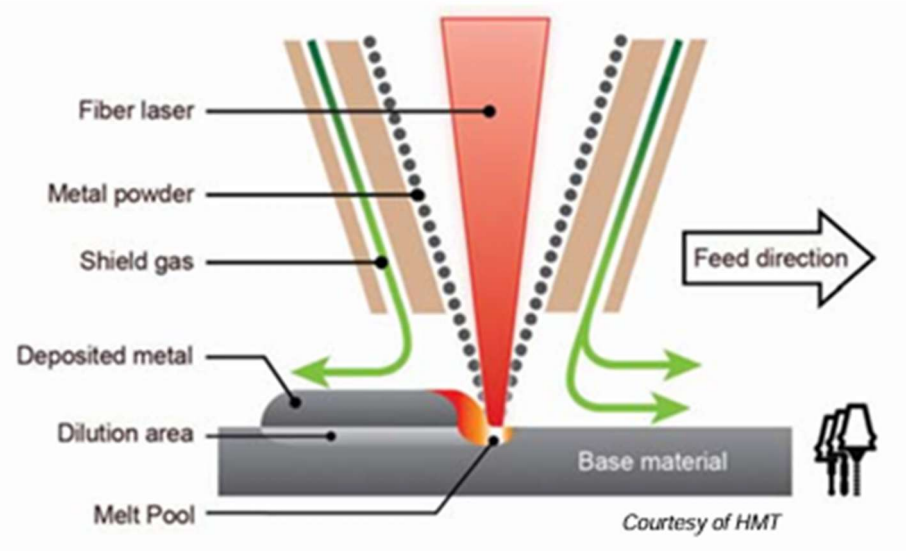

Figura 25 Schematizzazione LMD

Al momento l'Inconel718 è in grado di fornire un rateo di deposito di materiale di circa 0,5 kg/h che può creare problemi per realizzazioni di componenti di grandi dimensioni, anche se in letteratura si trovano applicazioni tali da incrementare il fattore di *deposition rate* fino a valori di 5 kg/h andando ad incrementare il diametro e la potenza del fascio laser [24], [25].

3.3 Dettagli sulla macchina per ottenere la lavorazione

Il sistema prevede l'utilizzo di un collimatore assieme a delle ottiche per generare il fascio laser; è presente inoltre un ugello coassiale per trasportare la polvere. Variando lo zoom delle ottiche è possibile variare il diametro del fascio laser (indicativamente dai 3 ai 9 mm)[23].

Per non fare entrare in contatto il bagno di fusione con i gas atmosferici si utilizza, come detto prima, un gas inerte come l'argon per fare da scudo (*shield gas*) ad ossigeno e azoto.

Si deve prestare particolare attenzione ai seguenti parametri:

- la variazione della potenza del laser che ha effetti importanti sulla porosità del materiale, infatti all'aumentare della potenza la porosità diminuisce.
- il *deposition rate* ovvero la quantità di materiale depositata per ogni passata. È uno dei fattori fondamentali, visto e considerato il quantitativo di materiale aggiuntivo necessario per evitare distorsioni o incongruenze nel componente. Minori distorsioni si ha nel processo e minore sarà il materiale aggiuntivo necessario.

La fonte laser è emessa da un Nd:YAG da 3 kW, si tratta di un laser a stato solido che sfrutta come mezzo laser attivo un cristallo di granato di ittrio e alluminio (YAG), trasmesso attraverso una fibra ottica da 600 μm, con ottiche di collimazione e messa a fuoco entrambe da 200 mm.

Ogni componente ha una funzione specifica:

- laser Nd:YAG ad emissione tipica di 1064 nm con alta potenza di 3 kW.
- fibra ottica da 600 μm necessaria per guidare il raggio laser dalla sorgente alle ottiche. Il diametro della fibra va ad influire sulla qualità e sulla divergenza del fascio.
- ottica di collimazione da 200 mm utilizzata per trasformare il fascio che esce dalla fibra in un fascio collimato, cioè parallelo. Essendo di 200 mm produce un fascio più ampio ma meno divergente.
- Ottica di messa a fuoco da 200 mm necessaria a rifocalizzare il fascio collimato in un punto.

Per quanto riguarda la polvere di IN718, questa viene trasportata utilizzando gas Argon attraverso un ugello ILT Coax-40 dove "*Coax*" indica che la polvere in lavorazione viene trasportata coassialmente attorno al raggio laser, garantendo una deposizione precisa ed uniforme.

Il tutto viene montato su un sistema controllato numericamente a cinque assi per la movimentazione.

3.4 Velocità di deposizione del materiale e larghezza del cordone

Come detto in precedenza, la lavorazione *LMD* dipende fortemente dalla velocità con cui si deposita il materiale, ma allo stesso tempo anche dalla larghezza del cordone. Al fine di ottimizzare i parametri di processo, si è scelto di seguire una procedura che consiste nell'analizzare diverse larghezze del cordone, mantenendo una velocità della macchina costante di 1500 mm/min. Si fissa tale velocità per evitare imprecisioni e fluttuazioni della stessa a causa della capacità limitata di accelerazione della macchina [23].

Per l'analisi si sono estratte dal pezzo diverse geometrie, prendendo come campioni di riferimento tre elementi:

- una parete;
- una sezione a T;
- un triangolo.

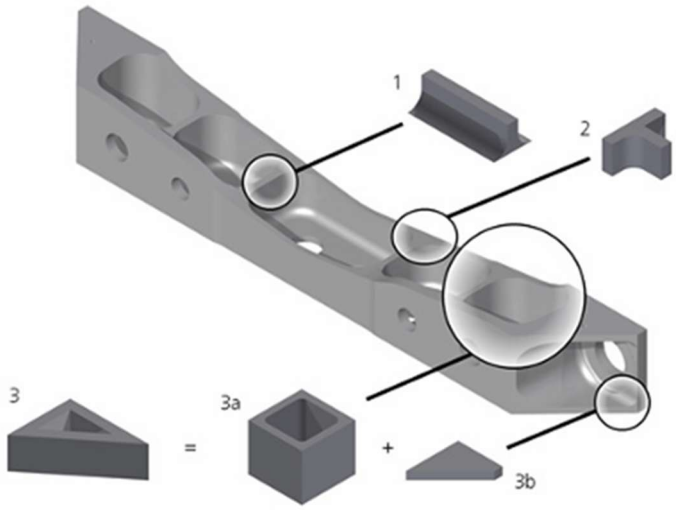

Figura 26 Rappresentazione delle tre geometrie

La larghezza del cordone durante le prove è stata variata da 1 a 4 mm, con incrementi di 1 mm su tutte le geometrie selezionate.

In Figura 27 si mostrano i campioni ottenuti, dei triangoli con lato di 45 mm:

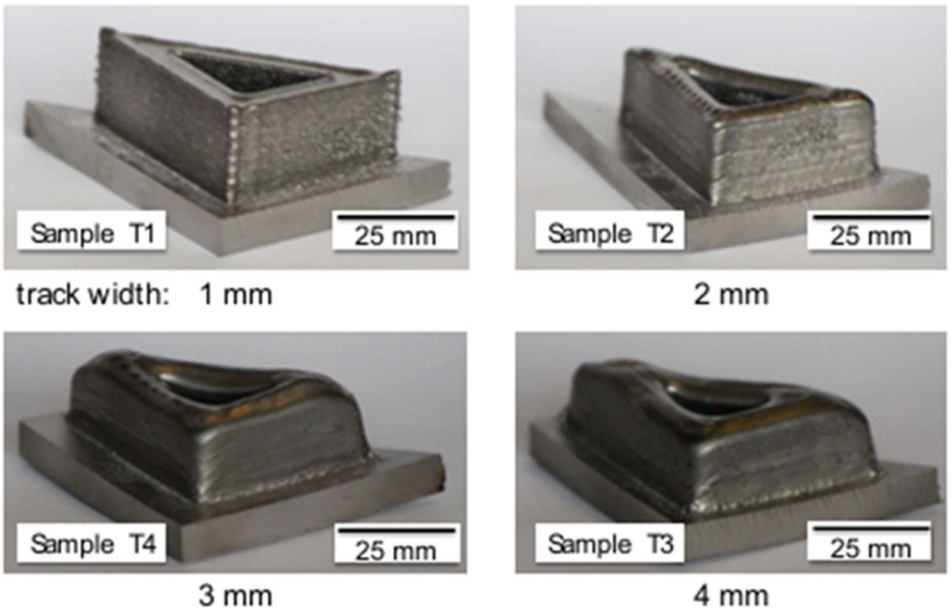

Figura 27 Campioni triangolari

Si può notare come il grado di risoluzione e precisione vada a diminuire con l'aumentare della larghezza del cordone, infatti, il campione T1 con cordone di 1 mm mostra risultati migliori.

Tutti gli strati dei campioni sono stati riempiti con un motivo di tipo *meander*, ovvero come quello riportato in Figura 28.

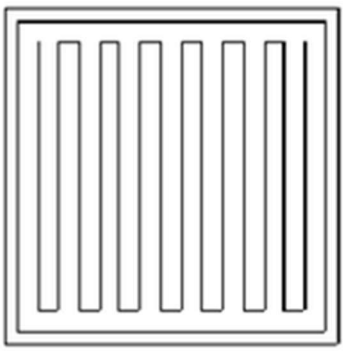

Figura 28 Rappresentazione riempimento

Sono stati scelti i seguenti parametri principali riassunti nella Tabella 4.

Larghezza della traccia [mm]	1	2	3	4
Velocità di processo [m/min]	1.5	1.5	1.5	1.5
Potenza del laser [kW]	0.5	1.2	2.6	3.3
Powder feed rate [g/h]	180	600	1380	2040
Track offset [mm]	0.5	1.0	1.5	2.0
Layer offset [mm]	0.34	0.75	1.15	1.3
LMD deposition rate [g/h]	125	550	1270	1915

Tabella 4 Parametri di processo al variare della larghezza della traccia

Si può notare come la velocità di deposizione dipenda in modo significativo dalle dimensioni del cordone, passando da 125 g/h a 1915 kg/h, quindi un aumento di circa 15 volte.

3.5 Effetti della temperatura durante la lavorazione

Da considerare poi c'è l'aumento di temperatura che il componente subisce durante la procedura. Con cordoni più larghi sono necessarie impostazioni di potenza elevate, questo implica un maggiore apporto di calore, e di conseguenza un aumento della temperatura nel componente. Per evitare il surriscaldamento e l'ossidazione si è stabilito un limite di temperatura di 70 °C misurabile attraverso una termocoppia prima di iniziare la stesura

del *layer* successivo. Se la temperatura del *layer* supera la temperatura limite di 70°C viene effettuata una pausa di raffreddamento per poi procedere.

Nella Tabella 5 è possibile osservare la durata del processo per la sezione a T:

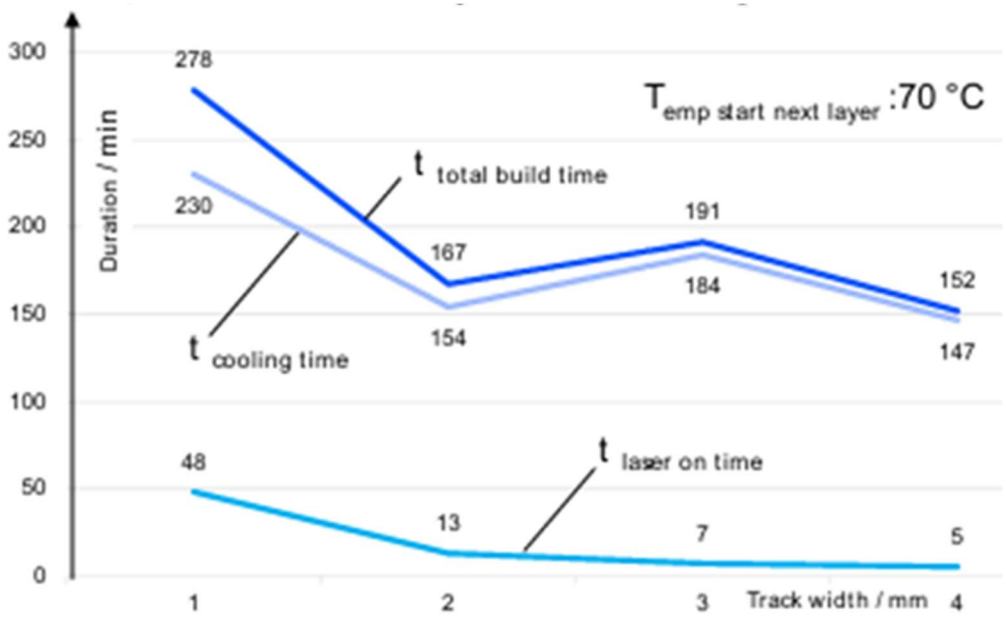

Tabella 5 Durata del processo LMD in funzione della sezione T [23]

Il grafico mostra nelle ordinate la durata della lavorazione in minuti mentre nelle ascisse la larghezza del cordone che varia come detto in precedenza tra 1 e 4 mm.

Le tre curve partendo dall'alto al basso rappresentano:

- Il tempo di deposizione del materiale
- Il tempo di raffreddamento fino ai 70°C
- Il tempo totale per la costruzione

Si può notare che il tempo di deposizione del materiale si riduce drasticamente da 48 minuti per cordone da 1 mm a 5 minuti per cordone da 4mm, perché con cordoni più larghi la lunghezza totale del percorso del laser è più breve e si riduce il tempo di lavorazione necessario. Inoltre, più il cordone è largo e più aumenta l'offset tra i *layer*

(come da Tabella 5) così da ridurre il numero di *layer* necessari per raggiungere l'altezza voluta fissata a 15 mm per i campioni.
Sempre dal grafico si osserva che con l'aumento della potenza del laser per cordoni più lunghi, si ha un maggiore trasferimento di energia al pezzo e di conseguenza un maggiore riscaldamento. I tempi di raffreddamento per riportare i componenti alla temperatura voluta sono quindi maggiori. A causa di questo effetto, i cordoni da 3 e 4 mm perdono il vantaggio rispetto al cordone da 2 mm.
Da notare poi che il cordone da 1 mm offre una migliore risoluzione geometrica, ma come si può notare dal grafico ha tempi di processo molto lunghi e una velocità di deposizione bassa, e per tale motivo non viene più considerato per altri test.

Riassumendo, si può dire che il cordone da 2 mm presenta la seconda miglior velocità di deposizione, con un tempo di raffreddamento inferiore solo del 9% rispetto al cordone da 4 mm. Si è deciso di prendere il cordone da 2 mm e i relativi parametri come setup finale per la produzione.

3.6 Build job

Per poter produrre il componente utilizzando la tecnologia LMD si sono dovute apportare alcune modifiche nella lavorazione per poter ottenere le geometrie richieste.
Due zone in particolare richiederanno una lavorazione successiva:

- I fori orizzontali (in rosso in Figura 29) in quanto non possono essere ottenuti tramite lavorazione *LMD*, verranno sostituiti riempendo con del materiale. I fori mancanti si otterranno successivamente con un'altra lavorazione.
- Le zone di raccordo (in blu in Figura 29) visto la mancanza di supporti non possono essere prodotti assieme al resto della geometria, saranno inseriti successivamente orientando in modo diverso il componente.

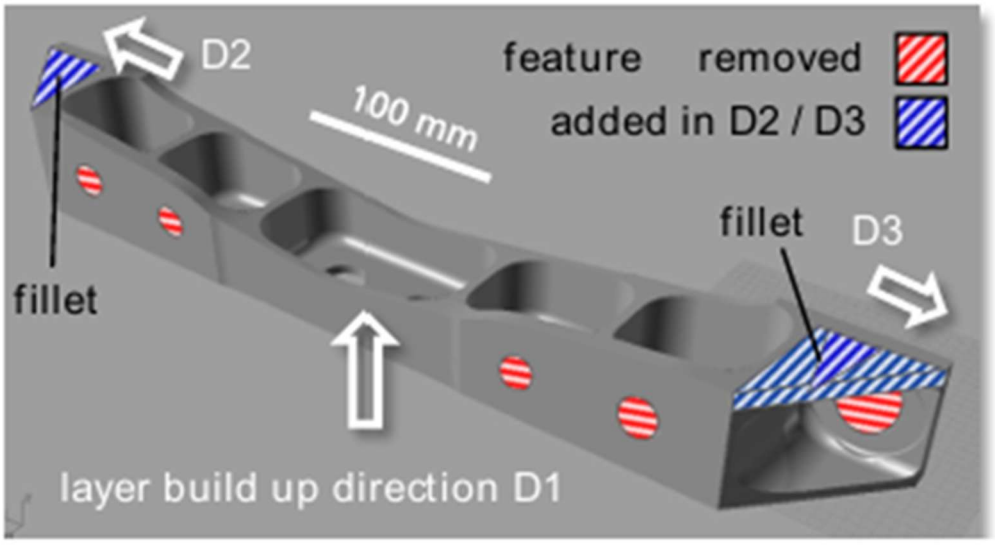

Figura 29 Adattamento della geometria per rendere il componente producibile attraverso LMD

Visti i problemi di produzione delle geometrie richieste, il pezzo è stato realizzato seguendo la prima direzione D1:

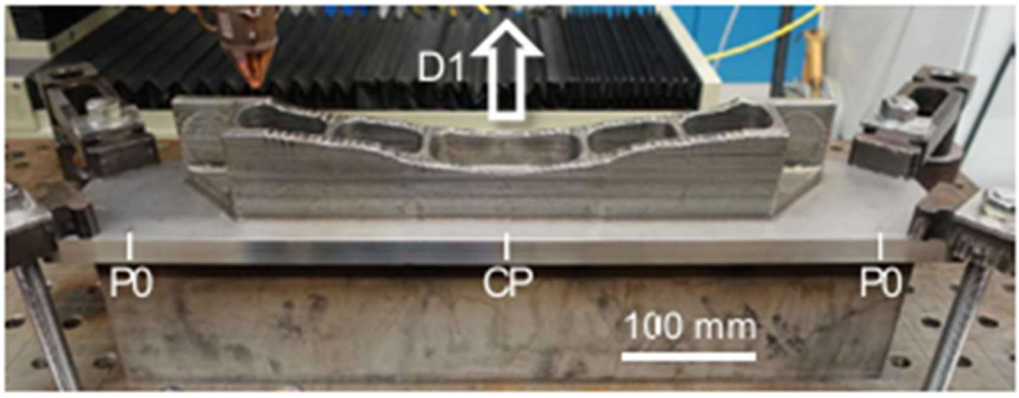

Figura 30 Schematizzazione possibili direzioni di lavorazione

Da notare la mancanza dei fori orizzontali e dei raccordi laterali.

Basandosi sul modello al CAD in 3D, si è effettuato lo *slicing* dei vari *layer* che compongono la lavorazione LMD utilizzando il software LMDCAM, dividendo il pezzo in 75 *layer*.

Finita questa lavorazione si è passati alle successive, orientando il pezzo secondo le direzioni D2 e D3 per ottenere i raccordi laterali, inclinati di un certo angolo:

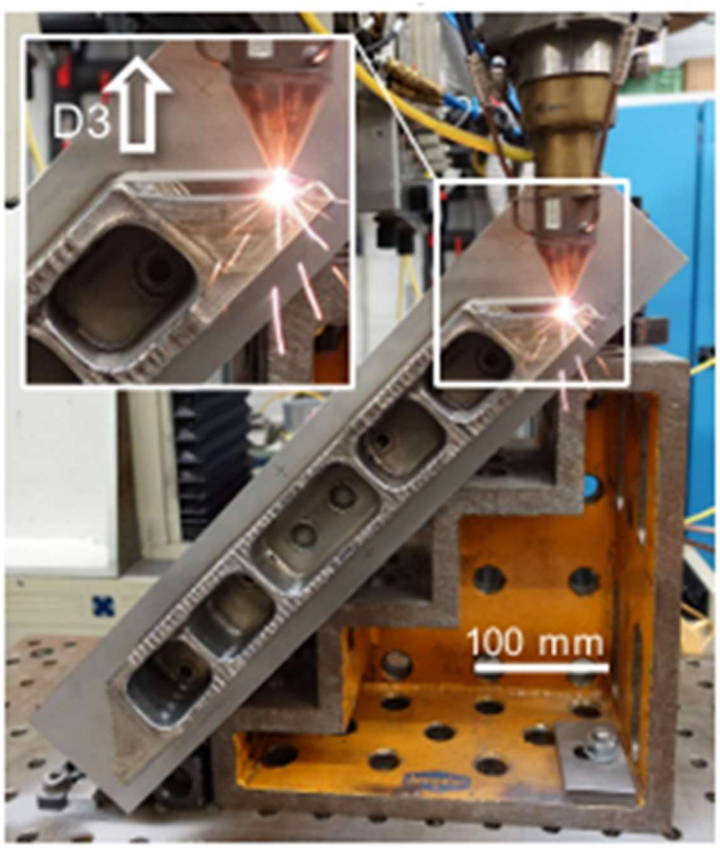

Figura 31 Lavorazione componente nella direzione D3

Una volta finite le due lavorazioni lungo D2 e D3 il pezzo si presenta in questo modo:

Figura 32 Rappresentazione componente al termine delle lavorazioni LMD

Per eseguire la lavorazione non sono serviti supporti, il pezzo è stato ottenuto *layer* per *layer* costruendo su un substrato (lamiera di base) dello stesso materiale del prodotto finale.
Il processo LMD prevede una durata di 24 ore considerando circa 16.5 ore per tutta la geometria del pezzo e 7.5 per il suo raffreddamento [23].
Segue poi nel post processing la rimozione del pezzo dalla base e la lavorazione alle macchine utensili per ottenere i fori orizzontali.

3.7 Criticità

Uno degli aspetti più critici del processo risulta essere la deformazione indotta dalle alte temperature e dal successivo raffreddamento del materiale. È stato rilevato che per il componente studiato la deformazione può raggiungere i 4.5 mm. Per ridurre tale effetto si è deciso di ricorrere all'aggiunta di un supporto irrigidente di 20mm in acciaio 1.4301 (AISI 304). L'aggiunta anche di trattamenti termici post-processo ha permesso di ridurre la deformazione a valori inferiori a 2 mm, rendendo il componente conforme alle specifiche richieste.

4. Post processing

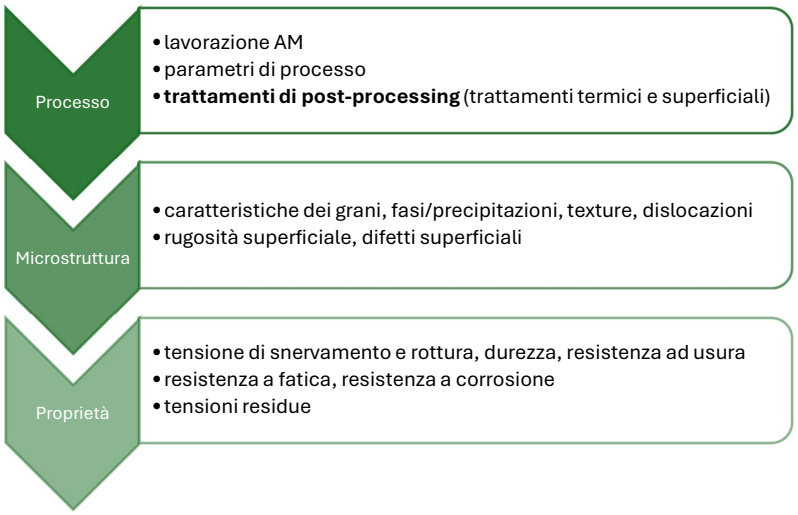

Tabella 6 Interrelazione tra processo, microstruttura e proprietà.

Al termine delle operazioni in macchina i passaggi finali consistono nella rimozione del componente dalla piattaforma, nella validazione dei risultati di costruzione e nella lavorazione di finitura del componente al fine di ottenere la geometria definitiva.
Si analizzano di seguito le operazioni da eseguire sul componente *as-build* necessarie a garantire la funzionalità strutturali.

4.1 Criticità del componente allo stato as-printed e soluzioni*:*

Durante il processo LMD vengono indotte numerose tensioni nel materiale depositato così che si accumuli un significativo livello di tensione interna. Quando il pezzo *LMD* viene tagliato dalla piattaforma, le forze che precedentemente vincolavano il componente al substrato risultano nulle e le tensioni residue presenti nel pezzo possono portare a deformare l'intera geometria.

In particolare, nelle superleghe prodotte tramite manifattura additiva, l'influenza dei trattamenti termici post-processo si manifesta in un aumento della resistenza allo snervamento e alla trazione, pur mantenendo la stessa deformazione del componente stampato.

Da notare che si possono trovare delle ampie cavità sulle superfici di frattura sia dei campioni stampati (*as-printed*) che di quelli trattati termicamente a causa del fenomeno dell'ingrossamento della grana. Si passa infatti da un componente as-printed a grana fine (0. 5 μm) ad una leggermente più grossa nella struttura cristallina. Nel componente *as-printed* la grana fine è ricca di dislocazioni e piani di scorrimento discontinui ma successivamente al trattamento termico la morfologia varia e la precipitazione di fasi γ' e γ'' permettono il miglioramento delle performance meccaniche del materiale (con orientazione (001)[100] //(100)[001]) [Olatunji Oladimeji Ojo,Emel Taban, Post-processing treatments–microstructure–performance interrelationship of metal additive manufactured aerospace alloys: a review]. I trattamenti termici post-processo rappresentano quindi un modo efficace per ridurre le tensioni residue intrinseche nei componenti allo stato grezzo. Secondo la letteratura disponibile, i trattamenti post-processo per le leghe aerospaziali prodotte in AM possono essere generalmente classificati in due categorie: trattamenti superficiali e trattamenti termici.

Tornando al componente oggetto di studio, si è reso quindi necessario includere nelle operazioni successive un trattamento termico di distensione delle tensioni interne. Esso consiste in un riscaldamento fino a 980 °C a una velocità di 5 k/min mantenendo la temperatura costante per un'ora e successivamente un raffreddamento fino a 200 °C ad una velocità inferiore a 2.5 k/min [23]. Il raffreddamento lento si è reso necessario per evitare lo sviluppo di nuove tensioni e per eliminare in parte la fase di Laves a forma dendritica che si crea alle temperature di 800-900 °C. Nella Tabella 7 si nota in particolare come, in funzione della temperatura e durata del trattamento di distensione, variano le proprietà del materiale.

Trattamento	**Microstruttura**	**Durezza (HV)**	**Usura (μm)**	**Commenti**
As-printed	Confini del bagno di fusione ben visibili, combinazione di strutture cellulari dendritiche e grani colonnari	342	27	Le alte tensioni residue nella struttura si ritiene abbiano aumentato la durezza

600 °C per 2 h, raffreddamento in aria	Confini del bagno di fusione visibili con strutture cellulari dendritiche, ma meno evidenti rispetto allo stato "as-deposited"	369 (+8%)	22 (−18%)	La fase δ ha favorito l'effetto di indurimento da precipitazione, migliorando la durezza
1100 °C per 2 h, raffreddamento in aria	Assenza di dendriti cellulari e grani colonnari, ricristallizzazione dei grani	268 (−15%)	29	L'ammorbidimento termico, aiutato dalla parziale dissoluzione delle fasi di rinforzo γ' e γ", ha ridotto la durezza

Tabella 7 Effetti dei trattamenti termici sulla microstruttura e sulle proprietà a trazione delle leghe a base di nichel fabbricate mediante MAM

4.1.1 Porosità

Oltre al problema delle tensioni interne risolto con l'applicazione di un trattamento di distensione, particolarmente problematici sono le porosità.

Ne sono presenti di due tipologie [24]:

- porosità per mancanza di fusione: caratterizzate dalla forma angolare, si trovano all'intersezione delle tracce depositate e si verificano periodicamente.
- porosità gassose: porosità sferiche che non sono confinate in un particolare sito e sono causate dal gas di assistenza durante la lavorazione che viene intrappolato dentro il deposito atomizzato di gas. Sono facilmente riducibili riscaldando le polveri subito dopo la deposizione, oppure aumentando il calore fornito al processo al fine di ridurre il livello di solidificazione e permettere alle bolle di gas di uscire dal deposito liquido prima che solidifichi.

In generale entrambe le porosità diminuiscono con l'aumento della potenza e della velocità di deposizione come dimostrato dalla Figura 34. Altri fattori direttamente correlati sono la velocità di avanzamento della polvere – *feedrate* – e il settaggio del gas (Figura 33). Per evitare il generarsi di porosità, si rende necessario quindi ottimizzare il processo lavorando sui parametri; anche se un livello minimo di porosità è inevitabile a meno che si utilizzi una polvere pregiata priva di porosità e un processo

che non richieda un'elevata portata di gas di protezione, al fine di prevenire l'ossidazione ed ottenere un bagno fuso più stabile.

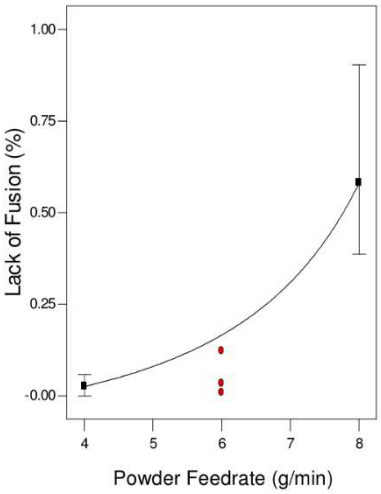

Figura 33 Legame tra porosità e portata della polvere

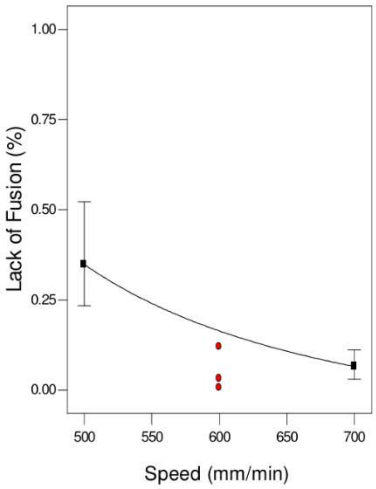

Figura 34 Legame tra porosità e velocità di deposizione

4.1.2 Finitura superficiale

Tra le criticità della lega Inconell718 lavorata attraverso SLM risulta la scarsa qualità della finitura superficiale, caratterizzata da elevata rugosità, presenza di irregolarità superficiali e difetti morfologici. Tali imperfezioni non solo compromettono l'aspetto estetico del componente, ma soprattutto influenzano negativamente le sue prestazioni funzionali, come la resistenza alla fatica, all'usura e alla corrosione. Per questo motivo, è essenziale l'impiego di adeguati trattamenti di post-processing superficiale, volti a migliorare la qualità della superficie e garantire le prestazioni richieste in esercizio.

È possibile prevenire gran parte di questi problemi tramite accorgimenti durante le operazioni in macchina. In particolare, è stato dimostrato che l'utilizzo di strati additivi sottili e ampi bagni di fusione migliorano la finitura superficiale e si rende necessario garantire maggiori distanze di interazione tra polvere e gas. Se si adottano alte velocità di deposizione, si favoriscono valori ridotti del parametro di ondulazione e depressioni superficiali tendenzialmente piccole. Questo avviene perché la fusione delle particelle durante il loro tempo di volo (in presenza di elevata potenza e lunga distanza di interazione) consente loro di schiacciarsi e di espandersi lateralmente al momento dell'impatto con la parete solida vicino al bagno di fusione andando a ridurre il contributo della rugosità. Al contrario, le particelle solide non fuse si agglomerano sulla superficie

della parete con un effetto di "*necking*" (strozzatura) più o meno pronunciato, contribuendo all'aumento della rugosità superficiale [25].

In secondo luogo, alti rapporti P/V (elevata potenza, bassa velocità) favoriscono bagni di fusione più ampi. In questo modo aumenta l'efficienza di cattura e si limita il numero di particelle che impattano sulla parte solida e che contribuirebbero alla rugosità della superficie. Ciò è particolarmente evidente per le brevi distanze di interazione dove le particelle, non avendo il tempo di fondere, rimango allo stato solido prima di raggiungere il bagno di fusione. L'efficienza di cattura menzionata si riferisce, in questo caso, all'efficienza con la quale la polvere è catturata e incorporata nel bagno fuso ed è influenzata dalla potenza del laser e dalla velocità di deposizione (minore velocità da più tempo al materiale di fondersi in volo) [25].

Infine, è stato dimostrato che quando le particelle risultano solo parzialmente fuse dal bagno di fusione, tendono ad agglomerarsi sulla superficie della parete andando a creare bagni di fusione ampi e caldi che aumentano il tasso di diluizione delle particelle e migliorano anche la finitura superficiale.

Sono individuabili numerosi trattamenti per controllare la finitura superficiale del componente in relazione al grado di rugosità superficiale che si vuole ottenere e alle dimensioni del pezzo da lavorare.

4.1.2.1 Trattamento laser sulla superficie

Operazione che si esegue attraverso l'utilizzo di azoto ad alta pressione e consiste in un trattamento termico alla superficie con profondità pari a 20 μm.

Il focus principale è risolvere i problemi di elevati gradienti di temperatura localizzati e alte tensioni residue successive alle lavorazioni DED.

In seguito al trattamento, la superficie risulta priva di asperità evidenti come cricche o vuoti, e la microdurezza aumenta in modo significativo, come conseguenza della formazione di strati densi al di sotto dello strato più freddo e della dissoluzione delle fasi di Laves, con conseguente formazione di composti nitrurati in superficie.

Anche le tensioni residue si riducono in seguito al processo. Durante il trattamento, la combinazione di evaporazione e fusione nella zona irradiata porta alla formazione di una struttura superficiale composta da micro e nano poli e pilastri, conferendo proprietà idrofobiche (capacità di un materiale di respingere l'acqua) [26].

4.1.2.2 Trattamento di barrel finishing (BF)

Lavorazione che consiste nel mettere il componente in un barile rotante assieme a delle sfere metalliche. Le collisioni ad alta velocità causano abrasione e deformazione superficiale che levigano i difetti

4.1.2.3 Trattamento di shot peening (SP)

Consiste nell'utilizzo di piccole sfere d'acciaio che vengono sparate contro il pezzo ad alta velocità usando aria compressa. Gli impatti producono deformazione plastica superficiale che generano tensioni residue compressive. Si aumenta la durezza e la resistenza a fatica, ma la superficie è ruvida a causa degli impatti.

Una variante è il *flow peening*, che consiste in una pallinatura effettuata con sfere d'acciaio e un preparato polimerico, fatti scorrere sulla superficie ad alta pressione.

Il processo è applicabile su geometrie complesse e superfici difficilmente raggiungibili e rappresenta uno dei processi più frequentemente applicati per aumentare la resistenza superficiale degli elementi meccanici. Quando viene eseguito un processo di pallinatura, l'impatto di innumerevoli sfere crea micro-cavità sulla superficie del materiale, portando a un aumento della rugosità superficiale (Ra). Tale incremento della rugosità superficiale, se considerato da solo, tenderebbe a ridurre la resistenza a fatica. Tuttavia, il medesimo impatto provoca una deformazione plastica nello strato superficiale, inducendo elevate tensioni residue di compressione. Questo stato di compressione è estremamente benefico in termini di resistenza a fatica, poiché contrasta efficacemente la formazione e la propagazione delle cricche di fatica, che sono tipicamente innescate da tensioni di trazione. Poiché il miglioramento della resistenza indotto dalle tensioni residue di compressione è più significativo rispetto alla perdita di resistenza dovuta all'incremento della rugosità, l'effetto netto della pallinatura è un incremento complessivo della vita a fatica del componente [27].

4.1.2.4 Trattamento ultrasonic shot peening (USP)

La lavorazione consiste nell'utilizzo di sfere d'acciaio che vengono messe in moto da vibrazioni ultrasoniche e generano impatti non violenti. L'energia elettrica viene trasformata in vibrazioni ultrasoniche meccaniche tramite un trasduttore piezoelettrico, e

le vibrazioni vengono amplificate dal cono ultrasonico. L'energia di vibrazione della punta del cono viene trasformata in energia cinetica acquisita delle sfere, la quale produce un'importante deformazione plastica dello strato superficiale. La superficie che ne consegue è liscia e con poche porosità.

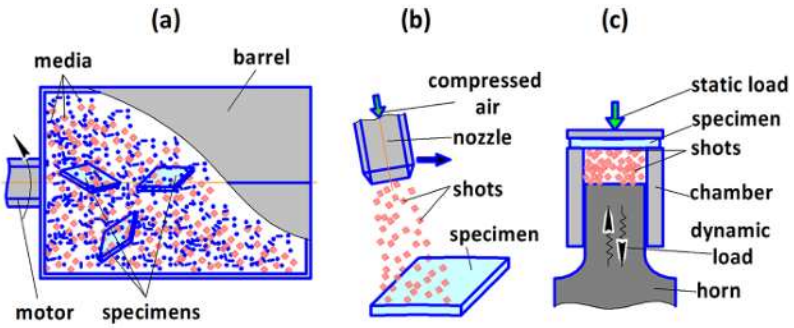

Figura 35 Schema dei processi di BF (a), SP (b), USP (c) [30]

4.1.2.5 Trattamento di lucidatura criogenica

Questa operazione consiste nell'utilizzo di spazzole abrasive in combinazione con un raffreddamento criogenico, con l'obiettivo di ridurre l'usura degli utensili e aumentare l'efficienza della lavorazione. Per garantire condizioni criogeniche, viene impiegato un getto d'aria che mantiene la temperatura del pezzo a 20 °C. Gli studi confermano una riduzione della rugosità fino al 77%. Inoltre, il metodo criogenico offre un miglior controllo dell'espansione termica, consentendo il mantenimento di tolleranze dimensionali ristrette (±0,02 mm) [28]. Questa tecnica si distingue per la capacità di migliorare l'omogeneità della finitura e di adattarsi a diverse geometrie e materiali senza compromettere l'integrità dimensionale, estendendo così la vita utile dei componenti. Inoltre, la spazzolatura abrasiva rimuove efficacemente le imperfezioni tipiche della manifattura additiva, come le creste da fusione della polvere, che altrimenti comprometterebbero le prestazioni meccaniche. Fattori quali il tipo di abrasivo, la dimensione dei granuli e la configurazione della spazzola devono essere regolati con attenzione per ottimizzare i risultati ed evitare difetti superficiali e allo stesso tempo bisogna garantire una minima usura delle spazzole.

In linea generale, una minore rugosità superficiale riduce le concentrazioni di stress e la propagazione delle cricche, estendendo la vita utile del componente. Questo aspetto è

fondamentale soprattutto nei componenti aerospaziali, dove la qualità della superficie influisce direttamente sulla resistenza a fatica e sulla durata in servizio.

Per assolvere a tutte queste necessità, l'implementazione di sistemi di raffreddamento criogenico, come l'uso di azoto liquido o CO_2, consente di mantenere sotto controllo la temperatura durante la lavorazione. In questo modo si riduce l'usura degli utensili e anche il rischio di difetti termici sulla superficie, migliorando così la finitura e la durata dei componenti fabbricati.

I risultati riportati in letteratura dimostrano che l'uso della spazzola radiale è efficace nella riduzione della rugosità superficiale, in particolare alle alte velocità di taglio. In condizioni asciutte, si osserva una riduzione del 68% per Ra e del 71% per Rz, mentre in condizioni criogeniche i valori registrati sono pari al 60% per Ra e al 66% per Rz, risultati comunque nettamente migliori rispetto ai processi non trattati [sWang ZY, Rajurkar KP (2000) Cryogenic machining of hard-to cut material].

Un ulteriore aspetto da considerare è rappresentato dai limiti imposti dal materiale: l'Inconel718, pur essendo noto per l'elevata resistenza termica, risulta comunque suscettibile all'espansione termica, fattore che può influire sulle tolleranze dimensionali.

Questo fenomeno può influenzare la precisione dimensionale soprattutto in parti che richiedono elevate prestazioni come i componenti dei motori aeronautici. I risultati di numerosi studi rivelano una significativa differenza di temperatura tra i processi di spazzolatura a secco e criogenica, con quest'ultima che mantiene temperature completamente non critiche, visto che l'Inconell718 mostra cambiamenti strutturali solo al di sopra dei 400–650 °C [28].

Figura 36 Getto criogenico su spazzola radiale

4.1.2.6 Scelta del trattamento

Il tipo di tecnica di post-trattamento più adatta può essere scelto in base all'analisi della forma e delle dimensioni del pezzo da trattare. I parametri operativi dei trattamenti selezionati possono poi essere determinati tenendo conto dei seguenti fattori:

- livello di riduzione della rugosità superficiale;

- eliminazione di difetti di fabbricazione e porosità;
- indurimento e compressione della superficie;
- spessore degli strati modificati.

Alcune di queste proprietà (come rugosità e porosità) risultano penalizzate dopo il trattamento, mentre altre (come microdurezza HV, tensioni residue e profondità di penetrazione) possono essere aumentate o migliorate.

La tecnica meccanica appropriata può quindi essere scelta in base a questi dati, considerando anche la versatilità delle tecniche per il trattamento post-processo di pezzi di piccole dimensioni, grandi volumi o forme complesse.

Altri aspetti particolarmente influenti sulla convenienza o meno di tutta la lavorazione attraverso AM sono la controllabilità e praticità del processo e la necessità di garantire costi e tempi che non gravino troppo sulla già costosa operazione di printing del componente. Come esempio si riporta che i trattamenti di *barrel finishing* e *shot peening* sono generalmente controllabili e flessibili e si usano principalmente per la finitura superficiale dei prodotti realizzati con processi PBF. È stata fatta un'analisi delle tecnologie esposte tenendo conto dei principali fattori di scelta: da Figura 37 il valore 0 indica la condizione *as-built* del componente, i valori 1-4 indicano l'efficienza delle differenti tecnologie nel migliorare le proprietà.

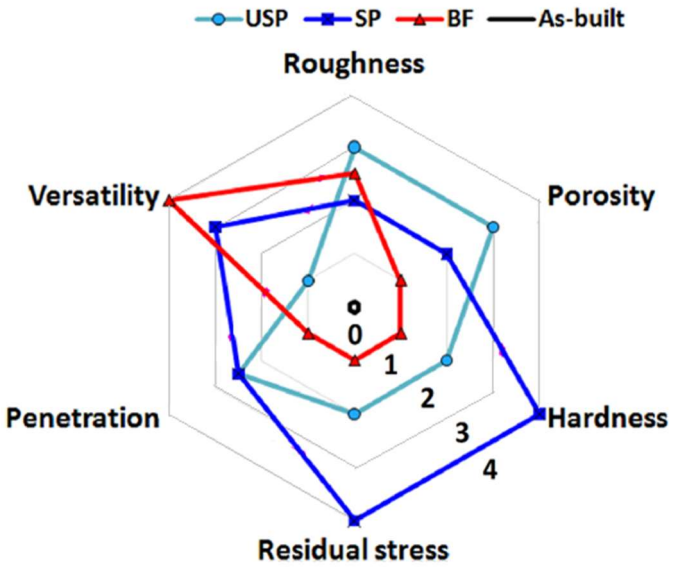

Figura 37 Confronto tra diverse lavorazioni di finitura superficiale [30]

In aggiunta a queste considerazioni di carattere operativo, la scelta del corretto trattamento è eseguita considerando la necessità di controllare la rugosità superficiale del componente di applicazione aeronautica che in esercizio deve garantire effetto minimo sulla resistenza aerodinamica. Si consideri che una rugosità ottimale per un componente aerospaziale non deve essere superiore a valori Ra≈0.5 μm e se va ad aumentare a valori di 2 μm, allora il coefficiente di resistenza può aumentare anche del 4% [29].

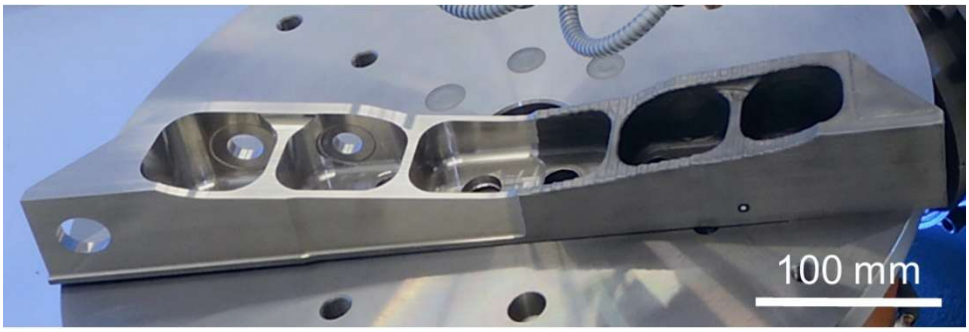

Figura 38 Confronto della superficie del componente: superficie as-printed e superficie successivamente lavorata

Si è quindi considerato il valore indicativo di Ra sopra riportato come cifra ideale che permetta di soddisfare le necessità in esercizio del componente e permetta di minimizzare la componente viscosa della resistenza dell'aria [30].

In seguito alle operazioni di AM si è quindi scelta una tra le molteplici tecnologie precedentemente esposte per rendere il componente totalmente funzionale. La scelta è ricaduta sul trattamento di *shot-peening* - "pallinatura controllata" visto e considerato che il Case Study si basa su un elemento di tipo strutturale interessato da carichi dinamici che variano nel tempo e acquista notevole importanza la resistenza a fatica che è diretta causa dell'aumento della vita del componente.

Le sfere che collidono con la superficie dell'elemento inducono degli sforzi residui di compressione tali da diminuire l'effetto dei carichi esterni durante l'esercizio. L'urto delle sfere migliora inoltre la distribuzione delle tensioni superficiali che in parte erano già state considerate durante il trattamento di distensione tramite riscaldamento controllato.

Al termine di questo trattamento, la superficie presenterà una maggiore resistenza meccanica e una durezza superiore, caratteristiche fondamentali per un componente strutturale.

Da considerare inoltre è la rugosità superficiale che viene di fatto peggiorata e potrebbe accelerare la nucleazione di nuove cricche, ma l'effetto negativo può comunque essere controllato scegliendo i parametri di lavorazione e la dimensione delle sfere.

Stato superficiale prima della pallinatura	**Aumento della resistenza** post operazione
Superfici lisce	10-20%
Superfici grezze o con difetti	50-70%
Superfici con difetti d'intaglio	Effetto d'intaglio non più presente

Tabella 8 Miglioramento resistenza a fatica

L'utilizzo di sfere sparate a velocità tra 100-1000 m/s viene accompagnato all'utilizzo di un liquido polimerico in modo tale da creare un film protettivo che garantisca valori di Ra pari a 0.16-1.25 μm e profondità 0.1 μm, *flow peening*.

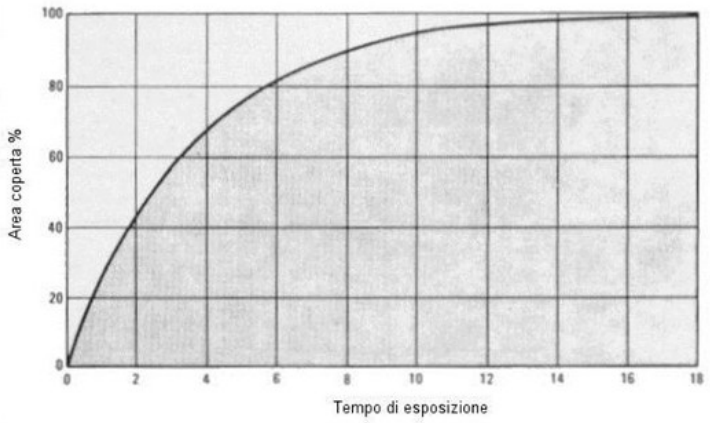

Figura 39 Andamento della copertura

Per valutare l'efficienza dell'operazione si considerano la durata del processo, la velocità di lancio delle sfere, le dimensioni delle stesse, la copertura [Figura 39] e la portata.

Al fine di analizzare le migliorie indotte sulle proprietà meccaniche è necessario conoscere l'energia cinetica d'impatto delle sfere che è funzione della velocità, dimensione graniglia e caratteristiche del materiale. Si opta quindi per pallini in ceramica o vetro, ottimi per leghe non ferrose, e parametro caratteristico individuato nel diametro medio. La durezza delle sfere è di 50 HRC e la composizione combinata di SiO_2.

4.2. Studio degli accoppiamenti

Come già discusso, il braccio preso in analisi presenta numerosi fori di accoppiamento che dovranno essere garantiti attraverso specificazioni geometriche restrittive al fine di garantire il corretto esercizio del componente. Tuttavia, la lavorazione scelta per la realizzazione del componente non consente di realizzare fori precisi nonché il rispetto di requisiti funzionali di accoppiamento. Si rende quindi necessario effettuare una lavorazione secondaria che permetta di realizzare i fori andando a lavorare sul foro già preforato durante la lavorazione LMD. Sarà necessario prestare particolare attenzione considerando che la lega Inconell718 è stata scelta proprio per le caratteristiche di durezza elevata, bassa conducibilità termica e la proprietà di *work hardening*, ovvero che tende ad indurirsi per deformazione. Si è quindi optato per un'operazione di alesatura a bassa velocità di taglio tramite utensile con rivestimento in Ti-Al-N e lubrificazione abbondante.

4.3 Controlli e verifica

Uno dei principali vantaggi dell'Additive Manifacturing è la capacità di realizzare componenti ad alta complessità portando benefici all'industria aerospaziale grazie allo sviluppo di design innovativi e leggeri.

Dal punto di vista della metrologia, la necessità di misurare le geometrie dei componenti non è cambiata rispetto alla manifattura sottrattiva, tuttavia, la misurazione di geometrie così complesse (ad esempio, strutture reticolari, caratteristiche interne ed esterne difficili da raggiungere, alta rugosità superficiale) comporta alcune sfide e ostacoli.

I maggiori punti salienti nella misura di componenti simili al Case study trattato sono:

- L'ottimizzazione dell'orientamento del pezzo.
- Lo spessore degli strati al fine di avere un'adeguata qualità superficiale e della texture.
- La disposizione delle strutture di supporto durante la fase di lavorazione in macchina.

- L’introduzione di una simbologia GD&T (Geometric Dimensioning and Tolerancing) per i pattern di riempimento. Il sistema appena citato si riferisce all’insieme di norme standardizzate per definire in modo preciso le dimensioni geometriche e le tolleranze ammissibili su forma, posizione e orientamento. Se nella manifattura tradizionale tali specifiche vengono applicate a superfici esterne del componente, in parti meccaniche morfologicamente complesse prodotte con AM si ritrovano pattern di riempimento interni come strutture a griglia, nidi d’ape o reticoli complessi difficilmente accessibili e ispezionabili.

I più comuni sistemi di misura a coordinate attualmente utilizzati per la metrologia geometrica sono:

- macchine di misura a coordinate tattili (CMM),
- metodi ottici,
- tomografia computerizzata a raggi X (XCT).

Si osserva che tutti questi sistemi sono adatti alla misurazione della forma esterna e delle dimensioni di componenti di media complessità. Tuttavia, la XCT è l’unica tecnica in grado di misurare caratteristiche interne e zone difficili da raggiungere su componenti ad alta complessità. Infatti, la XCT è attualmente una delle tecniche più ampiamente utilizzate per la misurazione geometrica e il controllo qualità dei componenti realizzati mediante manifattura additiva [31]. Per offrire una panoramica più chiara delle diverse tecnologie considerate, nella Tabella 9 sono riportati i principali vantaggi e svantaggi di ciascuna tecnica.

Sistema di Misura a Coordinate	**Vantaggi**	**Vincoli**
Macchina di misura a coordinate tattile (CMM)	• Tecnica ben nota e consolidata • Misura forme e dimensioni • Elevata accuratezza	• Processo lento • Basso numero di punti misurati
Metodi ottici (Attivi)	• Misurazioni accurate • Alta velocità	• Costosi • Robusti
Metodi ottici (Passivi)	• Basso costo • Leggeri e compatti	• Bassa accuratezza • Lenti
Tomografia computerizzata a raggi X (XCT)	• Misura texture superficiale, forme e dimensioni • Eccellente per alta rugosità	• Tempi di scansione elevati • Misure influenzate dal tipo di materiale e dallo spessore • Costo elevato delle apparecchiature

	• Caratteristiche interne e difficili da raggiungere • Controllo qualità (vuoti, cricche, porosità) • Ottimo per parti altamente complesse

Tabella 9 Sistemi di misura a coordinate adatti alla metrologia geometrica dei componenti realizzati mediante manifattura additiva. Vantaggi e limitazioni.

4.3.1 Scanner ottico

L'utilizzo dello scanner 3D GOM ATOS rappresenta una delle soluzioni più precise per eseguire operazioni di metrologia tridimensionale senza contatto. Si tratta di un sistema avanzato basato su luce blu strutturata, che sfrutta barre di scala e marcatori di calibrazione per acquisire immagini ad alta risoluzione della superficie del componente.

Figura 40 Scanner ottico 3d GOM ATOS

Le immagini catturate vengono successivamente combinate per generare una mappa 3D a colori, in grado di descrivere con estrema precisione la geometria superficiale dell'oggetto.

Lo scanner è in grado di acquisire decine di migliaia di punti al secondo, e, grazie all'integrazione con tecniche di reverse engineering, permette di ricostruire il modello dimensionale completo del pezzo.

Il sistema garantisce un'elevata accuratezza, con una precisione che può variare da 10 a 30 µm, rendendolo ideale per il controllo qualità e il confronto con modelli CAD.

4.3.2 Operazione di controllo

Per analizzare la geometria LMD, il componente viene scansionato con il sistema di misura GOM Atos. Dall'analisi del caso studio la misurazione mostra uno scostamento

dalla geometria CAD compreso tra 0,4 e 1,9 mm (Figura 41) mostrando una quantità di materiale in eccesso e come ci si aspettava la deformazione del pezzo LMD causa una variazione dello spessore del materiale. Considerando un volume calcolato di 831,4 cm^3 dai dati di scansione, si ottiene un rapporto *buy-to-fly* di 1,72. Calcolando il valore *buy-to-fly* a partire dal peso del pezzo di 6,9 kg e considerando una densità di 8,19 g/cm^3 per l'Inconel718, si ottiene un rapporto di 1,75, confermando il valore previsto di 1,77. Questi risultati dimostrano che la progettazione rigida della piattaforma, combinata con il trattamento termico di soluzione, ha potuto ridurre efficacemente la deformazione del pezzo a meno di 2 mm.

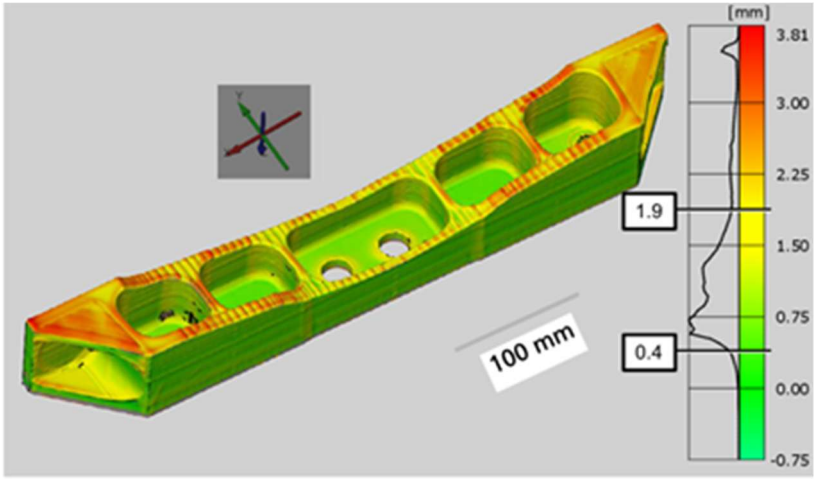

Figura 41 Offset superficiale del componente LMD relativo al modello CAD

5. Analisi economica

Per iniziare a trattare l'aspetto economico del componente prodotto in Additive Manufacturing si è partiti con l'individuazione del macchinario che garantisse le performance adeguate, ovvero "Optomec Lens CS 600". La scelta del macchinario come vedremo poi in seguito risulta particolarmente importante perché l'impatto economico, sia in termini di costo d'acquisto che per quanto riguarda le tempistiche dei vari passaggi, risulta importante.

La selezione della macchina è stata determinata principalmente dalla tecnologia di produzione scelta per il componente. Considerando la geometria del braccio e i limiti intrinseci della tecnologia, è risultato necessario disporre di un sistema che consentisse le operazioni di stampa con adeguata libertà di movimento nello spazio; per questo motivo è stata adottata una macchina a 5 assi. Un ulteriore criterio determinante è stato quello dimensionale: la macchina doveva disporre di una camera di lavoro sufficientemente ampia da ospitare sia il substrato sia il braccio nella sua interezza (500 mm di lunghezza). Infine, è stata selezionata una macchina dotata di camera chiusa per l'utilizzo di atmosfera inerte, al fine di garantire una qualità superiore del prodotto finito.

In secondo luogo, sono stati considerati i parametri del componente, di cui particolarmente importante il costo del materiale che incide per buona parte sul costo finale come vedremo di seguito.

Si fornisce preliminarmente una sintetica panoramica dei principali parametri relativi al macchinario, al componente e al processo produttivo (Tabella 10,11,12).

Informazioni Componente	
Volume	499028,15 [mm^3]
Densità	8190 [kg/m^3]
Area Superficiale	131958,15 [mm^2]
Dimensioni	500x50x60 [mm]
Massa	4,087 [kg]
Costo materiale	80 [€/kg] *[7]
Efficienza polvere	78%

Tabella 10 Caratteristiche componente

Parametro Optomec Lens CS 600	Valore
Costo Utilizzo Macchinario	37,34 [€/h]
Larghezza Piatto	600 [mm]
Lunghezza Piatto	400 [mm]
Altezza Uscita	400 [mm]
Prezzo	630000 [€]
Set Up Power	5000 [W]
Build Power	10000[W]
Laser Power min - max	1000 [W] - 2000 [W]
ECR	40,37[kWh/kg]

Tabella 11 Parametri macchinario

Process Time	
Set Up Time	30 [min]
Substrate Load Time	15 [min]
Warm Up Time	30 [min]
Cool Down Time	60 [min]
Substrate Unload Time	15 [min]
Scanning Speed	13 [mm/s]
Build Time	975 [min]
Total Time	1125 [min] = 18,75h

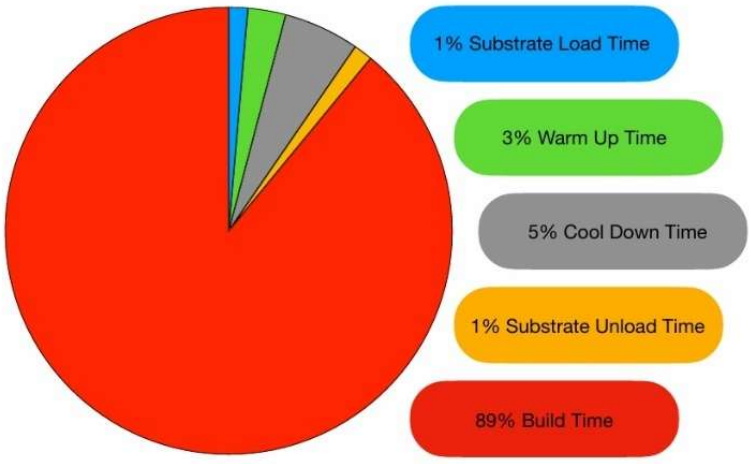

Tabella 12 Tempi macchina

Di seguito proponiamo la giustificazione matematica di alcuni valori segnati nelle tabelle:

$$\textbf{EnergiaElettricaConsumata} = \frac{WarmUpTime}{60} \cdot \frac{SetUpPower}{1000} +$$

$$+ \frac{BuildTime}{60} \cdot \frac{BuildPower}{1000} +$$

$$+ \frac{CoolDownTime}{60} \cdot \frac{CoolDownPower}{1000} =$$

$$= \frac{30[min]}{60} \cdot \frac{5000[W]}{1000} + \frac{975[min]}{60} \cdot \frac{10000[W]}{1000} + \frac{60[min]}{60} \cdot \frac{0[W]}{1000} = \textbf{165[kWh]}$$

$$\textbf{ECR} = \frac{EnergiaElettricaConsumata}{MassaDepositata} = \frac{165[kWh]}{4{,}087[kg]} = \textbf{40,37 [kWh/kg]}$$

$$\textbf{Total Path} = \frac{V \cdot QLotto}{HatchDistance \cdot layerThicknes} =$$

$$\frac{499028[mm^3] \cdot 1}{1{,}773[mm] \cdot 370/10^3[mm]} = \textbf{760701,8 [mm]}$$

$$\textbf{Build time} = \frac{TotalPat}{ScaningSpeed \cdot 60} = \frac{760701{,}8[mm]}{13[mm/s] \cdot 60} = \textbf{975 [min]}$$

A questo punto possiamo entrare più nello specifico di quella che è l'analisi dei costi effettiva, che si basa su una serie di fattori quali il costo del materiale, il costo del macchinario, il costo del lavoro, il costo delle materie di consumo, ad esempio gas Argon e infine il costo dell'energia. Sommando come si vede nella seguente formula tutte queste variabili si arriva al costo totale per il componente.

$$\textbf{Costi Totali} = C_{Materiale} + C_{Macchina} + C_{Lavoro} + C_{Deperibile} + C_{Energia}$$

Entriamo ora nel merito di ogni costo capendo nel dettaglio da cosa sia costituito il costo totale del componente.

- $C_{Materiale} = C_{MaterialeNetto} + C_{MaterialeScarto}$

$C_{MaterialeNetto}$ = M • Costo Materiale = 4,087 [kg] • 80[€/kg] = 326,96 [€]

PercentualeScarto = Totale - EfficienzaPolvere = 100% - 78% = 22%

$C_{MaterialeScarto} = C_{MaterialeNetto}$ • PercentualeScarto = 326,96 [€] • 22% = 71,93 [€]

$$C_{Materiale} = 326{,}96 + 71{,}93 = \textbf{398,89 [€]}$$

- $C_{Macchina} = C_{SetUpMacchina} + C_{OperazioniMacchina} + C_{OzioMacchina}$

$$C_{SetUpMacchina} = \frac{(SetUPTime/60)\cdot CostoUtilizzoMacchinario}{QLotto} =$$

$$= \frac{(30[min]/60)\cdot 37{,}34}{1} = 18{,}67\ [€]$$

$$C_{OperazioniMacchina} = \frac{(BuildTime/60)\cdot CostoUtilizzoMacchina}{QLotto} =$$

$$= \frac{(975[min]/60)\cdot 37{,}34}{1} = 606{,}775\ [€]$$

IdleTime = SubLoadTime + WarmUpTime + CoolDownTime + SubUnloadTime

= 15 + 30 +60 +15 = 120 [min]

$$C_{OzioMacchina} = \frac{(IdleTime/60)\cdot CostoUtilizzoMacchinario}{QLotto} =$$

$$= \frac{(120[min]/60)\cdot 37{,}34}{1} = 74{,}68\ [€]$$

$$\mathbf{C_{Macchina}} = 18{,}67 + 606{,}775 + 74{,}68 = \mathbf{700{,}125\ [€]}$$

- $\mathbf{C_{Lavoro} = C_{LavoroSetUp} + C_{LavoroOperazioni}}$

Costo MDO (Costo di Mano d'opera) si basa sulla media di retribuzione oraria di operatori specializzati che si aggira fra i 20-30 €/h per cui prenderemo 25 €/h come valore di riferimento.

$$C_{LavoroSetUp} = \frac{(SetUpTime/60)\cdot CostoMDO}{QLotto} = \frac{(30[min]/60)\cdot 25}{1} = 12{,}5\ [€]$$

$$C_{LavoroOperazioni} = \frac{((SubLoadTime+SubUnloadTim\ )/60)\cdot CostoUtilizzoMacchina}{QLotto} =$$

$$= \frac{((15[min]+15[min])/60)\cdot 37{,}34}{QLotto} = 18{,}67\ [€]$$

$$\mathbf{C_{Lavoro}} = 12{,}5 + 18{,}67 = \mathbf{31{,}17\ [€]}$$

- $\mathbf{C_{GasTot} = C_{Deperibile} \bullet h}$

$$C_{Deperibile} = \frac{ConsumoAr\cdot CUnitarioAr}{QLotto} = \frac{0{,}48[Nm^3/h]\cdot 17{,}7}{1} = 8{,}5\ [€/h]$$

$$\mathbf{C_{GasTot}} = 8{,}5 \bullet 18{,}75 = \mathbf{159{,}38\ [€]}$$

- $\mathbf{C_{Energia}}$ **= WarmUpEnergyCost + BuildEnergyCost + CoolDownEnergyCost**

$$\text{WarmUpEC} = \frac{EnergyUnitaryCost \cdot (WarmUpTime/60) \cdot (SetUpPower/1000)}{QLotto} =$$

$$= \frac{0{,}16 \cdot (30[min]/60) \cdot (5000[W]/1000)}{1} = 0{,}4\ [€]$$

$$\text{BuildEC} = \frac{EnergyUnitaryCost \cdot (BuildTime/60) \cdot (BuildPower/1000)}{QLotto} =$$

$$= \frac{0{,}16 \cdot (975[min]/60) \cdot (10000[W]/1000)}{1} = 26\ [€]$$

$$\text{CoolDownEC} = \frac{EnergyUnitaryCost \cdot (CoolDownTime/60) \cdot (CoolDownPower/1000)}{QLotto} =$$

$$= \frac{0{,}16 \cdot (60[min]/60) \cdot (0[W]/1000)}{1} = 0\ [€]$$

$$\mathbf{C_{Energia}} = 0{,}4 + 26 + = \mathbf{26{,}4\ [€]}$$

Costi Totali = $C_{Materiale} + C_{Macchina} + C_{Lavoro} + C_{Deperibile} + C_{Energia} =$ **1315,93 [€]**

Costi	
CMateriale	398,89 [€]
CMacchina	700,125 [€]
CLavoro	31,17 [€]
CDeperibile	159,38 [€]
CEnergia	26,40 [€]
Costi Totali	**1315,93 [€]**

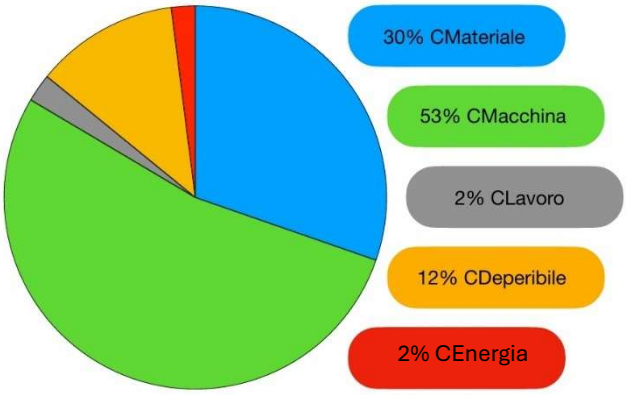

Tabella 13 Suddivisione costi

Come si nota dai valori di Tabella 13, i due parametri che incidono maggiormente sul costo finale sono il costo del macchinario e il costo del materiale che assieme incidono per oltre l'80%. A questo punto si rende necessaria qualche considerazione per contestualizzare tale cifra.

In primo luogo, il costo della "Optomec Lens CS 600" in valore assoluto risulta la cifra più alta considerata che però va ridistribuito sulla produttività e la prospettiva di vita utile del macchinario e per questo motivo diventa una cifra variabile in quanto immaginando un volume di produzione maggiore questo andrà ad abbassare l'impatto sul singolo componente prodotto.

A questo punto si nota che per il 30% il costo totale è caratterizzato dal costo del materiale, il quale risulta elevato per via delle alte performance del materiale stesso e per lo stato di fornitura necessario alla produzione, anche in questo caso immaginando una produttività maggiore possiamo considerare una variabilità al ribasso di questo costo ma si capisce come questo materiale estremo sia il principale motivo di questo costo finale. Grazie a questa ultima considerazione, con particolare attenzione agli aspetti di sostenibilità, è stato possibile approfondire e contestualizzare lo studio condotto, mettendolo a confronto con le tecniche produttive tradizionali. Inoltre, la collaborazione con una realtà locale ha permesso di ottenere un preventivo per la realizzazione dello stesso componente prodotto mediante tecnologia CNC, in alternativa alla produzione additiva. È stata rilevata una significativa differenza di costo: infatti si passa da 1315,93 € per la produzione additiva a circa 3670 € con processo alla CNC.

Dal preventivo emerge come risulti necessario l'acquisto di attrezzature dedicate, in considerazione delle elevate prestazioni del materiale. Ciò comporta una spesa aggiuntiva specifica per la componentistica destinata alle operazioni di fresatura e asportazione di truciolo, nonché interventi di manutenzione e sostituzione mirata dei componenti soggetti a usura durante l'utilizzo del macchinario. Variabile da non trascurare, soprattutto se si considera una produzione su più larga scala che amplifica la differenza, è il tempo totale di 21h contro le 18,75h in AM. Concludendo con l'ultimo aspetto di notevole importanza, per natura della lavorazione alla CNC bisogna partire con la lavorazione dal pieno e asportazione di truciolo che quindi risulta in uno spreco di energie e materiale maggiore

rispetto all'additive. Partendo da un grezzo di quasi 15kg per arrivare a circa 4kg di componente finale e considerando il prezzo di 80 [€/kg] significa sprecare più di 800 [€] di materiale: decisamente non sostenibile soprattutto se si considera una produzione su larga scala.

Va precisato che il presente confronto viene fatto a titolo di paragone al fine di fornire un'idea di come l'AM, su specifiche applicazioni sia sicuramente la risposta più economica ed efficiente, e permetta di ottenere di componentistica la cui manifattura sarebbe altrimenti difficilmente sostenibile.

6. Conclusione

Con lo scopo di analizzare nel dettaglio la realizzazione di un componente aerospaziale lavorato mediante tecnologia di Additive Manifacturing, nel presente elaborato si sono studiate le operazioni che permettono di realizzare componenti meccanici realizzati in materiale metallico. La prima fase di lavoro ha riguardato una ricerca in letteratura dello stato dell'arte e delle normative vigenti in modo da avere le necessarie conoscenze per effettuare una scelta consapevole del case study da approfondire e della tecnologia da utilizzare. La scelta del componente da realizzare è stata correlata ad uno studio sulle funzionalità dello stesso e delle sollecitazioni alla quale deve far fronte. La parte centrale dell'elaborato analizza la procedura operativa per la lavorazione del componente e la scelta del materiale. Si è optato per una lega al Nichel, l'Inconell718, ottima per le sue caratteristiche di resistenza meccanica, alla corrosione e ossidazione. Per la scelta della tecnologia per la realizzazione si è fatto un confronto tra le seguenti lavorazioni AM: tra SLM, EBM e LMD. Un'analisi riguardo il volume massimo lavorabile, la risoluzione, la velocità di deposizione e i supporti ha permesso di scegliere il migliore processo da utilizzare. La scelta è quindi ricaduta sul processo di Laser Metal Deposition ad atmosfera controllata in Argon con l'utilizzo di un macchinario a cinque assi per la movimentazione del componente e la realizzazione di tutte le parti senza l'utilizzo di supporti. Al fine di valutare la fattibilità delle operazioni si sono analizzate le diverse sezioni del componente ed ottimizzata la larghezza del cordone di deposizione. Per quanto riguarda la definizione del build job, si è scelta inizialmente la direzione di lavorazione lungo la quale fabbricare il componente. Questo viene realizzato partendo da un substrato, realizzato anch'esso in Inconell718. L'impiego di un macchinario a cinque assi ha consentito di realizzare l'intera anima del componente senza intervenire con lavorazioni secondarie; al contrario, i fori di accoppiamento sono stati realizzati in una seconda fase, mediante l'uso di frese a codolo. Il componente necessita successivamente di lavorazioni di post processing sia per quanto riguarda la finitura delle superfici, sia per migliorare la struttura cristallina interna, spesso ricca di difetti e carica di tensioni indotte dalle lavorazioni. Si è deciso quindi di effettuare un trattamento di distensione con riscaldamento ad alta temperatura (900°C) e successivo raffreddamento lento. Al fine di attuare un miglioramento della finitura superficiale sono state esposte numerose tecnologie utilizzate nell'industria aerospaziale e confrontate in

relazione a stress residuo, durezza superficiale, porosità, ruvidezza, versatilità e profondità di penetrazione. Si è quindi giunti alla scelta della tecnologia *shot peening,* che attraverso l'impatto di sfere sulla superficie del componente porta a migliorie alle proprietà meccaniche. Si è infine conclusa l'analisi meccanica del componente tramite l'esposizione di alcuni metodi di verifica dimensionale e la valutazione sulla deformazione totale del pezzo al termine di tutte le operazioni.

In aggiunta, si è affrontato l'aspetto economico estrapolando i costi di esercizio dai parametri di lavorazione e dai materiali a consumo. Si è osservato come le voci di costo preponderanti siano quelle relative al costo macchina e alla materia prima. Grazie ad un preventivo ottenuto da un'attività che produce mediante centro di lavoro ad asportazione di truciolo, si è riscontrata un'importante differenza di costo finale tra i componenti realizzati in AM e quelli per asportazione, data principalmente da differenti tempi di lavorazione e dal *buy-to-fly ratio.* Tale differenza evidenzia come la manifattura additiva non sia esclusivamente una tecnologia alternativa alle tecnologie manifatturiere convenzionali, bensì un potenziale fattore di trasformazione dell'intero tessuto produttivo.

Bibliografia

[1] Committee F42 A. F2792-12 a: Standard Terminology for Additive Manufacturing Technologies,2012.

[2] doc. Review of additive manufacturing standards and proposal to speed up the development of NDT ISO/ASTM standards

[3] https://www.cell.com/cms/10.1016/j.heliyon.2022.e11592/asset/e7f22cb5-c1a1-443d-876b d5d745aae875/main.assets/gr1_lrg.jpg

[4] Kumar Kanishka, Bappa Acherjee, Revolutionizing manufacturing: A comprehensive overview of additive manufacturing processes, materials, developments, and challenges, Journal of Manufacturing Processes, Volume 107, 2023

[5] Dirk Herzog, Vanessa Seyda, Eric Wycisk, Claus Emmelmann, Additive manufacturing of metals, Acta Materialia, Volume 117, 2016

[4] https://www.3ds.com/assets/invest/styles/banner/public/inline-images/f_processadditive_photopolymerization2x-1.png.webp?itok=zhK-Lc4b

[5] https://www.primaadditive.com/it/tecnologie-di-additive-manufacturing

[6] https://www.mdpi.com/polymers/polymers-13-02829/article_deploy/html/images/ polymers-13-02829-g001.png

[7] https://3dprintingindustry.com/wp-content/uploads/2017/10/LENS.jpg

[8] https://www.jabil.com/blog/3d-printing-in-healthcare.html#&gid=1&pid=1

[9] https://www.voestalpine.com/highperformancemetals/usa/app/uploads/sites/294/2024/07/1360x1000-aeropower-turbine-966514152.jpg

[10] https://blog.goldsupplier.com/wp-content/uploads/2024/10/3d-lattice-7.png

[11] Tesi di Laurea Magistrale Additive Manufacturing e supply chain: a systematic literature review

[12] https://formlabs-content-staging-media.formlabs.com/filer_public/60/a2/60a24b32-687b-42ef-bef5-966a8572068b/am_infographic_teaser.png

[13] https://blogs.sw.siemens.com/wp-content/uploads/sites/15/2019/09/HingePoint_Stats-1.jpg

[14] EOS and Airbus Group Innovations Team on Aerospace Sustainability Study for Industrial 3D Printing | Business Wire

[15] https://www.aviationfile.com/what-is-an-engine-pylon/

[16] https://aviation.stackexchange.com/questions/23151/how-are-engines-mounted-onto-wings

[17] https://320wuyanzu.github.io/A320FM/ATA71/20.html#_22-%E5%90%8E%E5%BA%A7

[18] https://www.globeair.com/g/gust-load

[19] Mass Damper. (2 aprile 2025). *Wikipedia, L'enciclopedia libera*. Tratto da //it.wikipedia.org/w/index.php?title=Mass_damper&oldid=144328352.

[20] A method for identifying structural load share opportunities in aircraft powerplant configurations Martin, C. (Author). Jul 2022

[21] https://www.fuyumotion.com/it/news/motion-basics-how-to-define-roll-pitch-and-yawfor-linearsystems

[22] https://eudroneport.com/it/blog-it/failsafe-droni/#:~:text=L'uso%20di%20Fail%2DSafe,-Fail%2DSafe%20sonoCtext=Quando%20l'aeromobile%20non%20dispone,tornare%20al%20p unto%20di%20decollo.

[23] Case study on AM of an IN718 aircraft component using the LMD process J. Kittel, A. Gasser, K. Wissenbach, C. Zhong , J. H. Schleifenbaum, F. Palm

[24] Gary K.L. Ng, Guijun Bi, Kim Ming Teh, Hongyu Zheng, *An Investigation on Porosity in Laser Metal Deposition*, Singapore Institute of Manufacturing Technology (SIMTech), Singapore

[25] Myriam Gharbi, Patrice Peyre, Cyril Gorny, Muriel Carin, Simon Morville, et al.. *Influence of various process conditions on surface finishes induced by the direct metal deposition laser tech nique on a Ti-6Al-4V alloy*. Journal of Materials Processing Technology, 2012, 213, pp.791-800. 10.1016/j.jmatprotec.2012.11.015. hal-00987226

[26] B.S. Yilbasa, H. Ali, N. Al-Aqeeli, C. Karatasmi, Laser treatment of Inconel 718 alloy and surface characteristics. a ME Department and Center of Excellence Renewable Energy, KFUPM, Dhahran, Saudi Arabia b ME Department, KFUPM, Dhahran, Saudi Arabia c Engineering Faculty, Hacettepe University, Ankara, Turkey

[27] Şahin, B., Göv, İ., Koca, M.S. et al. Surface Quality Improvement of Aerospace Material of Inconel 718 by GOV (Flow Peening) Process. Chin. J. Mech. Eng. 38, 24 (2025). https://doi.org/10.1186/s10033-025-01182-1

[28] Pérez, J., González, M., Rodríguez, A. et al. Optimizing surface quality of additively manufactured Inconel 718 with cryogenic polishing. Int J Adv Manuf Technol (2025). https://doi.org/10.1007/s00170-025-15352-x

[29] David Hue, Aurélia Cartieri, Ilias Petropoulos, Surface roughness effects on transonic aircraft performance: Experimental/numerical comparisons,Aerospace Science and Technology, Volume 154,2024,109507,ISSN 12709638, https://doi.org/10.1016/j.ast.2024.109507.

[30] D.A. Lesyk, S. Martinez, B.N. Mordyuk, V.V. Dzhemelinskyi, A. Lamikiz, G.I. Prokopenko, Post-processing of the Inconel 718 alloy parts fabricated by selective laser melting: Effects of mechanical surface treatments on surface topography, porosity, hardness and residual stress,Surface and Coatings, TechnologyVolume 381,2020,125136,ISSN 0257 8972,https://doi.org/10.1016/j.surfcoat.2019.125136.

[31] L. Asensio Dominguez, F. Xu, A. Shokrani, J.M. Flynn, V. Dhokia, S.T. Newman, Guidelines when considering pre & post processing of large metal additive manufactured parts, Procedia Manufacturing, Volume 51, 2020, Pages 684-691, ISSN 2351-9789, https://doi.org/10.1016/j.promfg.2020.10.096.

[32] Cost estimation model for the directed energy, deposition process adopting an activity-based approach, João Abel Passos dos Santos 1120047, 2018, Instituto Superior de Engenharia do Porto, Departamento de Engenharia Mecânica

[33] Cost Modelling for Powder Bed Fusion and Directed Energy,Deposition Additive Manufacturing, Navneet Khanna, Harsh Salvi , Büsra Kara , Ishrat Fairoz and Alborz Shokrani

[34] Data sheet Alloy 718 | 2.4668, S+D Metals supporting your success

[35] Study and development of an analytical cost model for the evaluation of artifacts made using Directed Energy Deposition technology. Relatore: Prof. Marco Mandolini, Tesi di laurea di: Gianmarco Sposetti, Correlatore: Ing. Mikhailo Sartini, 2020-2021.

[36] Lens 800 and Lens 600 Additive Manufacturing controlled atmosphere systems, Modular and Configurable, The Next Generation of Industrial Metal Additive Manufacturing, Optomec

[37] https://store.eos.info/products/eos-nickelalloy-in71

[38] The Economist, in un editoriale del 10 febbraio 2011