



Politecnico di Torino

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale (DIMEAS)

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Meccanica

Orientamento in Fabbricazione Additiva

Tesi di Laurea Magistrale

OTTIMIZZAZIONE DI COMPONENTI AEROSPAZIALI CON STRUTTURA RETICOLARE VARIABILE

Candidato

Antonino Vassallo

Relatore

Prof. Giorgio Chiandussi

Correlatore

Ing. Andrea Tridello

Supervisore aziendale

Ing. Massimo Chiampi

Tesi in azienda presso

Thales Alenia Space Italia - Torino

Dicembre 2018

Per aspera
ad astra



ThalesAlenia *a Thales / Leonardo company* *Space*



**POLITECNICO
DI TORINO**

INDICE

1. PREMESSA	1
1.1 Introduzione.....	2
1.2 Progetto STAMP	5
2. ADDITIVE MANUFACTURING	7
2.1 Tecnologie di produzione additive e applicazioni	8
2.2 Storia ed evoluzione dell'AM	13
2.3 Progettazione e produzione in AM	17
2.4 Valutazioni economiche e sostenibilità ambientale.....	22
2.5 Vantaggi e svantaggi dell'AM	27
2.6 Prospettive future nel settore aerospaziale.....	29
3. POWDER BED FUSION.....	33
3.1 Tecnologie AM per parti metalliche	34
3.2 Polveri Metalliche.....	36
3.2.1 Produzione delle polveri.....	36
3.2.2 Influenza del processo a livello microstrutturale	40
3.2.3 Interazione laser-polveri	43
3.2.4 AlSi10Mg.....	47
3.3 Selective Laser Melting	52
3.3.1 Processo.....	52
3.3.2 Confronto con EBM	57
3.3.3 Parametri di processo.....	58
4. STRUTTURE RETICOLARI	62
4.1 Definizione e tipologie	63
4.2 Metodi di fabbricazione	67

4.3	Proprietà meccaniche	70
4.4	Modellizzazione FEM	74
4.5	Campi applicativi.....	77
5.	PANNELLO MULTIFUNZIONE.....	79
5.1	Presentazione del caso studio.....	80
5.2	Descrizione del Pannello Multifunzione (full-scale)	81
5.2.1	Componenti.....	81
5.2.2	Masse.....	85
5.2.3	Caratteristiche meccaniche.....	86
5.2.4	Requisiti Prestazionali.....	88
5.2.5	Modellizzazione e risultati delle analisi	89
5.3	Riprogettazione del Pannello Multifunzione.....	92
5.3.1	Obiettivi del redesign	92
5.3.2	Riprogettazione (Mid-Scale).....	94
5.4	Approccio all'ottimizzazione delle strutture reticolari	105
5.5	Workflow generale	110
6.	TRADE-OFF	114
6.1	Presentazione del modello sub-scale.....	115
6.1.1	Configurazioni	115
6.1.2	Modellizzazione	122
6.1.3	Workflow del Trade-Off.....	126
6.2	Creazione del modello.....	128
6.2.1	Creazione unità reticolari elementari	128
6.2.2	Creazione struttura reticolare sul modello sub-scale.....	131
6.2.3	Analisi strutturale.....	141
6.2.4	Ottimizzazione	147
6.3	Trade-Off	149
6.3.1	Output Ottimizzazioni	149
6.3.2	Risultati delle analisi.....	153
6.3.3	Figure of Merit.....	157
7.	OTTIMIZZAZIONE DEL PANNELLO	166
7.1	Workflow di ottimizzazione del pannello mid-scale.....	167

7.2	Modellizzazione del pannello mid-scale	169
7.2.1	Caratteristiche meccaniche.....	169
7.2.2	Requisiti meccanici prestazionali.....	170
7.2.3	Modellizzazione FEM.....	173
7.3	Creazione del modello	176
7.3.1	Creazione della struttura reticolare.....	176
7.3.2	Analisi strutturale.....	183
7.3.3	Ottimizzazione dimensionale.....	189
7.3.4	Verifica strutturale ed iterazioni di ottimizzazione.....	191
7.4	Risultati delle analisi	195
7.4.1	Spostamenti.....	196
7.4.2	Tensioni sugli elementi 3D.....	197
7.4.3	Tensioni sugli elementi 1D.....	198
7.4.4	Frequenza.....	203
7.5	Messa in macchina	204
8.	ANALISI DEI RISULTATI	205
8.1	Confronto dei risultati	206
8.1.1	Spostamenti.....	207
8.1.2	Tensioni.....	209
8.1.3	Frequenza.....	211
8.1.4	Peso.....	213
8.1.5	Costo.....	216
9.	CONCLUSIONI	220
	LISTA DELLE TABELLE	223
	LISTA DELLE FIGURE	225
	SOFTWARE	233
	BIBLIOGRAFIA	234
	RINGRAZIAMENTI	237

1. Premessa

1.1 Introduzione

L'industria aerospaziale è autrice e fautrice di nuove tecnologie e idee che guidano e conducono i limiti del sapere umano verso nuovi confini e nuovi orizzonti, è il fiore all'occhiello dell'innovazione nonché il trampolino di lancio dell'umanità verso l'ignoto, verso la scoperta e verso l'evoluzione.

Le sfide profuse dalle difficili condizioni di lavoro caratterizzate da un range di temperatura estremo, dalle notevoli accelerazioni al lancio che si registrano in tutte le missioni, dall'assenza della gravità in orbita e dalle condizioni non idonee alla vita, rendono ardua la progettazione e la validazione di ogni componente il quale deve garantire le migliori performance unitamente a specifici fattori di sicurezza senza eccedere in maniera eccessiva dal punto di vista economico. Una delle caratteristiche peculiari di ogni componente aerospaziale (ma in generale di ogni componente aeronautico) è il peso: si stima, infatti, che ogni kg lanciato in orbita abbia un costo approssimativo di 40 k€.

L'industria aerospaziale, inoltre, non vede una produzione in serie pertanto il costo del singolo prodotto deve prevedere anche l'attrezzaggio e il tooling che potenzialmente potrà essere utilizzato anche per una sola volta.

In definitiva, si tratta della progettazione e della produzione di pochi componenti dall'alto valore aggiunto (in termini di performance e di costo) che devono pesare il meno possibile.

In tale ottica, pertanto, la tecnologia dell'Additive Manufacturing (AM) ben s'innesta e si riconosce in questi requisiti nonché tra le specifiche illustrate ponendosi, seppur con i suoi limiti, come valida alternativa ai convenzionali metodi di fabbricazione.

Quanto detto è provato dal notevole interesse su cui hanno investito i grandi attori dell'industria aerospaziale quali NASA, ESA, Thales Alenia Space (TAS), Airbus, Arianespace senza dimenticare anche il coinvolgimento dei top players dell'industria aeronautica come General Electric, Boeing, Lockheed Martin, Grumman, Rolls-Royce e molti altri.

L'Additive Manufacturing (AM) di parti metalliche combinato ad un redesign mirato ad esaltarne le peculiarità risulta avere un impatto positivo sui componenti ad alto valore aggiunto come quelli aerospaziali i quali, in fase di

progettazione, sono caratterizzati da esigenti proprietà termo-strutturali e da stringenti vincoli sul peso e sui coefficienti di sicurezza. L'impiego di software di ottimizzazione e l'utilizzo di strutture alleggerite come quella reticolare (lattice) rappresentano una valida alternativa alle tradizionali metodologie di fabbricazione che, spesso, oltre ad essere onerose da un punto di vista economico, condizionano e limitano le scelte progettuali di un componente.

Questa Tesi si pone l'obiettivo di presentare l'attuale stato dell'arte dell'AM [Capitolo 2] con particolare attenzione ai componenti in alluminio di impiego aerospaziale e la relativa ottimizzazione funzionale di strutture reticolari variabili in termini di cella e di diametro dei trabecoli in seguito all'applicazione di determinate condizioni di carico. Al fine di giustificare determinate scelte progettuali, dal momento che la progettazione per l'AM è imprescindibile dal materiale utilizzato e dalla tecnologia di fabbricazione, verranno illustrate con maggiore dettaglio la tecnologia "powder bed fusion" e le polveri metalliche impiegate [Capitolo 3], nonché verrà esposta una panoramica inerente alle strutture reticolari [Capitolo 4].

Allo scopo di descrivere l'iter progettuale e la relativa ottimizzazione di una qualsivoglia struttura aerospaziale, si è scelto, in collaborazione con l'azienda Thales Alenia Space, un caso studio particolare da riprogettare in ottica di una produzione mediante tecnologia Selective Laser Melting (SLM). Nello specifico si è studiato il redesign di un pannello multifunzione destinato ad applicazioni satellitari caratterizzato da una funzione di supporto strutturale per gli equipaggiamenti installati sullo stesso (mediante inserti helicoil) e da una funzione di smaltimento del calore originato dai medesimi equipaggiamenti (mediante serpentina interna). Allo stato attuale il pannello è un sandwich costituito da un core in honeycomb racchiuso tra due pelli incollate e la produzione convenzionale risulta complessa e dispendiosa. L'attività di riprogettazione ha tenuto conto dei limiti imposti dalla camera di lavoro del macchinario su cui si prevedere la costruzione (EOS M270) e dei vincoli progettuali dati intrinsecamente dalla tecnologia mentre la struttura a nido d'ape è stata sostituita da una reticolare [Capitolo 5].

In ottica di individuare la migliore configurazione ottimizzata della struttura lattice (variando il diametro dei trabecoli in funzione dei carichi agenti), sono state studiate diverse opzioni (in termini di dimensioni e tipo di cella) su un modello sub-scale (realizzato in ambiente CATIA) analogo al componente di partenza. Dopo aver eseguito un'opportuna modellizzazione del componente, quindi, sono state eseguite delle analisi FEM mediante l'impiego dei software

3-Matic ed Hyperworks. I confronti sono stati attuati a parità di condizioni ed è stato realizzato un trade-off che ha tenuto conto del peso, degli stress e degli spostamenti massimi delle varie opzioni e che ha condotto alla scelta di una particolare configurazione da applicare al pannello riprogettato [Capitolo 6].

In definitiva, quindi, è stata apportata al pannello l'opzione individuata e, dopo aver eseguito un'ottimizzazione dimensionale della struttura reticolare [Capitolo 7], sono state tratte le opportune considerazioni e confronti con il modello originale di partenza. [Capitolo 8 e 9].

1.2 Progetto STAMP

Il presente lavoro di Tesi è stato realizzato presso l'azienda Thales Alenia Space Italia (sede di Torino) e rientra nel progetto STAMP cofinanziato dalla regione Piemonte.

Il progetto STAMP (Sviluppo Tecnologico dell'Additive Manufacturing in Piemonte) si pone l'obiettivo di sviluppare e consolidare le tecnologie di Additive Manufacturing all'interno del panorama industriale piemontese [1]. Tale programma prevede la definizione di un grande consorzio a cui partecipano numerose aziende leader del mondo industriale tra cui Thales Alenia Space, Avio Aero, FCA, Prima Industrie nonché la presenza di enti universitari come il Politecnico di Torino e l'Università degli Studi di Torino. STAMP ha l'ambizione di definire un intero approccio industriale ottimizzato dedicato alle tecnologie AM a sorgente laser per componenti metallici ad alto valore aggiunto.

Il mercato è infatti maturo, a livello mondiale e non solo regionale, per trasferire alla filiera AM parte della produzione considerata d'eccellenza: componenti ad alto valore aggiunto geometricamente complessi, ad alte prestazioni e con lotti di produzione di piccola taglia. Portavoce di questo interesse economico nel progetto saranno gli end-user piemontesi dei settori aeronautico e automotive.

STAMP, attraverso una serie di attività di ricerca dedicate, porterà ad un'evoluzione di tutta la filiera Additive Manufacturing, in particolare per le tecnologie comunemente definite Powder Bed (PB) e Direct Deposition (DD), allo scopo di superare le attuali limitazioni ("colli di bottiglia") di processo.

Grazie alla sinergia tra centri di ricerca e Piccole e Medie Imprese (PMI), sarà dimostrata l'efficacia e la convenienza della produzione Additive Manufacturing per il settore industriale piemontese attraverso due principali filoni di intervento:

1. La progettazione orientata all'Additive Manufacturing intesa come la somma di tutte quelle tecniche di design e simulazione necessarie per sfruttare appieno tutte le possibilità dell'approccio AM.

STAMP intende eliminare l'approccio empirico (trial&error) al processo attualmente impiegato, definendo le linee guida per la corretta

progettazione Additive Manufacturing e dimostrerà la validità di tale approccio attraverso la riprogettazione e produzione di casi studio dedicati, selezionati tra i componenti dei settori automotive e aeronautico.

2. Il miglioramento delle tecniche di deposizione AM Powder Bed e Direct Deposition, indagandone i limiti e sviluppando soluzioni tecnologiche avanzate per ridurre gli attuali limiti di processo, incrementando ad esempio tutta la fase di controllo e monitoraggio.

STAMP validerà i miglioramenti, in termini di velocità di produzione e controllo di processo, realizzando due dimostratori di macchina di deposizione Additive Manufacturing, una basata sulla tecnologia Powder Bed ed una sulla tecnologia Direct Deposition.

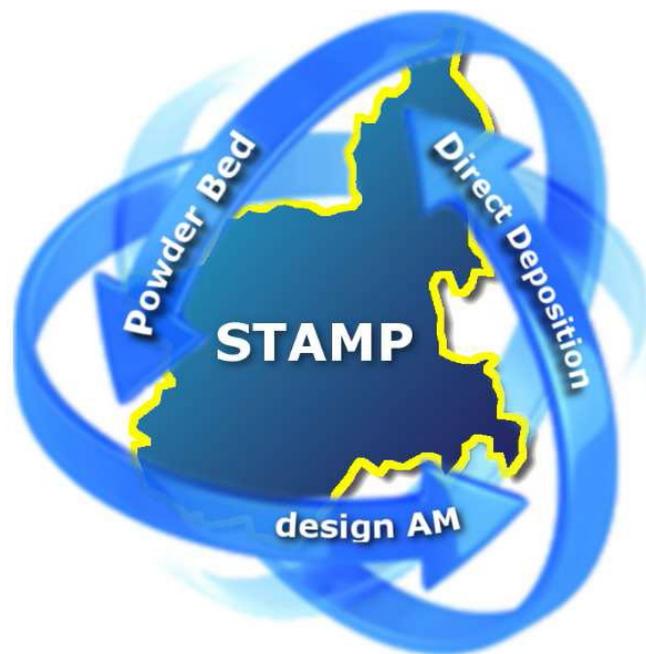


Figura 1.1 Progetto STAMP

Il progetto STAMP sarà pertanto promotore dello sviluppo di nuove tecnologie produttive nel panorama industriale piemontese, allo scopo di mantenere ed incrementare la competitività dell'intera filiera manifatturiera. Il programma prevede quindi, più in generale, ricadute positive e durature per quanto riguarda il bilancio occupazionale piemontese futuro legato alle tecniche di AM.

In tale contesto, Thales Alenia Space Italia (TAS-I) ricoprirà il ruolo di end user del progetto e contribuirà al progetto STAMP fornendo, oltre alle competenze tecniche e scientifiche, un caso studio dimostratore per il settore aerospazio il quale è l'oggetto del presente lavoro di Tesi.

2. Additive Manufacturing

2.1 Tecnologie di produzione additive e applicazioni

Con il termine Additive Manufacturing si intendono tutte quelle tecnologie che permettono la produzione di componenti di geometria comunque complessa a partire dal modello matematico dell'oggetto realizzato su un sistema CAD 3D, senza l'uso di utensili.

Sviluppato a partire dal 1980, l'*Additive Manufacturing* (AM), conosciuto anche come *Rapid Prototyping*, è stato definito dall'American Society of Testing and Materials (ASTM) come “*il processo di unione di materiale per creare oggetti da un modello 3D, solitamente strato dopo strato, in maniera opposta alle metodologie di fabbricazione sottrattiva (o convenzionale)*” [2].

Secondo l'ASTM le tecnologie di AM possono essere classificabili in 7 macro-categorie (Tabella 2.1). Ogni categoria si suddivide in diversi processi ma tutti condividono la stessa ratio per la modellazione dei vari layer.

Le parti prodotte mediante tecnologia AM presentano una certa anisotropia nella direzione di crescita a causa della sovrapposizione dei vari strati ma tale effetto può essere ridotto modificando opportunamente la direzione e l'orientazione di crescita del componente. È utile sottolineare, comunque, che tale caratteristica intrinseca del processo di fabbricazione può anche essere utilizzata a vantaggio del progettista il quale può ripensare il componente tenendo in considerazione tale proprietà e implementandola nel modello di lavoro.

I materiali utilizzabili sono ceramici, metalli, polimeri e compositi. L'utilizzo degli stessi è subordinato alla tipologia di processo utilizzato ed uno dei limiti dell'AM è costituito, infatti, dal basso numero di materiali processabili (specialmente per i metalli) e la maggior parte di essi nasce come prodotto della ricerca. Il tipo di processo, infatti, influisce enormemente sul materiale e, analogamente, quest'ultimo caratterizza il processo stesso in maniera ambivalente. Da un altro punto di vista questo ha dato, di fatto, nuova linfa alla tecnologia dove gli aspetti del “processo”, quelli del “materiale” e quelli della “progettazione” sono entità non separabili e dove ognuno influenza gli altri in maniera significativa.

Il *Design for Additive Manufacturing* (DFAM) è una metodologia nel quale il progettista è guidato nel processo di fabbricazione dei prodotti al fine di rendere più semplice (e realizzabile) la produzione e l'assemblaggio degli stessi

sfruttando tutti i vantaggi e le potenzialità della tecnologia e riducendo il costo di manufacturing. Questo è un aspetto che quindi risulta essere imprescindibile per riuscire ad ottenere il massimo guadagno dalla tecnologia e dipende fortemente dal tipo di processo adottato. La figura del progettista, dunque, richiede una profonda conoscenza del processo di fabbricazione e di assemblaggio nonché del comportamento del materiale si configura come un'abilità molto sfidante [3].

Tabella 2.1 Classificazione delle tecnologie di Additive Manufacturing.

Categorie del processo	Tecnologia	Materiale
Binder Jetting	3D Printing	Metallo Polimero Ceramico
	Ink-Jetting	
	S-Print	
	M-Print	
Direct Energy Deposition	Direct Metal Deposition	Metallo (Polvere) Metallo (Filo)
	Laser Deposition	
	Laser Consolidation	
	Electron Beam Direct Melting	
Material Extrusion	Fused Deposition Modeling	Polimero
Material Jetting	Polyjet	Fotopolimero Cera
	Ink-Jetting	
	Thermojet	
Powder Bed Fusion	Selective Laser Sintering	Metallo Polimero Ceramico
	Selective Laser Melting	
	Electron Beam Melting	
Sheet Lamination	Ultrasonic Consolidation	Ibridi metalli-ceramici
	Laminated Object	
	Manufacture	
Vat Photopolymerization	Stereolithography	Fotopolimero Ceramico
	Digital Light Processing	

La commistione di aspetti legati al processo, alla progettazione e al materiale rende difficoltoso l'inserimento di una figura professionale che sappia gestire tutti gli aspetti a differenza delle più consolidate metodologie di produzione tradizionali. Il know-how è detenuto da una percentuale piuttosto esigua rispetto all'intero panorama industriale, complice anche il fatto dell'elevato costo iniziale di investimento iniziale per l'attrezzaggio e la poca informazione da parte dell'industria stessa.

Lo slogan “*think additive*” profuso con la promozione della tecnologia è quanto mai veritiero. Non basta, infatti, replicare ciò che viene attualmente prodotto con le tecniche additive ma, invece, bisogna ripensare il design di ogni componente tenendo a mente i limiti ma soprattutto le potenzialità offerte dalla tecnologia: solo in tale maniera è possibile sfruttare appieno i vantaggi della stessa.

L'AM ha ridato lustro all'ottimizzazione topologica e, in generale, a tutti gli algoritmi di ottimizzazione sviluppati già a partire dalla fine degli anni '50 ma che soltanto adesso possono trovare un impiego reale e non fine a sé stesso in quanto non realizzabili, in passato, attraverso le ordinarie tecniche di produzione. Lo sviluppo ed il miglioramento delle prestazioni dei calcolatori hanno largamente contribuito in maniera decisiva alla progettazione secondo tali criteri che in passato erano stati caratterizzati da costi estremamente elevati sia dal punto di vista economico che di tempistiche. L'interesse verso questo aspetto interpreta l'esigenza da parte del mondo accademico ed aziendale di individuare soluzioni progettuali innovative caratterizzate da elevati contenuti tecnologici. Tutto questo apre scenari interessanti su tutti i campi e sotto tutti i punti di vista [4].

Industrie come quelle aerospaziali nelle quali si ha la necessità di produrre componenti altamente complessi e ottimizzati topologicamente, rendono ideale l'impiego dell'AM.

Nella Figura 2.1 si può notare il vantaggio fornito dalla riduzione in un unico pezzo monolitico di un oggetto composto, in origine, da più componenti che hanno condotto ad una riduzione della massa del 35% (comprensivi della normaleria di giunzione tra le varie parti) e ad un aumento della rigidità del 40% grazie all'impiego dell'ottimizzazione topologica [2].

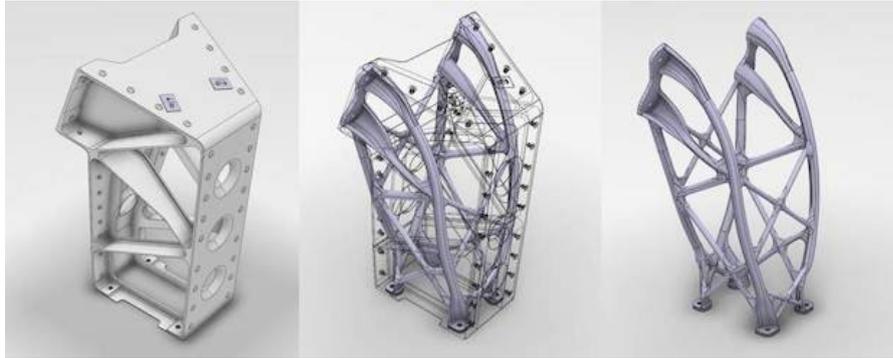


Figura 2.1 Bracket dell'Eurostar E3000 realizzato da Airbus Defence and Space [5].

In maniera del tutto analoga, nel settore aeronautico, la produzione di piccoli lotti di produzione di componenti ad alto valore aggiunto è già una pratica ampiamente utilizzata (Figura 2.2).



Figura 2.2 Palette della turbina di bassa pressione del motore aeronautico GE9X, realizzate in EBM presso lo stabilimento di Cameri (NO) da Avio Aero [6].

Le applicazioni mediche trovano nella personalizzazione il loro punto di forza. Ortopedia, ortodonzia, protesi, e sostituzione di organi prodotti dai processi additivi sono campi che hanno già raggiunto un ottimo livello di maturità ed impiego come dimostra il servizio offerto dall'azienda Lima Corporate (Figura 2.3 e Figura 2.4).



Figura 2.3 Esempio di protesi biomedica.



Figura 2.4 Esempio di applicazione odontoiatrica.

Altro settore di riferimento è, indubbiamente, quello automotive il quale fa largo uso di tecniche additive per la prototipazione e ultimamente, nelle grandi

aziende che producono automobili sportive del segmento premium, l'interesse si sta spostando verso la creazione di componenti definitivi in metallo dal momento che i pezzi da realizzare non devono essere prodotti in serie ma in lotto limitato (si pensi, ad esempio, alle competizioni di Formula 1).

Il settore industriale, infine, non può essere trascurato.

La tecnologia utilizzata per la realizzazione nello stampo dei canali di raffreddamento è la tradizionale foratura che permette di ottenere canali rettilinei e di sezione esclusivamente circolare [5].

Il vantaggio economico risultante dall'impiego di canali "conformali" ha permesso un miglior raffreddamento degli inserti che ha condotto a maggiori prestazioni in termini di efficienza termica e funzionale: nel tempo ciclo deve essere asportata la massima quantità di calore per permettere al pezzo di avere una temperatura tale da garantire la sua estrazione nel minor tempo possibile (Figura 2.5). Più questo tempo viene ridotto, più è possibile aumentare la produzione e quindi i lotti venduti.

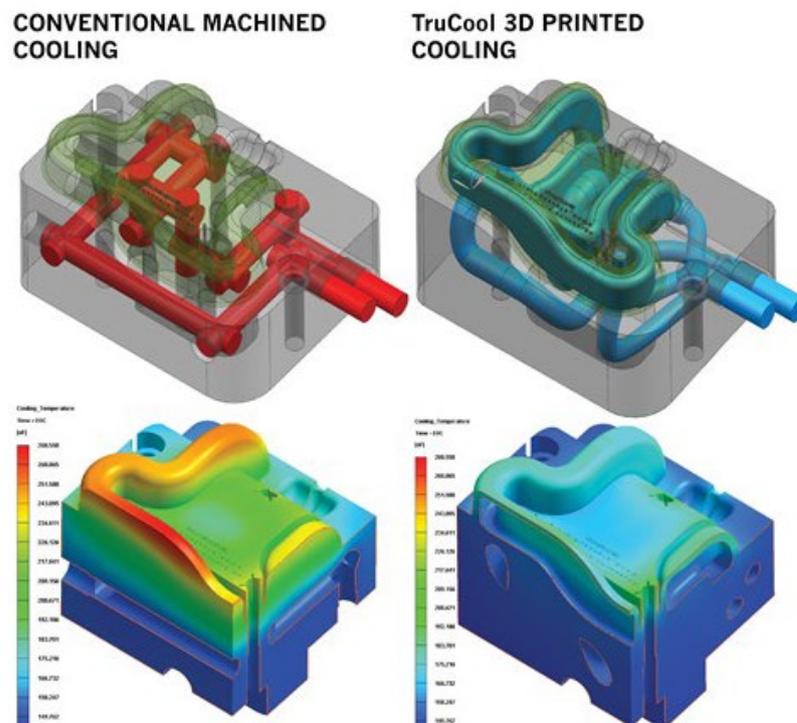


Figura 2.5 Confronto dell'efficienza tra i tradizionali canali di raffreddamento e quelli conformali realizzati in SLM [8].

2.2 Storia ed evoluzione dell'AM

La tecnologia dell'Additive Manufacturing può essere fatta risalire al 1984 con un brevetto pubblicato dal prof. americano Chuck Hull relativo alla SLA (Stereolithography) la quale può essere considerata la prima vera e propria tecnologia additiva, nonché il precursore che ha permesso la proliferazione dei processi additivi [6]. Il professore, infatti, aveva brevettato una tecnica che permetteva di creare strati successivi di resina solidificata con la luce ultravioletta. A lui è anche accreditata l'invenzione del formato universale in cui deve essere convertito ogni file CAD prima di essere stampato: l'".stl".

La tecnologia risulta essere molto promettente tanto che già nel 1987 l'AM, denominata ai tempi *Rapid Prototyping*, diventa già una realtà commerciale grazie all'azienda americana 3D Systems. La possibilità di poter creare velocemente dei prototipi senza bisogno della progettazione e della fabbricazione stessa del tooling necessario ma partendo direttamente da un file CAD risulta essere una vera e propria rivoluzione che ha abbattuto i tempi dello sviluppo della produzione. Ancora oggi la creazione di prototipi concettuali e funzionali in una buona varietà di materiali è molto diffusa a livello industriale e risulta occupare una percentuale maggiore rispetto alla produzione di prodotti near-net shape.

Come visibile dalla Tabella 2.2 esiste una distinzione nella prototipazione e se nelle prime due categorie l'AM può essere una valida alternativa da sfruttare anche se il prodotto verrà concepito e costruito con le tecniche convenzionali, lo stesso non può dirsi che per ultime due categorie, per le quali il prototipo sarà figlio anche del processo produttivo. L'unico caso in cui può essere valido è se la produzione finale del componente rimarrà quella dell'AM.

Tabella 2.2 Tipologia di Prototipi.

Prototipo:	Concettuale	Funzionale	Tecnico	Pre-serie
Obiettivi:	Valutazione forma e verifiche montaggio	Valutazioni prestazioni con prove funzionali	Valutazione delle prestazioni e del ciclo di lavorazione	Valutazione finale del prodotto e del processo
Materiale	Qualsiasi	Simile	Molto simile	Definitivo
Tecnologia fabbricazione	Non considerato	Non considerato	Simile	Definitivo
	Prodotto		Prodotto e Processo	

Nel 1990 inizia a svilupparsi il *Rapid Casting*, metodologia grazie alla quale vengono prodotte anime per fonderia.



Figura 2.6 Forme ed anime per la fusione in sabbia [9].

Nel 1995, oltre alle già citate tecniche, si affianca anche quella del *Rapid Tooling* la quale ha permesso la creazione di inserti per gli stampi o stampi pre-serie per piccoli lotti.



Figura 2.7 Inserto per stampi [9].



Figura 2.8 Stampo pre-serie in FDM [9].

È con l'avvento del nuovo secolo, il 2000, che la tecnologia diventa matura per la fabbricazione di componenti finali destinati al loro impiego nel settore industriale e la si può iniziare a chiamare *Additive Manufacturing*.

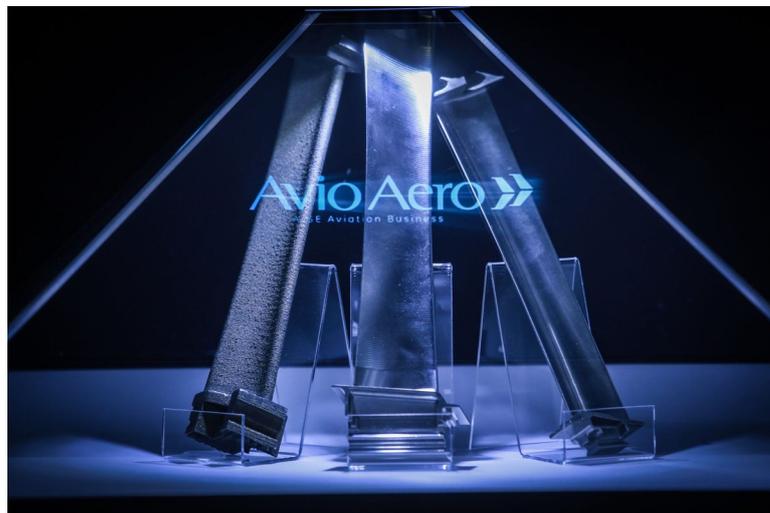


Figura 2.9 Palette di turbina create con tecnologia EBM da Avio Aero [10].

Nei giorni d'oggi il trend è positivo e si sta assistendo, di anno in anno, ad una crescita molto ripida del numero di macchine installate all'interno dell'intero panorama industriale mondiale. La ricerca e la collaborazione tra le varie università e le aziende è uno degli elementi cardine che permesso e sta permettendo a questa tecnologia di crescere, proliferare e migliorare di anno in anno. Le prospettive future risultano essere rosee e molti dei limiti attuali (quali ad esempio le dimensioni delle macchine, i tempi di stampaggio, i materiali processabili, il controllo del processo in tempo reale, la certificazione, l'automazione) troveranno soluzioni e miglioramenti nel giro di un decennio al massimo.

È doveroso sottolineare che l'AM non sostituirà le tecniche convenzionali con le quali l'industria ha vissuto a partire dalla prima rivoluzione industriale, ma, al contrario, sicuramente potrà affiancarle divenendo un'alternativa da non sottovalutare o l'unica opzione fattibile su particolari componenti che le tecnologie tradizionali non ne consentirebbero la realizzazione.

A prova di ciò, oggi, l'AM non porta vantaggi in quei campi dove è richiesta un'elevata produzione in serie di componenti standard tutti uguali a causa della lentezza del processo e dalla necessaria presenza ed intervento manuale di un operatore specializzato in fase di set-up e alla fine del job. Le macchine industriali attuali, infatti, risultano essere molto precise e performanti ma si collocano a metà tra una macchina concepita per la prototipazione ed una ideata per sottostare ai requirements industriali.

Oggi, l'AM trova il suo spazio in applicazioni di nicchia di componenti particolari e personalizzabili ad alto valore aggiunto dove si costruiscono pochi pezzi di alta qualità. Non è un caso, ad esempio, che i settori maggiormente interessati e che fanno largo uso di tale tecnologia risultano essere quello aerospaziale ed aeronautico, quello biomedico e dentale, quello automotive ad alto valore aggiunto (Ferrari, Lamborghini, ecc), del tooling e della gioielleria.

L'avvento dell'industria 4.0 sta inoltre attuando una vera e propria rivoluzione nel modo di concepire e sviluppare un prodotto. In quest'ottica l'AM è vista come una delle tecnologie abilitanti per quella che viene definita *Smart Manufacturing* o Manifattura intelligente la quale si concretizza nell'adozione di nuove tecnologie innovative, nella connettività, nel cloud computing, nei big data e nelle macchine e processi sempre collegati dal network in tempo reale.

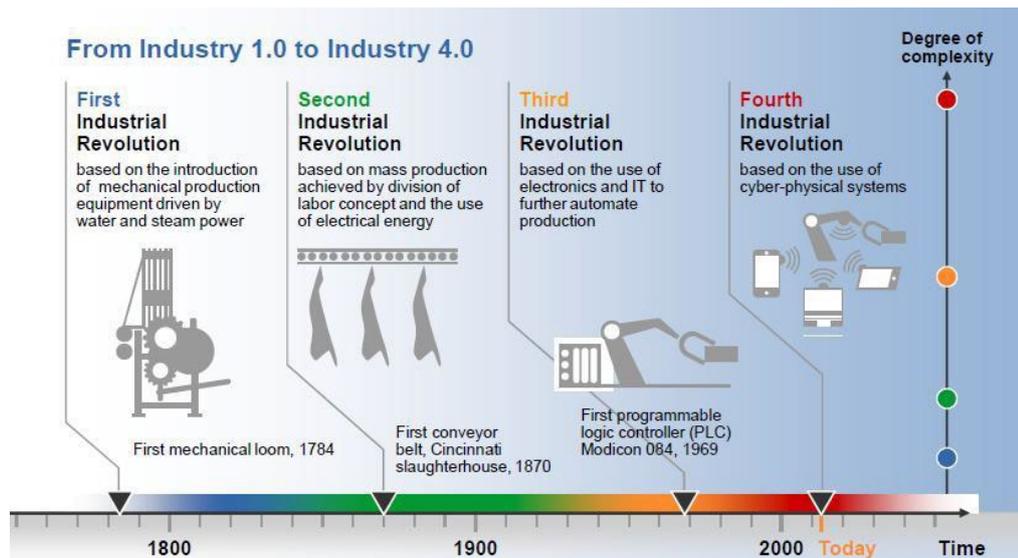


Figura 2.10 Schema dell'evoluzione industriale [7].

L'Additive Manufacturing, inoltre, riesce a superare i limiti dello spazio in quanto la fabbricazione di un componente necessita esclusivamente della macchina di stampa e del materiale base che può essere facilmente raccolto in stock non richiedendo alcun ulteriore attrezzaggio ed un consumo energetico per nulla proibitivo (fino a circa 50 kW per le macchine più grandi che stampano metallo). L'informazione viaggia attraverso la rete mediante un file .stl e può raggiungere qualsiasi punto del pianeta nel giro di pochi secondi senza problemi di logistica, di trasporto e spedizione o di attese alle dogane. Questa caratteristica si rivela vincente laddove è necessario costruire nel minor tempo possibile dei componenti che si sono rotti in opera e che devono essere sostituiti rapidamente in luoghi remoti (si pensi ad esempio alle piattaforme petrolifere) nonché in tutti quei paesi dove regna instabilità ambientale o politica che potrebbero rallentare, se non bloccare, determinati lotti in arrivo al confine per calamità naturali o per scelte governative.

L'AM ha il potenziale per ridurre gli sprechi, ridurre il lead time e il costo, per produrre prodotti con parti complesse oltre alla capacità di poter costruire in un unico pezzo oggetti che in origine non erano assemblati riducendo le spese associate alla documentazione nonché alla pianificazione di produzione (scheduling). Eliminando gli utensili, le parti possono essere realizzate con le stesse specifiche delle tecniche convenzionali ma con meno materiale e, infine, le tecniche additive consentono di dare una rapida risposta alle nuove esigenze del mercato come la possibilità di produrre "on demand" i pezzi di ricambio riducendo o eliminando del tutto la necessità di conservare delle scorte.

2.3 Progettazione e produzione in AM

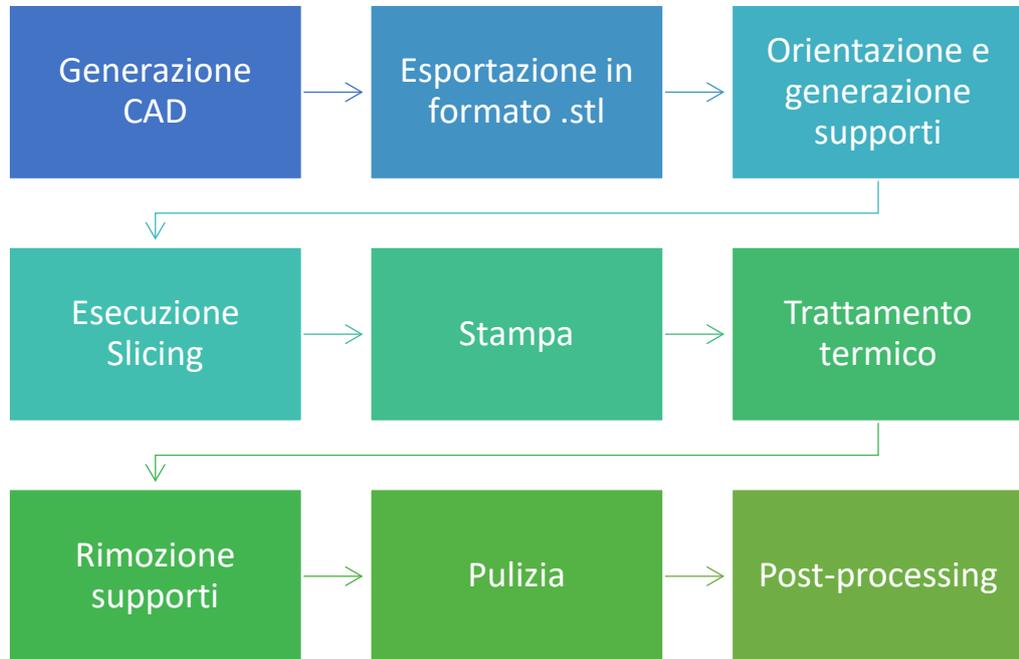


Figura 2.11 Workflow della fabbricazione additiva.

Come per ogni processo tradizionale, il ciclo di lavoro dell'AM prevede diversi stadi:

1. Il ciclo di progettazione e fabbricazione dell'AM comincia dalla creazione di un modello CAD 3D realizzato mediante i classici software di disegno.
2. Lo step successivo è la conversione dello stesso nel formato, binario o ASCII, riconosciuto come standard universale: l'STL (*Standard Triangulation Language*).

La conversione consiste nella trasformazione del modello di tipo solido CAD 3D in un modello di tipo "Shell" in cui la superficie esterna è approssimata attraverso triangoli di diverse dimensioni (a seconda della risoluzione e accuratezza richiesta) in modo tale da ricostruire il profilo del modello di partenza. Nelle zone di raccordo, infatti, dove sono necessarie più informazioni, vi sarà un infittimento dei triangoli. Questo passaggio di conversione viene effettuato primariamente per avere uno standard riconosciuto da tutte le macchine e, secondariamente, perché queste ultime riescono a gestire più facilmente questa tipologia di file.

Nel file stl vengono contenute le informazioni di ogni triangolo generato come la direzione della normale e la posizione dei 3 vertici.

L'impiego di tale formato, tuttavia, presenta ancora diversi problemi ma grazie alla diffusione di diversi software correttivi (come Materialise Magics), rimane ancora il formato più affidabile e diffuso nel panorama della fabbricazione additiva.

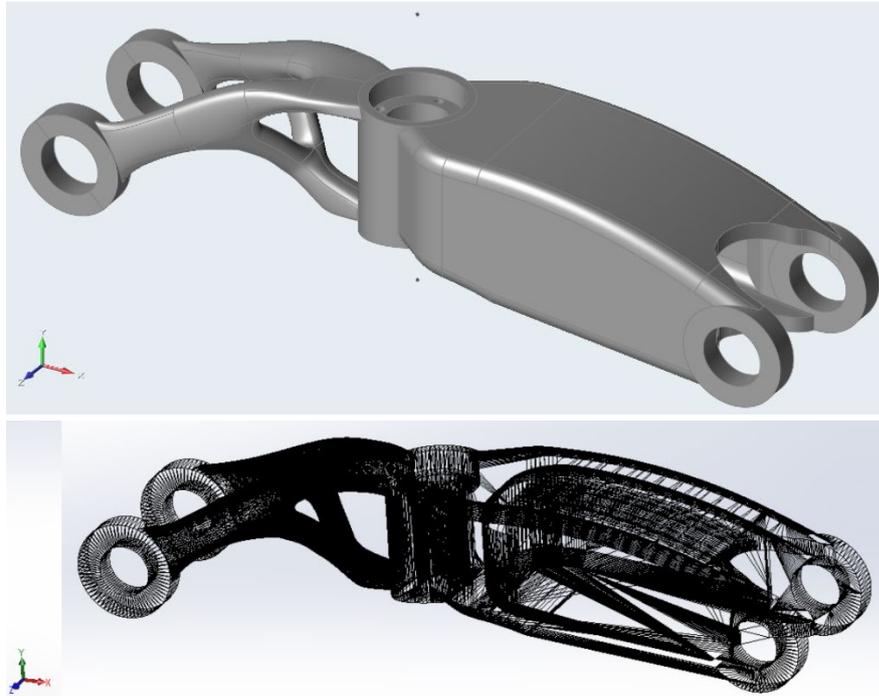


Figura 2.12 Modello CAD 3D e successiva conversione in stl.

La conversione, infatti, determina la generazione di diverse tipologie di errore.

Il primo tra tutti è l'*errore cordale* ε .

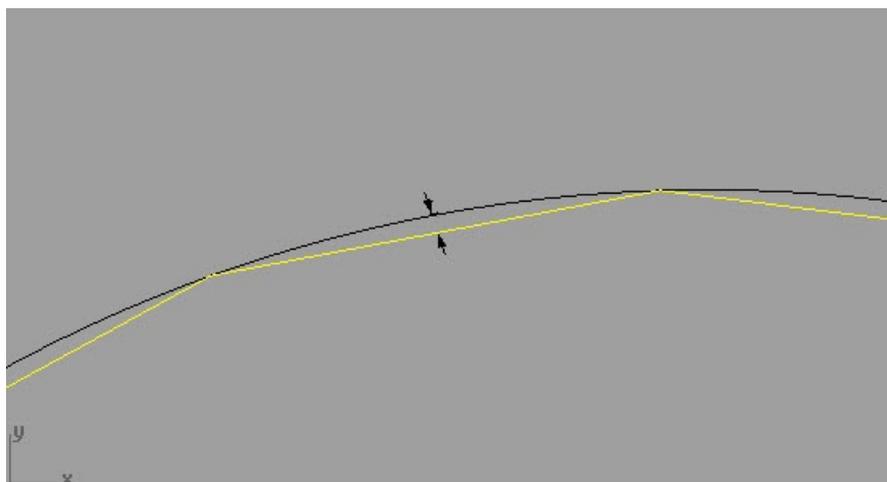


Figura 2.13 Errore cordale.

Il passaggio dal CAD 3D all'stl genera un errore controllabile imposto dall'utente (si impone il valore max di ϵ): tale valore è impostabile durante il processo di conversione. Più tale errore viene diminuito meno si risentirà sul modello stl e, quindi, sulla qualità di stampa ma, al contempo, il file risulterà più grande in termini di informazioni e la macchina potrebbe non riuscire a gestire la mole di dati. Un valore di default di buon compromesso è pari a 0.02 mm.

Dalla Figura 2.13, in sezione, si può apprezzare come la curva viene approssimata con dei segmenti: la curva nera indica la traccia del CAD 3D mentre quella gialla la traccia dell'stl.

L'errore cordale, quindi, determina la nascita di un *errore di faceting* (o di sfaccettatura). Dal momento che ϵ non può essere annullato in quanto intrinseco nel processo di conversione, analogamente l'errore di faceting può essere ridotto ma non eliminato.

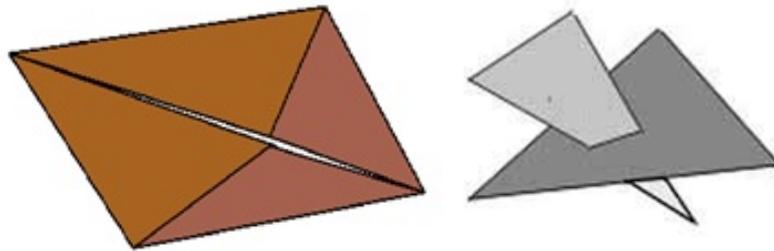


Figura 2.14 Errori nella generazione del file stl [9].

È importante che il modello CAD sia realizzato in maniera ottimale: un minimo errore (come ad esempio due superfici aventi un leggero offset) si traduce in uno irreversibile che può condurre al fallimento del job di stampa. Errori tipici sono fori tra i triangoli, normali invertite ed intersezioni di triangoli come visibili dalla Figura 2.14.

3. Successivamente il file stl viene esportato direttamente nella macchina oppure in un software dedicato (come Materialise Magics) per impostare ulteriori dettagli come sovrametalli o supporti.
4. Lo step successivo prevede, quindi, la scelta dell'orientazione nella camera di lavoro (uno dei passaggi più importanti e delicati dell'intero processo) e, conseguentemente, si procede alla generazione dei supporti.

I supporti sono una delle features caratteristiche del processo di additive manufacturing. Il processo, procedendo layer by layer, risulterà impossibilitato nel creare delle parti a sbalzo che eccedono la lunghezza di 0.3 mm (in particolar modo nelle tecnologie powder bed fusion) se non risulta avere delle

“colonne” che lo sorreggano e lo supportino durante la fabbricazione. La loro funzione, inoltre, è quella di ancorare il modello alla tavola di lavoro permettendone la successiva rimozione.

Se da un punto di vista i supporti possono essere considerati come del materiale in eccesso che ha lo scopo di sorreggere il pezzo, dall'altro, specialmente per l'additive metallico, svolgono il ruolo essenziale di smaltimento e redistribuzione del calore su tutta la parte stampata: questo allevia, ma non annulla, i tensionamenti interni e le distorsioni termiche.

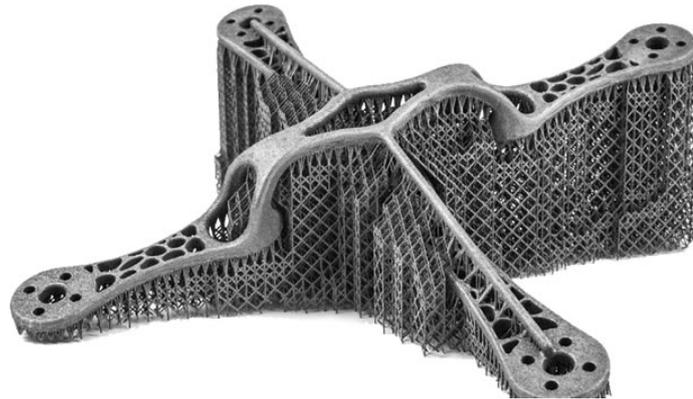


Figura 2.15 Supporti in un componente metallico

5. Segue la fase di *slicing* dove l'intero componente, già orientato opportunamente e con i supporti integrati, viene suddiviso in piani ortogonali alla direzione di crescita pari allo spessore del layer thickness (Δs) desiderato e raggiungibile dalla macchina (generalmente $0.05 \div 0.3$ mm per i polimeri e $0.02 \div 0.05$ mm per i metalli).

Allo slicing si associa l'*errore staircase* (o “effetto scala”).



Figura 2.16 Effetto staircase in funzione del Δs .

La produzione layer by layer è affetta da un effetto di scalettatura che può essere ridotto diminuendo il Δs ma aumentando le dimensioni del file e il tempo di lavorazione del job.

Data la superficie del componente è possibile scegliere se effettuare uno slicing interno o esterno: l'opzione *esterna* è preferibile in quanto mediante successive operazioni di finitura o carteggiatura è possibile ripristinare la geometria originale.

Alcune macchine sono dotate della funzionalità di uno *slicing adattativo* nelle quali è possibile impostare un massimo errore tollerabile permettendo, quindi, di ridurre il Δs dove necessario. Tale feature può essere impiegata esclusivamente in quei job nei quali si hanno tutti pezzi uguali.

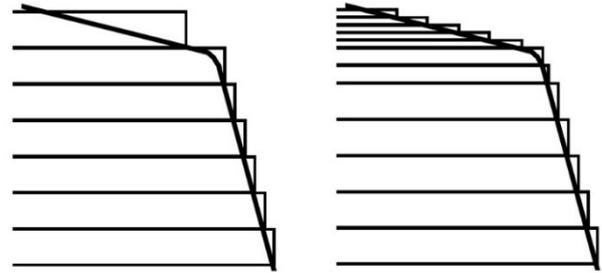


Figura 2.17 Confronto tra slicing costante e adattativo [9].

Lo slicing (e analogamente i supporti) è figlio dell'orientazione la quale condiziona:

- Qualità del pezzo finito;
 - Tempo del job;
 - Caratteristiche meccaniche (l'AM è un processo anisotropo).
6. Infine, si procede alla stampa del componente seguita dalla rimozione dei supporti (mediante tooling manuale o elettroerosione a filo), dalle operazioni di pulizia (rimozione delle polveri mediante scuotimento ed aria compressa), finitura e post-processing (come l'Abrasive Flow Machining).

In realtà, specialmente per i componenti metallici, generalmente viene effettuato un trattamento termico prima della rimozione dei supporti in modo tale da diminuire gli elevati tensionamenti che sono presenti all'interno del pezzo.

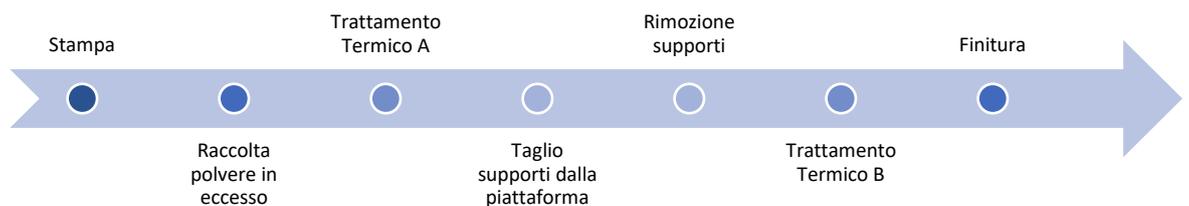


Figura 2.18 Ciclo di fabbricazione e trattamenti termici.

2.4 Valutazioni economiche e sostenibilità ambientale

Nel settore aeronautico ed aerospaziale la possibilità di poter realizzare un componente che pesi il meno possibile significa poter avere un guadagno significativo nell'intero arco di vita del componente: si tratta di un considerevole risparmio di carburante in almeno 20 anni (se si considera l'industria dell'aviazione), così come della possibilità di poter disporre di maggior payload per risorse nei lanci di missioni spaziali.

Poter disporre di motori o velivoli più leggeri, inoltre, incide in maniera decisiva anche da un punto di vista di impatto ambientale, e questo viene incontro alle esigenze di limitazioni delle emissioni di CO₂, imposti negli ultimi anni da una serie di regolamentazioni internazionali.

Diverse ricerche [6] hanno dimostrato che il buy-to-fly ratio di un componente realizzato con tecnologie additive l'AM si assesta intorno all'1.5:1, mentre con le metodologie tradizionali per ottenere il pezzo finale bisogna disporre di un volume di grezzo di partenza 8 volte superiore a quello finale. Con l'AM, dunque, si assiste ad una drastica riduzione degli sprechi di materiali e questo risparmio è accentuato dal fatto che, in opportune percentuali, è possibile riutilizzare le polveri non fuse utilizzate nei job precedenti.

Contrariamente agli attuali metodi sottrattivi, l'approccio additivo di materiale strato dopo strato permette di realizzare componenti con forme geometriche estremamente complesse, ben oltre gli standard attuali, utilizzando in maniera efficiente, e quindi economicamente conveniente, materiali innovativi ad alte prestazioni. Inoltre, rispetto alla produzione classica, non necessita di alcun tipo di attrezzatura aggiuntiva dedicata (es. stampi, punzoni, utensili da taglio) annullando così l'influenza della dimensione del lotto di produzione sul costo finale del componente. Tutte queste caratteristiche sono la forza motrice per l'evoluzione della tecnologia AM da tecnica prototipale (rapid prototyping) a tecnica di produzione industriale. Proprio la relativa novità delle tecnologie AM, unita alla loro iniziale vocazione come tecnologia di prototipazione, è il maggiore limite ad una sua diffusione in ambito industriale.

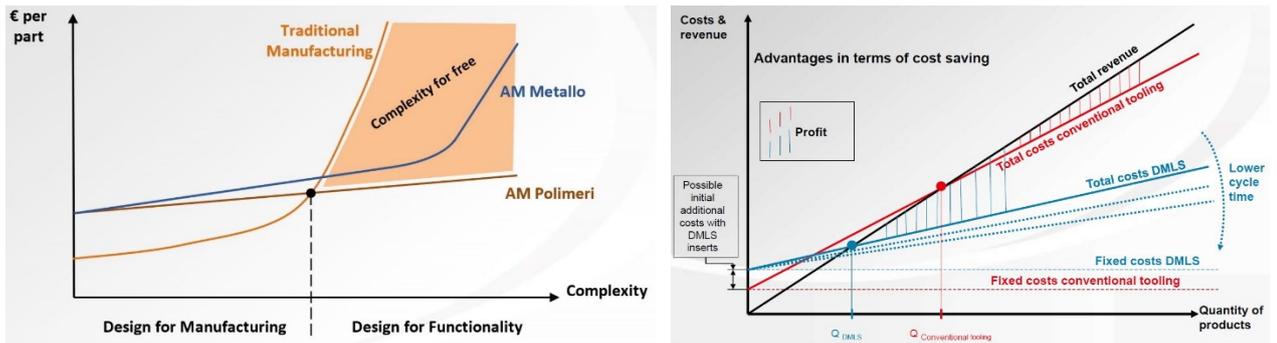


Figura 2.19 Manifattura tradizionale vs AM [6].

Dalla Figura 2.19 si evince che, con la manifattura tradizionale, all'aumentare della complessità progettuale si assiste ad una complessità di processo ancora più grande il che si ripercuote in maniera importante sul costo finale del componente. Con l'AM, invece, il costo aumenta molto più gradualmente e cresce in modo decisivo per complessità più rilevanti dove emergono i limiti intrinseci della fabbricazione layer by layer come la presenza di supporti non rimovibili (o difficilmente rimovibili) o polveri non evacuabili.

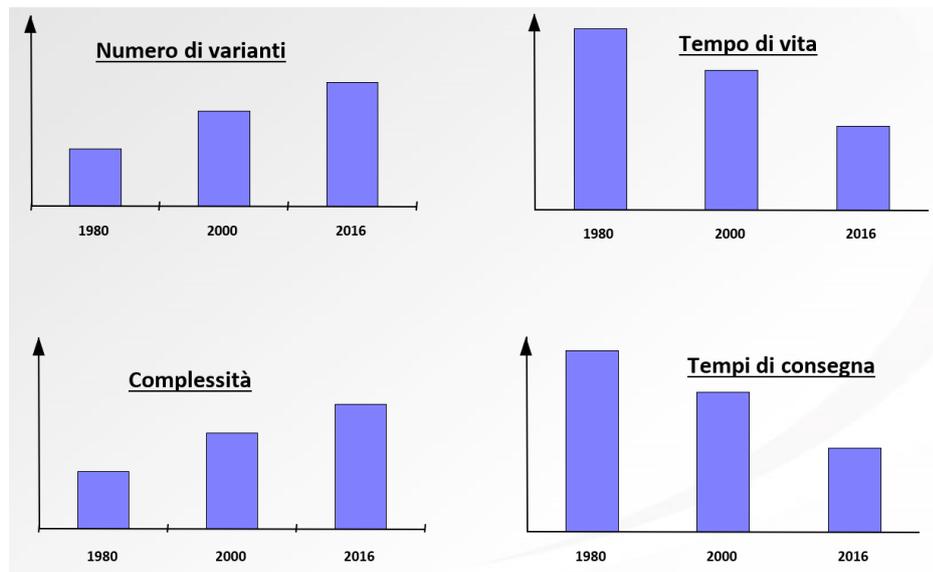


Figura 2.20 Trends degli ultimi anni relativi al numero di varianti, tempo di vita del componente, complessità e tempi di consegna.

Negli ultimi 30 anni il mercato industriale si è dovuto confrontare con un alto numero di varianti (allestimenti, optional, ecc) e con una diminuzione del tempo di vita utile del prodotto che ha condotto a disporre di meno tempo per ammortizzare gli investimenti. Parallelamente, la complessità dei singoli componenti è aumentata considerevolmente e il mercato risulta molto più esigente sui time-to-market richiedendo tempi di consegna sempre più rapidi. Per poter essere competitivi, dunque, viene richiesto un know-how tale da

permettere una progettazione e costruzione di un prodotto complesso nel minor tempo possibile e questo si ripercuote, in ultima istanza, alla riduzione del tempo di prototipazione, campo in cui l'AM si presta in maniera eccellente.

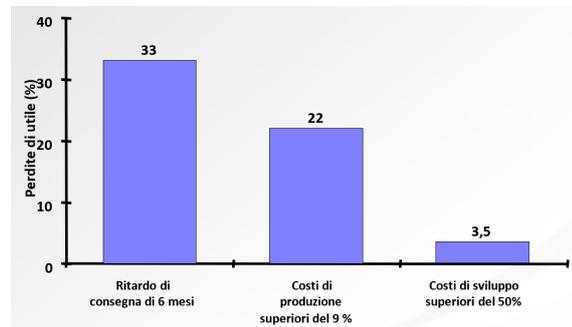


Figura 2.21 Stima sulle perdite.

È stimato, infatti, che 6 mesi di ritardo sulla immissione di un componente nel mercato determinano una grande perdita di utile accentuata dal fatto che la concorrenza, essendo giunta prima sul mercato, fissa il prezzo del prodotto e impone un vantaggio economico che risulta difficile da recuperare. Commettere errori in fase di produzione, inoltre, costa circa il 22% dell'utile mentre i costi in ricerca e sviluppo, come dimostra la Figura 2.21, possono portare ad una bassa perdita di utile (nel caso in cui non fossero fruttuosi). Per tale motivo risulta conveniente investire in R&S i cui risultati, se raggiunti, possono condurre ad importanti guadagni nel lungo termine.

Non bisogna dimenticare che il design impatta su tutta la catena del valore [8]. In ragione della sua natura additiva, la capacità combinata dell'AM di realizzare oggetti più complessi con funzioni integrate, la tendenza a usare meno parti e a implicare meno stadi produttivi possono ridurre i flussi di materiali impiegati e conseguentemente l'impatto ambientale dei prodotti e questi fattori conducono ad una riduzione dei costi e a un incremento del valore economico generato a parità di oggetto prodotto. Tali miglioramenti sono naturalmente ancor più significativi quando il design è ottimizzato per la fabbricazione additiva.

La progettazione funzionale permette la creazione strutture particolari, ispirate a quelle naturali che, applicate agli aeromobili, possono portare a caratteristiche meccaniche superiori nonché ad una riduzione del consumo di carburante fino a 200 tonnellate all'anno [8].

Particolari tecnologie, come quella della Direct Deposition, incoraggia l'applicazione di AM per processi di riparazione che migliorano l'impatto ambientale dei prodotti estendendone il ciclo vitale e diminuendo l'energia e le risorse necessarie alla realizzazione di un prodotto nuovo.

Tra tutti questi aspetti positivi dell'AM in relazione alla sostenibilità, va menzionato che i rischi ambientali e tossicologici posti da alcuni dei materiali utilizzati in questa tecnologia necessitano di ulteriori ricerche. Alcuni studi evidenziano l'emissione di particelle nocive durante la lavorazione dell'ABS, nelle stampanti da tavolo FDM. Le resine liquide sono pure notoriamente leggermente tossiche e ne è scoraggiato l'uso in ambienti non ventilati.

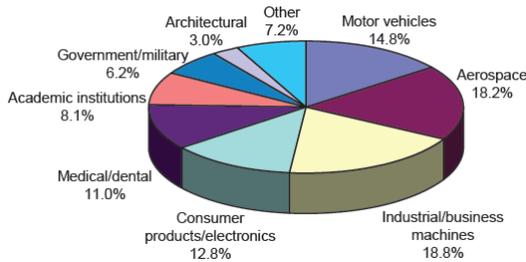


Figura 2.22 Settori di impiego dell'AM.

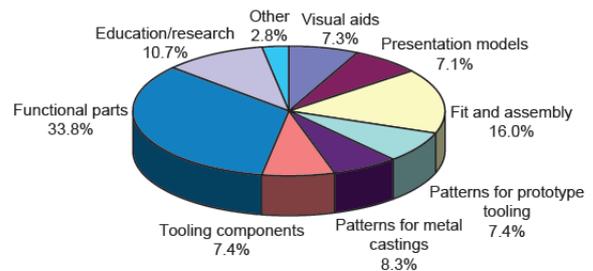


Figura 2.23 Utilizzo delle parti prodotte in AM.

Come visibile nella Figura 2.22 e nella Figura 2.23, la situazione economica del mercato odierno vede i settori aerospaziali, automotive ed industriale come i principali vettori trainanti della tecnologia: in tale contesto il 33,8% dei componenti prodotti con tecnologie additive sono già utilizzati come parti funzionali.

Il fatturato complessivo, relativo al 2016, è stimato intorno agli 8.129 miliardi di dollari ed ha registrato un aumento del 18% rispetto al 2015 [6].

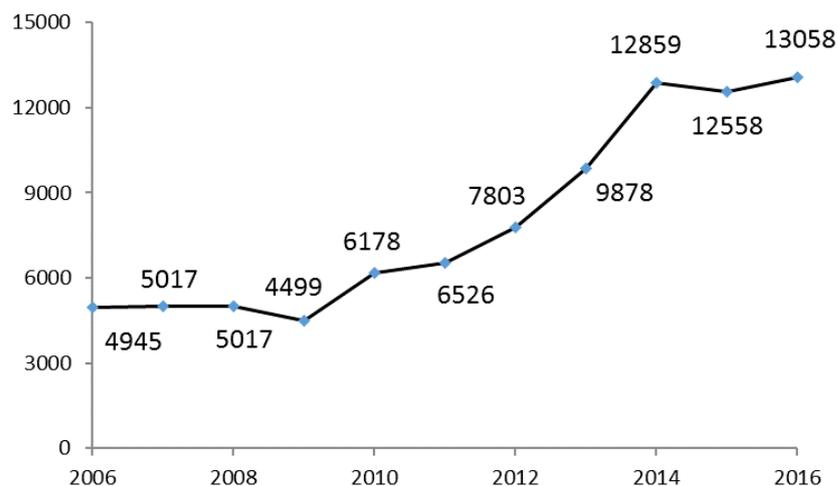


Figura 2.24 Numero di installazione di sistemi di produzione AM [9].

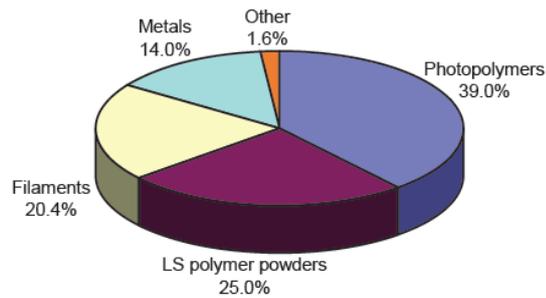


Figura 2.25 Distribuzione del mercato dei materiali.

Nel 2016 il settore dell'AM relativo ai componenti metallici ha registrato un fatturato di 127 milioni di €, una crescita del +43% rispetto al 2015 e nel 2017 ha superato il +60%.

La logistica e i trasporti sono altri aspetti nei quali i risparmi nell'input di energia e la diminuzione delle emissioni possono costituire interessanti elementi di miglior sostenibilità sia dal punto di vista ambientale che economico.

La supply chain è diventata più efficiente, con modelli di vendita al dettaglio semplificati e tempi di consegna ridotti [6]. In particolare, con l'AM si adotta una logica *pull* con una distribuzione distribuita, un'assenza di magazzini ed una produzione al punto di consegna che si ripercuote su minori lead times.



Figura 2.26 Supply Chain, produzione su richiesta.

In definitiva, dunque, l'AM permette di iniziare la produzione immediatamente dopo la progettazione, nonché riduce i tempi e i costi di sviluppo dalla fase di design a quella di fabbricazione e non occorrono, escludendo la spesa iniziale della macchina (incidenza principale sul costo del pezzo), ulteriori investimenti per la produzione delle attrezzature.

2.5 Vantaggi e svantaggi dell'AM

Alla luce di quanto emerso nei paragrafi precedenti, nella presente sezione saranno riassunti tutti i principali vantaggi e svantaggi delle tecnologie additive. I vantaggi sono capitalizzabili se e solo se il componente viene progettato per essere prodotto in AM [6].

Tra i principali vantaggi del processo è possibile citare:

- Flessibilità (con una sola macchina si possono creare forme illimitate);
- Sottosquadri ammessi;
- Un solo step produttivo (più finitura superficiale e post-processing);
- Assenza di tooling;
- Assenza di dispositivi di bloccaggio;
- Macchine a basso presidio;
- Tempi e costi legati unicamente alle dimensioni e non alla complessità geometrica.

Tra i limiti, invece, occorre sottolineare:

- Limitati volumi di lavoro (con conseguente limitazione sulle dimensioni del componente finale);
- Lentezza del processo;
- Materiali disponibili in funzione della macchina e del tipo di processo;
- Impianti nati e sviluppati per prototipazione che mal si prestano alle esigenze dell'industria manifatturiera (bassa automazione);
- Alto costo di investimento iniziale;
- Richiede un alto livello di know-how;
- Carezza di controllo di processo in tempo reale.

Analizzando la tecnologia dal punto di vista del prodotto, si possono esplicitare i seguenti vantaggi:

- La maggior libertà di progettazione da parte del progettista;
- Strutture alleggerite (materiale solo dove necessario);
- Strutture ottimizzate (strutturalmente, termicamente, dinamicamente);
- Parti integrate (specialmente per i polimeri);
- Personalizzazione.

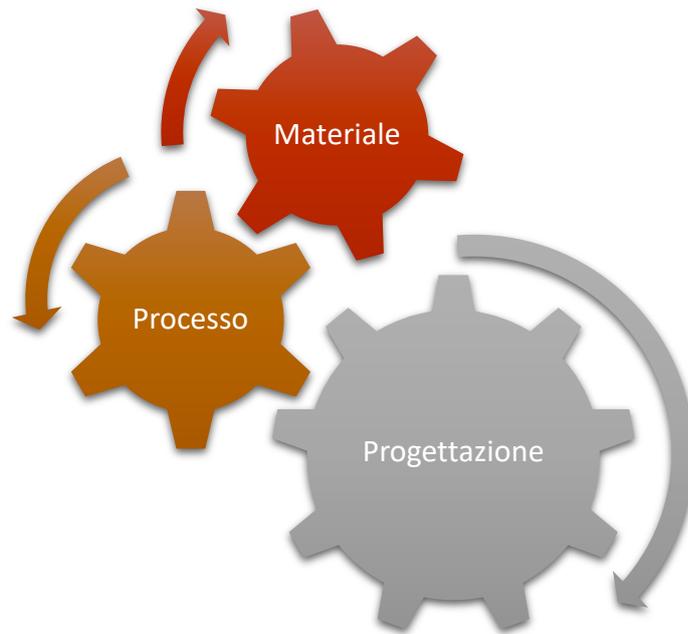


Figura 2.27 Competenze necessarie per sfruttare appieno la tecnologia dell'AM.

Tra gli svantaggi, invece, si possono evidenziare:

- Necessità di strutture di supporto;
- Bassa finitura superficiale;
- Numero limitato di materiali commerciali;
- Costo elevato dei materiali (circa 110 €/kg per l'alluminio e circa 400 €/kg per il titanio).

Le aspettative, nel prossimo futuro, risultano essere:

- Specifiche di certificazione (che garantiscano che tutti i componenti abbiano lo stesso livello qualitativo, affidabilità e ripetibilità);
- Aumento della velocità di stampa;
- Abbassamento dei prezzi delle polveri;
- Aumento delle camere di lavoro;
- Aumento di automazione e del monitoraggio di processo in tempo reale;
- Diminuzione del prezzo per parte;
- Un lieve aumento del prezzo delle macchine motivato dall'implementazione di nuove features che però sarà controbilanciato da un abbassamento dello stesso dovuto ad una maggior diffusione delle macchine installate e alla scadenza di numerosi brevetti depositati.

2.6 Prospettive future nel settore aerospaziale

La NASA sta sviluppando un progetto denominato “Journey to Mars” al fine di progettare una spedizione su un asteroide entro il 2025 e su Marte entro il 2030 e l’Additive Manufacturing è una delle tecnologie portanti al fine di raggiungere tali ambiziosi traguardi [9].

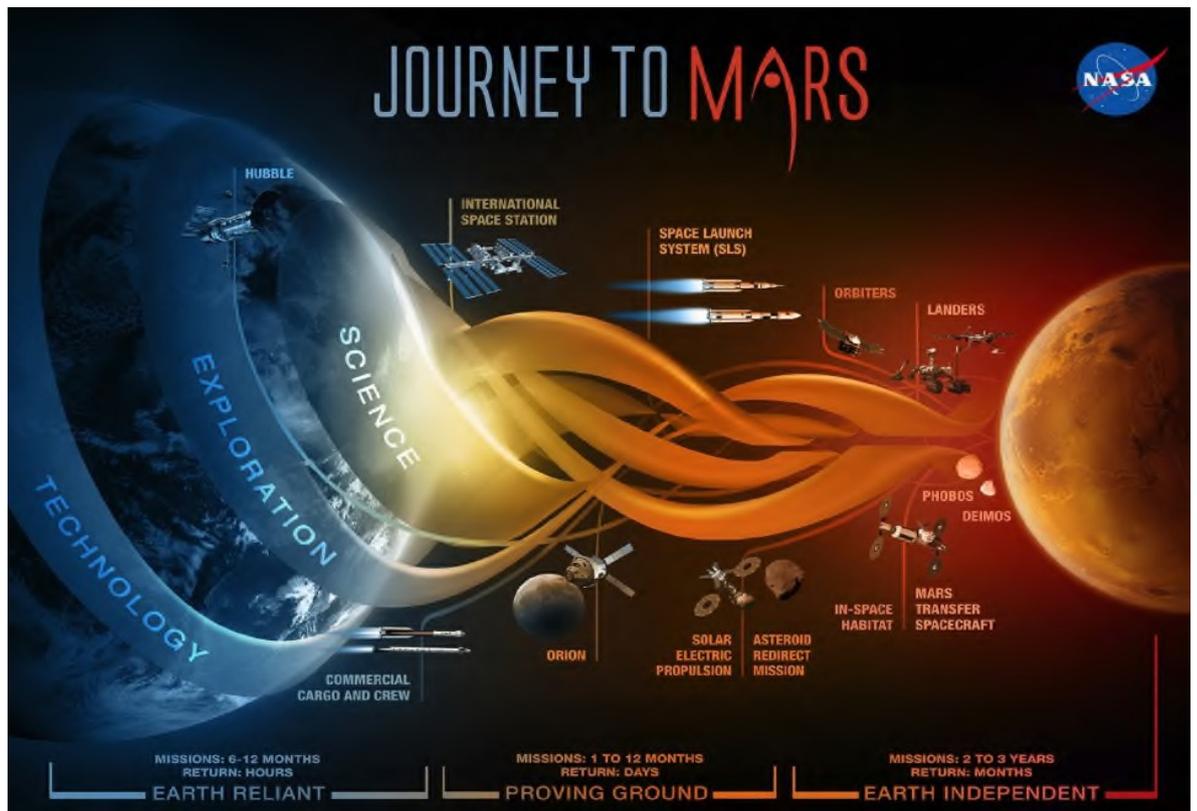


Figura 2.28 Workflow del progetto “Journey to Mars” della Nasa [14].

Il progetto è suddiviso in diversi step il primo dei quali prevede la certificazione e il controllo sul processo delle parti prodotte mediante AM. A tal fine è già disponibile un documento della NASA che illustra le linee guida da seguire [10] e [11].

Il secondo step prevede la creazione di una industria orbitante la quale permetterà di costruire delle strutture di grandi dimensioni direttamente nello spazio. Tale esigenza nasce in primo luogo dall’impossibilità di lanciare dalla Terra questa tipologia di costruzioni. Il dimostratore, che dovrebbe essere completato entro il 2020, è chiamato *SpiderFab* e sarà il prodotto congiunto di robotica e delle tecnologie additive. Il materiale d’apporto sarà stipato in

modo compatto e il lancio risulterà decisamente più economico rispetto a quelli attuali. Una volta in orbita i sistemi di fabbricazione processeranno il materiale in modo del tutto automatizzato. Il diverso approccio di costruzione permetterà la costruzione di antenne e pannelli solari che potranno essere dalle decine alle centinaia di volte più grandi rispetto allo stato dell'arte attuale (limitate dal volume e dal peso al lancio) le quali potranno provvedere a potenze più elevate, migliori risoluzioni, nonché sensibilità e range più ampi. Questo ridurrà anche il rischio del lancio di equipaggiamento delicato sui razzi dove la percentuale di failure è piuttosto elevata.

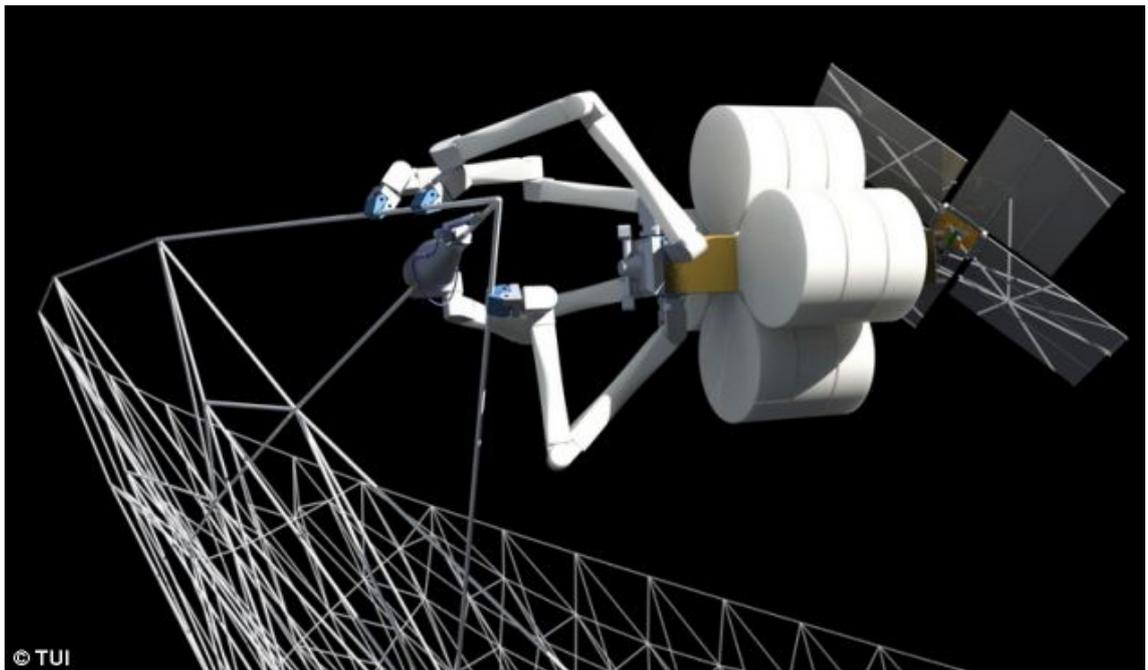


Figura 2.29 Design concettuale dello SpiderFab [17].

Il terzo step denominato ISRU (*In-Situ Resource Utilization*) risulta essere, probabilmente, il più ambizioso di tutti in quanto pone le sue fondamenta sulla creazione di strutture di grandi dimensioni sui satelliti o sui pianeti extraterrestri utilizzando le risorse del luogo di arrivo [12]. Il concetto è quello di creare sistemi robotici che possano scavare in maniera autonoma e processare il materiale raccolto su Marte per la costruzione di edifici per gli esploratori e gli astronauti.

Vivere e lavorare nello spazio profondo per mesi significa avere un difficile accesso alle risorse essenziali necessarie alla vita da parte dei membri della spedizione. Attualmente, infatti, gli astronauti a bordo della ISS ricevono regolarmente cibo, acqua, combustibile ed altro mediante delle spedizioni cargo come quelli di *Cygnus* di Thales Alenia Space. Un sistema analogo, già molto

dispendioso oggi, risulta impossibile laddove le distanze diventano molto importanti e pertanto per gli umani diventerà essenziale generare i propri prodotti con i materiali locali. Più approfonditamente si stanno studiando delle tecnologie che consentano di scavare in regioni contenenti “regolite¹” la quale risorsa, poi, dovrà essere processata, trasportata, raccolta ed impiegata per la generazione di prodotti indispensabili al completamento delle missioni come propellente e consumabili per il supporto vitale.

L’Additive Manufacturing si presta a tale scopo e rende possibile l’uso della regolite raccolta per la costruzione di semplici edifici sulle superfici extraterrestri come abitazioni e strutture di conservazione come magazzini risolvendo i problemi logistici legati al reperimento delle materie prime.

Questa risulta essere la frontiera dell’esplorazione spaziale ed infatti è tra le priorità dell’agenzia spaziale americana ed europea.



Figura 2.30 Design concettuale di edifici marziani [45].

Anche l’ESA, infatti, ha avviato un programma analogo a quello su Marte ma mira allo sviluppo di una stazione permanente sulla superficie lunare o, come viene soprannominata, alla creazione di un villaggio lunare.

Analogamente a *Journey to Mars*, il *Moon Village* prevede la costruzione di edifici costruiti layer dopo layer usando una stampante robotica gigante in grado di stampare resistenti mura dritte o curve con cavità interne e sistemi di schermatura dalle radiazioni solari: tale tecnica detta *Contour Crafting* risulta essere rapida ed economica potendo vantare dello sfruttamento del materiale in-situ [13].

¹ La regolite, nota anche come *eluvium*, è uno strato di materiale sciolto e di granulometria eterogenea che copre uno strato di roccia compatta usualmente chiamato roccia madre. È la parte della litosfera più direttamente compenetrata con l’atmosfera, con l’acqua e con la vita vegetale e animale. - Wikipedia

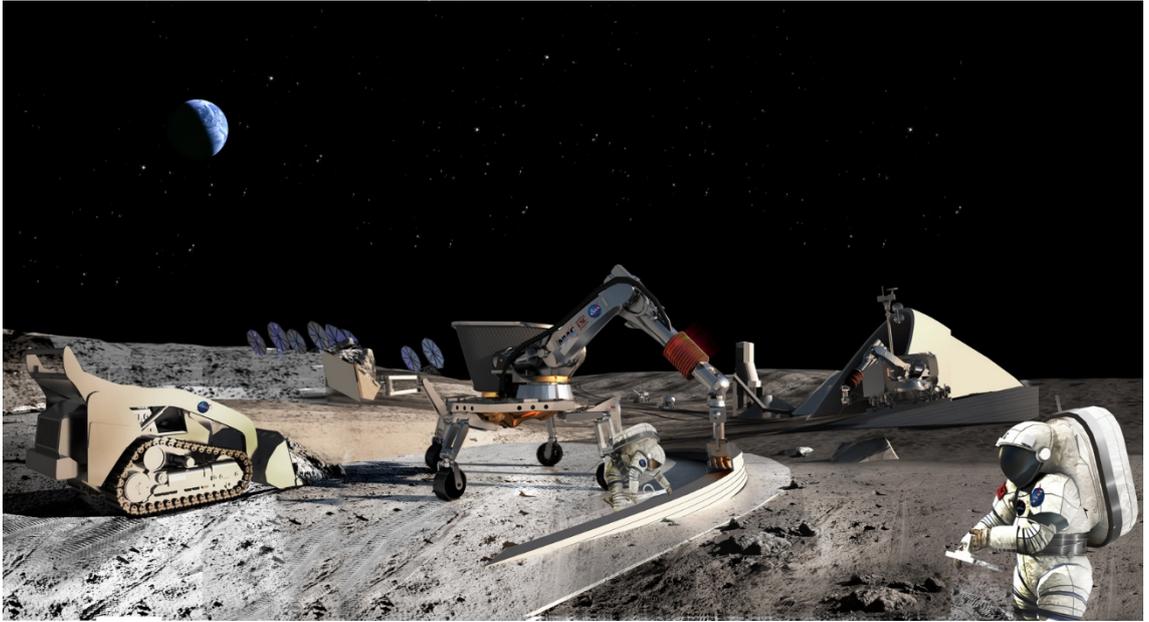


Figura 2.31 Design concettuale della costruzione del Moon Village [19].

3. Powder Bed Fusion

3.1 Tecnologie AM per parti metalliche

Tra le diverse tecnologie di additive manufacturing che permettono la realizzazione di componenti metallici, in questo lavoro di Tesi ci si è concentrati sulle tecnologie Powder Bed Fusion (a letto di polvere - PBF) in quanto il caso studio presentato nel Capitolo 5 verrà riprogettato tenendo conto dei limiti e delle potenzialità di tale metodologia di fabbricazione e, in particolare, sulla tecnologia *Selective Laser Melting* (SLM).

Prima di porre l'attenzione alla tecnologia di rilievo risulta utile un confronto tra la tecnologia Powder Bed Fusion e la tecnologia Direct Energy Deposition (a deposizione diretta - DED). I parametri di rilievo sono raccolti nella Tabella 3.1 e, per quanto riguarda il DED, viene fatto riferimento esclusivamente al processo che impiega polveri (non deposizione a filo).

Tabella 3.1 Tecnologie consolidate per la produzione di componenti metallici.

Caratteristica	Powder Bed Fusion	Direct Energy Deposition
Velocità di costruzione [cm ³ /h – g/h]	5÷40 – 40÷320	Fino a 70 – Fino a 500
Accuratezza [mm]	± 0.02÷0.05	± 0.1÷0.5
Capacità di dettaglio [mm]	0.04÷0.2	0.5÷1
Qualità superficiale (Ra) [μm]	4÷10	7÷20
Dimensione massima della parte [mm]	500x280x325	2000x1500x750
Range di prezzo medio dell'impianto [k€]	450÷600	500÷800

La tecnologia a deposizione diretta ha il grande vantaggio di poter costruire oggetti di dimensioni considerevoli con una velocità di fabbricazione molto maggiore rispetto a quella a letto di polvere. Dal momento che la polvere viene eiettata da ugelli posti in maniera circolare attorno al fascio laser che le fonde, risulta possibile caricare ogni ugello con polveri differenti realizzando, in ultima

istanza, dei componenti multimateriale o con densità variabile in termini di % di materiale ponendo, però, particolare attenzione all'affinità tra i materiali e ai ritiri diversificati che potrebbero condurre a deformazioni importanti del componente in fase di costruzione.

Le polveri utilizzate, inoltre, sono più grossolane rispetto a quelle utilizzate nel PBF e questo risulta in un costo stesso del materiale più basso ma, al contempo, determina una minor qualità superficiale e accuratezza.

Tra gli svantaggi principali si può evidenziare un difficile controllo del processo e soprattutto l'impossibilità di creare dei supporti il che limita fortemente la complessità delle parti realizzate.

Oggi la tecnologia viene utilizzata per creare componenti assialsimmetrici di grandi dimensioni caratterizzati da una relativa semplicità geometrica e, inoltre, per riparazioni su componenti ad alto valore aggiunto (cladding) come ad esempio le palette di turbina deteriorate.

Tra le tecnologie a letto di polvere si distinguono la tecnologia Selective Laser Melting ed Electron Beam Melting (EBM) ed un confronto più approfondito verrà trattato nel paragrafo 3.3.2.

Dal momento che le tecnologie Powder Bed Fusion utilizzano le polveri come materia prima per la fabbricazione delle varie parti e poiché è dalla qualità delle polveri stesse che ne derivano le caratteristiche meccaniche e le proprietà fisiche e chimiche del componente finale, risulta utile approfondire questo aspetto in ottica di comprendere maggiormente i fenomeni e le proprietà scelte nel caso studio del pannello multifunzione del Capitolo 5.

3.2 Polveri Metalliche

Un componente metallico realizzato mediante tecnologie additive risulta composto da migliaia di layer di polveri fuse [14]. Le proprietà del prodotto finale sono funzione dell'uniformità di tali strati i quali, a loro volta, dipendono dalle proprietà delle polveri utilizzati che sono fortemente influenzate da:

1. Metodo di atomizzazione;
2. Condizioni del processo di manifattura.

Le polveri prodotte dalla stessa tecnica ma ottenute da fornitori differenti può presentare significative differenze di proprietà. È buona norma, infatti, miscelare polveri di diversi fornitori per assicurarsi, mediamente, le stesse caratteristiche anche acquistando e lavorando polveri in diversi periodi.

3.2.1 Produzione delle polveri

L'iter di produzione delle polveri è descritto in Figura 3.1.

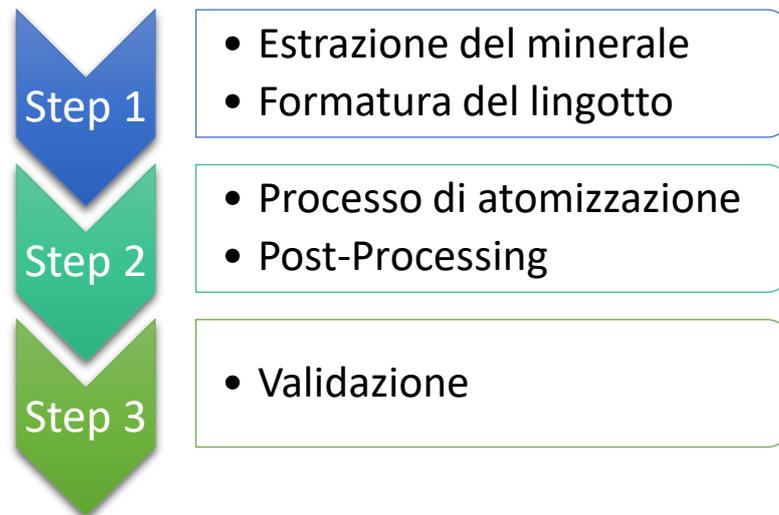


Figura 3.1 Iter di produzione delle polveri metalliche.

1. Il processo inizia dalla produzione del lingotto ottenuto per formatura a partire dai minerali estratti dalle miniere.

2. Per poter ottenere un componente denso, le polveri devono costituire un sistema il più compatto possibile in modo da garantire la maggior vicinanza tra le particelle. Per tale motivo, dunque, viene prodotta una polvere con l'obiettivo di avere una granulometria fine con una forma quanto più possibile vicina a quella di una sfera. Il know-how sui metodi di fabbricazione delle polveri è elitario, i grandi impianti sono poco flessibili e il costo è importante.

Tabella 3.2 Dimensioni caratteristiche delle polveri in funzione della tecnologia.

Tecnologia	SLM	EBM	DED
Dimensioni [μm]	15÷45	45÷100	25÷45

Il principio delle tecnologie di atomizzazione è la dispersione di un sottile flusso di metallo fuso il quale viene sottoposto a diverse interazioni che dipendono dal processo scelto come impatto di gas (gas atomisation), acqua ad alta pressione (water atomisation), plasma (plasma atomisation) o forze rotanti (centrifugal atomisation). Durante l'impatto il metallo fuso si divide in piccole gocce le quali solidificano rapidamente in volo prima di raggiungere le pareti dell'atomizzatore. Tutte le tecnologie di atomizzazione cominciano con la fusione del lingotto creato.

Esistono diverse metodologie che sono funzione del tipo di materiale da trattare. Nel caso delle leghe di alluminio, generalmente si utilizza la tecnologia della gas atomizzazione.

Tale processo permette di produrre delle polveri sferiche con dimensioni comprese nel range 0÷500 μm ed ha il vantaggio di poter essere compatibile con molte leghe (anche reattive), di partire da un feedstock a lingotto e di avere una buona produttività. Tra gli svantaggi si possono annoverare il costo elevato dato dall'impianto e dall'utilizzo di una considerevole quantità di gas ad ogni ciclo, il lungo tempo di setup, la necessità di richiedere un know-how intenso sui parametri di processo e la

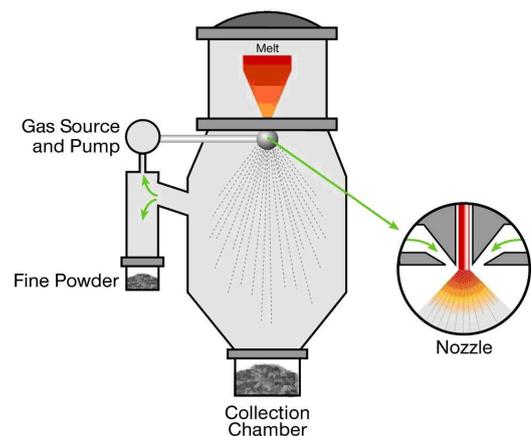


Figura 3.2 Schema di funzionamento di un gas atomizzatore.

formazione non controllata di *satelliti* (piccole impurità che determinano problemi di scorrimento).

Esistono diversi sistemi di gas atomisation come il VIGA, EIGA, PIGA, ESR-CIG, VIGA-CC, ma tutti condividono lo stesso principio di funzionamento. In particolare, osservando la Figura 3.2 è possibile apprezzare lo schema di funzionamento del processo che inizia fondendo il lingotto in particolari forni fusori a vuoto (VIM). Il fuso, quindi, è costretto ad attraversare la guida per gravità e all'estremità di quest'ultima è accolto nella camera di atomizzazione dove la pressione esercitata dal materiale soprastante e quella del gas inerte (argon o azoto) che viene eiettato da appositi ugelli posti in maniera circolare attorno all'uscita determinano l'atomizzazione del materiale. All'interno della camera non devono esserci trafilamenti di ossigeno e per evitare tale problematica si lavora in leggera sovrappressione. In seguito ad un programmato un numero di cicli di lavoro, si effettuano diversi cicli di pulizia con gas nuovo dopo aver portato la camera a pressioni dell'ordine di 10^{-4} Pa mediante pompe a vuoto. Il gas impiegato durante l'atomizzazione (ma non quello per la pulizia) può essere riutilizzato. Generalmente il tempo di lavorazione delle polveri dura circa 5 minuti mentre quello relativo ai lavaggi può durare anche alcune ore.

Dopo il processo di atomizzazione segue quello del post-processing delle polveri che consiste di due fasi nelle quali occorre prestare la massima attenzione alla cross-contamination.

La prima, detta *setacciatura*, serve a garantire una granulometria uniforme e questa viene assicurata mediante l'impiego di sistemi di vagliatura meccanici (cascate di setacci) che risultano avere una mesh² crescente.

La seconda, invece, consiste nel *mescolamento* delle polveri per ottenere una distribuzione dimensionale e chimica delle particelle statisticamente omogenea. Anche in questo caso la strumentazione è di tipo meccanica.



Figura 3.3 Modulo di setacciatura.



Figura 3.4 V-Blender.

² Mesh: numero di maglie per unità di superficie.

3. L'ultimo step è costituito dalla validazione delle polveri create le quali devono superare diversi test che ne accertino la qualità prima di poter entrare nel ciclo produttivo dell'additive manufacturing.

Per garantire le diverse proprietà ci si affida a specifiche norme ASTM che ne devono attestare:

- Composizione chimica (in %): effettuata mediante sistemi a dispersione di energia (EDS) che ne esportano le finestre ICP (Inductively Coupled Plasma), oppure mediante Spettroscopia di Emissione Atomica (AES), Spettroscopia fotoelettronica a raggi-X (XPS), SIMS, Fluorescenza ai raggi-X, IGF (Inert Gas Fusion), Analizzatori ECO;
- Morfologia della particella (in m^2/g): sferica, sferoidale, dendritica, se sono presenti satelliti, ecc. analizzabile mediante SEM.
- Dimensioni e distribuzione granulometrica (μm): verificata con setacci, sedimentazione gravitazionale o, ancora, con tecniche di diffrazione laser;
- Porosità della polvere: dovuto ad argon intrappolato risolvibile parzialmente con HIP (Hot Isostatic Pressing);
- Scorrimento (in s): viene misurato il tempo di deflusso di una data quantità di materiale;
- Densità apparente/di compattazione/scheletrica.

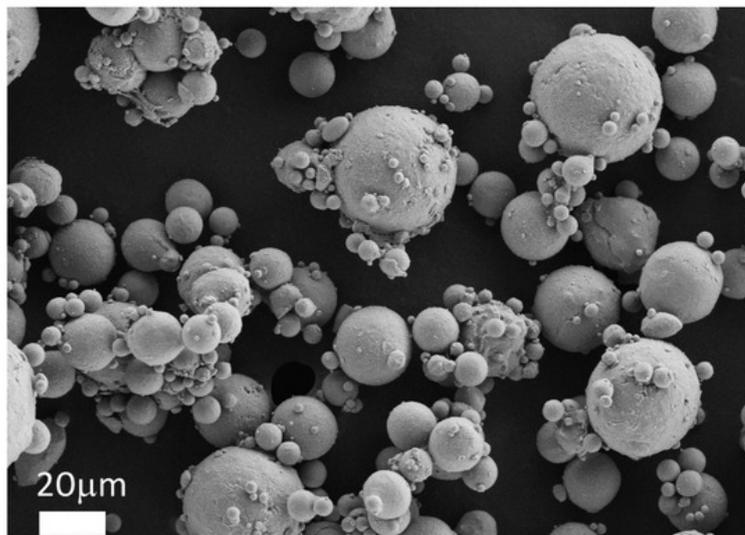


Figura 3.5 Immagine ottenuta con SEM raffigurante le polveri di alluminio dopo gas atomizzazione. Le particelle sono sferiche e la loro dimensione varia tra 1 e 30 μm [15].

3.2.2 Influenza del processo a livello microstrutturale

Le proprietà meccaniche del componente finale sono funzione della polvere e della microstruttura che ne deriva: diverse tecnologie, pertanto, conducono a morfologie microstrutturali differenti dipendenti, in ultima istanza, dai parametri di processo come la potenza laser (160÷400 W), il tempo di esposizione (60÷150 μ s), l'HD (80÷150 μ m).

I processi di fabbricazione additiva sono caratterizzati da un'elevata velocità di processo che conduce ad una microstruttura di grani molto fini che conducono ad avere tensioni di rottura molto alte e bassi allungamenti a rottura. I componenti ottenuti, quindi, risultano essere molto fragili.

$$\begin{cases} \sigma_R|_{AM} = (105 \div 120)\% \sigma_R|_{Trad} \\ A\%|_{AM} = \left(\frac{1}{2} \div \frac{1}{3}\right) A\%|_{Trad} \end{cases} \quad (3.1)$$

Effettuando specifici trattamenti termici (TT), in funzione del materiale processato, è possibile modificare la microstruttura del pezzo e, quindi, le proprietà meccaniche del prodotto finale. Con il trattamento termico, infatti, si aumenta la dimensione dei grani e si possono rendere più equiassici. È doveroso sottolineare che con i processi di fabbricazione convenzionali si parte dalla condizione opposta: si ha una microstruttura di partenza più grossolana (funzione del tipo di processo) che si cerca di migliorare ricorrendo ai TT per renderla il più fine possibile in funzione dell'applicazione finale. L'AM, quindi, è caratterizzata da una condizione decisamente più favorevole.

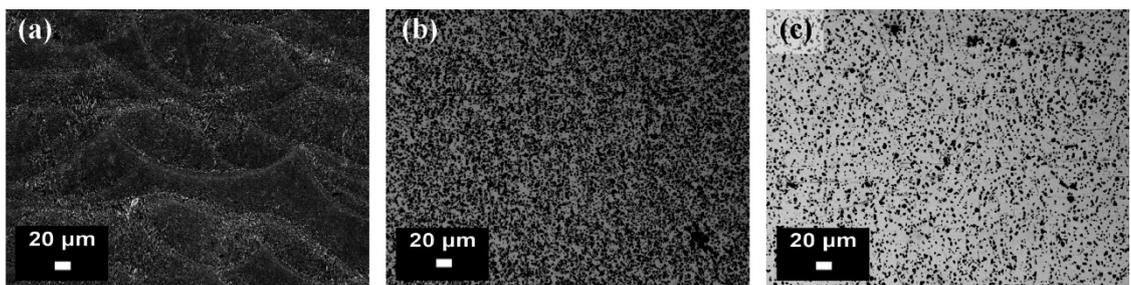


Figura 3.6 Variazioni microstrutturali di una lega di alluminio AlSi10Mg prodotta mediante tecnologia SLM seguita da trattamenti termici: (a) dopo uno stress relieving a 300 °C per 2 h; (b) dopo un trattamento T4; (c) dopo un trattamento T6 [15].

Il ΔT dell'EBM è più basso rispetto a quello dell'SLS e questo determina una dimensione del grano maggiore nel primo caso.

L'AM, essendo una tecnologia che avviene mediante la deposizione di layer su layer in una particolare direzione di crescita (asse z), determina una

anisotropia intrinseca del processo generata da una microstruttura differente nelle tre direzioni di crescita. In particolare, si assiste ad una diminuzione fino al 20% delle caratteristiche meccaniche lungo z. L'orientamento del pezzo in macchina è un parametro di design fondamentale che serve a minimizzare le tensioni residue e a migliorare le proprietà in determinate direzioni. Una oculata strategia di scansione può rendere meno critiche le differenze microstrutturali presenti, invece, nel piano x-y.

Una problematica che affligge i componenti generati attraverso il processo di fabbricazione additiva è proprio quello dei tensionamenti residui presenti all'interno del componente al termine del job. Gli stress residui non sono sempre svantaggiosi (potrebbero crearsi delle zone con tensioni di compressione che prevengono la crescita delle cricche) ma nella maggior parte dei casi sono indesiderate. Nelle tecnologie a letto di polvere il meccanismo che causa questo fenomeno [16] è detto *Meccanismo a Gradiente di Temperatura* (TGM) ed è generato dagli alti gradienti

termici che avvengono attorno allo spot del laser. A causa del rapido riscaldamento localizzato sulla superficie dello strato e dalla lenta conduzione del calore, si sviluppa

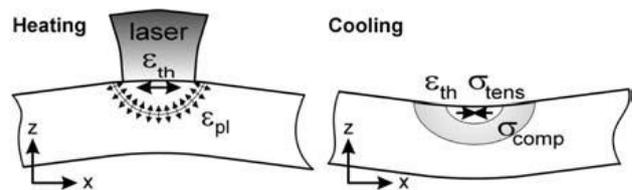


Figura 3.7 Tensioni residue innescate dal TGM.

un ripido gradiente di temperatura e quindi la resistenza del materiale diminuisce a causa dell'aumento della temperatura. Poiché l'espansione del layer su cui agisce il laser risulta essere bloccato da quello sottostante, si inducono delle deformazioni elastiche di compressione. Non appena la tensione di snervamento del materiale viene raggiunta, lo strato scannerizzato dal laser si deforma plasticamente. Durante il raffreddamento tale strato compresso plasticamente inizia a contrarsi e cerca di curvarsi verso la fonte del laser.

Mercelis a Kruth [16] hanno dimostrato come la tensione massima è raggiunta sulla superficie della parte ed è caratterizzata da uno stato tensionale di trazione mentre la parte inferiore da uno stress di compressione. La rimozione della parte riduce drasticamente le tensioni residue presenti all'interno del componente ma queste rilasciano una contrazione uniforme ed una deformazione di flessione (Figura 3.8).

La tensione residua è funzione delle seguenti equazioni:

$$\begin{cases} \sigma = E\varepsilon \\ \varepsilon = \alpha\Delta T \end{cases} \quad (3.2)$$

Dalle equazioni 3.2 risulta evidente come questo fenomeno sia funzione principalmente del materiale processato: avere un componente caratterizzato da un alto modulo di Young genererà stati tensionali più significativi, a parità di deformazione.

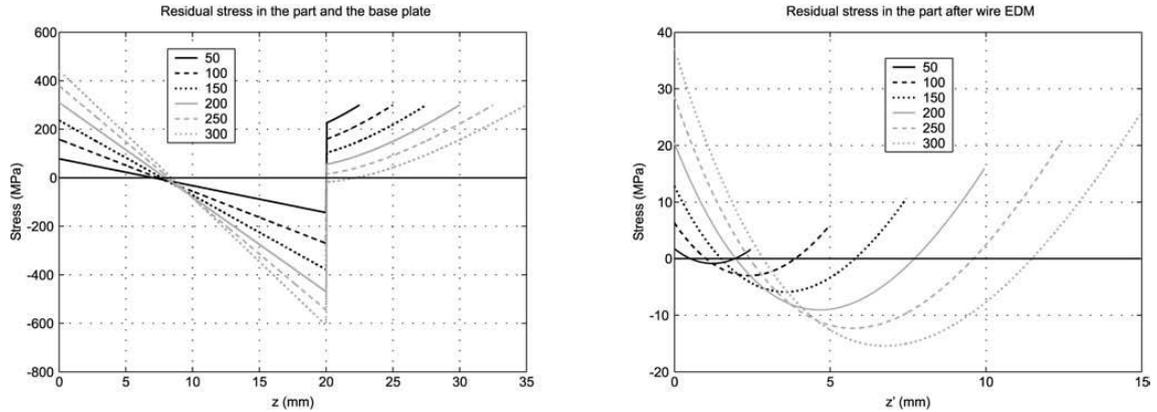


Figura 3.8 Influenza del numero di layer sulle tensioni residue [16].

Nel fenomeno delle tensioni residue sono influenti diversi fattori come il materiale, i parametri del processo, la geometria del componente (in particolar modo l'altezza e le dimensioni) e le caratteristiche della macchina di stampa che si intende utilizzare (come l'altezza della piattaforma di costruzione).

Degli accorgimenti che si possono attuare per diminuire il fenomeno sono:

- a) Utilizzare spessori non troppo sottili;
- b) Aumentare la T della piattaforma di costruzione;
- c) Cambiare orientamento del componente;
- d) Variare la strategia di scansione del laser (come la *island scanning* [17]);
- e) Applicare dei trattamenti termici direttamente durante il processo di stampa modulando opportunamente la potenza del laser;
- f) Modificare la composizione chimica della lega;
- g) Attuare, a valle del job, dei trattamenti termici di distensione.
- h) Sottoporre il prodotto finale ad un trattamento di pallinatura, in fase di post-processing [17].

Il punto e) può essere utilizzato anche per diminuire il fenomeno dello “spattering” che consiste in degli schizzi di materiale fuso generati dall’impatto del laser sulle polveri e il quale risulta essere la combinazione dell’effetto Marangoni e dalla pressione esercitata dall’espansione del vapore del metallo [18]. Oltre a questo espediente, per ridurre questo fenomeno, può essere utile imporre una determinata velocità del flusso del gas inerte all’interno della camera.

3.2.3 Interazione laser-polveri

Il *Laser* è un amplificatore ottico di fotoni³ secondo un'emissione stimolata.

Il laser è:

- Coerente: tutte le onde sono in fase;
- Collimato: tutti i fotoni hanno la stessa direzione;
- Monocromatico: ha una sola lunghezza d'onda λ ;
- Polarizzato: energia puntuale e precisa;
- A regime continuo o pulsante;
- Può essere generato da un mezzo solido, liquido o gassoso.

La lunghezza d'onda di tipico laser di itterbio per AM è pari a:

$$\lambda_{laser AM} = 1 \mu m @ 940 nm$$

L'Assorbanza (A) è definita come:

$$A = \frac{\text{radiazione assorbita}}{\text{radiazione incidente}} \quad (3.3)$$

L'A dipende dalla lunghezza d'onda, dal materiale, dalla geometria superficiale, temperatura, gas dell'ambiente. Nel caso dei metalli, se la λ aumenta l'assorbanza diminuisce: per tale motivo la fonte laser tipica impiegata nell'AM è molto bassa.

L'assorbanza segue la legge di Lambert:

$$I(z) = I_0 e^{-\frac{x}{\delta}} \quad (3.4)$$

Dove I_0 è l'intensità incidente, $I(z)$ è l'intensità a profondità z e δ è la profondità di assorbimento. Nei metalli, solitamente si ha $\delta=10^1$ nm.

L'interazione laser-materiale può essere risonante o non risonante: nel primo caso si parla di processi di eccitazione selettiva e la frequenza della luce incidente è uguale all'energia necessaria per far passare l'elettrone allo stato eccitato, mentre nel secondo caso si eccita la transizione elettrica e quella vibrazionale (producendo calore).

L'assorbimento avviene all'eccitazione risonante che permette la transizione dalla zona di valenza a quella di conduzione.

³ Fotone: particella senza massa legata alla propagazione della radiazione elettromagnetica.

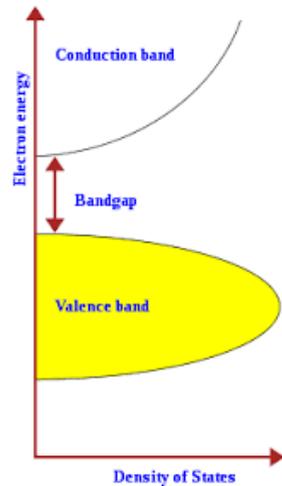


Figura 3.9 Meccanismo di assorbimento di energia.

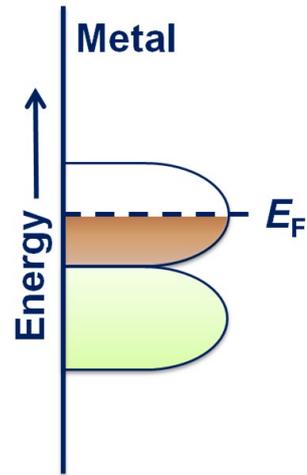


Figura 3.10 Meccanismo di assorbimento di energia nei metalli.

Gli stati elettronici eccitati, quindi, possono trasferire energia ai fononi⁴. I fotoni con energia al di sotto della band gap non saranno assorbiti. Nei metalli, come visibile in Figura 3.10, non è presente la band gap e quindi qualunque fotone viene assorbito dagli elettroni e l'energia viene trasmessa ai fononi del reticolo convertendosi in calore. Tale conversione di energia mediante i fononi è detta *termalizzazione*.

Il *rateo di termalizzazione* dei metalli si aggira intorno ai $10^{-12} \div 10^{-11}$ s e questo determina una difficoltà non indifferente nella gestione del processo.

Nelle macchine di AM per il metallo possono essere presenti due tipologie di laser come rappresentato in Tabella 3.3.

Tabella 3.3 Tipologia laser nelle macchine AM.

1. Laser continuo	velocità eccitazione < velocità termalizzazione	
	Processo Fototermico	Energia assorbita e trasformata direttamente in calore
2. Laser a impulsi	velocità eccitazione > velocità termalizzazione	
	Processo Fotochimico	Energia che rompe i legami a T circa costante

Il processo fototermico è quello che viene generalmente utilizzato nei metalli.

⁴ Fonone: quasiparticella che descrive un quanto di vibrazione in un reticolo cristallino rigido

La risposta del materiale viene calcolata mediante un parametro detto *fluence* (F) che rappresenta la densità di energia per unità di superficie.

Detta T_m la temperatura di fusione del materiale, in funzione di tale parametro e di F è possibile discernere tra fusione laser e ablazione laser (Tabella 3.4).

Tabella 3.4 Fusione Laser e Ablazione Laser.

1. Fusione Laser (regime continuo)	$F > T_m$
	Si ha la generazione di pozze di fusione in cui si assiste ad una riorganizzazione del reticolo.
	$F \gg T_m$
	Si formano dei moti convettivi che ridistribuiscono il materiale e possono modificare la forma del componente. Si formano gradienti termici molto elevati che determinano stress termici non indifferenti.
2. Ablazione Laser (regime pulsato)	$F \gg \gg T_m$ in $10^{-10} \div 10^{-12}$ s
	Si ha la vaporizzazione locale del materiale.

Un materiale poroso ha un alto indice di assorbimento a causa dell'insinuamento del laser tra i pori. Per tale motivo, infatti, utilizzare una fonte laser su delle polveri significa fondere del materiale con un ottimo assorbimento rispetto alla forma solidificata. Durante il processo bisogna considerare, tuttavia, dei fattori che influenzano il processo come la variazione delle proprietà termofisiche, il riarrangiamento del materiale e le eventuali ossidazioni che possono verificarsi durante il cambiamento di fase.

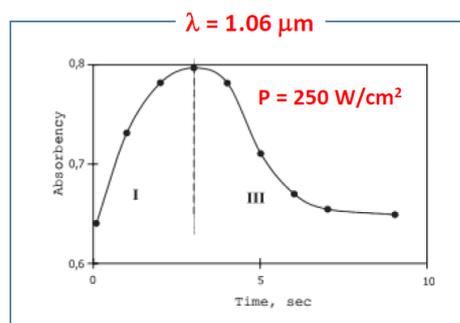


Figura 3.11 Variazione dell'assorbimento durante il cambiamento di fase.

Come visibile in Figura 3.11, all'inizio dell'azione del laser l'assorbimento aumenta velocemente a causa della natura delle polveri. Con l'insorgere della fusione, la densità si abbassa e si riscontra una diminuzione della pendenza della curva fino a diminuire bruscamente.

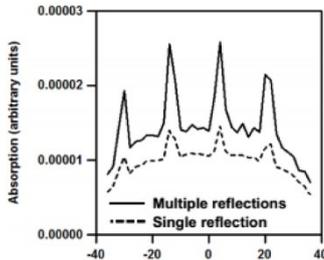


Figura 3.12 Assorbimento in funzione del percorso di scansione.

Le variazioni di assorbimento lungo il percorso di scansione possono variare anche del 70% lungo il raggio della sfera di polvere e la localizzazione dell' A influenza pesantemente la dinamica della fusione.

L'utilizzo di una fonte laser come strumento per il processo di materiali ha il grande vantaggio di poter determinare un controllo preciso della zona da fondere nonché con quale apporto di energia effettuare l'operazione (potenza, velocità di scansione, dimensione dello spot). Tale funzionalità può essere modificata come parametro di lavorazione durante la fusione di una sezione e quindi risulta essere uno strumento ideale per la tecnologia dell'additive manufacturing.

Durante la fusione potrebbe vaporizzare l'elemento più basso fondente che fa aumentare la P all'interno della camera il che attiva le pompe del vuoto che portano via l'elemento e determinano una variazione della composizione della polvere depositata. Tale problematica è più marcata nel processo di EBM (che lavora sottovuoto) rispetto a quello dell'SLM (in cui nella camera agisce una pressione di 1 atm).

Il fascio laser potrebbe creare una variazione microstrutturale sui due lembi su cui agisce. Si crea, infatti, una pozza di fusione distinguibile in 3 zone: una fusa, una zona riscaldata ed una di liquido fuso. Per poter uniformare e migliorare l'unione tra gli strati in tali aree, il fascio laser potrebbe effettuare più passate ma questo potrebbe compromettere la composizione delle polveri ed innescare il fenomeno dell'evaporazione precedentemente descritto.

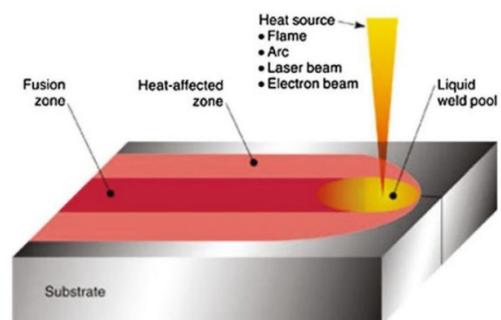


Figura 3.13 ZTA innescata dal laser.

3.2.4 AlSi10Mg

L'AlSi10Mg è una lega di alluminio da fonderia che risponde in maniera ottimale alle specifiche richieste dal processo di additive manufacturing e che ha trovato una larga diffusione in tutti quei settori (come quello aerospaziale) che necessitano di un buon compromesso tra il peso e le caratteristiche meccaniche.

Le polveri di alluminio devono essere trattate mediante particolari sistemi antistatici in quanto potrebbero reagire ed essere infiammabili.

La dimensione delle polveri è compresa tra i 20 e i 25 μm il che permette di avere un buon scorrimento delle stesse.

La presenza del Silicio in lega in percentuale importante ne aumenta la resistenza abrasiva, la tensione massima di rottura e soprattutto ne garantisce una buona fluidità (che permette una buona bagnabilità in fase di fusione delle polveri), unita ad un basso ritiro (che permette di ridurre le tensioni residue sul componente finale). La presenza del Magnesio, inoltre, oltre ad aumentare la tensione di rottura e la durezza, fa diminuire leggermente la duttilità della lega.

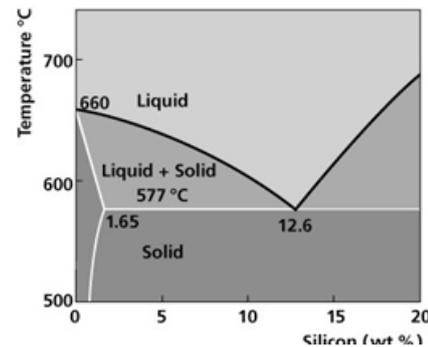


Figura 3.14 Diagramma di stato Al-Si. [29]

Tabella 3.5 Composizione chimica dell'AlSi10Mg.

Elemento	Si	Fe	Cu	Mn	Mg	Zn	Ti	Al
Peso [%]	9-11	≤ 0.55	≤ 0.05	≤ 0.45	0.2-0.45	≤ 0.1	≤ 0.15	resto

Durante il processo di AM viene disperso il Si e il Mg dentro la struttura dei grani in maniera casuale.

La struttura finale consiste in una matrice continua eutettica di Al e Si elementi di α -Al primario disperso. La microstruttura può essere, invece, di due tipi:

- a) Microstruttura cellulare-dendritica di α -Al;
- b) Fase di Si eutettico lungo i bordi di grano circondati dalla fase α -Al.

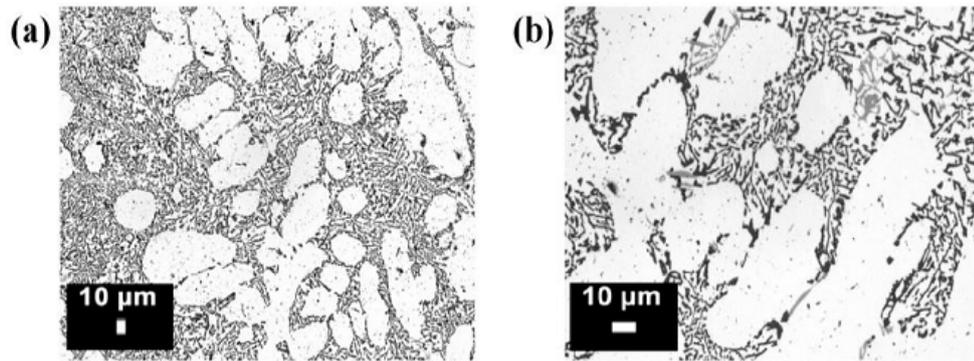


Figura 3.15 Struttura dendritica α (con precipitati di Si lungo i bordi di grano) immersi nella fase α +Si eutettico.

Le dendriti risultano molto fini (500-1000 nm) a causa dell'altissima velocità di raffreddamento tipica del processo SLM (10^5 - 10^6 °C/s) ma tra un pozzo di fusione e il successivo la dendrite si interrompe causando delle disomogeneità strutturali e lungo la direzione di crescita le proprietà meccaniche possono abbassarsi anche del 20%.

La struttura finale che si ottiene non è in equilibrio ed è modificabile mediante trattamenti termici omogeneizzando tutte le caratteristiche meccaniche e annullando in parte, quindi, le differenze lungo l'asse di crescita e quelle del piano x-y.

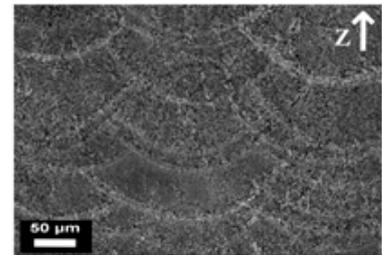


Figura 3.16 Pozze di fusione micrometriche.

Le variazioni microstrutturali sono dovute al raffreddamento direzionale e alla rapida solidificazione intrinseca nel processo. Con riferimento alla Figura 3.17, questo conduce alla formazione di grani piccoli dentro il melt pool (zone 1 e 2), causati dalla distribuzione di tipo gaussiano dell'energia laser, e grani più grandi nella zona termicamente alterata (ZTA) (zone 3 e 4): ciò è funzione dell'hatching distance (HD) e se tale parametro viene diminuito allora aumenterà il tempo di costruzione e si avranno ZTA più grandi in quanto le stesse zone verranno fuse e rifuse più volte; se lo si aumenta, invece, si otterranno

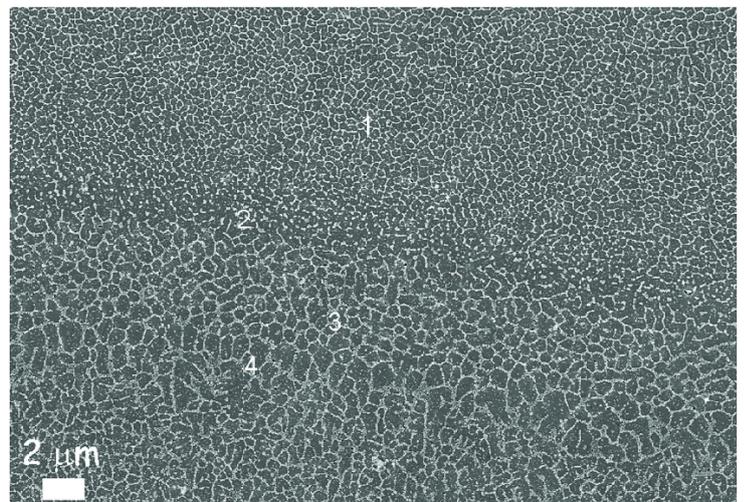
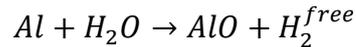


Figura 3.17 Microstruttura dell'AlSi10Mg in condizione as-built [15].

grani più fini ma potrebbe insorgere il problema di una cattiva solidificazione. La solidificazione dipende dal gradiente termico nel melt pool e dalla velocità di crescita e può essere modificata intervenendo sulla velocità di scansione e sull'angolo di incidenza.

Durante l'uso dei TT bisogna attenzionare il fatto che il Si potrebbe segregarsi e creare una seconda fase.

Le polveri di alluminio, inoltre, sono molto sensibili all'umidità infatti:



L'idrogeno libero è molto piccolo e quindi può scorrere all'interno della struttura e creare delle microporosità. Un TT a 200 °C può abbattere la porosità di H del 50% [14].

I trattamenti termici che è possibile attuare sulla lega di alluminio AlSi10Mg sono:

- a) Stress relieving: 2h @ 300 °C:
Serve a ridurre gli stress residui. L'alluminio è un materiale passivante per cui a 300 °C potrebbe formarsi dell'Allumina sulla superficie per una profondità di 2-3 mm. Il raffreddamento viene effettuato in forno o in aria;
- b) Annealing: 4-5 h @ 500 °C:
Serve per ottenere una diffusione allo stato solido e per omogenizzare la microstruttura. Il raffreddamento avviene in forno. Tale processo diminuisce le caratteristiche meccaniche;
- c) Annealing + aging (T4 o T6):
Il trattamento è analogo al precedente ma grazie all'invecchiamento si recuperano leggermente le caratteristiche meccaniche. Il raffreddamento avviene in acqua e l'aging viene effettuato a temperatura ambiente per due settimane (T4) oppure artificialmente ad una temperatura di 12 h a 160 °C (T6).
- d) HIP (Hot Isostatic Pressing) + aging (T6):
Serve per ridurre le microporosità sul componente finale agendo sullo stesso con pressione uniforme ad alte temperature.

L'invecchiamento nelle leghe di alluminio permette la precipitazione e la formazione di fasi indurenti. Se i precipitati risultano essere piccoli allora questi induriranno il materiale secondo la teoria di Orowan (in quanto ostacolano il moto delle dislocazioni); in caso contrario si assiste al

“soprainvecchiamento” in cui si abbassano le caratteristiche meccaniche. Questo è riconducibile alla teoria di Hall-Petch, secondo cui:

$$\sigma_y = \sigma_0 + kd^{-\frac{1}{2}} \quad (3.5)$$

Dove σ_y è la tensione di snervamento macroscopica, σ_0 è la tensione di snervamento del singolo cristallo e d è la dimensione del grano. Se quest'ultimo aumenta allora aumenterà la duttilità e la resistenza al creep ma diminuiranno le caratteristiche meccaniche.

Nel caso specifico dell'AlSi10Mg un trattamento di invecchiamento forma delle piccole particelle di Si-Al sulle zone interdendritiche che rafforzano la lega ostacolando il moto delle dislocazioni, mentre uno di solubilizzazione fa aumentare la dimensione dei grani e diminuisce la presenza di quelli del silicio [19].

Come studiato da Wei Li [19], i trattamenti termici di solubilizzazione a temperature di 450 °C fanno diminuire drasticamente entrambe le tensioni di snervamento e rottura e tale fenomeno è ancora più marcato se la temperatura si porta a 500 °C come visibile in Figura 3.18.

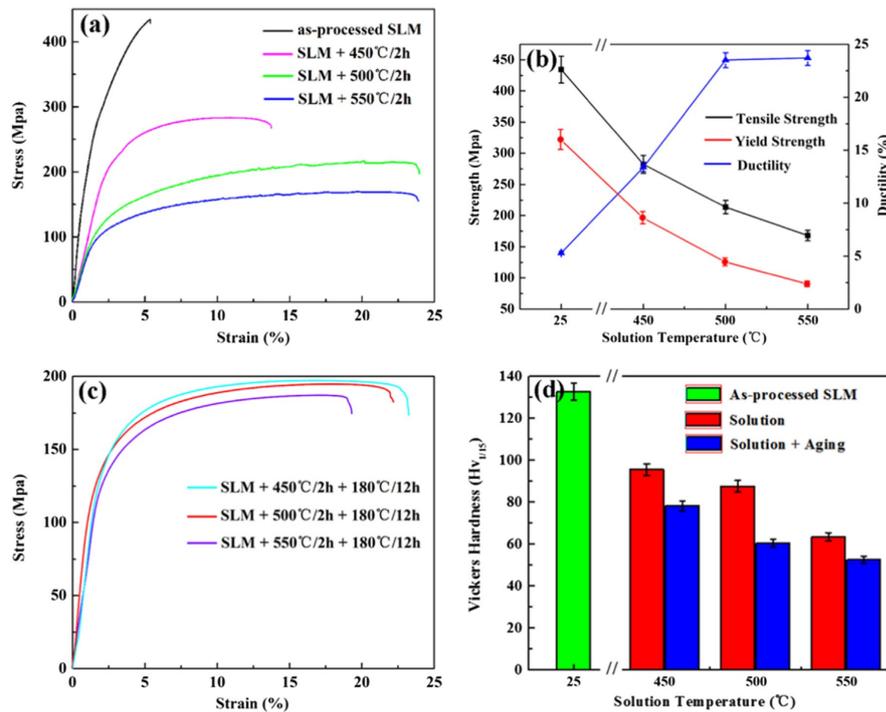


Figura 3.18 (a) Curve σ - ϵ in funzione dei TT; (b) Caratteristiche meccaniche corrispondenti; (c) curve σ - ϵ di provini sottoposti ad annealing+aging artificiale; (d) Confronto della microdurezza Vickers [19].

I dati sperimentali sui TT mostrano un generale abbassamento delle caratteristiche con un conseguente aumento in duttilità. Il risultato migliore lo si ha con lo stress relieving.

I trattamenti termici si ripercuotono anche sul modo di rottura dei componenti.

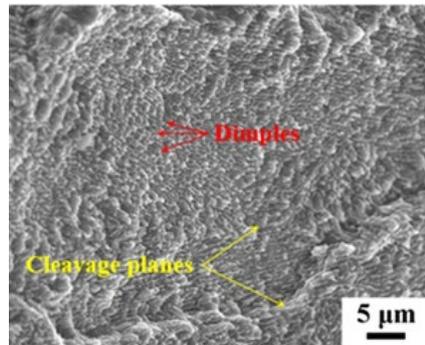


Figura 3.19 Frattura fragile (as-built).

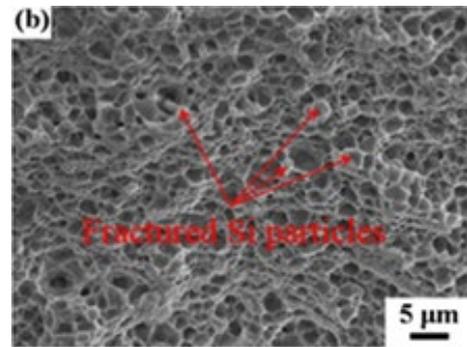


Figura 3.20 Frattura duttile (Annealing 2h @450°C) [19].

Dalle immagini soprastanti si può notare, infatti, come un trattamento di solubilizzazione (b), rendendo i grani più equiassici e soprattutto aumentando la dimensione delle particelle di Si, provoca un meccanismo di rottura tipicamente duttile. Al contrario, invece, nel componente as-built (a) si possono notare i piani di clivaggio (frece gialle) tipiche di una rottura fragile e coerente con la bassa duttilità visibile in Figura 3.18-b.

Da un punto di vista di finitura superficiale, infine, per migliorarne la qualità si può far ricorso allo shot peening ovvero ad una sabbiatura (con particelle di allumina o silice) ad alta velocità mediante l'utilizzo di aria compressa ad 8 bar. Questo risulta indispensabile per diminuire gli innesti di cricca da cui iniziano le rotture per fatica.

Ogni produttore fornisce polveri con caratteristiche meccaniche e proprietà chimico-fisiche leggermente differenti per cui durante la progettazione di un componente bisogna sempre consultare i datasheet degli specifici fornitori.

3.3 Selective Laser Melting

Il processo di Selective Laser Melting è stato sviluppato dal Dr. Fockele e dal Dr. Schwarze di F&S Stereolithographietechnik con il Dr. Meiners, Dr Wissenbach e Dr. Andreas dei Fraunhofer ILT per produrre componenti metallici a partire da polveri metalliche [2].

Il processo SLM è un processo a letto di polvere che impiega laser ad alta intensità come fonte di energia per fondere la polvere strato dopo strato secondo i dati forniti dal file .stl ed utilizza i materiali definitivi del componente finale.

3.3.1 Processo

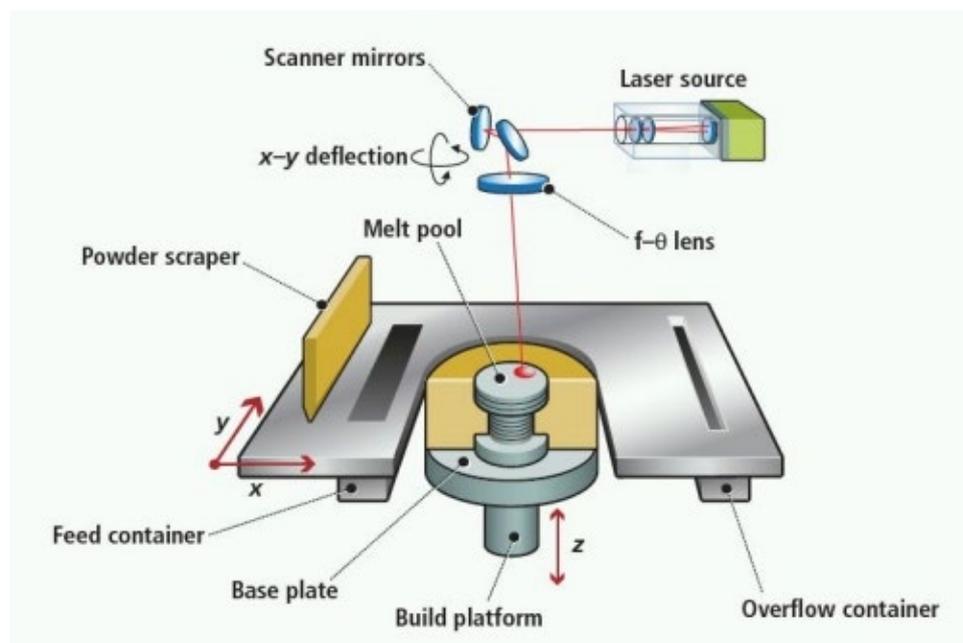


Figura 3.21 Schema di funzionamento del processo di Selective Laser Melting.

Il processo è costituito da una serie di passaggi che partono dalla preparazione dei dati forniti dal CAD alla rimozione del componente fabbricato dalla piattaforma di costruzione. In particolare, il CAD 3D viene convertito in .stl (come descritto nel capitolo 2) per essere processato dai software che ne permettono la generazione di strutture di supporto per le geometrie sporgenti

e per generare lo slicing, ovvero le sezioni in 2D della parte necessarie per la scansione e fusione di ogni singolo layer da parte del laser.

Il processo di costruzione inizia con l'eliminazione dei gas presenti dentro la camera di lavoro all'interno della quale viene insufflato del gas inerte come l'Argon o l'Azoto. Successivamente viene attuata la stesura di un sottile strato di polvere metallica su una piattaforma posta all'interno della camera. La polvere, precedentemente caricata negli appositi stivaggi di raccolta, viene fornita da appositi contenitori che la apportano dal basso verso l'alto mediante un pistone e la stessa viene disposta in modo uniforme su tutta la tavola di lavoro da un recoater. La polvere in eccesso viene raccolta da un apposito contenitore posto in corrispondenza del fine corsa della lama come visibile in Figura 3.21. Terminato il moto del recoater, quindi, una sorgente laser (di potenza compresa tra i 200 W e i 400 W) viene attivata e un fascio laser ad alta intensità, guidato da un sistema di specchi e di lenti scannerizza lo strato di polvere precedentemente deposto in accordo ai dati forniti dal file .stl fondendo esclusivamente la sezione interessata. La sorgente, dunque, è fissa e la direzione della radiazione viene opportunamente modificata dagli specchi per avere minori inerzie in gioco (e quindi più precisione e controllo del fascio collimato di fotoni) e per ottenere, per quanto possibile (dalla macchina e dai limiti imposti da particolari brevetti), un'incidenza sullo strato di polveri pari a 90° .

Terminata la fusione della sezione, la piattaforma di costruzione viene abbassata da un pistone di una quantità pari al Δs imposto in fase di slicing e un nuovo strato di polvere potrà essere nuovamente deposto e fuso fino al completamento del componente.

Durante il processo, a causa delle alte temperature necessarie per la fusione, la tavola viene riscaldata (fino a 300°C nel caso del sistema SLM 280) per ridurre le tensioni termiche generate entro il componente e la costruzione avviene in atmosfera controllata per prevenire ossidazioni da parte di eventuale presenza di ossigeno e per evitare reazioni con materiali altamente reattivi come il titanio.

L'asse controllato è soltanto uno (asse z) e quindi la macchina è caratterizzata da un moto lineare. Costruttivamente, quindi, il sistema cinematico risulta semplice e a questo si unisce l'usura che viene identificata esclusivamente lungo tale direzione ove eventuali granelli di polvere possono danneggiare le guide. Molto più complesso risulta, invece, la gestione dell'automazione, del controllo e di tutti i parametri di processo che risultano essere molti: solo

determinate combinazioni determinano la stampa di componenti finali soddisfacenti ma queste cambiano, essenzialmente, in funzione del materiale processato, della geometria e della massa della parte.

L'energia termica necessaria alla fusione è fornita da una sorgente laser che sfrutta, come mezzo laser attivo, CO₂, un cristallo d'ittrio e alluminio drogato (Nd-Yag) o, ancora, fibra di itterbio. Tale apporto termico è sufficiente a rifondere una porzione di struttura in precedenza solidificata in modo da garantire aderenza tra gli strati (overlap).

A causa della fusione e della successiva rapidissima solidificazione, le caratteristiche meccaniche dei componenti realizzati si dimostrano migliori di quelle ottenute con metodi tradizionali: i grani, infatti, risultano essere estremamente fini ed il processo può essere paragonato ad una microfusione. A valle del processo, pertanto, bisogna effettuare dei trattamenti termici (TT) al fine di far ingrossare i grani in quanto la struttura ottenuta risulta molto dura ma fragile. I TT svolgono anche la funzione di distendere le significative tensioni interne della parte generate dai forti gradienti di temperatura e dai fenomeni di ritiro che determinano dilatazioni termiche cicliche che superano la massima deformazione elastica del materiale e fanno accumulare deformazioni plastiche all'interno del componente. Le alte tensioni, inoltre, potrebbero generare la comparsa di cricche durante il processo di costruzione o potrebbero compromettere la durata a fatica della parte. Oltre ai trattamenti termici, i supporti svolgono la funzione di collegamento dell'oggetto in costruzione con la piastra riscaldata e, se da una parte limitano le deformazioni plastiche, dall'altra favoriscono la formazione di ulteriori tensionamenti: la loro presenza e disposizione deve essere oculata.

Allo stato attuale, se il processo è adeguatamente controllato, la densità risulta essere prossima al 100% ma l'interazione laser-materiale può determinare la generazione di fumi i quali possono rimanere intrappolati tra i layer e creare delle microporosità.

Un altro fenomeno da attenzionare è indubbiamente il *balling* che consiste nella formazione di piccole sfere dal diametro approssimativamente pari alla dimensione del fascio laser: tali sfere possono causare una traccia fusa discontinua con conseguente scarsa finitura superficiale.

Tra la parte costruita e la tavola viene generato uno strato di 1 o 2 mm di supporto per facilitare la rimozione del componente dalla piattaforma di costruzione e per evitare il distacco del componente dalla piattaforma a causa del ritiro di solidificazione. Sempre a causa della gestione del fenomeno del

ritiro, lo spessore massimo utilizzabile per ogni layer, trattando materiali metallici, è compreso tra 0.02÷0.04 mm.

Laddove sono previste delle zone di accoppiamento è necessario prevedere del sovrametallo (compreso tra 0.5÷1 mm) per le successive lavorazioni di finitura in quanto non è possibile ottenere tolleranze e rugosità paragonabili a quelle ottenibili con le lavorazioni di asportazione di materiale.

Il processo è molto sensibile alla presenza di impurità pertanto è sempre consigliabile utilizzare una macchina per fondere un solo tipo di materiale ed evitare il fenomeno di cross contamination.

Alcuni sistemi dispongono di più sorgenti laser (4 al massimo) che operano simultaneamente ma è stato studiato che tali fasci non possono essere impiegati sullo stesso pezzo in quanto nelle zone di interfaccia della parte creata da due sorgenti differenti si assiste a delle diversità metallurgiche [6]. I vari laser possono, però, essere utilizzati per operare su parti differenti e velocizzare il processo di stampa.

Le dimensioni massime del volume di lavoro raggiunte oggi sono pari a 800x400x500 mm (Concept Laser XLine 2000R).

Diverse aziende hanno brevettato particolari accorgimenti per limitare la competizione nel mercato. Ne è un esempio uno dei molti brevetti registrati dall'azienda EOS la quale è l'unica casa produttrice di macchine a poter vantare la strategia di costruzione con direzione del laser ortogonale allo strato di polvere depositato la quale garantisce ed assicura che i gas non interferiscano con la polvere, eliminando il problema della porosità all'interno della parte.

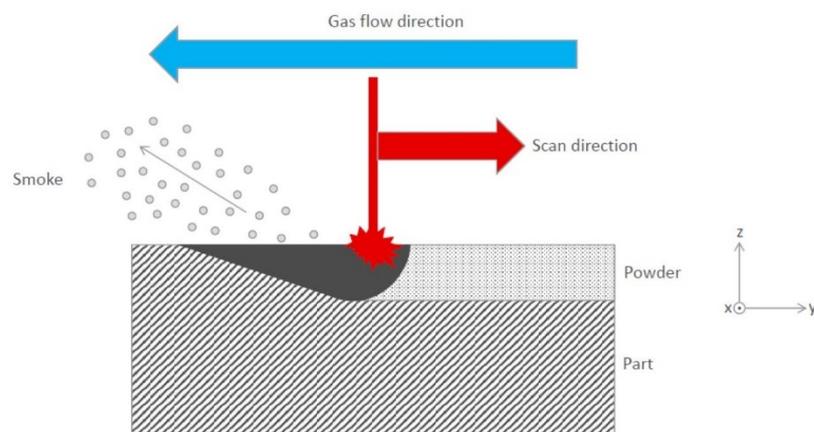


Figura 3.22 Schema del brevetto depositato da EOS.

La Concept Laser, invece, ha brevettato il *QM System*, ovvero un controllo del processo in cui eventuali difetti vengono registrati da una telecamera a fotodiodi la cui zona di osservazione si estende su una superficie di 1 mm^2 con un tasso di campionamento di 13 fps. I dati acquisiti vengono analizzati e se il difetto dovesse risultare marginale allora verrà ignorato ma se, invece, dovesse risultare irreparabile verrebbe dato un segnale che interromperebbe il processo di stampa conducendo, in definitiva, ad un risparmio del tempo restante necessario al completamento del job.

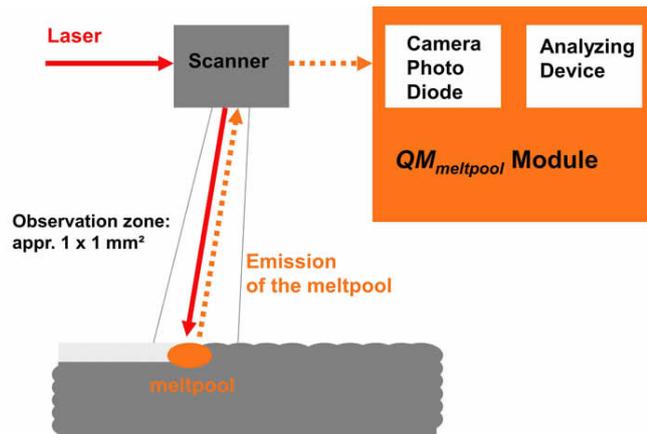


Figura 3.23 Schema di funzionamento del controllo di processo brevettato da Concept Laser.

In futuro si prevede di modificare i parametri di processo in tempo reale in modo da correggere eventuali errori che potrebbero generarsi durante il processo di produzione.

I materiali processabili con tale tecnologia sono leghe di alluminio (AlSi10Mg), cobalto cromo biomedicale/motorsport/aerospazio, acciai maraging/inox, lega di titanio Ti6Al4V, Superleghe base Nickel (Inconel IN625/718) e, potenzialmente, anche leghe di oro.

Le prime sono quelle di maggiore interesse per le applicazioni di strutture alleggerite nei settori aerospaziali e automotive. L'AlSi10Mg, infatti, è una lega che è possibile indurire per invecchiamento con buone proprietà meccaniche; colabilità e saldabilità sono assicurate dalla composizione essendo vicina all'eutettico Al-Si. L'invecchiamento è garantito dalla presenza del magnesio che aumenta la resistenza in conseguenza alla comparsa dei precipitati Mg_2Si .

3.3.2 Confronto con EBM

Sebbene anche l'EBM sia una tecnologia a letto di polvere, tale tecnologia presenta sostanziali differenze rispetto all'SLM.

In questo processo, infatti, al laser si sostituisce un cannone elettronico ad alta potenza (circa 4 kW) il quale può essere utilizzato esclusivamente su metalli conduttivi e che è capace di accelerare fino a 0.4 volte la velocità della luce gli elettroni emessi da un filamento in tungsteno riscaldato a temperature superiori ai 2500 °C mediante un potenziale anodico di 60 kV. Tale fascio elettronico è controllato attraverso due *lenti elettromagnetiche* la cui funzione è, rispettivamente, quella di focalizzare il fascio al diametro desiderato preriscaldando la sezione, e quella di deviarlo al punto desiderato portando a fusione le parti interessate.

Nella camera si deve realizzare un vuoto spinto (fino a 10^{-5} Pa) in quanto l'aria potrebbe deflettere il fascio di elettroni. All'interno del volume di lavoro, inoltre, viene insufflato dell'elio, gas inerte con ottime capacità di scambio termico. All'esterno della macchina, invece, non devono essere presenti ulteriori apparecchiature elettroniche le quali potrebbero interferire con gli elettroni accelerati.

Quando gli elettroni colpiscono la polvere, l'energia cinetica si trasforma in calore che fonde le polveri.

Il processo è detto "a camera calda" in quanto la piattaforma di costruzione è riscaldata fino a 800 °C: questo permette una maggior compattazione delle polveri aumentando lo scambio termico, riducendo i tensionamenti, i fenomeni di ritiro (direttamente proporzionali alla differenza di temperatura ΔT tra il componente e la zona riscaldata), il numero di supporti necessari alla sostentazione del componente in fase di costruzione e, non meno importante,

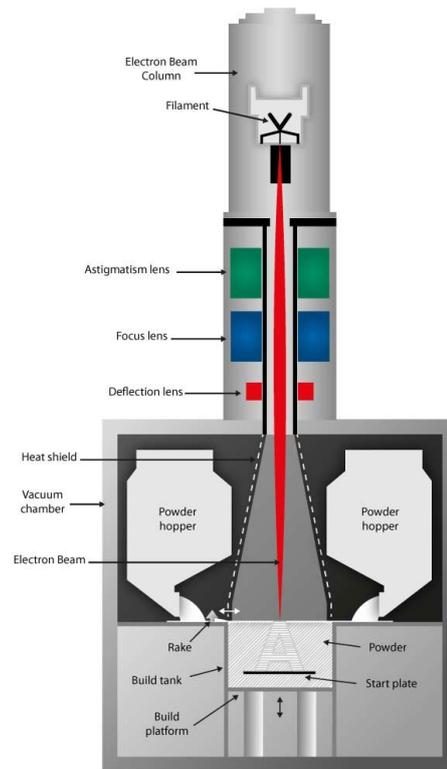


Figura 3.24 Schema di funzionamento dell'EBM.

per ridurre il fenomeno della diffusione delle polveri in camera (generate dalla forza di impatto del fascio elettronico). Quest'ultimo fenomeno, in realtà, è ancora oggetto di studio e si pensa che potrebbe essere diminuito anche aumentando il diametro delle particelle e la corrente del fascio: per tale motivo, infatti, la granulometria delle polveri per EBM è maggiore rispetto a quelle dell'SLM e questo determina una significativa qualità superficiale più bassa.

Lo spessore del layer varia tra 0.05 e 0.2 mm rendendo l'EBM un processo più veloce dell'SLM mentre il sovrametallo da considerare deve essere superiore ai 2 mm per tenere conto della maggior rugosità delle superfici.

3.3.3 Parametri di processo

Nella tecnologia SLM parametri come la potenza del laser, la velocità di scansione, l'hatching distance e lo spessore dei layer sono parametri comuni per ottimizzare il processo [2]. Questi parametri influenzano la densità di energia volumetrica per fondere le polveri e che determinano le proprietà meccaniche e la scabrosità superficiale delle parti prodotte. Quando avviene la fusione, la capacità termica e il calore latente sono dipendenti dal materiale e sono proporzionali alla massa fusa.

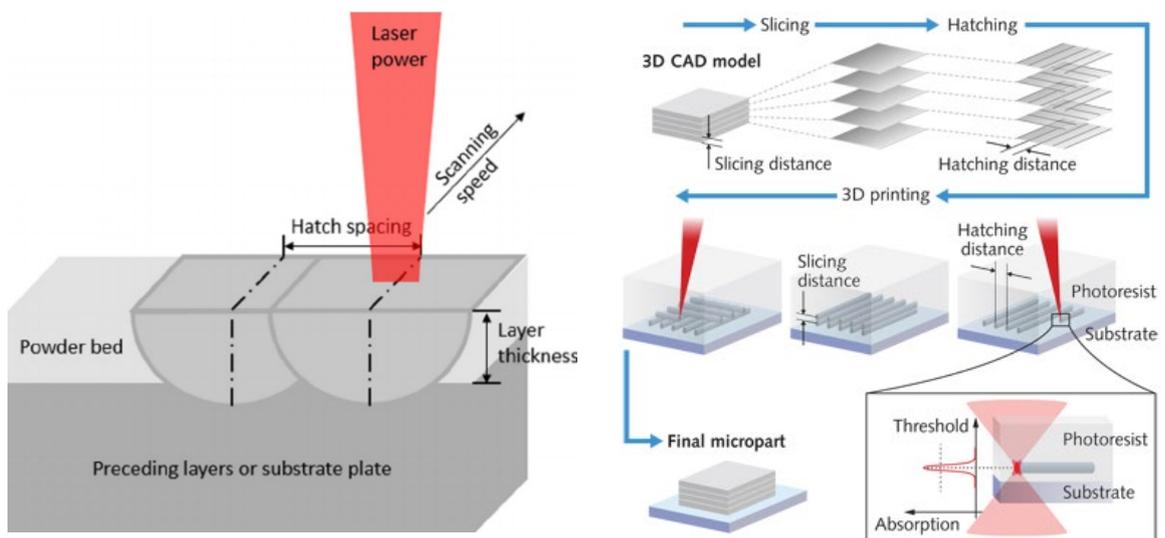


Figura 3.25 Parametri di processo.

La combinazione di una bassa potenza laser, un'alta velocità di scansione e un grande spessore dei layer genera, solitamente, un'energia insufficiente che determina la comparsa del fenomeno del *balling* a causa della mancanza di un adeguato angolo di contatto tra superficie bagnata della pozza di fusione con

lo strato sottostante. Un basso hatch spacing, inoltre, genera una porosità regolare nelle parti costruite con linee di fusione (scan tracks) adiacenti.

Anche il recoater influenza il processo: la tipologia (se a lama o a rullo), la velocità e il dosaggio di polvere hanno un enorme impatto sulla densità di ogni strato e sulle proprietà della parte finita.

La strategia di scansione impiegata nella creazione di ogni layer influenza il gradiente termico all'interno della parte con conseguenze importanti sulle caratteristiche del componente.

In Figura 3.26 è possibile apprezzare diverse tipologie di patterns.

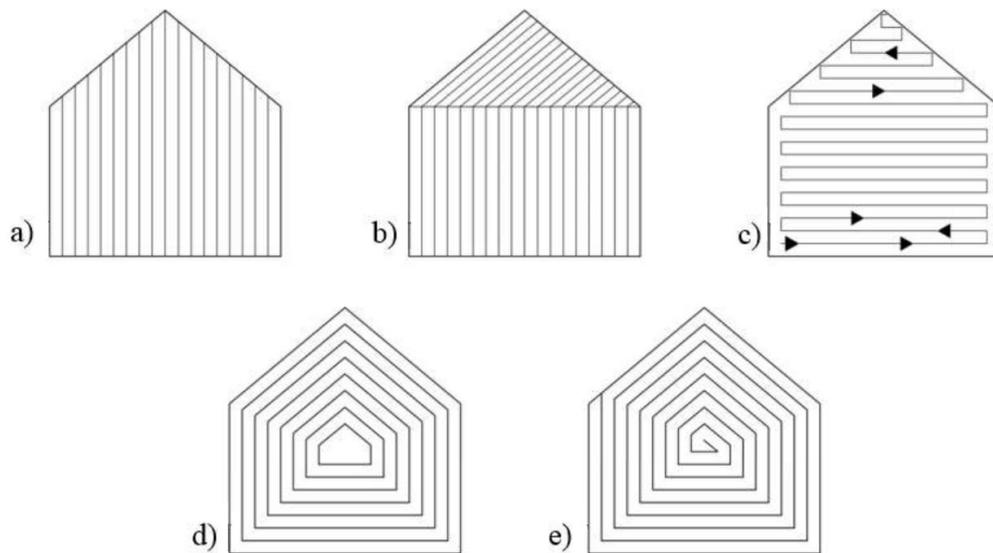


Figura 3.26 Strategie di scansione.

- a) Scansione raster unidirezionale: algoritmo di controllo semplice ma si ottiene una microstruttura finale fortemente anisotropa causata dalla scansione in una sola direzione che determina un ritiro differenziato;
- b) Scansione raster multi-direzionale: algoritmo un po' più complesso che riduce il ritiro differenziato e, quindi, l'anisotropia;
- c) Scansione a zig-zag: algoritmo di percorso semplice che permette di ottenere microstrutture isotrope;
- d) Scansione con offset del contorno: algoritmo complesso che aiuta a disperdere le tensioni interne;
- e) Scansione a spirale: algoritmo complesso che, come il precedente, diminuisce le tensioni interne e può determinare variazioni microstrutturali in funzione della differente gestione dello smaltimento di calore.

La scelta di ognuna delle strategie di scansione richiede la configurazione di alcune variabili del processo come lo scan spacing tra due passaggi vicini del laser.

In fase di setup sono desiderati anche alcuni gradi di overlap tra zone di fusione adiacenti in modo tale da garantire un componente pienamente denso.

Un hatching distance basso determina balling mentre uno troppo alto crea delle porosità.

L'hatching angle (Figura 3.27) deve essere scelto in modo tale da non avere mai una superficie che si ripete il che conduce ad una miglior adesione dello strato nonché ad una diminuzione delle tensioni: per adempiere a tale risultato si sceglie un numero primo (generalmente l'angolo adottato è pari a 67°).

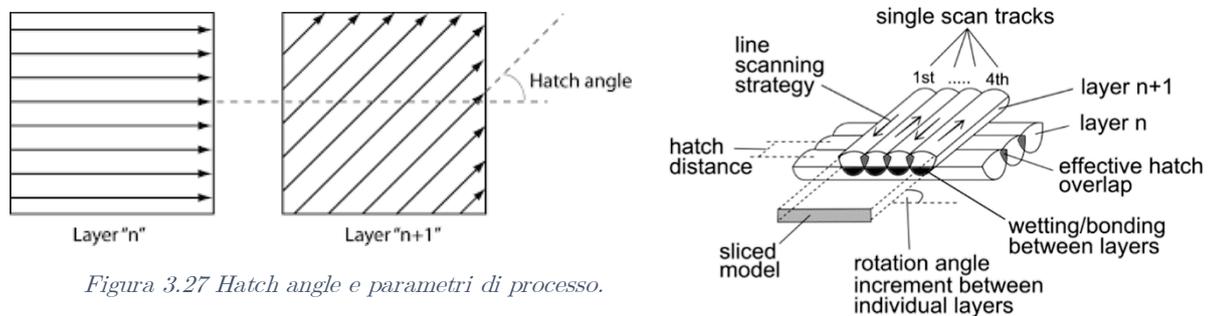


Figura 3.27 Hatch angle e parametri di processo.

La tipologia di supporto e la sua morfologia ha importanti conseguenze e bisogna ottimizzare l'altezza del dente, la sua larghezza e la base dello stesso: un'altezza bassa può rompere il pezzo durante la sua rimozione mentre una troppo alta rende fragile e delicata la struttura la quale, a causa dei tensionamenti interni, potrebbe staccarsi dal componente.

Nella Figura 3.28 è possibile osservare diverse tipologie di supporto. Nella forma *block*, se la distanza tra le pareti della griglia è troppo elevata si può creare del warping mentre se risultano eccessivamente vicine diventa difficile rimuoverle. La struttura *point* è caratterizzata da una importante fragilità che può condurre allo spezzarsi della stessa. Le alternative *web* e *contour* creano dei tensionamenti causati dalla concentricità delle stripe. La morfologia *line*, infine, viene utilizzata per gli spigoli.

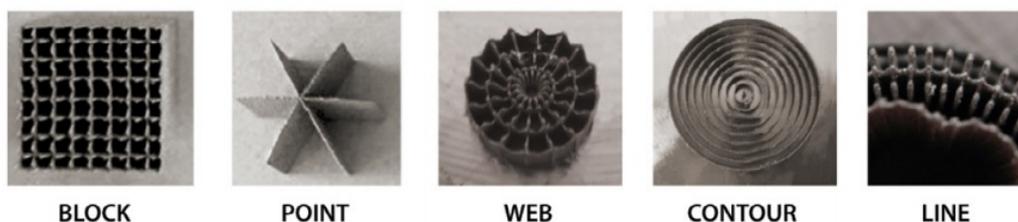


Figura 3.28 Tipologie di supporto.

I parametri di processo sono circa 130 per ogni materiale pertanto investigare tutte le possibili combinazioni risulta in un processo lungo e complesso. Generalmente si agisce secondo un *Design Of Experiments* (DOE) ovvero secondo un procedimento in cui si agisce inizialmente sui fattori più influenti e modificando opportunamente gli altri secondo criteri oculati e cercando di trarre le relazioni che intercorrono tra gli stessi.

I parametri di processo possono essere utili per migliorare la qualità superficiale ma, per quanto alta, essa risulta essere inferiore rispetto ai processi di fabbricazione tradizionali. Per tale ragione, quindi, sono impiegate diverse tecniche di post-processing come il plasma spraying, l'elettrolucidatura, l'etching, le lavorazioni alle macchine di asportazione di truciolo, la sabbiatura e lo shot peening. Le forze di taglio sul pezzo per le lavorazioni di finitura devono essere considerate in fase di progettazione e bisogna prevedere, laddove risulta opportuno, implementare delle appendici ausiliarie che ne assicurino un corretto posizionamento ed una bassa deformazione dello stesso.

4. Strutture reticolari

4.1 Definizione e tipologie

L'utilizzo delle strutture sandwich è largamente impiegato in diversi settori industriali come quello aerospaziale, quello automobilistico, quello navale e quello militare. La crescente domanda di alte prestazioni a massa alleggerita ha condotto a una non indifferente quantità di articoli di ricerca nel tentativo di migliorare i materiali esistenti così come nel tentativo di sviluppare nuove tipologie di strutture.

Sono stati identificati 4 fattori che devono essere considerati quando si vuole identificare l'appropriato materiale metallico cellulare in funzione del tipo di applicazione [20]:

1. Morfologia: tiene conto della dimensione, del tipo e della quantità di porosità desiderata. Una cella *aperta* è preferibile per le applicazioni funzionali come gli scambiatori di calore mentre una *cella chiusa* è preferibile per le applicazioni strutturali come i componenti aeronautici;
2. Metallurgia: bisogna selezionare i metalli o le leghe in modo scrupoloso in funzione del processo di fabbricazione e in accordo al tipo specifico di applicazione della struttura cellulare (strutturale, alleggerimento, ...);
3. Tecnologia produttiva: il processo di realizzazione sarà funzione delle caratteristiche meccaniche finali del componente;
4. Costo: questo fattore è legato al metodo di fabbricazione il quale influisce pesantemente sul prezzo del prodotto finito.

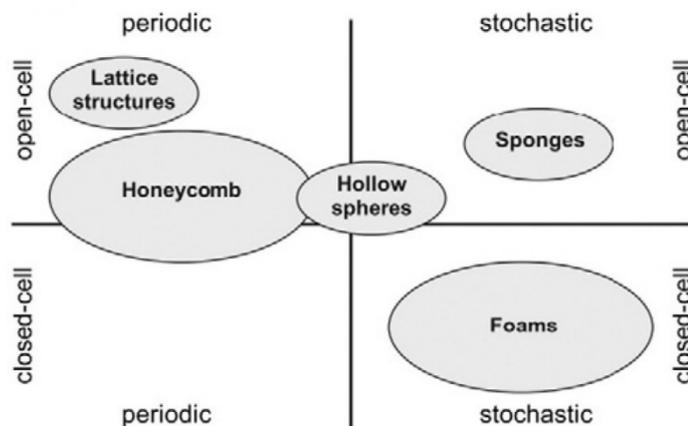


Figura 4.1 Classificazione dei materiali cellulari.

Gli studi effettuati hanno dimostrato che l'honeycomb e il foam sono i materiali cellulari più usati nelle costruzioni sandwich dal momento che

riescono ad offrire alta rigidezza, elevati rapporti caratteristiche meccaniche/peso e buone proprietà di assorbimento dell'energia. Le strutture a nido d'ape, però, sono caratterizzate dall'alto costo associato alla realizzazione, ai trattamenti e all'assemblaggio oltre a frequenti problemi di umidità presente all'interno del core.

Le strutture con disposizione casuale delle celle, come il foam, sono caratterizzate da elevate proprietà meccaniche ma a causa della loro struttura irregolare bisogna sovradimensionare i componenti a causa degli alti fattori di sicurezza necessari a considerare difetti e performance non ben definite.

In tale contesto ben si inseriscono le strutture reticolari (o strutture lattice) che sono una particolare classe di materiali caratterizzate da elevate proprietà meccaniche garantite da particolari forme geometriche e che mostrano elevata rigidezza, buoni rapporti proprietà/peso ed ottime capacità di assorbimento dell'energia rispetto ad altri tipi di materiali usati nelle classiche costruzioni alleggerite sandwich come l'honeycomb o il foam.

Il lattice consiste nella ripetizione di celle elementari di varia forma e geometria che vengono impilate tra loro in diverse disposizioni e in cui la maggior parte del volume occupato è costituito da vuoti. La densità relativa e l'ordine di impilamento delle celle sono le variabili di design primarie di questo materiale ultraleggero e le proprietà meccaniche finali possono essere controllate agendo su questi parametri [21].

In Figura 4.2 sono raffigurate diverse tipologie di celle elementari che possono essere implementate in un componente. Partendo dall'alto verso il basso e da sinistra verso destra si riconoscono le unità più comunemente utilizzate come la BCC, la BCC-Z, la FCC, FBCC e così via.

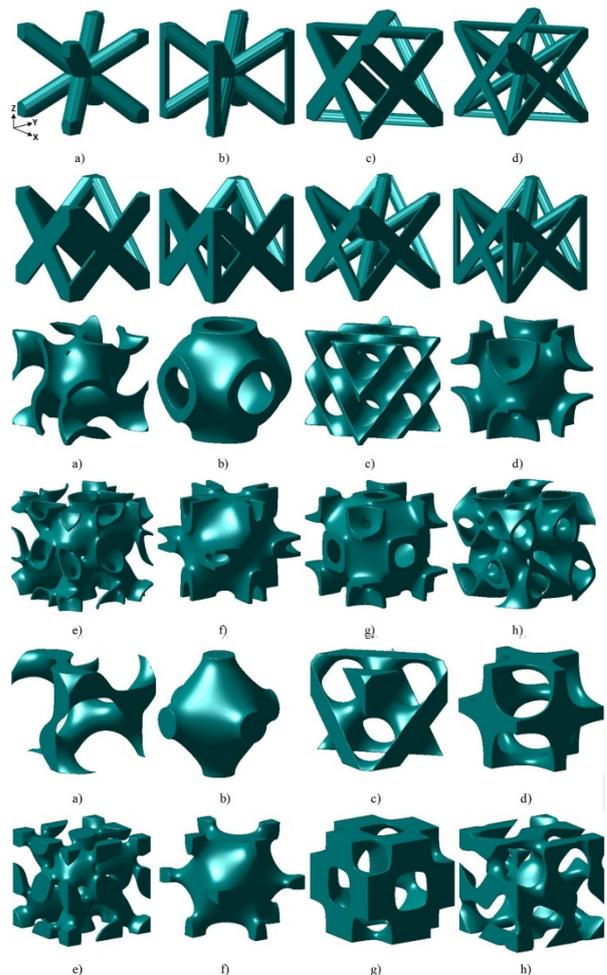


Figura 4.2 Tipologie di unità di celle elementari [22].

La maggior parte dei tipi di celle e soprattutto la dimensione delle stesse sono principalmente funzione della metodologia di fabbricazione del componente.

La maggior parte delle unità illustrate, infatti, non sono realizzabili con le tecniche di produzione convenzionali e in quest'ottica l'AM ha allargato gli orizzonti dell'implementazione di tali forme nei prodotti finali.

Oltre al tipo e alla disposizione delle ripetizioni delle celle, si distingue anche la *strategia di design* delle strutture reticolari che risulta essere una delle tecniche di ottimizzazione strutturale utilizzate nell'ambito delle tecnologie additive [22].

In Figura 4.3 sono riportate diverse tipologie di strategie che è possibile implementare su un componente per AM e i gli opportuni confronti tra queste sono illustrati in Tabella 4.1. Dalla immagine si riconoscono diverse configurazioni:

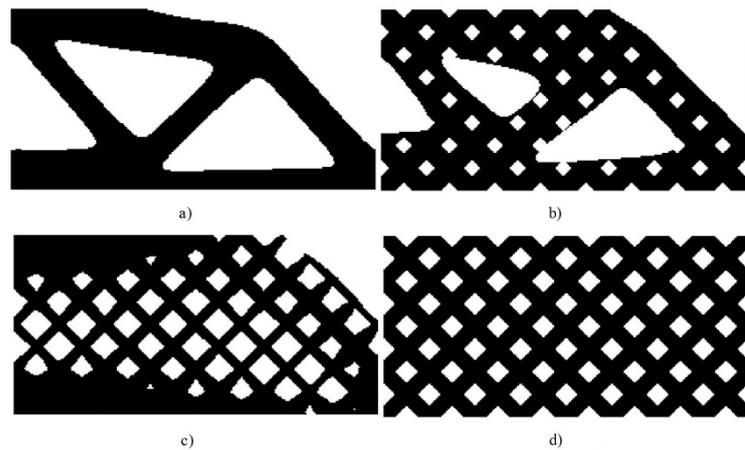


Figura 4.3 Strutture rappresentative delle strategie di design [22].

- a) Solido: soluzione ricavata dall'ottimizzazione topologica;
- b) Mista (intersected): soluzione ottenuta dall'applicazione di una struttura di tipo reticolare uniforme che riempie l'intero dominio di design ricavato a seguito dell'ottimizzazione topologica.
- c) Variabile (Graded): soluzione in cui la struttura reticolare è stata ispessita in funzione dei diversi valori di densità (fittizia) del materiale data dalla soluzione dell'ottimizzazione topologica.
- d) Uniforme (Uniform): soluzione in cui si è applicata una struttura reticolare uniforme a tutto il design space.

Tra le categorie elencate l'unica che ricade sotto la definizione di *struttura reticolare funzionalmente variabile* (functionally graded lattice structures) è la soluzione *c*. Dagli studi condotti [22], è emerso che le strategie di design applicate a seguito dell'ottimizzazione permettono di ottenere caratteristiche meccaniche notevoli dal momento che mostrano un aumento del 40÷50% della rigidità della struttura rispetto al caso di una soluzione uniforme. Tra tutte le configurazioni, comunque, la strategia *variabile* è stata identificata come la soluzione migliore dal punto di vista delle performance meccaniche le quali

sono garantite da un'alta resistenza ai carichi applicati. Una problematica che potrebbe affliggere questa tipologia di configurazione potrebbe essere la notevole quantità di supporti necessari in fase di stampa ma che è semplicemente risolvibile ricorrendo a unità di celle elementari autosupportanti.

Tabella 4.1 Descrittori di qualità delle diverse configurazioni.

Strategia di design	Soluzione "ottima"	Difficoltà progettuale	Richiesta supporti
Solido	Migliore	Bassa	Alta
Mista	Media	Media	Media
Variabile	Alta	Alta	Buona
Uniforme	Minima	Minima	Minima

Nel caso del pannello multifunzione, oggetto di lavoro di riprogettazione e di ottimizzazione di questo lavoro di Tesi (Paragrafo 5.3), si è deciso di impiegare una configurazione di tipo *variabile* dove la "variabilità" applicata ha riguardato non soltanto la dimensione dello spessore del trabecolo (che è stato ottimizzato in funzione dei carichi agenti) ma anche la dimensione della cella al fine di incrementare l'efficienza della struttura e per rispettare i restringenti requisiti di realizzabilità e peso, tipici delle applicazioni aerospaziali.

Questo approccio permetterà di ottenere significativi vantaggi e benefici.

4.2 Metodi di fabbricazione

Esistono diversi metodi di fabbricazione che permettono la realizzazione di strutture reticolari metalliche.

1. Il metodo convenzionale di comune impiego per generare questo tipo di strutture è indubbiamente quello dello stampaggio ad iniezione attraverso l'utilizzo di modelli sacrificali realizzati in cera o in polimero (come il poliuretano) i quali vengono riempiti e successivamente rimossi dal materiale fuso che li vaporizza lasciando, al termine della solidificazione, il lattice. Questo processo permette la fabbricazione di forme non planari con un'alta e buona connettività tra i nodi ma risulta difficile ottenere delle strutture con core di buona fattura a causa dei percorsi del metallo fuso all'interno dello stampo che impedisce spessori sottili o forme troppo complesse, oltre all'alta tendenza a generare i tipici difetti da colata. Questo metodo risulta costoso, lungo e le strutture prodotte contengono una porosità importante.

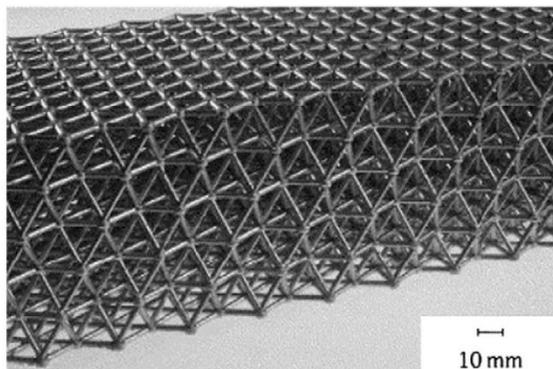


Figura 4.4 Struttura prodotta mediante processo di colata.

2. Un altro metodo per la realizzazione di strutture lattice a celle aperte periodiche è rappresentato dalla formatura per deformazione che consta di due fasi: la “formatura” delle celle e il successivo “assemblaggio” delle stesse. Questo metodo consente la produzione di strutture con unità elementari il cui ordine di grandezza varia dal millimetro a centinaia di centimetri. Il processo inizia con il perforamento di fogli metallici con il quale si realizzano dei fori della forma e dimensione desiderata; segue, quindi, un processo di trattamento termico di annealing per diminuire la durezza delle strutture incrudite dal processo.

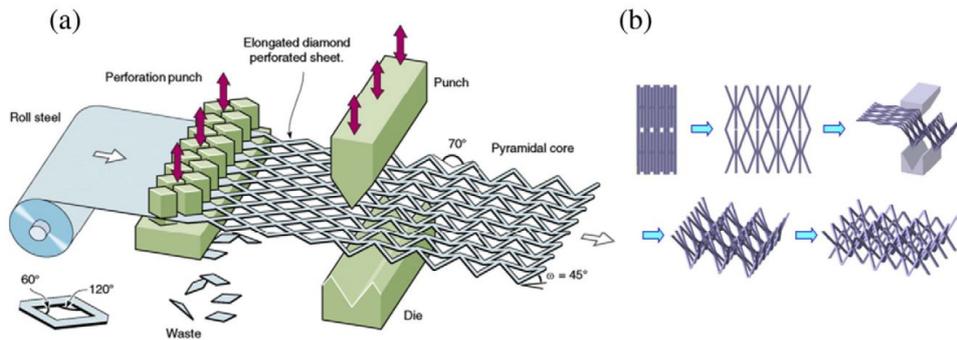


Figura 4.5 Processo di formatura per deformazione.

Il lattice viene creato usando opportune tecniche di deformazione e questo processo mostra una maggior flessibilità e duttilità delle forme create rispetto a quello per colata.

- Un particolare metodo è quello con il quale vengono creati strutture metalliche intrecciate che consistono in un semplice metodo di tessitura, intrecciatura e cucitura di un filo metallico per produrre una struttura con celle aperte. Gli usi multifunzionali sono limitati poiché i fili, generalmente, non sono legati tra loro.

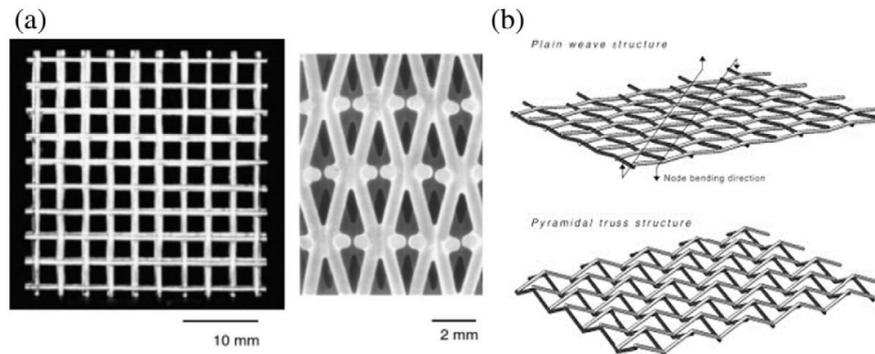


Figura 4.6 Strutture metalliche intrecciate.

- Un ulteriore processo di fabbricazione permette di realizzare delle strutture metalliche non intrecciate e che consistono in una stratificazione di fili e tubi di metallo uniti tra loro mediante brasatura. Le geometrie di tali strutture risultano essere molto semplici.

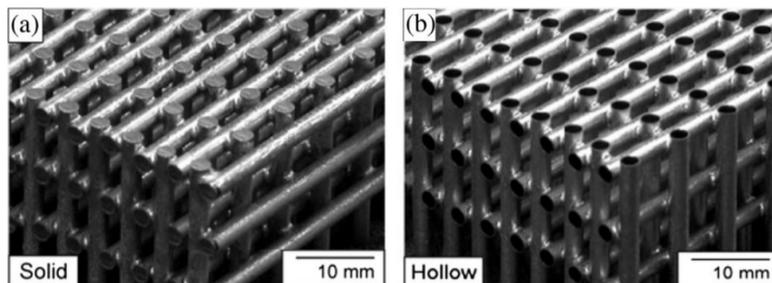


Figura 4.7 Strutture metalliche non intrecciate.

5. Le tecnologie innovative che stanno dando lustro alle strutture reticolari sono indubbiamente quello dell'SLM e quello dell'EBM. Attraverso la fabbricazione libera di geometrie comunque complesse e *free-form*, questi processi sono capaci di costruire quasi qualsiasi forma dell'unità elementare, seppur con certe limitazioni. Il vincolo principale, infatti, è costituito dalla difficoltà di produrre geometrie aggettanti ed è causato dalla bassa conduttività termica che caratterizza le polveri deposte attorno alla sezione realizzata. Tale problematica ha un maggior rilievo nel processo di SLM piuttosto che in quello di EBM nel quale la piattaforma riscaldata garantisce una maggiore coesione delle polveri che diminuisce la presenza di aria tra i pori la quale funge da isolante termico. L'angolo di costruzione influisce pesantemente sulle proprietà meccaniche della struttura finale e dipende dal materiale processato; il diametro delle strutture, inoltre, può essere aumentato di circa il 50% per angoli uguali o superiori a 45° rispetto l'orizzontale. I fattori che determinano la qualità superficiale, inoltre, risultano essere l'effetto staircase e l'adesione delle polveri sulle beam [23].

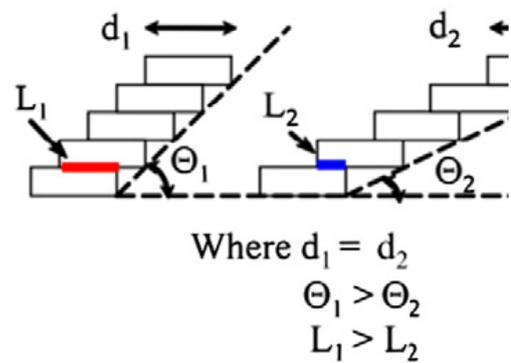


Figura 4.8 Effetto di un basso angolo di costruzione del trabecolo.

Tabella 4.2 Confronto tra i processi di realizzazione delle strutture reticolari.

Processo	Caratteristiche	Minima densità relativa
Stampaggio	Costoso, lungo, alti sprechi di materiale sacrificale, discreta qualità superficiale	2
Formatura per deformazione	Veloce, discretamente costoso, spreco di materiale, buona qualità superficiale	1.7
Tessuti metallici intrecciati	Veloce, economico, spreco di materiale	10
Tessuti metallici non intrecciati	Veloce, economico, spreco di materiale	3
SLM/EBM	Veloce, costoso, evita sprechi di materiale, buona qualità superficiale, forme complesse	/

4.3 Proprietà meccaniche

Le proprietà meccaniche delle strutture reticolari dipendono da molteplici fattori, come:

- Caratteristiche meccaniche del materiale impiegato;
- Tipo di processo di produzione impiegato;
- Dimensione e forma della cella elementare;
- Disposizione delle celle;
- Tipo di struttura;
- Tipo di connessione tra le celle e la struttura solida;
- Densità relativa.

Il rapporto tra la densità del lattice per la densità del materiale utilizzato è detto *densità relativa della struttura reticolare* e viene indicato con ρ^* .

Il tipico comportamento a compressione dei materiali cellulari è mostrato in Figura 4.9. Dalla curva σ - ϵ può essere determinato se il comportamento del materiale sia a flessione dominante (bending-dominated) o a trazione dominante (stretch-dominated). Generalmente il primo caratterizza i materiali cellulari realizzati con celle aperte (o con arrangiamento causale come il foam), mentre il secondo è tipicamente presente nelle strutture con celle chiuse.

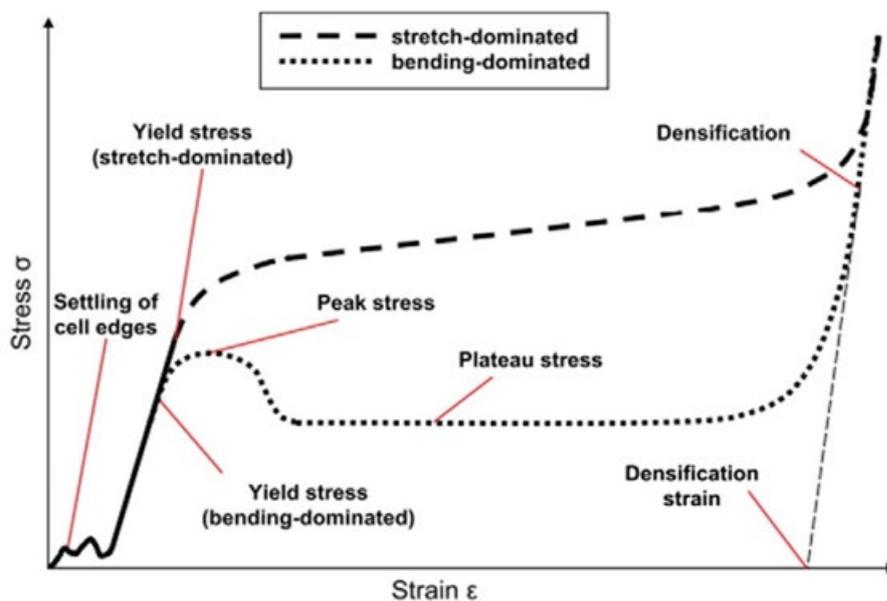


Figura 4.9 Comportamento delle strutture cellulari sottoposte a compressione [21].

Il modulo di Young e la tensione di snervamento delle strutture caratterizzate da un comportamento a trazione dominante sono molto più alti rispetto a quelli relativi alle strutture a flessione dominante aventi la stessa ρ^* (a causa dei diversi modi di collasso) e quindi risultano più indicate per le applicazioni strutturali. Entrambi i tipi di struttura mostrano un'iniziale stabilizzazione che avviene a causa della rottura dei bordi delle celle ed è seguita da una regione caratterizzata da un comportamento lineare elastico (linea nera continua dell'immagine).

Le strutture a flessione dominante (linea a punti) mostrano un picco di tensione massima che è seguita da un livello tensionale più basso e pressoché costante (Plateau stress) che viene mantenuto poiché la deformazione continua ad aumentare finché la densità relativa non si avvicina all'unità e, a quel punto, lo stress aumenta molto rapidamente (effetto di *densificazione*).

Le strutture a trazione dominante (linea a tratti) mostrano un punto di snervamento seguito da un aumento del livello tensionale lineare caratterizzato da una pendenza molto più bassa rispetto a quella della regione elastica. All'aumentare dello stress, anche in questo comportamento, si registra un brusco aumento della tensione a causa della densificazione.

Dal momento che nel prosieguo del lavoro di Tesi verranno implementate delle strutture reticolari di tipo BCC e BCC-Z e ne verranno analizzati i comportamenti, risulta particolarmente utile lo studio effettuato da McKown [24] che ha studiato le performance meccaniche di queste tipologie di lattice realizzate con tecnologia SLM (Figura 4.10 e Figura 4.11).

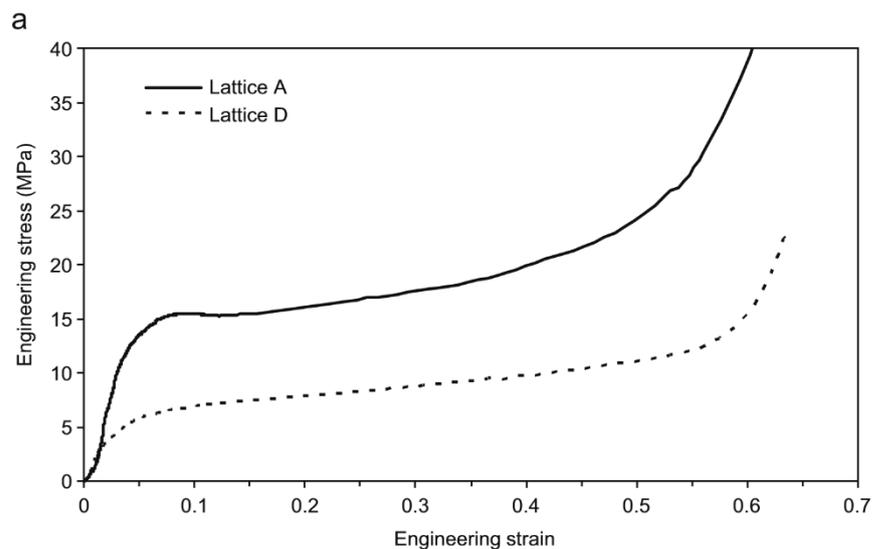


Figura 4.10 Curva σ - ϵ relativa a provini lattice con densità relativa del 13÷16% [24].

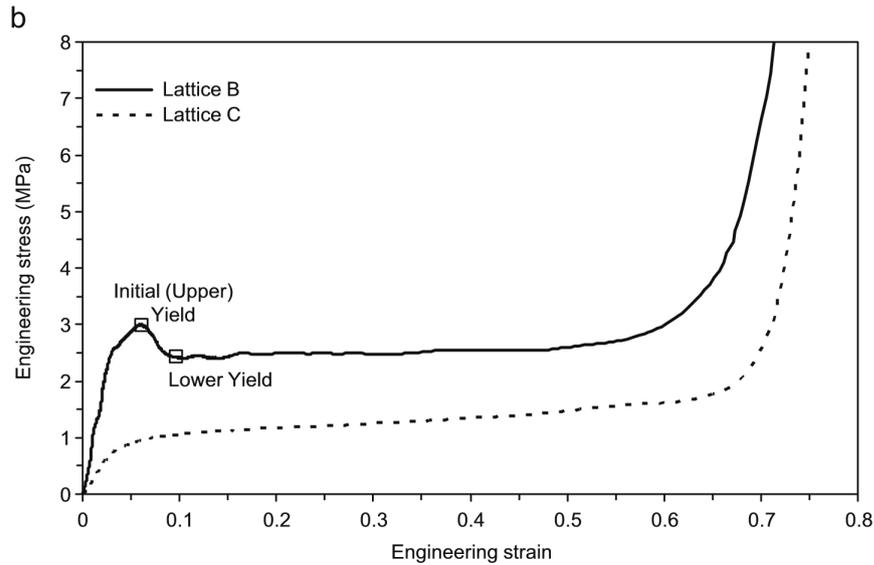


Figura 4.11 Curva σ - ε relativa a provini lattice con densità relativa del 5÷6% [24].

Nelle figure soprastanti sono riportate le curve σ - ε e sono identificati con i nominativi A e B gli andamenti relativi alle strutture BCC-Z mentre con C e D quelli delle strutture BCC. Nella figura “a”, inoltre, sono riportati i comportamenti delle strutture aventi una ρ^* compresa tra il 13÷16% mentre in figura “b” quelli con una ρ^* più bassa compresa tra il 5÷6%.

Nelle celle di tipo BCC-Z a bassa ρ^* la tensione di picco iniziale indica un comportamento a flessione dominante; lo stesso picco risulta meno pronunciato nei provini con ρ^* più alta. La risposta delle strutture BCC è anch’essa a flessione dominante sebbene non si assista ad alcun picco tensionale a causa del modo stabile che caratterizza questa tipologia di cella nel momento in cui essa collassa. È importante evidenziare, quindi, che la struttura BCC-Z mostra una tensione di snervamento decisamente più alta rispetto alla BCC (di circa 3.5 volte) sia nei provini con ρ^* alta, sia in quelli con ρ^* bassa e pertanto si configura come tipologia di cella più performante da un punto di vista puramente meccanico.

Le tipologie di celle BCC e BCC-Z, inoltre, possono essere caratterizzate dall’*aspect ratio* della cella elementare definito come:

$$AR = \frac{a}{l} \quad (4.1)$$

Dove a è la larghezza dell’unità della cella e l è l’altezza della stessa.

Nel caso di applicazioni sottoposte a soli carichi di compressione risulta utile modificare l’AR per migliorare notevolmente la resistenza meccanica in tale direzione (Figura 4.12).

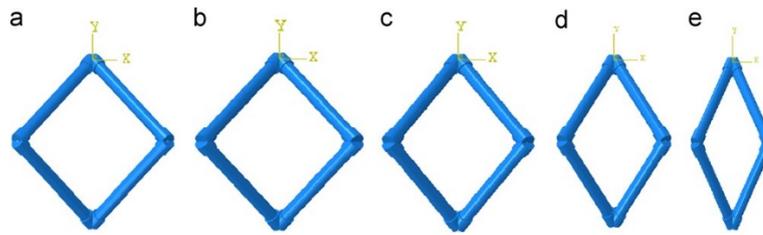


Figura 4.12 Celle BCC con AR pari a: 1 (a), 0.9 (b), 0.8 (c), 0.7 (d), 0.6 (e) [25].

Diminuendo l'AR, d'altra parte, aumenta l'angolo di costruzione dei trabecoli e questo si riflette in una miglior qualità finale della struttura reticolare.

La caratterizzazione del materiale viene effettuata utilizzando particolari provini che sono realizzati in tre parti: le regioni estreme che sono realizzate in modo monolitico e che permettono il montaggio sulle macchine di prova (a); una regione lattice centrale (b); una zona di transizione tra le parti solide e reticolare (c). Tale espediente serve ad evitare la rottura del provino in un'area non valida (tipicamente nel punto di passaggio da solido a reticolare) che si traduce nel fallimento della prova.

Le alternative individuate in letterature [26] sono due:

- Transizione piramidale: viene implementata al fine di evitare un passaggio diretto all'interfaccia piana tra il solido e il lattice e facendo crescere quest'ultimo sui lati di una piramide, garantendo una transizione più graduale;
- Estremità rinforzate: in questo approccio vengono ispessiti i diametri delle estremità della struttura reticolare.

In letteratura la seconda opzione ha permesso di ottenere i risultati migliori.

Non essendoci degli standard per testare queste strutture, generalmente si fa riferimento a provini di trazione con sezione rettangolare (Figura 4.13). Per un test valido, la lunghezza utile del provino deve essere proporzionale alla radice quadrata della sezione dello stesso e si utilizza un coefficiente di proporzionalità pari a $k=5.65$ (dato da specifiche internazionali) ma i valori sono arrotondati per eccesso per avere lunghezze multiple della dimensione della cella al fine di assicurare una miglior transizione tra solido e lattice.

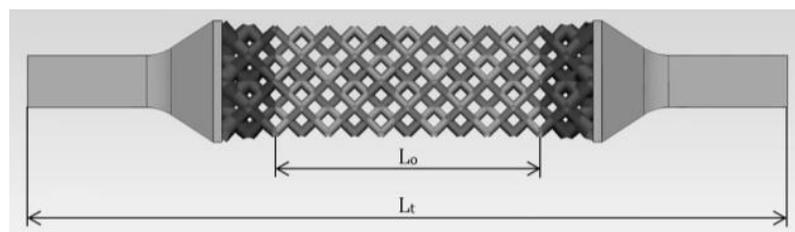


Figura 4.13 Misura del provino: L_0 è la lunghezza utile del provino, L_t totale del provino [26].

4.4 Modellizzazione FEM

In letteratura sono presenti diverse metodologie con i quali le strutture reticolari possono essere modellate.

In realtà, questo genere di struttura non è una novità ma piuttosto una nuova forma di geometria in scala molto ridotta. Generalmente, negli ultimi anni, è stato usato il metodo agli elementi finiti per sviluppare diversi approcci di modellazione e la maggior parte di questi è stata condotta considerando un core di materiale pieno caratterizzato da opportune proprietà medie e dove si è supposto che i singoli trabecoli abbiano uniformi proprietà meccaniche. Secondo questo approccio (largamente utilizzato per le strutture sandwich realizzate in honeycomb), Gumruk [27], a seguito di uno studio teorico della struttura BCC, ha determinato le seguenti proprietà (i valori con * sono indicativi del parametro equivalente):

$$\rho^* = \rho_0 \pi \sqrt{3} \left(\frac{a}{l}\right)^2 \left[1 - \frac{2}{\sqrt{3}} \frac{a}{l} \tan \theta \left(1 - \frac{\tan^2 \theta}{12}\right)\right] \quad (4.2)$$

$$E^* = \frac{\pi \left(\frac{d}{a}\right)^2}{2 \cos^2 \theta \left(\frac{\sqrt{3}}{2} - \frac{d}{a}\right) \left[\frac{1}{k^2 G} + \frac{4}{3E} \left(\frac{\sqrt{3}}{2} \frac{a}{d} - 1\right)\right]} \quad (4.3)$$

$$\sigma^* = 4\sqrt{6} \frac{\beta \left(\frac{d}{a}\right)^3}{\frac{\sqrt{3}}{2} - \frac{d}{a}} \sigma_0 \quad (4.4)$$

$$\sigma_{InPlaneBuckling} = \frac{\pi^2}{24} E \left(\frac{t}{a}\right)^2 \quad (4.5)$$

$$\lambda^* = \lambda \frac{\rho^*}{\rho} \quad (4.6)$$

Dove a è la dimensione della cella, d il diametro del trabecolo, E e G sono i moduli di elasticità longitudinale e tangenziale, $\sigma_{InPlaneBuckling}$ è la tensione di instabilità al carico di punta delle pelli, t è lo spessore delle pelli, λ è la conduttività termica, β è un parametro di correlazione, $1/k^2$ è un parametro generalmente pari a 1.1, θ è l'angolo che il trabecolo forma con la piattaforma di costruzione e che generalmente è pari a 45° .

Questo approccio non ha garantito una buona corrispondenza con i risultati sperimentali e inoltre, in realtà, ogni trabecolo è soggetto a variazioni microstrutturali e alla presenza di difetti che possono compromettere localmente le proprietà meccaniche. Al fine di ottenere dei risultati validi a seguito di una simulazione agli elementi finiti, quindi, occorre indagare individualmente su ogni elemento. Con l'aumentare delle dimensioni del modello da analizzare e con l'incremento, quindi, del volume di struttura lattice, il numero di elementi diventa estremamente alto conducendo a dei tempi computazionali molto elevati.

Sono stati sviluppati dei modelli usando elementi solidi così come elementi di tipo *beam* e l'impiego di questi ultimi ha offerto una buona efficienza computazionale. L'approccio seguito è stato quello di realizzare un modello considerando proprietà isotrope nel campo elastoplastico. Questa modellizzazione risulta fedele al comportamento reale per piccole deformazioni elastiche ma il modello decade nel campo plastico in cui bisognerebbe implementare delle formulazioni non lineari. Per il successivo studio del caso applicativo di STAMP, però, questa tipologia di approccio risulta essere più che valida dal momento che il componente finale dovrà essere verificato in condizione di sole sollecitazioni nel campo lineare elastico.

Un interessante confronto è riportato in Figura 4.14 dove viene evidenziato il comportamento della modellizzazione del lattice con elementi solidi (3D – curva tratteggiata) o elementi unidimensionali (Beam – curva continua) rispetto al comportamento reale (EXP – curva a punti) rispettivamente per una tipologia di cella BCC ed una BCC-Z.

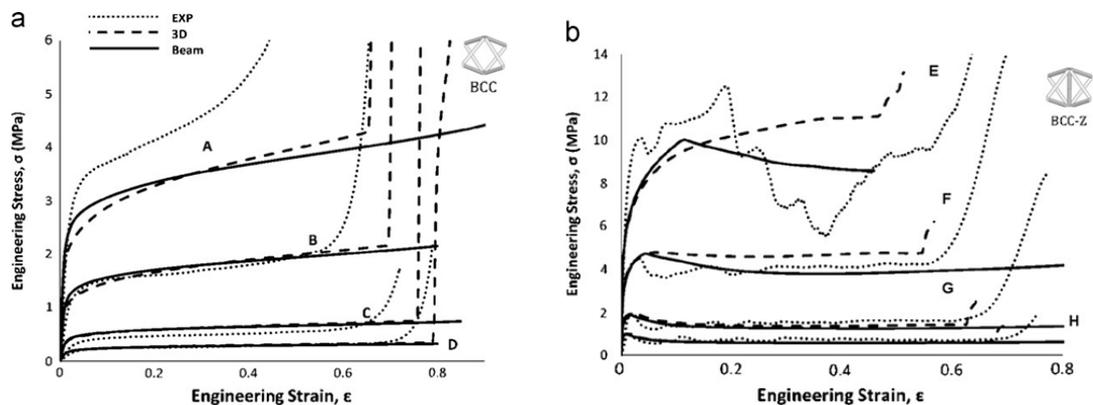


Figura 4.14 Confronto tra le modellizzazioni.

Entrambe le tipologie di modellizzazione riescono a cogliere (più o meno fedelmente) la rigidità iniziale, la tensione di picco e quella costante osservata sperimentalmente ma, a differenza del modello con elementi tridimensionali, nel caso di impiego di elementi unidimensionali la regione di densificazione non viene colta e predetta a causa delle limitazioni del modello beam. Anche in questo caso, però, nel caso studio presentato a partire dal Capitolo 5, bisognerà non superare la tensione di snervamento e quindi l'impiego di elementi di tipo beam risulta valido e riesce a cogliere perfettamente il comportamento reale della struttura nelle sue condizioni operative.

4.5 Campi applicativi

Le strutture reticolari trovano impiego in molteplici settori e applicazioni grazie alle loro particolari proprietà meccaniche e alla loro leggerezza.

I principali prodotti in cui il lattice viene attualmente utilizzato sono quelli di isolanti termici, scambiatori di calore, elementi di assorbimento di energia o fonoassorbenti, componenti strutturali alleggeriti, silenzianti, filtri, ecc.

La tipologia di applicazione è anche funzione del tipo di porosità della cella impiegata nella struttura reticolare complessiva (Figura 4.15).

Le strutture lattice sono ampiamente utilizzate nel settore biomedicale mediante protesi ossee che facilitano l'osteointegrazione con la matrice ossea del corpo umano. La funzione di tali strutture, inoltre, è di tipo strutturale e generalmente viene impiegato il titanio a causa della sua proprietà di biocompatibilità.

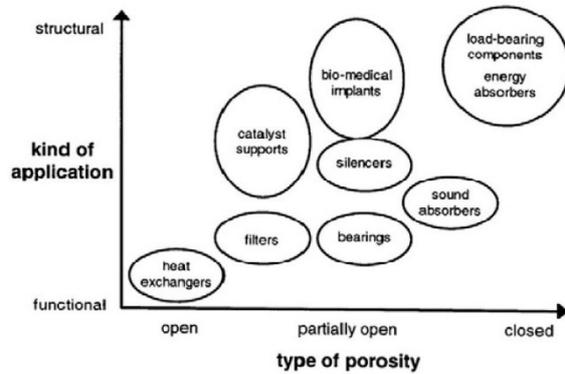


Figura 4.15 Applicazioni in funzione della porosità.



Figura 4.16 Protesi sul cranio.



Figura 4.17 Capsula di protesi femorale.

Unita alla tecnologia di AM, il lattice riesce a rispondere egregiamente a queste funzionalità anche in accordo con l'alta personalizzazione del prodotto finale progettato e disegnato a partire direttamente dalla forma unica delle ossa del paziente: non esiste altra tecnologia in grado di replicare così fedelmente tali

geometrie complesse e differenziate con la stessa alta qualità e precisione costruttiva.

Le strutture a cella aperta possono essere usate in macchine di raffreddamento come scambiatori di calore.

Il lattice mostra anche elevate proprietà nella capacità di assorbire una grande quantità di energia e risultano essere anche adatte in applicazioni “elastiche” come dispositivi di immagazzinamento dell’energia grazie alla loro capacità di ritornare al loro stato originario dopo essere stati compressi. Come studiato da McKown [24], le strutture reticolari possono sostenere grandi deformazioni plastiche mantenendo un livello di tensione costante e risultano ideali per il loro uso come core all’interno di pannelli sandwich (è quello che è stato impiegato nel caso studio del pannello multifunzione). Come visibile in Figura 4.18 l’utilizzo come shock absorber è garantito dal loro comportamento riportato nel diagramma σ - ϵ in cui si registra un livello tensionale piatto dopo l’iniziale picco di stress (bending-dominated) e che permette di assorbire molta più energia rispetto agli altri materiali cellulari che raggiungono la densificazione molto più rapidamente.

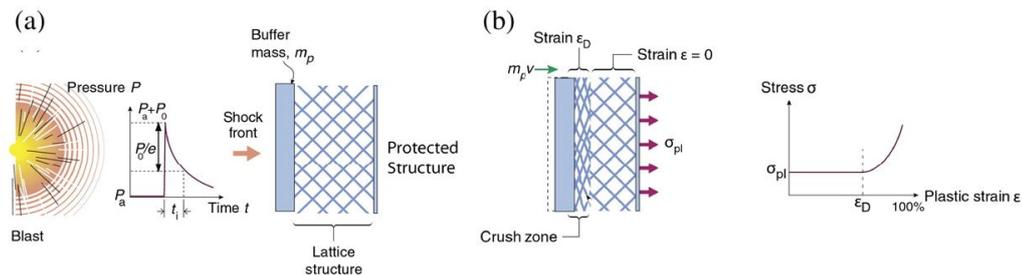


Figura 4.18 (a) impulso generato da spostamento d’aria che colpisce un paracolpi solido attaccato all’estremità della struttura lattice; (b) Energia cinetica convertita in deformazione plastica sulla struttura reticolare e risposta sulla curva σ - ϵ .

Questa funzionalità ha suscitato grande interesse in particolar modo nel settore automobilistico per garantire una maggior protezione dei passeggeri in seguito a sinistri stradali.

Anche nel settore aeronautico e in quello aerospaziale questo genere di applicazione può essere implementata per migliorare l’efficienza dei sistemi di protezione delle scatole nere presenti in ogni velivolo.

I componenti realizzati con strutture reticolari presentano anche un’alta conduttività termica ed elettrica e riescono a gestire le alte temperature rendendoli ideali per le applicazioni aerospaziali come quelle satellitari e quelle relative a telescopi spaziali.

5. Pannello Multifunzione

5.1 Presentazione del caso studio

In questo capitolo verrà presentato il caso studio proposto da Thales Alenia Space da riprogettare e ottimizzare al fine di sfruttare appieno il potenziale offerto dalla tecnologia additiva del Selective Laser Melting per un componente aerospaziale. Verranno illustrati, quindi, tutti gli accorgimenti oculati scelti durante la fase di riprogettazione in funzione dei vantaggi e dei limiti del processo, nonché saranno commentate tutte le opzioni di redesign con riferimenti e richiami opportuni a quanto espresso nei capitoli precedenti.

Verrà analizzato il concetto di struttura reticolare (più comunemente chiamata *struttura lattice*) al fine di poter avere una visione generale più approfondita della stessa nel prosieguo del caso studio presentato.

A valle del Capitolo, infine, sarà presentato l'iter seguito in fase di riprogettazione e sarà illustrato il *modus operandi* impiegato per individuare la miglior configurazione del caso studio. Maggiori approfondimenti saranno illustrati con maggior dettaglio nei capitoli successivi.

Il caso oggetto di studio di questa Tesi risulta essere un pannello multifunzione destinato ad applicazioni satellitari il quale deve svolgere contemporaneamente la funzione di elemento di supporto strutturale per gli equipaggiamenti di bordo montati sullo stesso e di smaltimento del calore originato da questi ultimi, provvedendo delle interfacce interne per il loro fissaggio ed interfacce esterne per il fissaggio del pannello ad altri elementi strutturali del veicolo spaziale (struttura primaria).



Figura 5.1 Pannello Multifunzione (full-scale) attuale.

5.2 Descrizione del Pannello Multifunzione (full-scale)

5.2.1 Componenti

L'attuale configurazione del pannello multifunzione presenta un ingombro totale di 497x630x40.3 mm (esclusi terminali fluidici) [28].

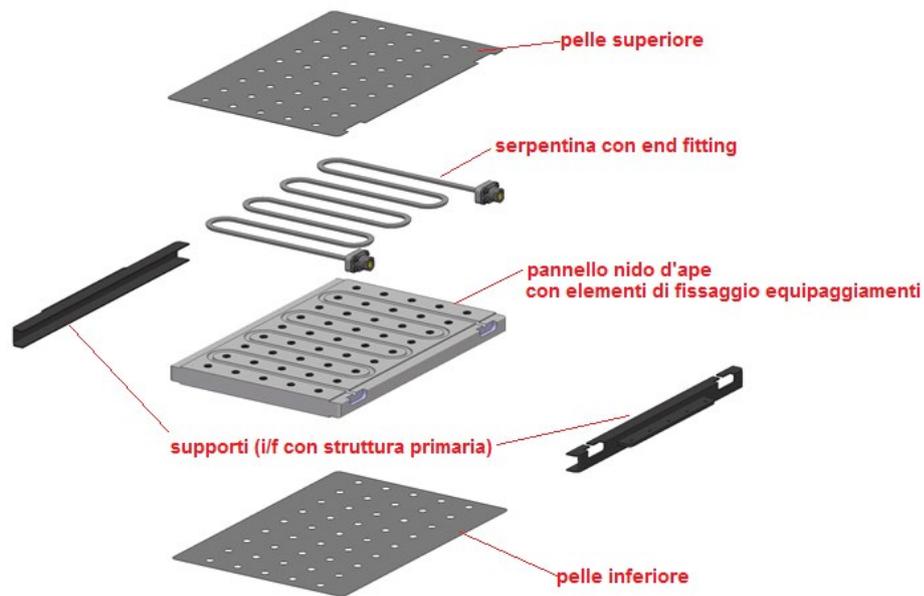


Figura 5.2 Esploso del pannello multifunzione nella configurazione attuale.

Esso è costituito dai seguenti componenti principali:

- Struttura sandwich (pelli e nido d'ape) avente funzione strutturale;
- Serpentina avente funzione di circuito per lo smaltimento del calore prodotto dagli equipaggiamenti tramite circolazione di acqua o fluido refrigerante. La serpentina porta dei terminali all'estremità per il fissaggio imbullonato con il resto del circuito fluidico;
- Elementi di fissaggio interni (inserti passanti M5) aventi funzione di fissaggio tramite interfaccia filettata degli equipaggiamenti e aventi sul pannello un passo e una posizione predeterminata;
- Elementi di fissaggio esterni (supporti) aventi funzione di fissaggio alla struttura del veicolo tramite interfacce imbullonate;

In Figura 5.2 è rappresentato l'“esploso” del pannello multifunzione.

La struttura sandwich metallica è costituita dall'assemblaggio di 2 pelli ad un nido d'ape a cella esagonale tramite processo di incollaggio come visibile in Figura 5.3.

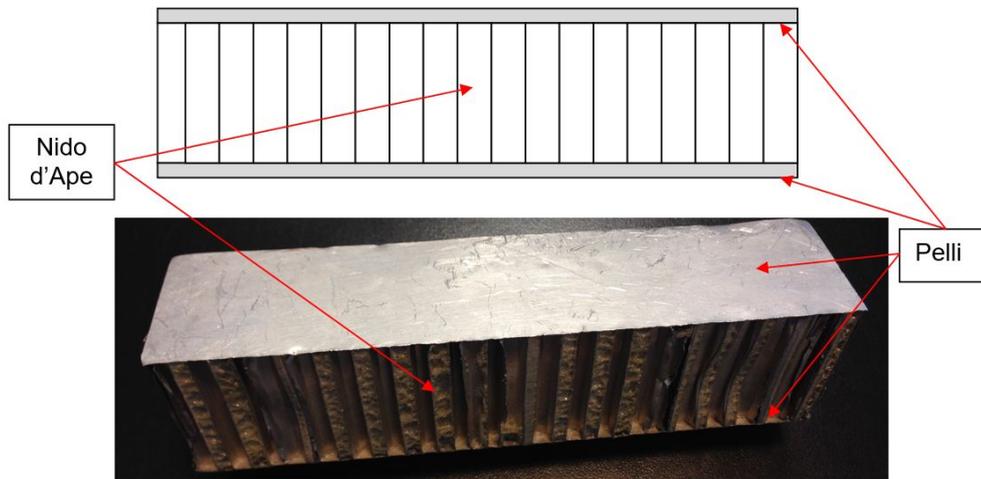
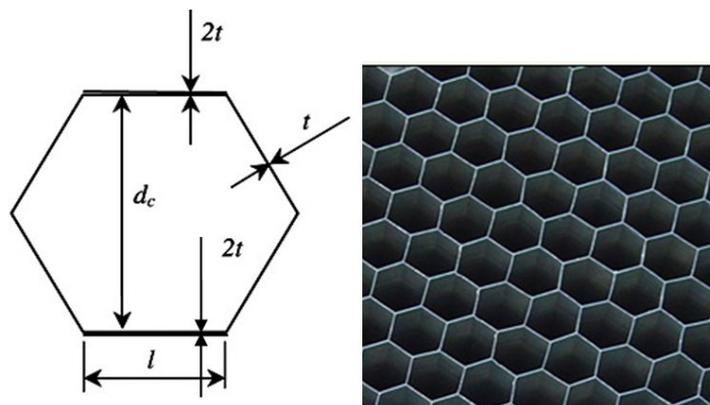


Figura 5.3 Pannello sandwich metallico.

La pelle superiore, a contatto con la serpentina, è realizzata in lega di alluminio 6061-T4 e presenta uno spessore da  mentre quella inferiore, in lega di alluminio AA2024-T81 ha uno spessore di .

La struttura a nido d'ape impiegata nel caso studio è un tipico honeycomb a celle esagonali in lega di alluminio AA5056-H39, identificato con la sigla  secondo la nomenclatura del catalogo Hexcel (Figura 5.4)



$$d = 3/16" = 4.7625 \text{ mm}$$

$$t = 0.002" = 0,05 \text{ mm}$$

Figura 5.4 Geometria della cella esagonale del nido d'ape.

Nelle applicazioni spaziali è prevista la tipologia con cella perforata (codice identificativo "P") per consentire l'evacuazione dell'aria durante la fase di salita e messa in orbita.

Lo spessore del nido d'ape nel pannello del caso studio è pari a .

La serpentina è realizzata in lega di alluminio AA6061-T4 e presenta una sezione a D, ottenuta tramite lo schiacciamento di una corrispondente sezione circolare di diametro esterno 12,7 mm (1/2"). Lo spessore di parete è .

La serpentina è ancorata al nido d'ape con un foam adesivo e giuntata alle pelli tramite incollaggio con adesivo conduttivo o brasatura. La serpentina è mostrata in Figura 5.5.

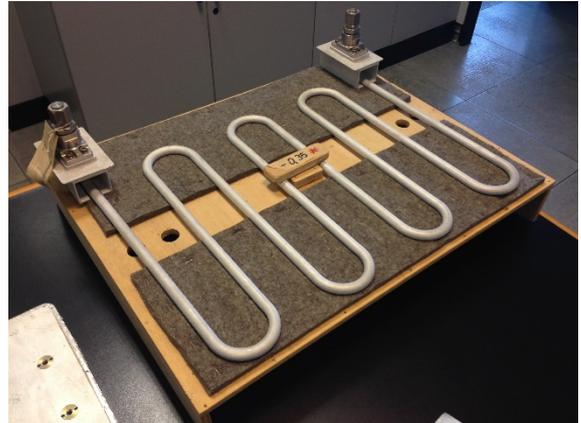


Figura 5.5 Serpentina del pannello multifunzione originale.

L'ingresso/uscita della serpentina dal pannello multifunzione è costituito da due terminali, che forniscono l'interfaccia per il loop fluidico e sono collocati sullo stesso lato del pannello. I terminali sono costituiti da due pezzi lavorati di macchina e imbullonati tra loro (con interposizione di una guarnizione di tenuta): una piastrina in alluminio AA6061-T6 che viene saldata o brasata alla serpentina e un blocchetto in acciaio AISI 304L che fornisce l'interfaccia filettata standard alla linea fluidica (tubo di acciaio AISI 304L con diametro esterno  mm e spessore di parete  mm). Un particolare dei terminali fluidici è mostrato nella figura sottostante.



Figura 5.6 Particolare del terminale fluidico.

Gli elementi di fissaggio interni (inserti) consentono l'installazione meccanica degli equipaggiamenti elettronici e/o linee di alimentazione.

Tali inserti dovranno garantire un'interfaccia filettata di tipo M5 con profondità di presa della vite pari a 2 volte il diametro interno (ovvero 10 mm), tramite l'installazione di un filetto riportato in acciaio (HELICOIL).

Gli inserti sono passanti, per consentire l'installazione di equipaggiamenti su entrambe le facce del pannello, sia quella raffreddata dalla serpentina che quella opposta, e presentano una flangia esterna di diametro 17 mm.

Gli inserti sono costruiti in lega di alluminio AA7075-T73 e vengono fissati al nido d'ape mediante un adesivo incapsulante (potting). Il passo degli inserti è di  (Figura 5. 7).

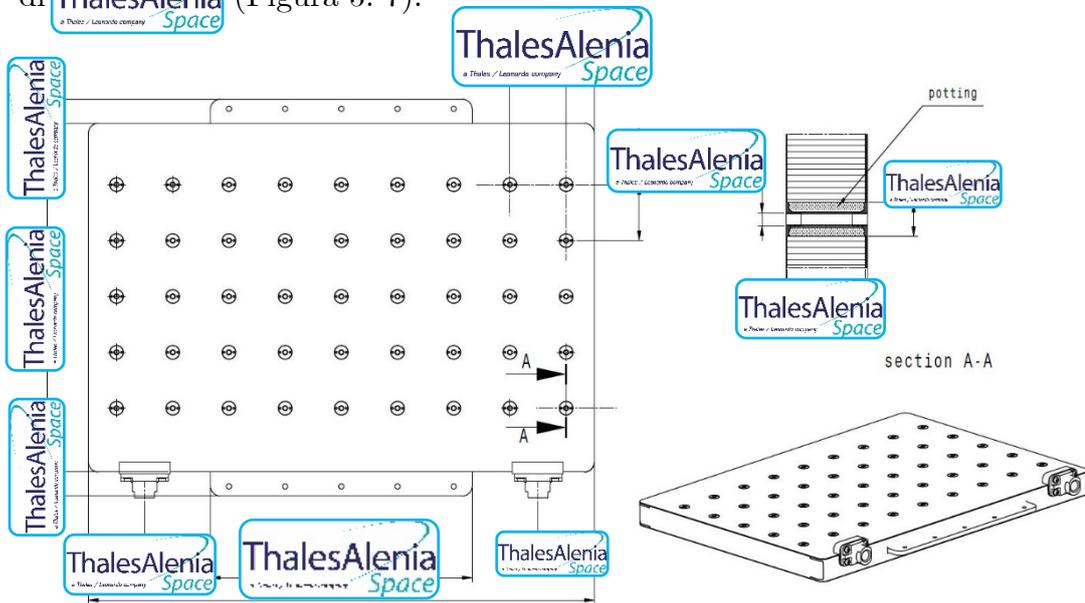


Figura 5.7 Quote generali del Pannello Multifunzione (full-scale).

Gli elementi di fissaggio esterni (supporti) consentono di interfacciare e vincolare il pannello alle altre strutture del veicolo e rappresentano i punti di trasmissione del carico. Questi sono elementi strutturali annegati nel pannello, ancorati al nido d'ape mediante un foam adesivo e incollati al lato interno delle pelli, e sono costruiti in lega di alluminio AA6061-T6. Un'immagine dei supporti, e in particolare dell'aletta su cui saranno fissati gli attacchi alla struttura del veicolo spaziale, è mostrata nella figura sottostante



Figura 5.8 Supporti del Pannello Multifunzione (full-scale).

5.2.2 Masse

Nella Tabella 5.1 è dettagliato il mass budget del caso studio TAS-I, secondo la configurazione attuale.

Tabella 5.1 Peso dei componenti del Pannello Multifunzione (full-scale).

Componente	Peso [kg]	Note
<u>Pannello sandwich</u>	<u>2.226</u>	/
➤ Nido d'ape	0.802	/
➤ Pelle superiore	0.750	/
➤ Pelle inferiore	0.226	/
➤ Adesivo	0.083	/
➤ Inserti	0.405	di cui 0.183 potting
<u>Circuito fluidico</u>	<u>1.214</u>	/
➤ Serpentina	0.629	di cui 0.193 foam
➤ Terminali	0.585	/
<u>Supporti esterni</u>	<u>1.711</u>	di cui 0.334 foam
Massa totale	5.191	/

È interessante notare che il 15,3% di questa massa (pari a 0,793 Kg) è rappresentato dai “non-metallici” (adesivo, foam, potting), necessari per l’assemblaggio del pannello multifunzione con le tecnologie convenzionali.

5.2.3 Caratteristiche meccaniche

Le proprietà fisiche e meccaniche (minimi garantiti) del nido d'ape  sono riportate in Tabella 5.2.

Tabella 5.2 Proprietà fisiche e meccaniche del nido d'ape.

Proprietà	Unità	Nido d'ape
Densità	[kg/m ³]	49.7
Resistenza a compressione	[MPa]	1.72
Modulo a compressione	[MPa]	669
Resistenza a taglio (direzione L)	[MPa]	1.17
Modulo a taglio (direzione L)	[MPa]	310
Resistenza a taglio (direzione W)	[MPa]	0.65
Modulo a taglio (direzione W)	[MPa]	138
Conducibilità termica (verticale)	[W/(m·°C)]	1.33
Conducibilità termica (orizzontale)	[W/(m·°C)]	0.25

Gli inserti sono caratterizzati dalla loro resistenza out-of-plane (pull-out) e in-plane (shear).

I massimi carichi agenti sugli stessi vengono confrontati con gli ammissibili presenti in Tabella 5.3.

Tabella 5.3 Valori massimi ammissibili degli inserti.

Resistenza	Unità	Valore ammissibile
Pull-out	[N]	
Shear (upskin – AA6061-T4)	[N]	
Shear (downskin – AA2024-T81)	[N]	

In Tabella 5.4. sono riportate le caratteristiche meccaniche e fisiche delle leghe di alluminio impiegate nel Pannello Multifunzione (full-scale).

Tabella 5.4 Proprietà fisiche e meccaniche delle leghe di alluminio.

Proprietà	Unità	Al6061-T4	Al2024-T81	Al6061-T6
$\sigma_{R, \text{trazione}}$	[MPa]	207	462	290
$\sigma_{R, \text{taglio}}$	[MPa]	138	276	186
$\sigma_{s, \text{trazione}}$	[MPa]	110	400	241
$\sigma_{s, \text{compressione}}$	[MPa]	110	400	241
$\sigma_{R, \text{bearing}}$	[MPa]			
$e/D^5 = 1.5$		331	690	462
$e/D = 2.0$		434	876	607
$\sigma_{s, \text{bearing}}$	[MPa]			
$e/D = 1.5$		152	572	349
$e/D = 2.0$		179	648	400
E	[GPa]	68.3	72.4	68.3
$E_{\text{compressione}}$	[GPa]	69.7	73.8	69.7
G	[GPa]	26.2	27.6	26.2
ν	[GPa]	0.33	0.33	0.33
ρ	[kg/m ³]	$2.72 \cdot 10^{-6}$	$2.8 \cdot 10^{-6}$	$2.72 \cdot 10^{-6}$
Conducibilità termica	[W/(m·°C)]	170	170	/

⁵ Dove e/D è il rapporto tra, rispettivamente, la distanza del foro dal bordo e il diametro del foro.

5.2.4 Requisiti Prestazionali

Il pannello dovrà supportare due masse di equipaggiamenti di 16 kg sul lato superiore e di 14 kg sulla downskin, con un baricentro posizionato a 125 mm dalla superficie del pannello.

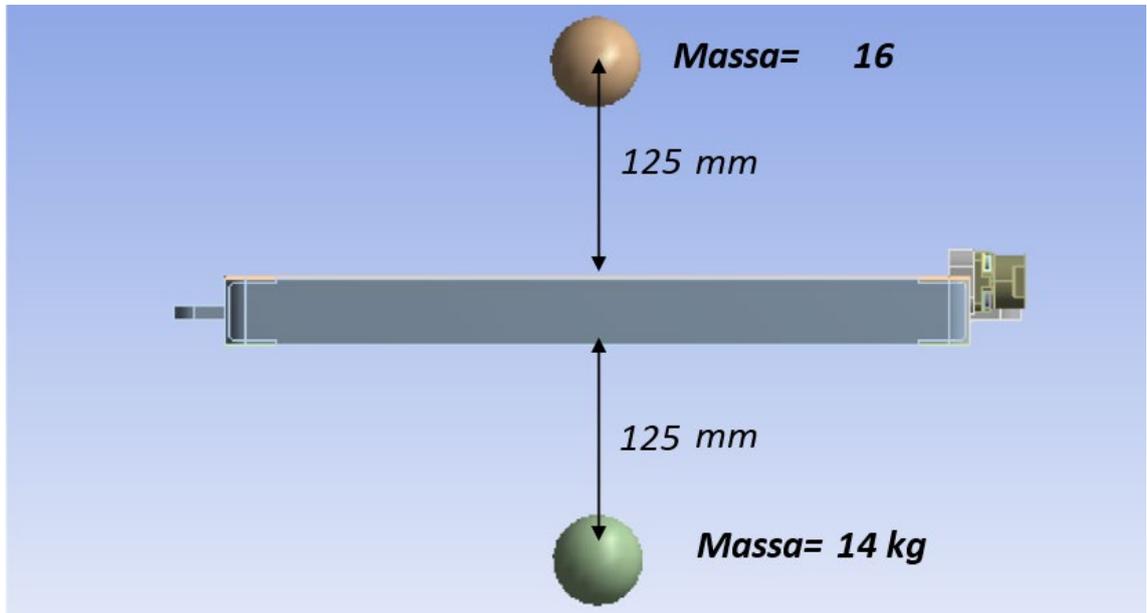


Figura 5.9 Disposizione delle masse applicate al modello full-scale.

In termini di rigidità il pannello multifunzione dovrà garantire una frequenza minima pari a 130 Hz.

Il fluido (acqua) circolante dentro la serpentina ha una massima pressione operativa di 11 bar.

I carichi di design sono dati dalle accelerazioni agenti in fase di lancio in orbita e il pannello multifunzione dovrà resistere senza rompersi o snervarsi.

I dati sono raccolti nella seguente tabella.

Tabella 5.5 Requisiti meccanici richiesti.

Requisito	Unità	Valore numerico
Rigidità minima	[Hz]	130
Pressione fluido	[bar]	11
Accelerazioni nel piano del pannello	[m/s ²]	+/- 15 g
Accelerazioni fuori dal piano del pannello	[m/s ²]	+/- 20 g

5.2.5 Modellizzazione e risultati delle analisi

Per individuare le aree di intervento su cui intervenire sono state effettuate delle analisi termiche e strutturali eseguite dal DIMEAS del Politecnico di Torino.

In tale Tesi, ci si concentrerà esclusivamente sulle analisi strutturali le quali sono state individuate come obiettivo primario di ottimizzazione da parte di Thales Alenia Space e che hanno guidato l'intero percorso di riprogettazione in quanto è previsto un miglioramento termico dall'eliminazione degli adesivi.

Le analisi sul componente full-scale (il pannello originale) sono state effettuate utilizzando il software commerciale Ansys Workbench (versione 17.2).

Per i componenti a contatto si è considerato un contatto di tipo rigido (*bonded*). La struttura a nido d'ape è stata modellata utilizzando la scheda materiale presente nel software (materiale con caratteristiche ortotrope).

Per la mesh sono stati utilizzati elementi solidi tridimensionali a 20 nodi (SOLID 90 3-D) ed elementi tridimensionali a 10 nodi (SOLID 87 3-D). Nelle zone a contatto sono stati utilizzati elementi ad 8 nodi (CONTA 174). La mesh è stata, inoltre, modificata dimensionalmente in corrispondenza di curvature e discontinuità geometriche con metodo di tipo adattativo. La mesh realizzata conta 147426 elementi per un totale di 337157 nodi.

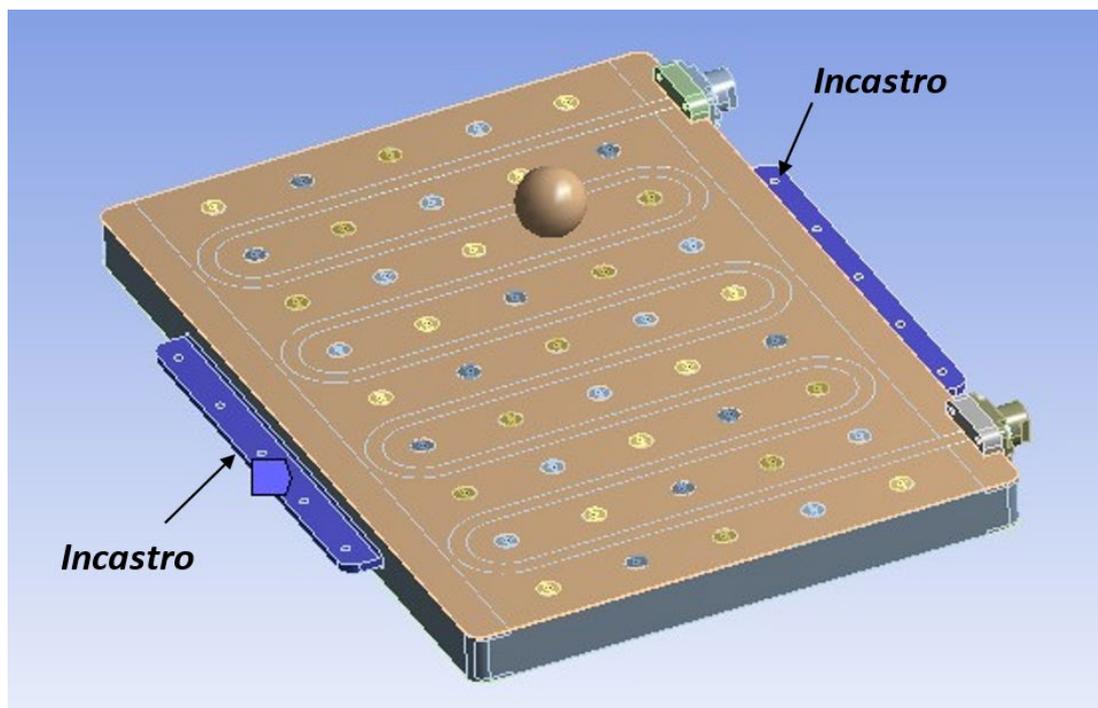


Figura 5.10 Vincoli applicati al modello full-scale.

Come visibile in Figura 5.10, il modello del pannello full-scale è stato vincolato rigidamente con vincoli di tipo incastro in prossimità dei supporti esterni. Il vincolo è stato applicato su tutta la superficie dei supporti esterni. In seguito, sono state applicate le masse concentrate dovute alla presenza degli equipaggiamenti fissati al pannello.

Il modello è stato sottoposto alle accelerazioni riportate in Tabella 5.6. In tale tabella è possibile individuare anche la massima tensione agente sul sistema in riferimento alla condizione di carico eseguita.

Tabella 5.6 Condizioni di carico considerate e relativa tensione massima agente.

	Acc. X [m/s ²]	Acc. Y [m/s ²]	Acc. Z [m/s ²]	Max Stress [MPa]
Loadcase 1	+15 g	0	0	172
Loadcase 2	0	+15 g	0	166
Loadcase 3	0	0	+20 g	181
Loadcase 4	+15 g	+15 g	0	170
Loadcase 5	0	+15 g	+20 g	183
Loadcase 6	+15 g	0	+20 g	199
Loadcase 7	+15 g	+15 g	+20 g	197

Il carico dovuto alla pressione esercitata dal fluido che scorre all'interno della serpentina è stato modellato imponendo una pressione di 11 bar sulla superficie interna della serpentina.

In questo modello si è tenuto conto anche di una distribuzione di temperatura determinata da una precedente analisi termica e la si è imposta come carico esterno.

La tensione massima nel modello full-scale è inferiore ai 200 MPa in tutte le condizioni di carico considerate e il loadcase più critico risulta essere il numero 6. Nella Figura 5.11 e nella Figura 5.12 sono visibili gli andamenti delle tensioni agenti nelle viste, rispettivamente, isometrica e laterale di tale condizione di carico (il core in nido d'ape è stato nascosto dalla visualizzazione).

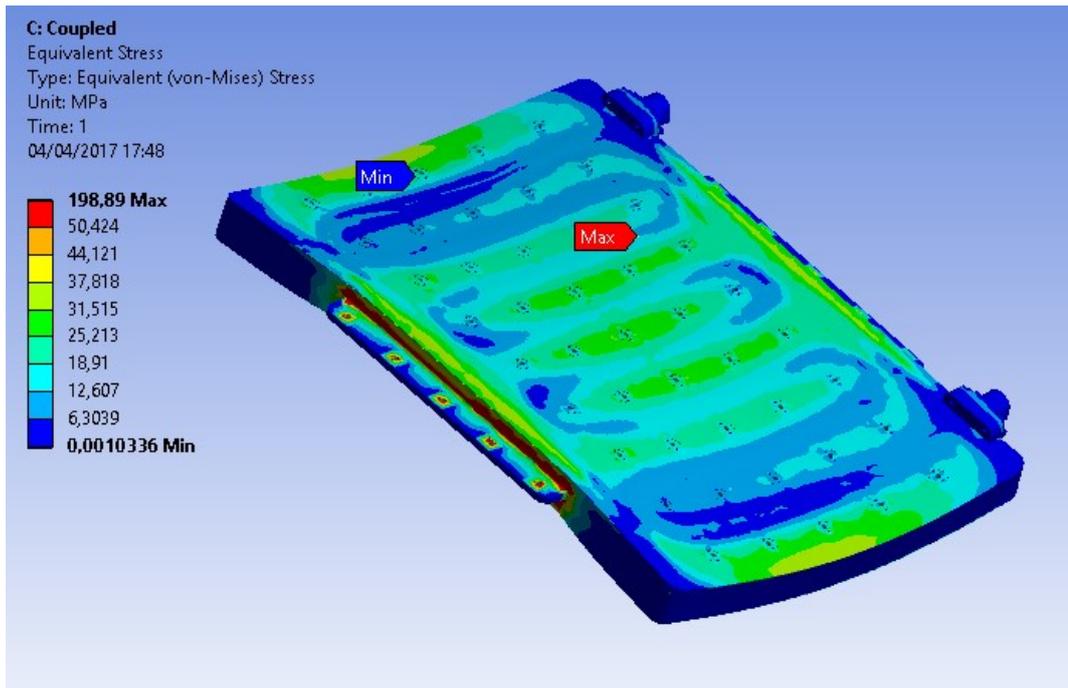


Figura 5.11 Distribuzione delle tensioni (vista isometrica) – Loadcase 6.

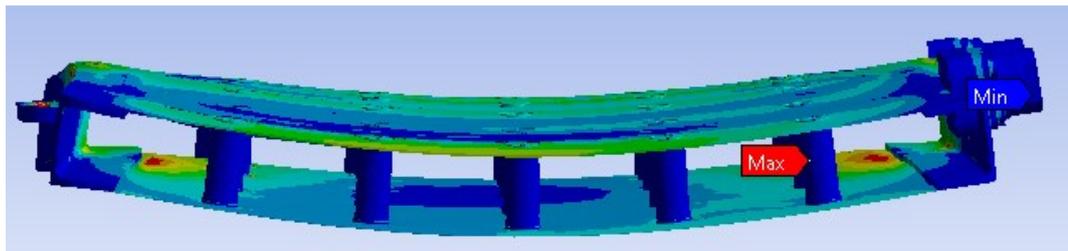


Figura 5.12 Distribuzione delle tensioni (vista laterale) – Loadcase 6.

5.3 Riprogettazione del Pannello Multifunzione

5.3.1 Obiettivi del redesign

Il principale obiettivo della produzione additiva per questo tipo di componente è rappresentato dallo snellimento del processo produttivo in quanto l'attuale tempistica di produzione è caratterizzata da diverse fasi, ognuna delle quali introduce tempi morti; si prevede, pertanto, che una produzione monolitica del pannello possa ridurre il tempo globale di realizzazione del prodotto.

Il componente riprogettato dovrà, contestualmente, rispettare tutti i requisiti meccanici stabiliti nel paragrafo 5.2.4.

Nel settore aerospaziale, infatti, si fa ampio utilizzo delle strutture sandwich basate sia su pelli in composito che metalliche le quali vengono impiegate per le strutture primarie e secondarie di satelliti e moduli abitati in quanto capaci di coniugare alte prestazioni strutturali e stabilità a fronte di una massa ridotta. La produzione attuale, tuttavia, richiede tempi elevati principalmente dovuti alle seguenti operazioni:

- Inserimento degli elementi di supporto interni e della serpentina nel nido d'ape tramite foam (prima cura in autoclave);
- Incollaggio delle pelli (seconda cura in autoclave);
- Insestaggio (operazione manuale con inserimento degli inserti, uno ad uno, seguita da cura a temperatura ambiente per 24 ore).

Nel caso del processo AM si intravede la concreta possibilità di ridurre gli attuali tempi di produzione realizzando la struttura sandwich comprensiva di inserti e di eventuale serpentina in un unico ciclo produttivo ottenendo un componente monolitico che coniughi, inoltre, un miglioramento dal punto di vista termico in quanto svincolato dai limiti delle tecnologie convenzionali che ne dettano la geometria e la forma della serpentina oltre a considerare la presenza di un foam adesivo.

La velocità di produzione potenzialmente offerta a regime dal processo AM consentirebbe inoltre una maggiore flessibilità produttiva, permettendo di ritardare la costruzione del pannello stesso con la possibilità di rivedere fino all'ultimo il posizionamento degli inserti stessi in seguito a modifiche di design

e/o di posizionamento degli equipaggiamenti (con possibilità di modulare opportunamente il canale interno per migliorarne le prestazioni termiche).

Contestualmente alla contrazione dei tempi produttivi, dal redesign per AM ci si attende una minimizzazione della massa derivante principalmente dall'eliminazione dei componenti non-metallici nonché da un'ottimizzazione delle interfacce strutturali (supporto esterni e inserti) e del core garantendo, al contempo, il rispetto dei requisiti del componente attuale.

Come illustrato nel precedente paragrafo, il redesign del pannello multifunzione dovrà essere focalizzato esclusivamente sui componenti strutturali. Non è richiesta un'ottimizzazione della soluzione termica attualmente in uso basata su una serpentina incapsulata nel nido d'ape. La funzione di smaltimento del calore, considerata nel caso studio, potrà infatti non essere presente in tutte le tipologie future di pannelli sandwich. Si intende infatti questa tipologia di struttura estremamente interessante per essere investigata in termini di fattibilità e prestazioni con la tecnica AM a valle di un processo di ottimizzazione in particolare della parte centrale.

La realizzazione del pannello multifunzione in tecnologia additiva dovrà prevedere alcune fasi di post-processing.

a) Trattamento termico di distensione:

Come illustrato nel capitolo 3, la tecnologia AM basata sull'utilizzo di una fonte laser lascia nel pezzo rilevanti tensioni residue che devono essere il più possibile rilasciate per non compromettere la funzionalità del componente.

b) Lavorazioni di finitura:

La geometria e i requisiti di interfaccia del pannello richiedono l'esecuzione delle seguenti rilavorazioni a valle della produzione AM:

- Spianatura della superficie delle pelli a contatto con gli equipaggiamenti per garantire i requisiti di planarità e rugosità richiesti visibili nella Tabella 5.7;
- Foratura dei punti di interfaccia (collegamento con la struttura primaria sui supporti, fori di fissaggio degli equipaggiamenti);
- Maschiatura su ciascun inserto con installazione del filetto riportato in acciaio (helicoil).

Tabella 5.7 Requisiti di interfaccia.

Requisito	Valore	Note
Finitura superficiale [μm]		/
Planarità [mm]		Sulla superficie compresa tra 4 inserti.
Planarità [mm]		Sulla superficie del pannello.

5.3.2 Riprogettazione (Mid-Scale)

La riprogettazione del pannello multifunzione deve tener conto di tutti gli aspetti illustrati nei precedenti capitoli. In tale ottica, dunque, bisogna identificare la macchina con la quale verrà realizzato il componente.

Nel caso studio selezionato da Thales Alenia Space si è scelto di implementare la tecnologia di Selective Laser Melting e si è optato per il macchinario di EOS M270 (di cui le specifiche tecniche sono riportate in Figura 5.13).

Technical Data

<i>Effective building volume (including building platform)</i>	<i>250 mm x 250 mm x 215 mm (9.85 x 9.85 x 8.5 in.)</i>
<i>Building speed (material-dependent)</i>	<i>2 - 20 mm³/s (0.0001 - 0.001 in³/sec.)</i>
<i>Layer thickness (material-dependent)</i>	<i>20 - 100 μm (0.001 - 0.004 in.)</i>
<i>Laser type</i>	<i>Yb-fibre laser, 200 W</i>
<i>Precision optics</i>	<i>F-theta-lens, high-speed scanner</i>
<i>Scan speed</i>	<i>up to 7.0 m/s (23 ft./sec.)</i>
<i>Variable focus diameter</i>	<i>100 - 500 μm (0.004 - 0.02 in.)</i>
<i>Power supply</i>	<i>32 A</i>
<i>Power consumption</i>	<i>maximum 5.5 kW</i>
<i>Nitrogen generator</i>	<i>standard</i>
<i>Compressed air supply</i>	<i>7,000 hPa; 20 m³/h (102 psi; 26.2 yd³/h.)</i>
Dimensions (B x D x H)	
<i>System</i>	<i>2,000 mm x 1,050 mm x 1,940 mm (78.8 x 41.4 x 76.4 in.)</i>
<i>Recommended installation space</i>	<i>approx. 3.5 m x 3.6 m x 2.5 m (137.9 x 141.8 x 100 in.)</i>
<i>Weight</i>	<i>approx. 1,130 kg (2,491 lb.)</i>
Data preparation	
<i>PC</i>	<i>current Windows operating system</i>
<i>Software</i>	<i>EOS RP Tools; Magics RP (Materialise)</i>
<i>CAD interface</i>	<i>STL. Optional: converter for all standard formats</i>
<i>Network</i>	<i>Ethernet</i>
Certification	<i>CE, NFPA</i>

Status 12/05. Technical data subject to change without notice. EOS®, EOSINT®, DMLS®, DirectTool®, DirectPart® and e-Manufacturing™ are registered trademarks of EOS GmbH. Windows is a registered trademark of Microsoft Corporation. EOS is certified according to ISO 9001.

Figura 5.13 Dati tecnici della macchina EOS M270.

Il pannello, dunque, dovrà adattarsi alle dimensioni offerte dalla piattaforma di costruzione. Il design del pannello è stato quindi ricavato dal pannello multifunzione originale in modo che includa tutti gli elementi dello stesso (core, pelli, inserti, serpentina, supporti esterni). Nel presente lavoro di Tesi, tale configurazione verrà nominata con l'identificativo *Mid-Scale*.

Le dimensioni finali del pannello multifunzione mid-scale, dopo diverse riconfigurazioni tentate, sono pari a **200x200x42 mm**.

Un'immagine del primo modello concettuale è rappresentata in Figura 5.14 dove gli elementi in grigio scuro (i terminali fluidici standard) non sono inclusi nello spazio di progettazione.

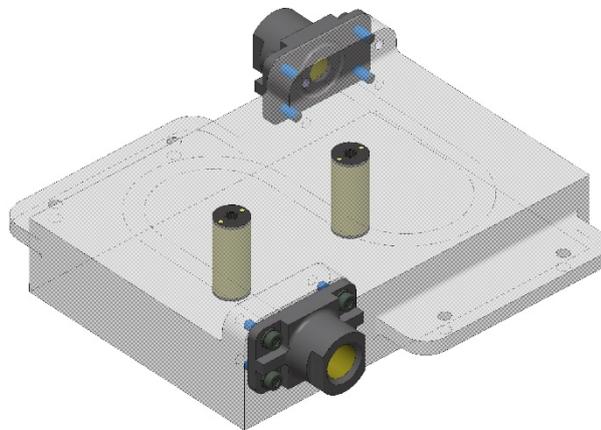


Figura 5.14 Primo modello concettuale del pannello multifunzione mid-scale.

Il redesign del componente deve tener conto della disposizione del pannello all'interno della camera per la minimizzazione delle tensioni residue (vedi paragrafi 3.2.2 e 3.3.3) e dei supporti necessari a sostenere il pezzo durante il processo di stampa.

Per massimizzare le dimensioni del modello mid-scale si è optato per una direzione di crescita (asse y) ortogonale alle superfici delle pelli. In ottica di una riprogettazione del prodotto secondo le regole di AM, è buona norma, però, inclinare di qualche grado l'oggetto in macchina in modo tale da ridurre gli elevati tensionamenti residui dovuti ai gradienti termici che verrebbero a

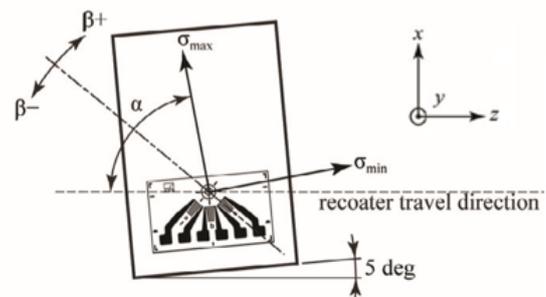


Figura 5.15 Orientazione rispetto al recoater [30].

generarsi sull'ampia superficie delle pelli e che potrebbero deformarle in maniera significativa.

Tale orientazione, inoltre, permette di avere la minima altezza di costruzione riducendo il costo e il tempo di manifattura permettendo, come descritto in seguito, una fabbricazione più agevole per i fori paralleli alla direzione di crescita.

L'orientazione nel piano x-z, invece, sarà scelta in modo da avere un certo angolo rispetto ai lati della piattaforma come mostrato in Figura 5.15. Questo espediente serve per fare in modo da avere un urto progressivo da parte del recoater sulla sezione del pezzo e minimizzare, quindi, le forze scaricate sulla parte.

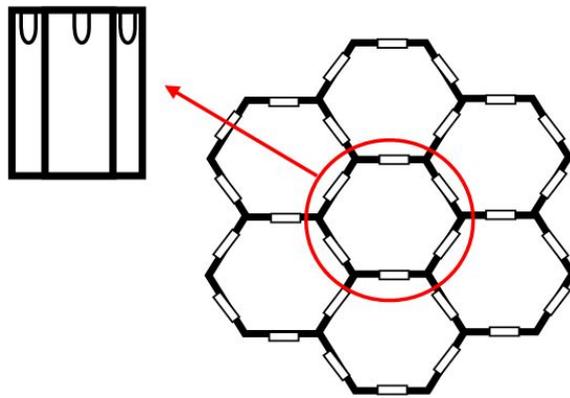


Figura 5.16 Cella esagonale del nido d'ape con intagli per evacuazione dell'aria.

Il layer thickness impiegato è supposto pari a $30\ \mu\text{m}$.

La riprogettazione si è focalizzata soprattutto sul core del pannello sandwich.

L'adozione di una soluzione a nido d'ape esagonale dovrebbe prevedere la presenza di 6 intagli in ciascuna cella per creare un percorso di evacuazione dell'aria (Figura 5.16).

Considerando il processo di fabbricazione AM, risulta impossibile realizzare una struttura di questo tipo in quanto sarebbe impossibile eliminare la polvere che viene depositata durante il processo di Powder Bed Fusion. Inoltre, dal momento che la cella del nido d'ape presenta uno spessore pari a $0.001''$ (in certe applicazioni può essere ridotto fino a $0.0007''$) e che gli spessori minimi producibili in AM si aggirano intorno agli $0.15\ \text{mm}$, è stata identificata una soluzione alternativa in grado di garantire la stessa resistenza e rigidità specifica e che, per giunta, può essere realizzata con particolare precisione mediante la tecnologia additiva: una struttura reticolare (lattice) aperta.

Al fine di garantire una stampa di questa struttura senza supporti si è individuata una tipologia di cella di tipo cubico a corpo centrato ("BCC") o una irrigidita con barre orientate nella direzione di crescita nelle aree esterne

del pezzo (“BCC-Z”). Maggiori dettagli inerenti alla scelta della configurazione ottimale saranno presentati successivamente.

La realizzabilità tecnica della struttura reticolare, e l’efficacia del suo accoppiamento con le pelli e con gli elementi interni, che nel nuovo design sono resi monolitici al pannello, è stata verificata sperimentalmente mediante la costruzione di provini dedicati seguendo una logica sequenziale:

- Campioni interamente costituiti da struttura reticolare
- Campioni con struttura reticolare e pelli
- Campioni con core, pelli e canale interno dritto
- Campioni con core, pelli e canale interno curvo

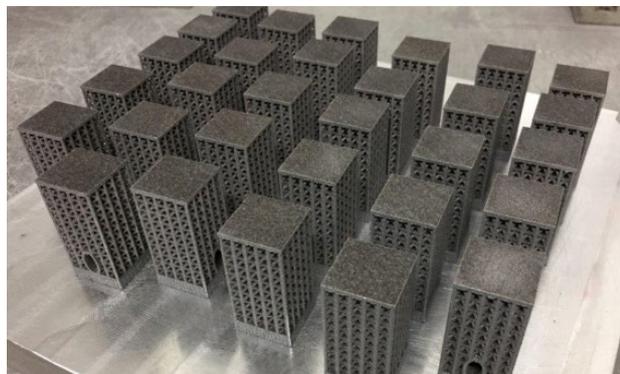


Figura 5.17 Prove di fattibilità per il pannello sandwich monolitico con core reticolare.

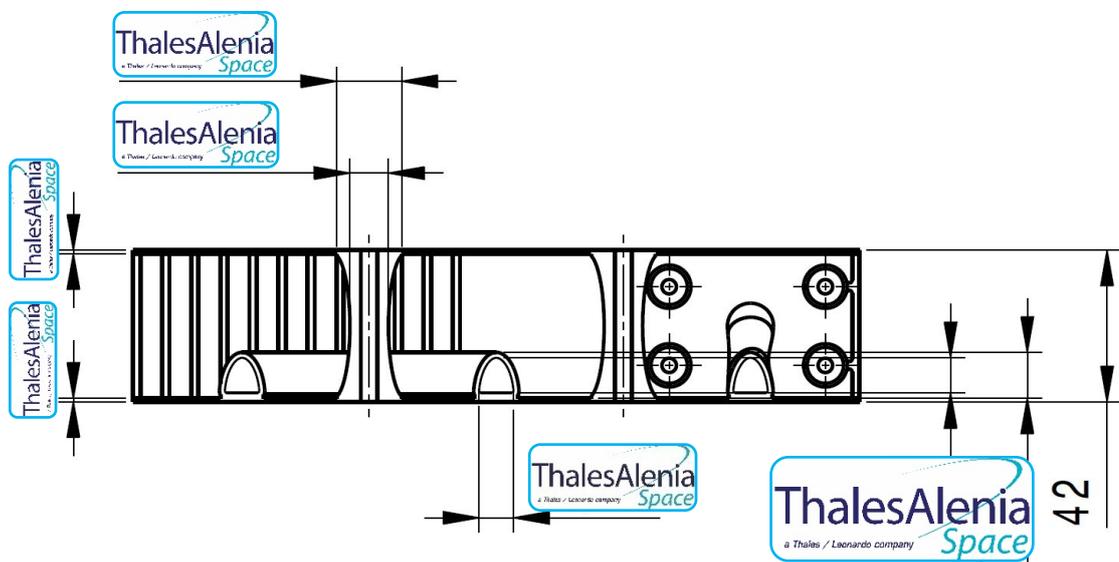
È da tenere presente che la riduzione di massa potrebbe non essere significativa, in quanto la struttura a nido d’ape in honeycomb presente nel modello full-scale permette di ottenere una rigidità accettabile a fronte di una massa molto limitata.

Per quanto riguarda le pelli, si è deciso di mantenere lo spessore finito di entrambe a 1 mm, prevedendo un opportuno spessore (di 1 mm per ogni pelle) da asportare di macchina per garantire i requisiti di planarità e rugosità necessari per l’accoppiamento. Lo spessore minimo 1 mm serve ad evitare strappi o altri danneggiamenti all’interfaccia tra pelli e core ora costruiti monoliticamente durante la lavorazione meccanica di spianatura. Questo comporterà un aggravio di massa rispetto al design di partenza in cui solo la pelle superiore (lato serpentina) aveva spessore , mentre quella inferiore era spessa appena .

La skin inferiore del componente verrà connessa alla piattaforma di costruzione mediante supporti (alti 2 mm) per ancorare il componente, favorirne lo scambio termico e per facilitare la rimozione mediante taglio per elettroerosione a filo.

La serpentina, anch'essa integrata al pannello sandwich, è stata concepita e realizzata nei provini di fattibilità con una sezione ellittica avente asse maggiore pari a 10 mm (orientato nella direzione di crescita del manufatto) e asse minore pari a 5 mm. Una sezione circolare richiederebbe infatti dei supporti che non sarebbero più rimovibili dall'interno del pezzo. Lo spessore di parete è di 1,5 mm (contro i  utilizzati nel componente iniziale).

Una successiva ottimizzazione del design ha portato ad una sezione schiacciata del canale, come quella a D presente nella cold plate originaria, per massimizzare la superficie di scambio termico a contatto con la pelle su cui poggiano gli equipaggiamenti. La forma della sezione è in questo caso semi-ellittica per permetterne l'auto-sostenibilità durante il processo di stampa.



Section View A-A

Figura 5.18 Sezione A-A di Figura 5.27 del modello mid-scale secondo la direzione di crescita scelta.

Nei tratti estremi, prossimi ai punti di ingresso e uscita del fluido, la sezione diventa circolare e la serpentina si discosta dalla superficie per incontrare i terminali che, per semplicità di design e manufacturing, sono stati centrati rispetto allo spessore del pannello. Tali geometrie, in fase di stampa, verranno supportate e in fase di post-processing tali supporti potranno essere rimossi attraverso lavorazioni alle macchine utensili. Si è scelto di optare per tale configurazione per permettere una comunicazione con i terminali di tipo standard facilmente reperibili commercialmente. Si ritiene che questa deviazione locale della serpentina non abbia un impatto significativo sulla prestazione termica del componente.

Dalle analisi riportate nel paragrafo 5.2.5 risulta che la forma della serpentina potrebbe essere ottimizzata in modo tale da garantire uno scambio termico più efficiente e ridurre il gradiente termico presente all'interno del materiale il che porterebbe ad un carico termico minore. Il percorso ottimizzato del fluido in grado di garantire una distribuzione il più uniforme possibile della temperatura potrebbe essere determinato tramite un'ottimizzazione di tipo termico ma in ottica di ideare un pannello applicabile in una qualsiasi applicazione aerospaziale è stato scelto, in accordo con Thales Alenia Space, di ipotizzare una forma generica che si possa adattare ad una geometria di equipaggiamento standard.



Figura 5.19 Serpentina (integrale al pannello).

Come riscontrabile in Figura 5.20 la geometria della serpentina risulta formare un angolo di 32° rispetto al piano della piattaforma di costruzione il che, considerando il materiale e le prestazioni della macchina EOS, potrebbe portare al collasso della struttura e al fallimento del job. Per evitare tale inconveniente si è pensato di introdurre una geometria supportante come in figura.

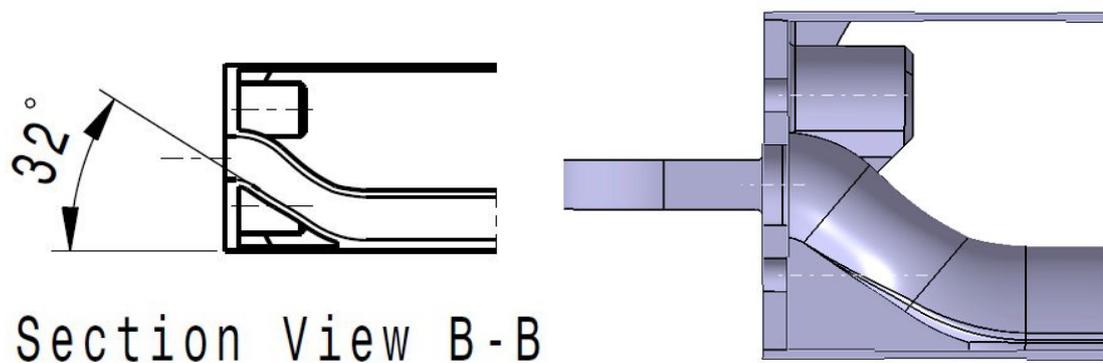


Figura 5.20 Particolare della sezione B-B di Figura 5.27 e relativa geometria autosupportante creata.

I terminali (Figura 5.21) si interfacceranno con il fitting idraulico mediante quattro helicoil M6, che verranno installati successivamente alla stampa del pezzo. La geometria dei terminali è di tipo “C” autosupportante. Nelle parti a sbalzo degli stessi verranno inserite delle geometrie autosupportanti (Figura 5.22) mentre i fori da 4 mm di diametro, verranno fabbricati in macchina con un diametro di 3 mm considerando gli spessori del sovrametallo in vista della successiva lavorazione per gli helicoil. Sulla superficie esterna si è calcolato 0.5 mm di sovrametallo.

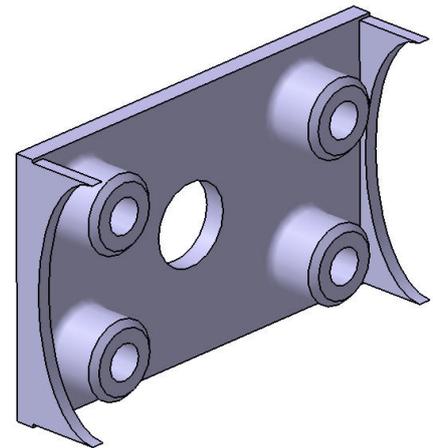


Figura 5.21 Terminali della serpentina (integrali al pannello).

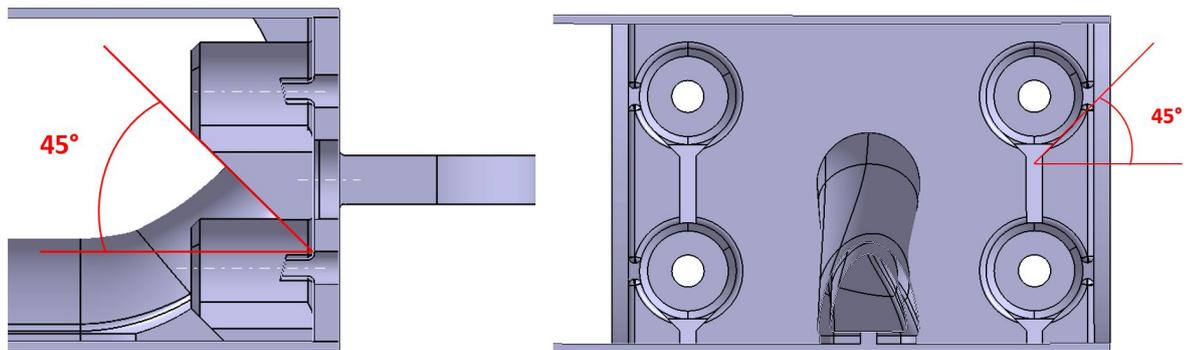


Figura 5.22 Geometrie autosupportanti.

In Figura 5.23 è visibile il risultato delle geometrie autosupportanti (rispetto alla direzione di crescita scelta) create in ambiente CATIA.

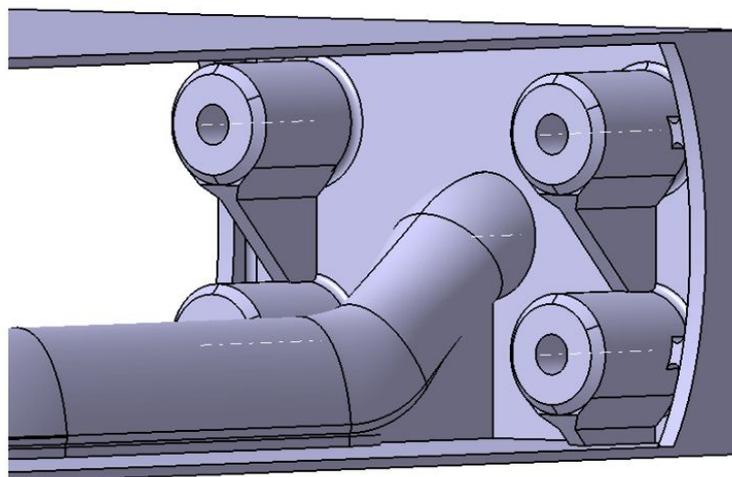


Figura 5.23 Vista d'insieme delle geometrie autosupportanti create.

Il design degli inserti è stato modificato, cambiando il profilo del fusto da verticale a curvo con ampio raggio di raccordo (Figura 5.24), per ottimizzare l'aggancio alla struttura reticolare e alla pelle del pannello per diminuire la concentrazione delle tensioni o di cricche dovute agli alti gradienti termici.

La flangia esterna dell'inserto resta di 17 mm ma nella soluzione AM è completamente inglobata nella pelle; il minimo spessore di parete (a centro pannello) è pari a 1,5 mm. Successivamente alla stampa, è prevista l'installazione di helicoil M5 all'interno degli inserti per l'interfaccia con gli equipaggiamenti. Anche in questo caso la geometria scelta risulta essere autosupportante rispetto alla direzione di crescita del pannello. I fori risultano ortogonali alla direzione di crescita del componente (condizione favorevole) ma è previsto del sovrmetallico per garantire precisione e accuratezza nell'interfaccia accoppiamento (verranno stampati con un diametro interno di 3 mm).



Figura 5.24 Inserto per equipaggiamenti (integrale al pannello).

I supporti esterni, che costituiscono l'interfaccia con la struttura primaria del satellite, sono stati notevolmente semplificati e alleggeriti rispetto al design di partenza. Come mostrato in Figura 5.25, si è passati infatti da un profilo a C con aletta esterna continua (ancorato al nido d'ape e alle pelli mediante foam e adesivo) ad una piastrina agganciata al pannello da una serie di setti curvi equidistanziati e dotata esternamente di occhielli in prossimità dei fori di interfaccia (i quali dovranno essere supportati in fase di stampa e che prevedranno, per le successive lavorazioni di finitura, un sovrmetallico pari a 2 mm per ogni faccia ortogonale all'asse di simmetria del foro).

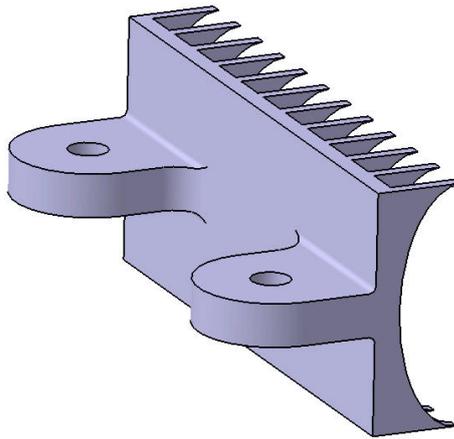


Figura 5.25 Supporto esterno (integrale al pannello).

Per tutti i fori è previsto un sovrametallo di 1 mm sul diametro.

Per la successiva fase di post-processing inerente alle lavorazioni alle macchine utensili dovranno essere previsti degli opportuni riferimenti (datum) per un corretto posizionamento mediante delle appendici ausiliarie che potranno essere rimosse al termine delle stesse.

Il componente finale sarà sottoposto ad un trattamento termico di relieving (per rilassare le tensioni residue) che sarà seguito da un processo di shot-peening per migliorarne la qualità superficiale e per far evacuare le polveri parzialmente adese o non fuse tra le celle o all'interno della serpentina. Potrebbe essere previsto l'utilizzo dell'Abrasive Flow Machining per finire le superfici interne della serpentina.

Di seguito sono presentati i disegni con le geometrie di massima del pannello mid-scale riprogettato. Le quote sono relative al modello funzionale che verrà sottoposto al processo di ottimizzazione (non è contemplato alcun sovrametallo).

Le geometrie nominali del core del pannello mid-scale (**200x152x40 mm**) sono state scelte opportunamente in prospettiva delle dimensioni della struttura reticolare che sarà implementata nei capitoli successivi (Figura 5.26) e il design space finale è stato ottenuto come sottrazione di tutti gli elementi a contatto con il core stesso, mediante operazioni di tipo booleano.

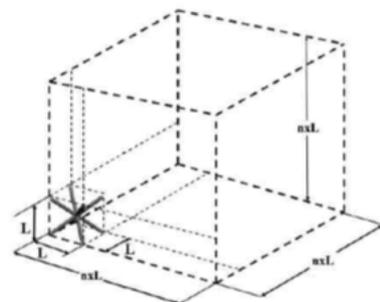
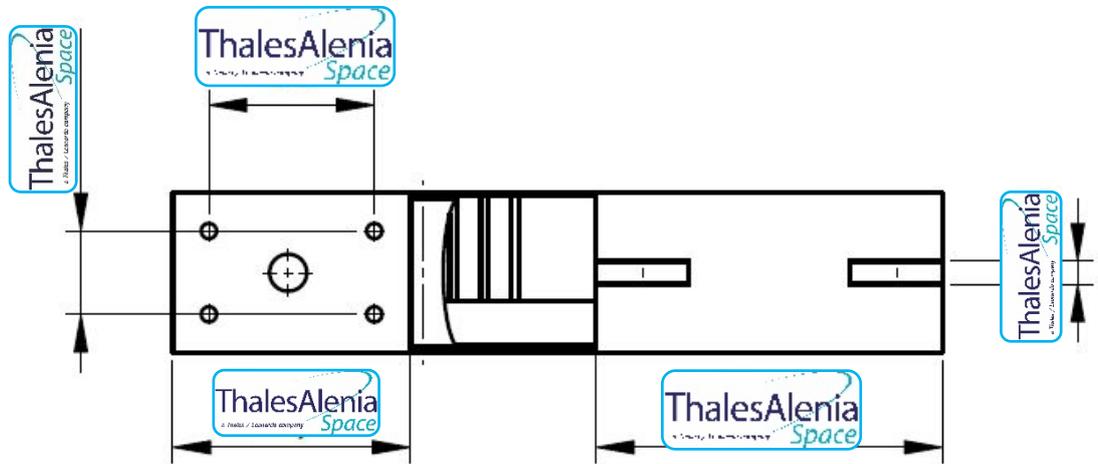
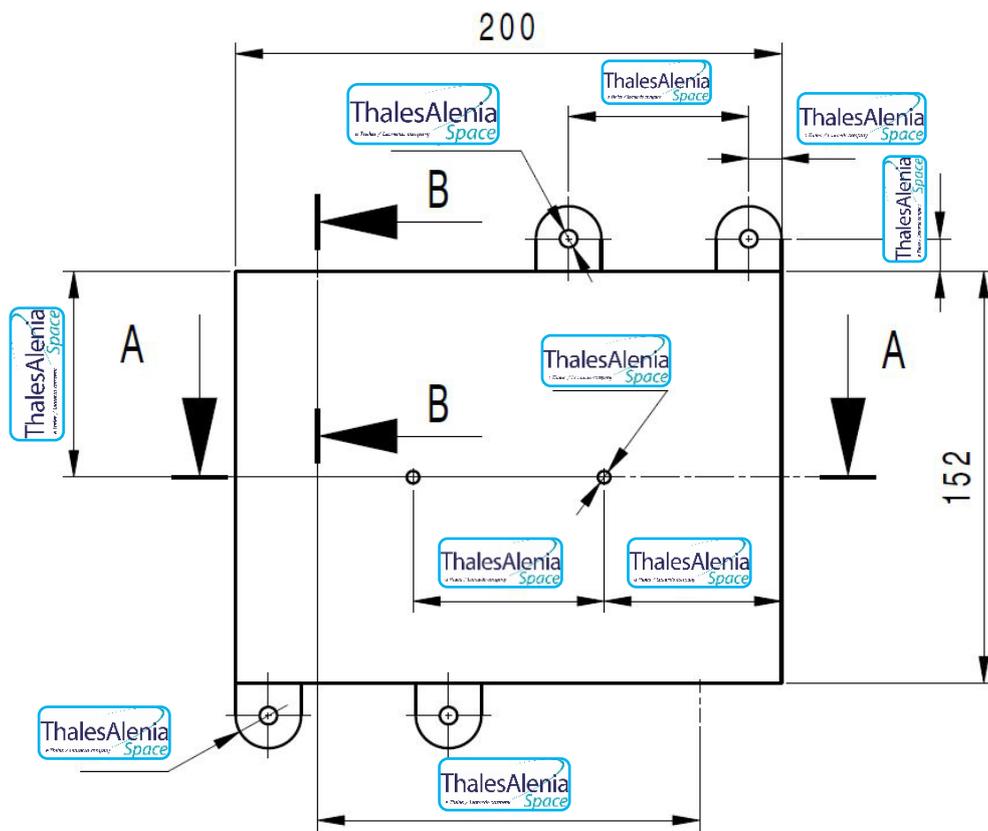


Figura 5.26 Dimensioni multiple del design space rispetto a quelle delle celle elementari.



Frontal View



Top View

Figura 5.27 Messa in pianta del pannello mid-scale.

Una rappresentazione globale del pannello multifunzione mid-scale riprogettato per la produzione con AM è mostrata in Figura 4-7 (da notare anche la presenza i fitting idraulici standard in acciaio che sono al di fuori dello spazio di redesign).

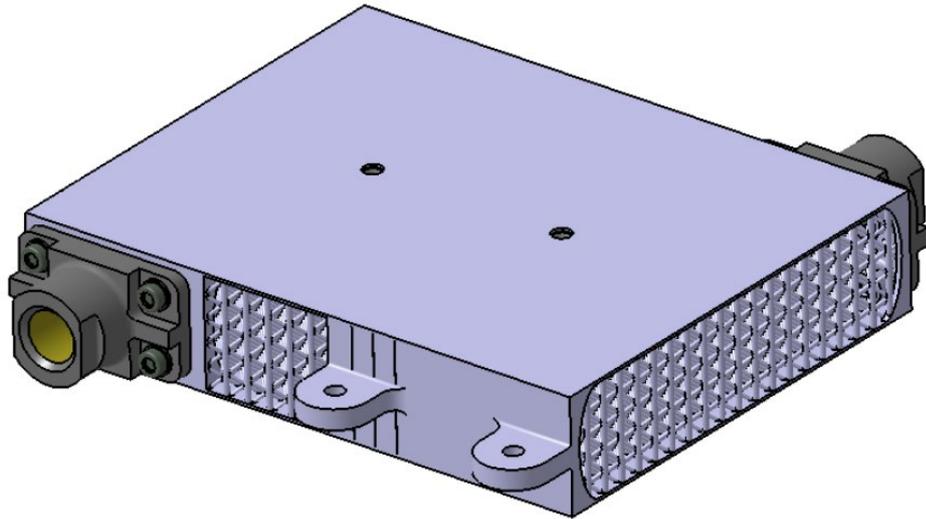


Figura 5.28 Concept del Pannello Multifunzione Mid-Scale riprogettato.

A valle del processo di ottimizzazione la massa del dimostratore mid-scale riprogettato dovrà essere confrontata con la massa che risulterebbe dall'adozione dei processi produttivi convenzionali visibile in Tabella 5.8.

Tabella 5.8 Confronto di massa del dimostratore mid-scale.

	MASSA [kg]	
	Processo Convenzionale	Additive Manufacturing
<i>Pannello sandwich (core + pelli)</i>	0,169 <i>(incluso adesivo)</i>	?
<i>Inserti (nr. 2)</i>	0,018 <i>(incluso potting)</i>	?
<i>Linea fluidica (tubo + nr.2 terminali)</i>	0,266 <i>(incluso foam)</i>	?
<i>Supporti esterni (nr.2)</i>	0,364 <i>(incluso foam)</i>	?
Totale	0,817	?

5.4 Approccio all'ottimizzazione delle strutture reticolari

L'ottimizzazione dei trabecoli riveste uno dei core principali nel processo di riprogettazione del pannello multifunzione in quanto ad esso si associa la maggior percentuale di massa del componente.

Ad oggi, non esistono software di ottimizzazione delle strutture reticolari mediante specifici algoritmi di ottimizzazione. In realtà esistono particolari eccezioni, tool o moduli integrati nei comandi di ottimizzazione (come Altair) inerenti alle strutture lattice ma questi, allo stato attuale, risultano essere alquanto limitati e limitanti. La loro logica è funzione dell'impostazione del problema di ottimizzazione topologica (OT) il cui sistema di equazioni è riportato nell'equazione 5.1.

$$\begin{cases} \min_{U,E} & l(u) & \text{con } u, v \in U \\ \text{s. t.} & (u, v) = l(v) \\ & \int_{\Omega^{MAT}} 1 \, d\Omega \leq \bar{V} \end{cases} \quad (5.1)$$

Con

$$l(u) = \int_{\Omega} f^T u \, d\Omega + \int_{\Gamma_t} t^T u \, d\Gamma \quad (5.2)$$

$$a(u, v) = \int_{\Omega} E_{ijkl} \varepsilon_{ij}^{(u)} \varepsilon_{kl}^{(v)} \, d\Omega \quad (5.3)$$

$$\varepsilon_{ij} = \frac{1}{2} \left(\frac{du_i}{dx_j} + \frac{du_j}{dx_i} \right) \quad (5.4)$$

Dove $l(u)$ è il lavoro compiuto dalle forze esterne, f sono le forze di volume, t le forze di superficie, u lo spostamento reale, v lo spostamento virtuale, U il campo degli spostamenti ammissibili, a il lavoro compiuto dalle forze interne, E_{ijkl} la matrice costitutiva del materiale e $\varepsilon_{ij,kl}$ sono le deformazioni, \bar{V} un certo valore del volume.

La prima equazione della 5.1 è la funzione obiettivo, e le ultime due dello stesso sistema sono le condizioni di vincolo di uguaglianza e il vincolo sulle variabili (Dominio): tali equazioni valgono nel volume di design space individuato e definito in fase di progettazione. Il set di equazioni risulta,

quindi, essere un problema di tipo vincolato e si risolve mediante l'impegno del lagrangiano.

La metodologia di soluzione del problema di ottimizzazione topologica impiegata da Altair è denominata SIMP (Solid Isotropic Material with Penalization) e la tecnica di ottimizzazione delle strutture reticolari si fonda sullo stesso principio in cui gli elementi con densità intermedia ρ (prodotti a valle del processo di ottimizzazione topologica) vengono sostituiti con celle di strutture lattice [29]. In quest'ultimo caso, a differenza della classica impostazione del problema di OT, ogni elemento finito del design space (generato in fase di progettazione) che risulta essere compreso in un range di valori specifico (Lower Bound "LB" $<\rho<$ Upper Bound "UB") sarà soggetto a tale sostituzione. Tutti i restanti elementi con una densità superiore alla UB saranno rappresentativi di un materiale completamente denso mentre quelli inferiori alla LB saranno definitivamente rimossi (Figura 5.29).

Nell'OT il modulo elastico lo si ricava dalla densità dell'elemento con una relazione di tipo non lineare (rappresentata nell'equazione 5.5), la quale è caratterizzata da un fattore di penalità P che è eguale a 2 o 3 mentre, nell'ottimizzazione lattice (OL), questo parametro è impostato a 1 di default.

$$E = E_0\rho^P \quad (5.5)$$

Dove E è la rigidezza risultante dell'elemento topologico con densità ρ , E_0 è la rigidezza iniziale del materiale costituente il design space, e ρ è la densità dell'elemento considerato. Dall'equazione 5.5, il fattore di penalità, quindi, definisce anche la rigidezza dell'elemento topologico oltre a controllare le densità intermedie. È stato verificato, però, che la rigidezza propria della struttura lattice stimata si avvicina al valore reale quando $P=1.8$. Per valori più bassi di 1.8 si può incorrere in una sottostima della rigidezza. Dalla 5.5, quindi, le proprietà meccaniche vengono discretizzate.

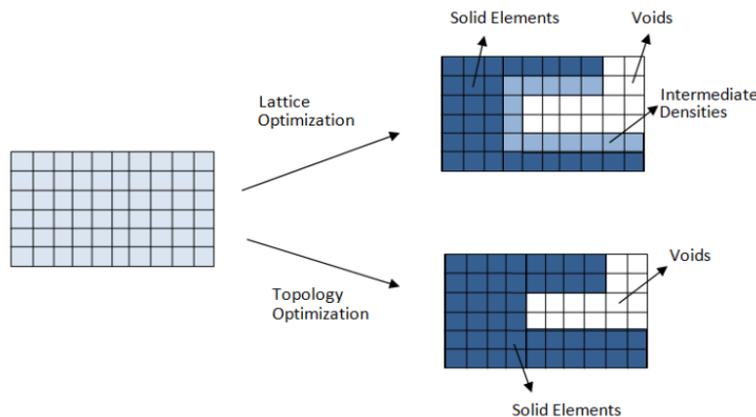


Figura 5.29 Differenza dell'OL rispetto all'OT.

L'ottimizzazione della struttura lattice, secondo il criterio di Altair, è strutturata in due fasi:

1. Ottimizzazione topologica modificata in cui gli elementi con densità variabile entro un range definito vengono sostituiti dalle celle lattice le quali vengono modellate da Optistruct come elementi "CBEAM tapered beam" con sezione circolare (ROD) aventi tutti il medesimo diametro. Dopo il run viene generato automaticamente il set up per la fase 2.
2. Ottimizzazione dimensionale (Size Optimization) in cui in ogni singola beam viene modificato il diametro del trabecolo in funzione dei vincoli di design imposti.

Se da un punto di vista matematico questo approccio risulta essere vincente, altrettanto non può dirsi sul piano operativo in quanto tale modus operandi ha il grande limite di poter essere applicabile nativamente solo ed esclusivamente a 4 particolari tipi di cella (selezionabili durante il set up della fase 1) che spesso non vengono incontro ai limiti di fattibilità di fabbricazione imposti dall'orientazione finale del componente in macchina e dal macchinario utilizzato.

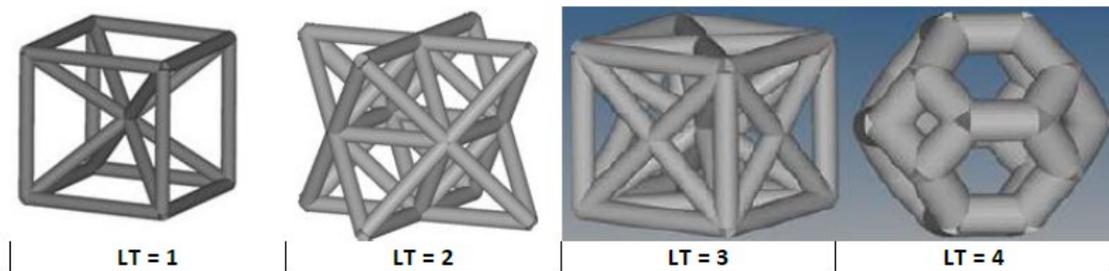


Figura 5.30 Tipi di cella che è possibile scegliere dal tool "lattice" di Altair.

Ulteriore fattore che aggrava il corretto funzionamento degli stessi è che negli algoritmi di ottimizzazione della fase 1 non esistono dei vincoli sulla producibilità delle strutture. Si può incorrere, dunque, nella possibilità di progettare un componente che non potrà essere realizzato con le attuali tecnologie disponibili sul mercato. Sotto questo punto di vista ci si sta muovendo in questa direzione ed un esempio lampante è dato dal software di Dassault Systemes "3D Experience" il quale, oltre a numerose migliorie implementate, ha introdotto questo genere di vincoli nel suo solutore Tosca.

Alla luce di tutti questi limiti offerti da questo approccio si è scelto di operare un approccio ibrido che ha richiesto l'utilizzo contemporaneo del pacchetto Hyperworks di Altair e del software commerciale 3-Matic della Materialise. Quest'ultimo software permette la creazione manuale del tipo di cella della struttura lattice che si vuole implementare (che è possibile aggiungere alla già ricca libreria presente nativamente nel tool) e l'immediata applicazione della singola unità su dei volumi di design space opportunamente creati precedentemente in ambiente CAD permettendo la modifica in scala della cella e il diametro di ogni trabecolo (in realtà è possibile effettuarlo anche con un tool apposito presente nel software come sarà descritto nei capitoli successivi). Il valore aggiunto a tali potenzialità è dato indubbiamente dalla possibilità di creare connessioni tra diverse "zone lattice" con dimensione del reticolo differenti rispettando i vincoli di producibilità impostabili dall'utente. È possibile, inoltre, collegare le strutture reticolari create (modellate come CBEAM) a tutte quelle parti del modello a cui tali elementi si "aggrappano" in modo quasi automatico: questa feature riduce in maniera drastica le operazioni di collegamento manuale che si dovrebbero effettuare in ambiente FEM e quindi permette di ottenere, pur con certe limitazioni descritte nei capitoli successivi, un componente unico in cui le strutture non reticolari sono collegate con tutte le beam. Non per ultimo occorre citare anche le funzionalità di smoothing e di fixing degli errori finalizzati alla risoluzione di problemi inerenti alla qualità della mesh generata per le analisi FEM nonché a quelli relativi ad errori come sovrapposizione (overlap) o buchi tra i triangoli (Paragrafo 2.3) tipici di una produzione per AM, permettendone, infine, l'esportazione in formato STL del modello verificato.

La funzionalità principale che ha condotto all'impiego di 3-Matic per questa applicazione è la funzionalità di ottimizzazione dimensionale (Size Optimization) dei trabecoli della struttura reticolare in funzione dei carichi agenti sul componente in seguito ad un'analisi di tipo statico dello stesso su un qualsivoglia software CAE.

Successivamente all'applicazione dei carichi e dei vincoli sul componente in un pre-processore (Hypermesh) e la relativa analisi strutturale su un solutore (Optistruct), in base ai valori di output generati dal file ".csv" fornito da un postprocessore (Hyperview), il software 3-Matic è in grado di leggere e generare un involuppo delle diverse condizioni di carico ed ottimizzare il diametro dei trabecoli in funzione del loro livello di stress (workflow in Figura 5.31).

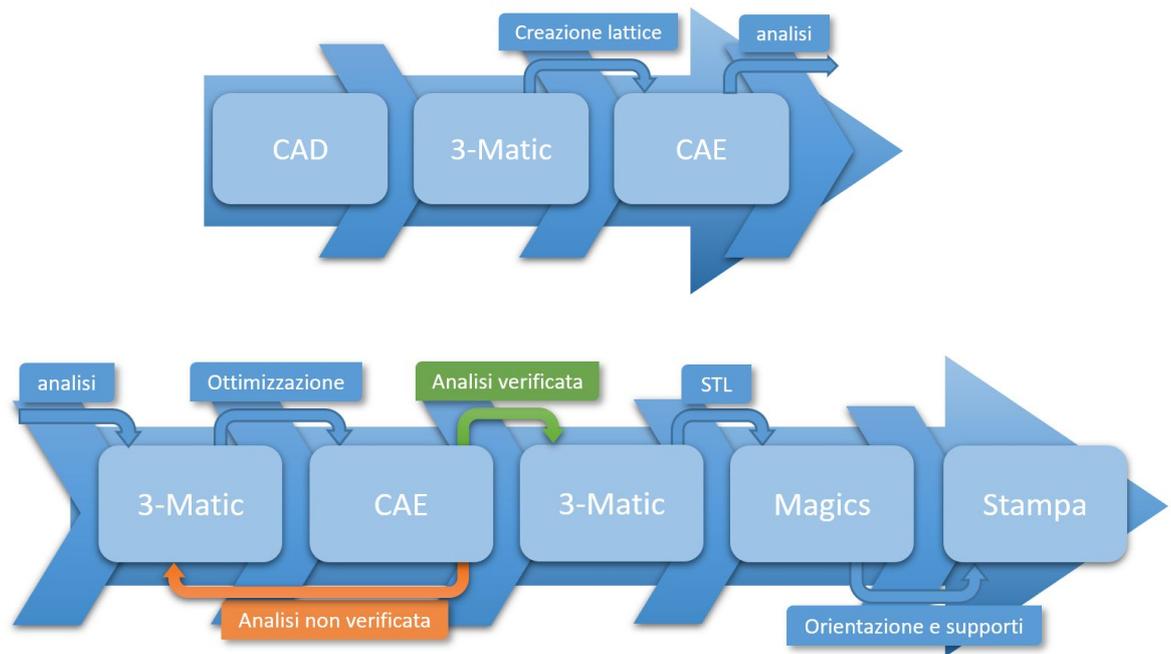


Figura 5.31 Workflow dell'approccio impiegato per l'ottimizzazione.

Se questo approccio ha il vantaggio di essere relativamente rapido, da un altro punto di vista ha delle limitazioni che bisogna evidenziare come, primo fra tutti, l'impossibilità di imporre qualsiasi tipo di condizione di vincolo sul rispetto dei valori degli ammissibili del materiale mediante opportuni coefficienti di sicurezza.

L'ottimizzazione propriamente definita dal set di equazioni 5.1 non è contemplata in questo processo e la procedura di sizing del diametro dei trabecoli è guidata soltanto dal plot di valori degli andamenti tensionali presenti nel .csv e varia in un range i cui estremi sono definiti dall'utente.

Il metodo impiegato per superare ed ovviare a questo inconveniente è stato quello di adottare un ciclo iterativo di ottimizzazioni fino a giungere alla convergenza sui valori desiderati. Questa ratio non segue uno specifico algoritmo di ottimizzazione e, come detto in precedenza, questa soluzione attuata è dovuta all'assenza di software commerciali nell'attuale panorama industriale che permettano di poter eseguire un'ottimizzazione propriamente detta con celle definite dall'utente e con criteri che ne garantiscano una corretta ed effettiva realizzabilità.

Il risultato cui si è giunti e che sarà trattato nel capitolo dedicato alle conclusioni, tuttavia, risulta essere tutt'altro che negativo e questo modus operandi, seppur articolato, non risulta errato e conduce a risultati soddisfacenti che non sarebbero potuti essere raggiunti in maniera differente a parità di tempistiche e risorse impiegate.

5.5 Workflow generale

Poiché non esiste in commercio alcun software in grado di generare, in funzione dei carichi, un reticolo lattice di tipo variabile (in termini di dimensione di cella e spessore dei trabecoli) è stato necessario individuare un set di possibili configurazioni potenzialmente funzionali che rispettassero, al contempo, tutti i vincoli di producibilità. Le diverse soluzioni individuate variano in termini dei layout dei design space e sono funzione della dimensione della cella, dello spessore iniziale delle strutture reticolari e del tipo di unità di struttura lattice. In particolare, la scelta della singola cella è stata veicolata primariamente dal vincolo di realizzabilità della struttura senza l'ausilio di supporti e, secondariamente, si sono cercate quelle che garantissero buone prestazioni meccaniche che impattino il meno possibile sul peso finale del componente. Come illustrato precedentemente, infatti, uno degli obiettivi della riprogettazione è quello di ottenere una struttura alleggerita e ciò è perseguibile con un'adeguata commistione di tutti i fattori descritti.

Si sarebbe potuto pensare di sostituire le strutture lattice esclusivamente nelle zone di materiale risultanti a valle di un'ottimizzazione topologica operata sul massimo volume di design space disponibile. Data l'orientazione di crescita scelta per il componente aerospaziale, però, questo avrebbe comportato delle zone vuote tra le pelli che avrebbero generato la necessità di una considerevole presenza di strutture di supporto in fase di fabbricazione e che avrebbero necessitato di una massiccia operazione di rimozione delle stesse (o che sarebbero rimaste sul componente finale se impossibili da eliminare). Si è deciso, pertanto, di inserire direttamente delle strutture trabecolari alleggerite su tutto il volume disponibile ed ottimizzarlo oculatamente.

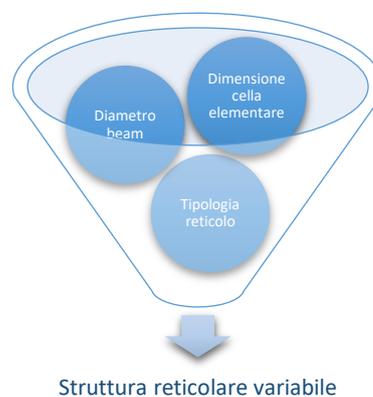


Figura 5.32 Relazione dei fattori che caratterizzano una struttura reticolare variabile.

Le tipologie di unità elementari scelte, compatibili con la direzione di crescita del pannello multifunzione, sono la cella BCC (Body-Centred-Cubic) e la cella rinforzata BCC-Z (Body-Centred-Cubic with Z struts).

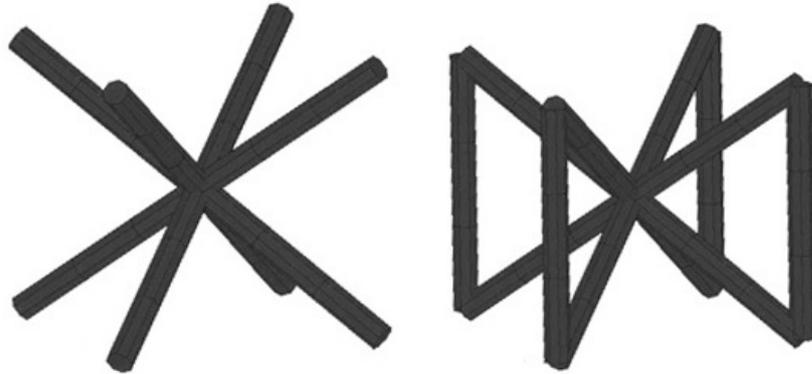


Figura 5.33 Unità di celle BCC e BCC-Z [24].

I fattori su cui si può agire in fase di ottimizzazione sono i seguenti:

- a) Tipo di cella (dopo averla scelta non è più modificabile);
- b) Dimensione della cella (una volta definito il design space è fissata e non più modificabile);
- c) Spessore della cella (variabile mediante ottimizzazione dimensionale).

Impiegare una ripetizione di celle dense (aventi una piccola dimensione della cella unita ad uno spessore considerevole del diametro dei trabecoli) significa avere una struttura finale molto rigida che esibirà ottime prestazioni meccaniche pagandole in termini di peso. Questa condizione è inconciliabile con la finalità di componente aerospaziale e bisogna, quindi, trovare la configurazione ottima di questi fattori al fine di ottenere un buon compromesso in termini di peso e di comportamento della struttura in funzione alle diverse condizioni di carico cui essa è sottoposta.

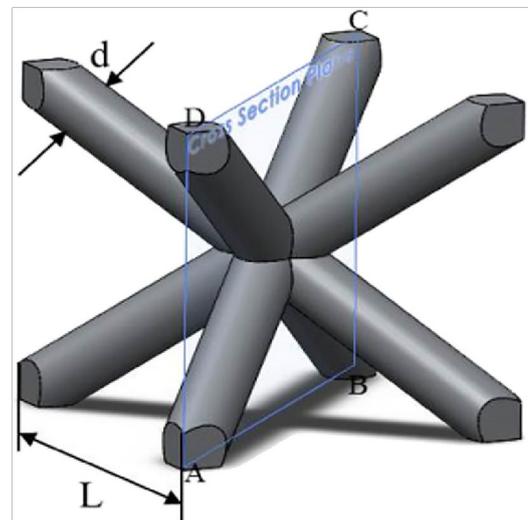


Figura 5.34 Unità di cella di tipo BCC e i relativi fattori che ne determinano la geometria finale [31].

Oltre a queste considerazioni bisogna anche considerare il vincolo imposto dalla tecnologia di realizzazione: scegliere una struttura con una dimensione di cella troppo grande implica una drastica riduzione della rigidità

complessiva e, d'altra parte, una irrealizzabilità costruttiva. Nel caso della direzione di crescita (asse y) imposta in fase di riprogettazione (le pelli del pannello risultano parallele al piano del letto di polvere ma con una piccola angolazione per ridurre le tensioni residue - Paragrafo 5.3.2), una dimensione di cella che superi un certo valore non permetterebbe la sostenibilità della pelle superiore la quale, non avendo sostegno, crollerebbe e condurrebbe al fallimento del job.

Una soluzione a questa problematica potrebbe essere data da un diverso orientamento del pannello in macchina ovvero, in particolare, con le pelli del componente parallele alla direzione di crescita e quindi ortogonali alla piattaforma di costruzione. Questo, inoltre, permetterebbe una minor superficie di scansione da parte del laser e quindi, come illustrato nel paragrafo 3.2.3, a minori tensionamenti termici residui. Tale configurazione, però, risulta essere svantaggiosa sotto altri punti di vista come la difficoltà di



Figura 5.35 Rapporto sezione/altezza [6].

precisione della costruzione delle pelli stesse le quali risultano avere un'altezza pari a 200 mm ed uno spessore di 1 mm per 156 mm di larghezza: le regole di progettazione per l'AM, infatti, prevedono che non dovrebbero essere create parti con un rapporto altezza/spessore maggiore di 8:1 in quanto il recoater, nel suo moto, potrebbe flettere la parte e danneggiarsi compromettendo la fase di costruzione. Questo tipo di orientazione, inoltre, aumenterebbe considerevolmente il tempo del job nonché il costo delle polveri di alluminio che dovrebbero saturare tutto il volume della camera fino all'altezza necessaria. Il limite maggiore, tuttavia, risulta provenire dalla vincolante nascita di strutture di supporto all'interno delle zone a "U" della serpentina che non potrebbero essere raggiungibili dalle macchine utensili e, quindi, rimovibili, escludendo a priori questo tipo di soluzione.

Il modello mid-scale, per quanto risulti di dimensioni inferiori rispetto al full-scale, si è mostrato imporre un tempo di calcolo computazionale troppo gravoso e non ha consentito di testare sullo stesso tutte le diverse configurazioni dei design space che saranno illustrate nel prossimo capitolo. Per ovviare a tale problema si è operato su un modello *sub-scale* sul quale si è effettuato un trade off delle diverse soluzioni delle strutture reticolari e mediante una comparazione attraverso il metodo del *Figure of Merit* (FOM) si è scelta quella ottimale da applicare una sola volta al pannello mid scale.

In Figura 5.36 è illustrato il workflow generale del presente lavoro di Tesi. Ogni aspetto verrà approfondito con ulteriori schemi di flusso e dettagli nei prossimi capitoli. In particolare nel Capitolo 6 verrà esplicitata l'analisi del trade off attuato sul sub scale mentre nel Capitolo 7 verrà posta l'attenzione all'iter seguito per l'ottimizzazione del pannello multifunzione mid-scale con la configurazione della struttura trabecolare individuata nel capitolo precedente.

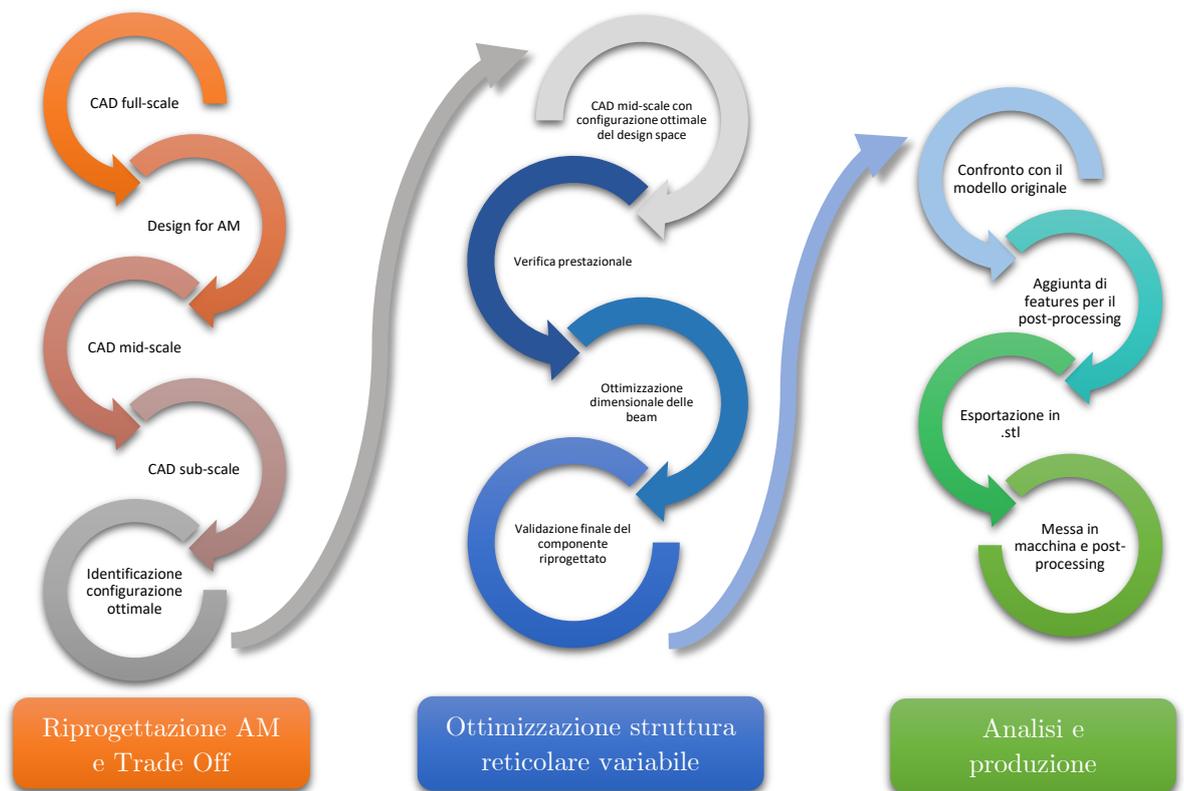


Figura 5.36 Workflow del lavoro di Tesi.

6. Trade-Off

6.1 Presentazione del modello sub-scale

Come illustrato nel capitolo precedente in questa sezione della Tesi sarà descritto il procedimento attuato per l'identificazione della configurazione ottimale da applicare al pannello multifunzione mid-scale.

6.1.1 Configurazioni

Per poter studiare il comportamento della struttura reticolare al variare della grandezza della cella, del diametro del trabecolo e del tipo di cella si è scelto di impiegare un modello sub-scale di geometria simile al pannello mid-scale ma dimensionalmente più piccolo e costruttivamente più semplice. La fase di ottimizzazione della struttura lattice sul componente riprogettato, infatti, è stata caratterizzata da una complessità del modello tale da rallentare in maniera importante le operazioni da parte del software 3-Matic. Anche le analisi strutturali per l'ottimizzazione di una singola configurazione sono risultate in tempistiche computazionali eccessivamente lunghe.

Un modello semplificato è stato quindi creato in ambiente CATIA. In questa fase di studio è stato escluso il carico di pressione interna alla serpentina e ci si è concentrati sui carichi strutturali indotti dalle elevate accelerazioni cui il componente viene sottoposto in fase di lancio in orbita e che risultano decisamente più onerosi rispetto al carico generato dal fluido di raffreddamento.

Il modello è stato distinto in uno (o più) *design space* (DS) a seconda della configurazione che sono rappresentativi di quei volumi che verranno sostituiti dalla struttura reticolare e da un'unica geometria (dal momento che il componente fabbricato mediante tecnologia PBF sarà monolitico) nominata *non design space* (NDS) la quale è rappresentativa di tutte quelle parti "non lattice" come le pelli, le flange su cui verranno applicati i vincoli, e l'insero centrale sulle

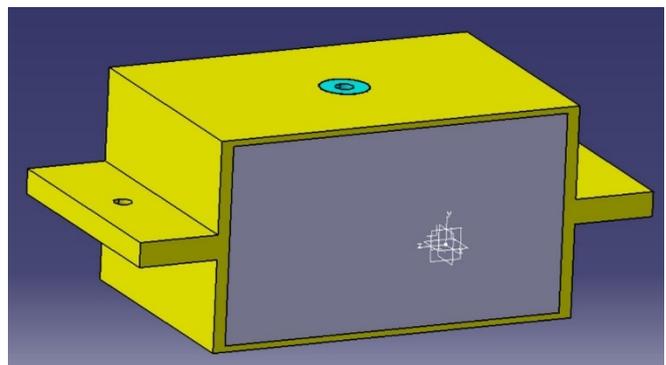


Figura 6.1 Una delle configurazioni del modello sub-scale.

cui superfici interne verranno applicate le masse concentrate. Nella Figura 6.1 è possibile individuare gli elementi descritti in precedenza (DS in grigio e NDS in giallo e verde acqua).

È utile sottolineare che le dimensioni del design space devono essere scelte in modo scrupoloso in modo tale che risultino multiple intere della dimensione della cella dell'unità elementare per evitare di avere dei trabecoli spezzati e non collegati sulle superfici esterne che non trasmettono il carico e che quindi determinano un aggravio ingiustificato della massa del componente risultando inutili dal punto di vista meccanico. In realtà, si potrebbe operare creando una cella con dimensioni tali da essere sottomultipla delle dimensioni generali del componente ma questo potrebbe risultare in una unità elementare non isotropica. Nel caso di questa applicazione specifica si è cercato di avere dei comportamenti strutturali il più omogenei possibili in quanto le condizioni di carico che verranno illustrate nei paragrafi successivi sono dirette in tutte le direzioni ma questo non esclude che in altre applicazioni specifiche con carichi orientati esclusivamente in determinate direzioni questa anisotropia possa essere cercata e sfruttata a vantaggio del progettista. Dal punto di vista costruttivo, infatti, questa implementazione non comporta alcun tipo di difficoltà tecnica.

In linea generale bisogna ricordare, inoltre, che quando viene effettuata una qualsiasi operazione di ottimizzazione (che sia topologica, dimensionale o di forma), bisogna sempre considerare come zone di Non Design Space tutte quelle parti del modello sulle quali vengono applicati carichi e vincoli.

Nella Tabella 6.1 sono riportate tutte le configurazioni studiate che sono state applicate al modello sub-scale.

L'identificativo scelto per ogni configurazione (ID) è MS_X dove X è una lettera dalla A alla I.

Gli identificativi delle configurazioni dei design space, invece, sono stati espressi come DSX dove X è un numero da 1 a 4. Maggiori informazioni inerenti alle tipologie di queste configurazioni saranno illustrate successivamente.

Nella tabella è anche inserito il tipo di cella utilizzato, la dimensione della cella (lati), il diametro delle beam iniziali (che inizialmente risulta essere uguale per tutte le celle e pari a 0.6 mm^6) e il range di variazione dello stesso post-ottimizzazione. L'approccio di ottimizzazione perseguito in tale studio (ad

⁶ È stato appurato che la macchina EOS M270 è capace di realizzare geometrie di tale spessore.

esclusione della configurazione MS_I in cui si è utilizzata la metodologia opposta) è stato impostato considerando un diametro minimo di partenza e una successiva ottimizzazione “al rialzo” in cui sono stati definiti i valori estremi possibili dei diametri.

Tabella 6.1 Configurazioni del modello sub-scale.

ID	Tipo Design Space	Tipo di cella	Dimensione cella [mm]	Diametro beam iniziale [mm]	Range diametri beam post-ottimizzazione [mm]
MS_A	DS1	BCC-Z	4x4x4	0.6	0.6 - 1.2
MS_B	DS1	BCC-Z	8x8x8	0.6	0.6 - 1.2
MS_C	DS1	BCC	4x4x4	0.6	0.6 - 1.2
MS_D	DS1	BCC	8x8x8	0.6	0.6 - 1.2
MS_E	DS2	BCC	4x4x4; 8x8x8	0.6	0.6 - 1.2
MS_F	DS3	BCC	4x4x4; 8x8x8	0.6	0.6 - 1.2
MS_G	DS3	BCC; BCC-Z	4x4x4; 8x8x8	0.6	0.6 - 1.2
MS_H	DS4	BCC	4x4x4; 8x8x8	0.6	0.6 - 1.2
MS_I	DS1	BCC	4x4x4	1.2	0.6 - 1.2

Prima di descrivere dettagliatamente tutti i casi studio presentati nella tabella, è necessario presentare le diverse configurazioni dei design space per poter comprendere appieno quanto seguirà successivamente.

In tutte le varie soluzioni il NDS è il medesimo e fori presenti sono tutti di raggio 3 mm. Maggiori dettagli sulle quote sono visibili in Figura 6.10.

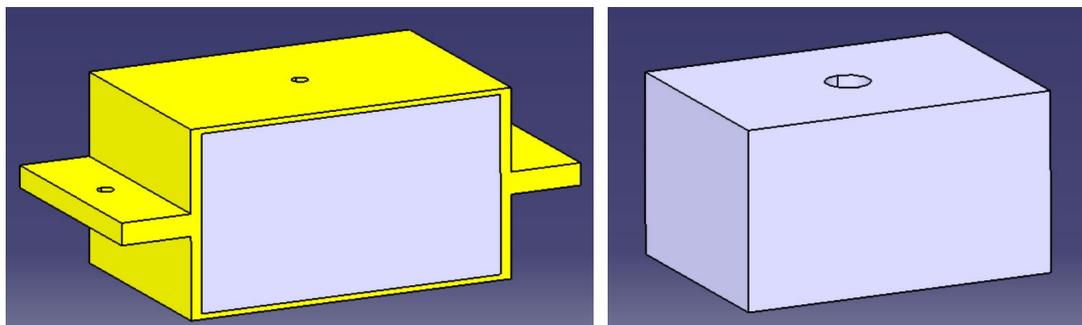


Figura 6.2 Concept del DS1.

L'immagine in Figura 6.2 è rappresentativa del DS1 dove il design space risulta essere l'intero volume racchiuso dalle pelli di dimensioni 56x40x32 mm (lxwxh).

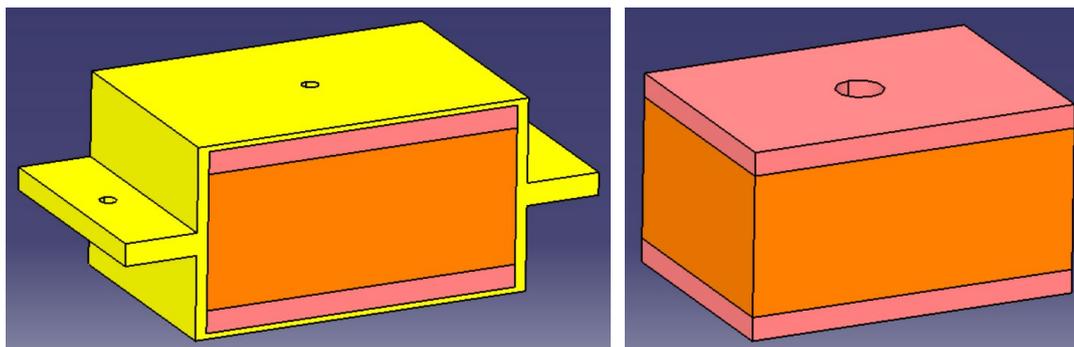


Figura 6.3 Concept del DS2.

La Figura 6.3 mostra il DS2 in cui l'intero volume racchiuso tra le pelli è stato suddiviso in 3 parti: un core centrale di dimensioni di 56x40x24 mm (arancione) e due volumi esterni a contatto con le pelli aventi dimensione di 56x40x4 mm ciascuno.

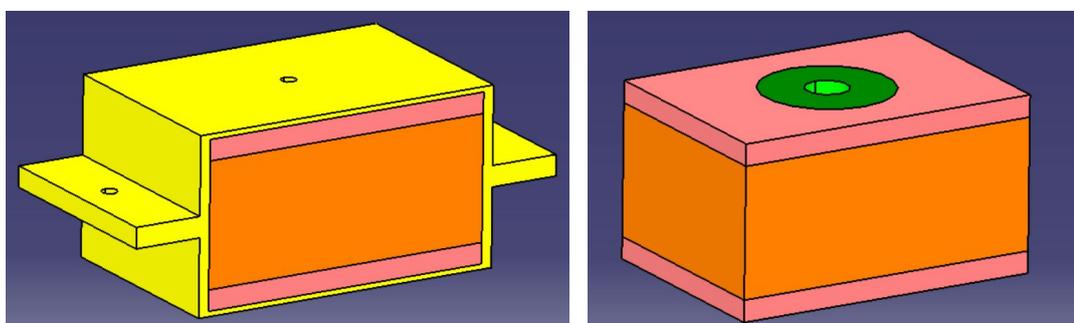


Figura 6.4 Concept del DS3.

Il modello in Figura 6.4 risulta avere le stesse caratteristiche del DS2 ma è caratterizzato da un ulteriore design space (verde) nella zona centrale di forma cilindrica che abbraccia l'inserto. Tale volume ha il diametro interno di 3 mm, il diametro esterno di 24 mm ed un'altezza di 32 mm.

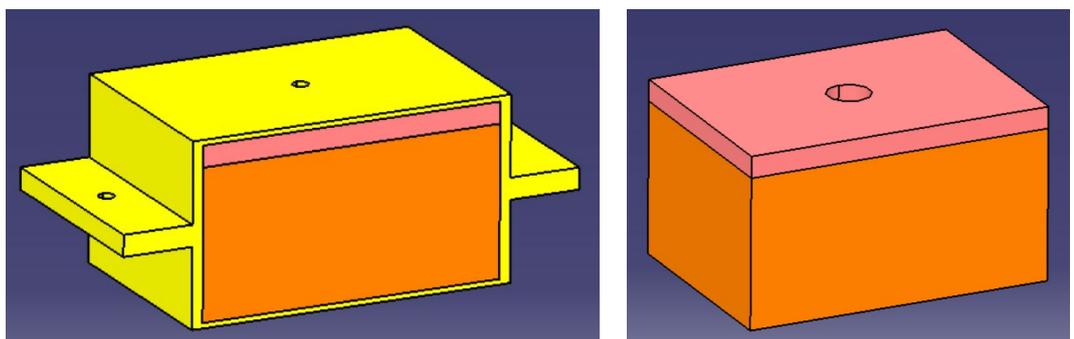


Figura 6.5 Concept del DS4.

Il modello in Figura 6.5 ha le stesse caratteristiche del DS2 ma con un solo design space (a contatto con la pelle superiore) di dimensioni 56x40x4 mm.

Con riferimento alla Tabella 6.1, le configurazioni MS_A, B, C, D, I hanno previsto lo studio di una disposizione uniforme della struttura reticolare in cui si sono confrontate le prestazioni in termini di peso e di resistenza meccanica di soluzioni con celle fitte (di dimensioni 4x4x4 mm) e celle il cui reticolo ha dimensioni maggiori (pari ad 8x8x8 mm). Tale indagine è stata approfondita per entrambi i tipi di cella BCC e BCC-Z.

Nelle successive configurazioni MS_E, F, G, H si è studiato il comportamento di strutture lattice variabili funzionalmente con tipologia di cella BCC e con dimensioni del reticolo miste (8x8x8 mm e 4x4x4 mm) aventi una zona di transizione graduale tra le stesse. Una particolarità interessante è rappresentata dalla configurazione MS_G in cui si è studiato anche l'effetto di un tipo di cella misto (BCC e la cella più rigida BCC-Z).

In particolare, la configurazione MS_E è stata modellata applicando uno strato di celle di dimensione 4x4x4 mm lungo entrambe le superfici a contatto con le pelli mentre il core centrale, invece, è stato sostituito con la ripetizione di celle aventi dimensioni 8x8x8 mm che consente di venire incontro alle esigenze di alleggerimento del componente. In funzione della direzione di crescita prescelta (ipotizzata come l'asse y in analogia con il modello mid-scale), le tre zone (4-8-4) sono state collegate tra loro con l'aggiunta di ulteriori trabecoli disposti gradualmente al fine di permettere una realizzabilità costruttiva delle celle soprastanti quando sopraggiunge il cambiamento dimensionale del reticolo.

La configurazione MS_F è analoga alla MS_E ma è stata creata un'ulteriore zona di design space nell'intorno dell'inserito in modo tale da studiarne il comportamento con un infittimento delle celle (di dimensione 4x4x4 mm) in corrispondenza della zona dove presumibilmente si registreranno i valori tensionali più alti (qui, infatti, sono applicate le masse concentrate).

La configurazione MS_G è simile alla MS_F ma nel design space attorno all'inserito è stata inserita una cella di tipo BCC-Z (più rigida) al posto della BCC lasciandone invariata la dimensione (4x4x4 mm).

Il modello MS_H risulta essere analogo al MS_E ma è caratterizzato da un solo strato di struttura reticolare con dimensione 4x4x4 mm disposto esclusivamente nella zona a contatto con la pelle superiore. Questa soluzione è stata studiata per cercare di alleggerire il componente in più possibile permettendone, al contempo, la realizzabilità costruttiva poiché, come sarà descritto nei paragrafi successivi, una cella di dimensioni 8x8x8 mm risulta

essere eccessivamente grande e non permetterebbe la realizzazione della upskin causando il fallimento del job.

In conclusione, nella configurazione MS_I (che rappresenta la configurazione testata nelle prime prove di realizzabilità effettuate da iit e Polito) si è voluto studiare l'output dei risultati dell'ottimizzazione modellando il componente con un diametro iniziale delle beam maggiore (pari a 1.2 mm) ed eseguendo un'ottimizzazione "al ribasso", impostando il valore minimo di tale parametro (0.6 mm). Questa soluzione, infatti, risulta essere nominalmente analoga al MS_C ma con diametro iniziale differente.

Di seguito sono riportate le quote del modello sub-scale in tutte le sue configurazioni.

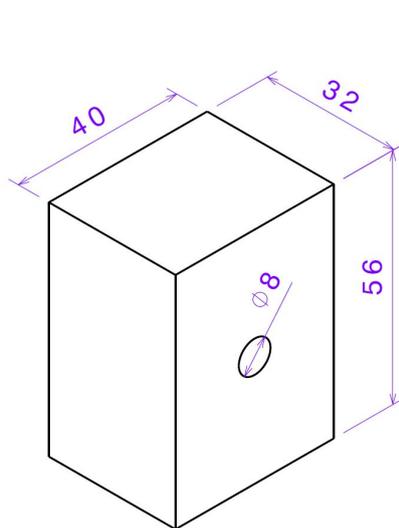


Figura 6.6 Dimensioni del DS1.

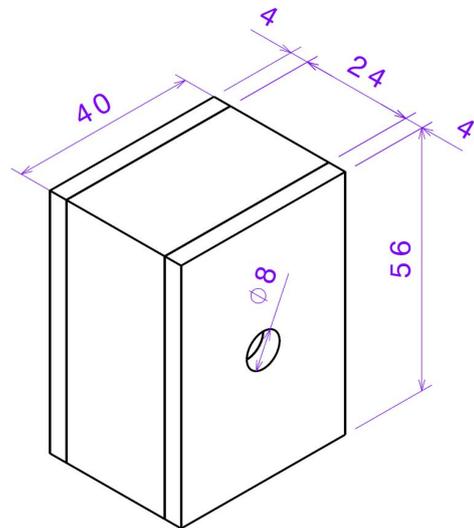


Figura 6.7 Dimensioni del DS2.

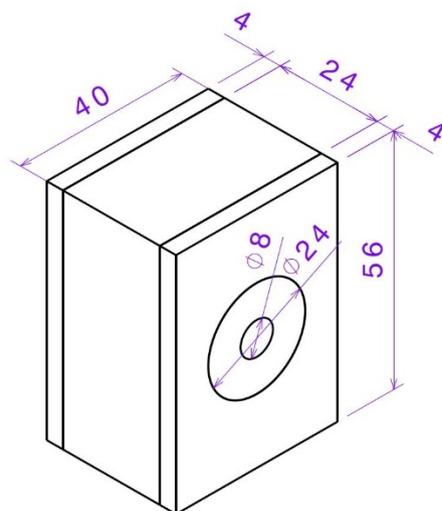


Figura 6.8 Dimensioni del DS3.

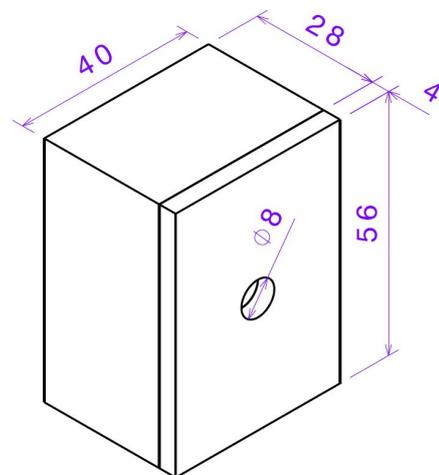
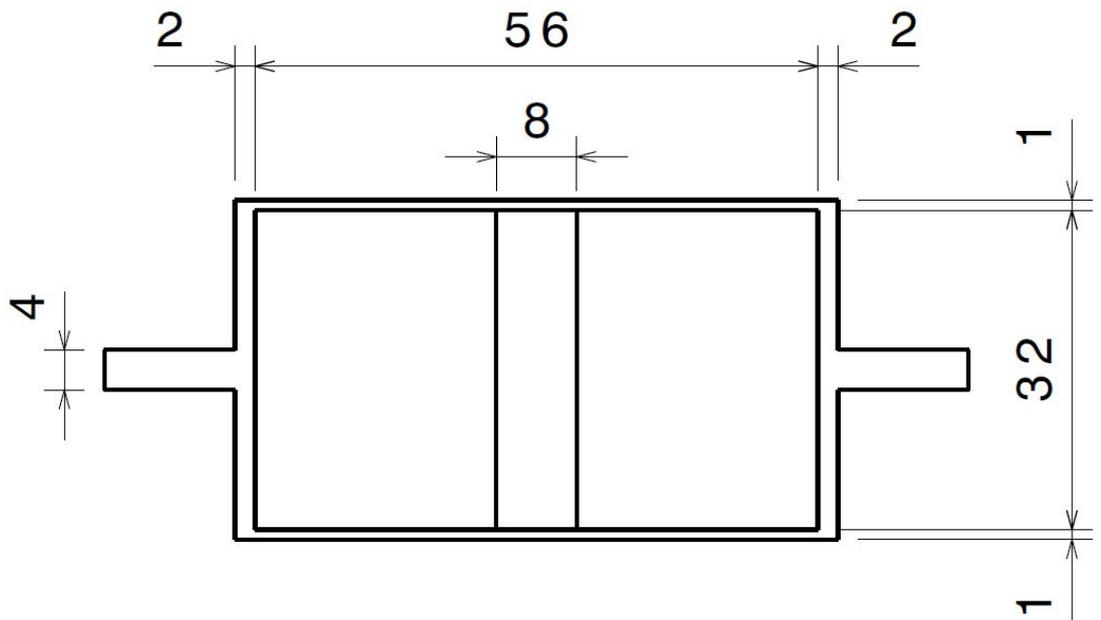
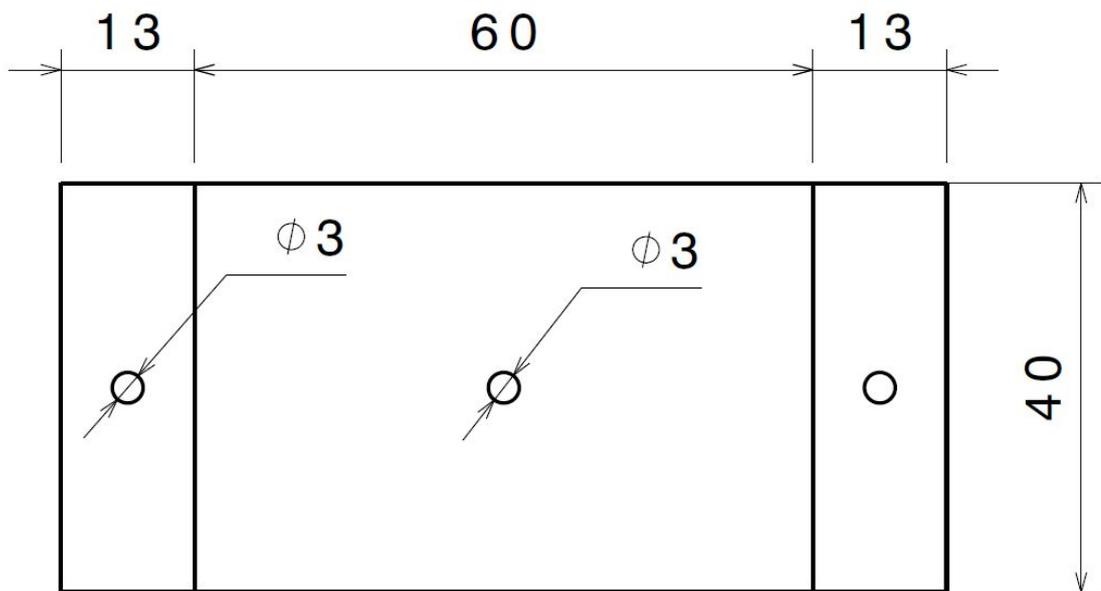


Figura 6.9 Dimensioni del DS4.



FRONTAL VIEW



TOP VIEW

Figura 6.10 Dimensioni del NDS.

6.1.2 Modellizzazione

Ogni modello del pannello sub-scale illustrato nel capitolo precedente, è stato sottoposto alle stesse configurazioni di carico il che ha permesso di effettuare un confronto in termini di massa, caratteristiche meccaniche e spostamenti massimi a parità di condizioni.

Essendo un confronto di tipo parametrico, per studiare gli andamenti e i comportamenti delle strutture al variare delle varie configurazioni, in tale fase studio non si è imposto alcun fattore di sicurezza minimo da rispettare né sulla massima tensione a rottura, né su quella a snervamento.

L'unità di misura adottato per eseguire le analisi strutturali è stato quello del MPa (mm, t, N, MPa) ovvero *millimetri* per le lunghezze, *tonnellate* per le masse, *newton* per le forze, *megapascal* per le pressioni.

Le dimensioni massime (in riferimento alle viste dall'alto di Figura 5.7 e Figura 6.10) del modello sub-scale risultano essere circa 10^{-1} rispetto a quelle del full-scale, il che implica 10^{-2} dell'area.

La massa dovrebbe essere diminuita di 10^{-3} (dal momento che essa varia con il volume) ma risulterebbe una riduzione eccessiva e pertanto si sono considerate due masse concentrate di peso 0.4 kg cadauna collegate alla superficie interna dell'insero mediante collegamenti di tipo rigido RBE2.

La posizione dei baricentri di tali masse è stata collocata al centro dell'insero e, a partire dalla superficie esterna ad ogni pelle, è stata spostata di una quantità pari a 50 mm verso l'esterno. In realtà, lungo lo spessore (asse y) si sarebbe dovuto considerare una distanza dei baricentri di $125/10=12.5$ mm ma per stressare maggiormente la struttura si è deciso di considerare la distanza indicata.

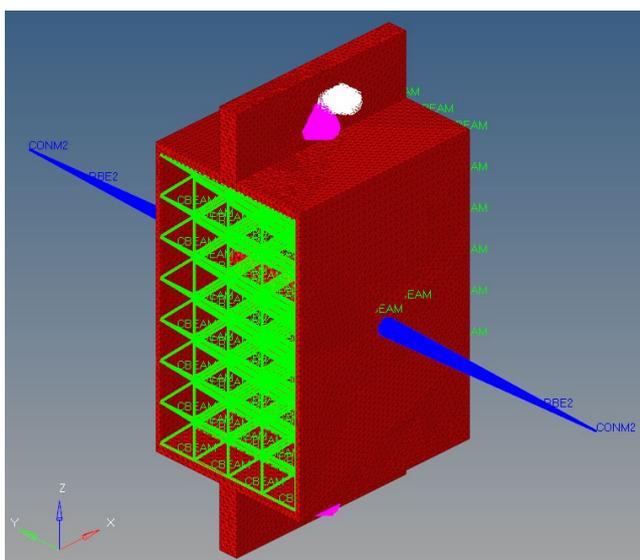


Figura 6.11 Esempio di modellizzazione di una generica configurazione.

I vincoli sono stati applicati in corrispondenza dei fori presenti nelle due flange e sono stati modellati come incastro.

Il modello sub-scale creato è stato sottoposto a delle condizioni di carico analoghe a quelle del modello full-scale (Tabella 5.6) ma, per attuare un calcolo di tipo conservativo, si è deciso di considerare un carico di 20 g in tutte le direzioni e non esclusivamente nella direzione ortogonale alle pelli (l'asse y nel caso del sistema di riferimento adottato).

Tabella 6.2 Condizioni di carico adottate sul modello sub-scale.

Loadcase	X	Z	Y
1	+ 20 g	+ 20 g	+ 20 g
2	+ 20 g	+ 20 g	- 20 g
3	+ 20 g	- 20 g	+ 20 g
4	+ 20 g	- 20 g	- 20 g
5	- 20 g	+ 20 g	+ 20 g
6	- 20 g	+ 20 g	- 20 g
7	- 20 g	- 20 g	+ 20 g
8	- 20 g	- 20 g	- 20 g

Dal momento che il sistema di misura adottato risulta essere il MPa, il carico di accelerazione dovrà essere espresso in mm/s² pertanto:

$$9.81 \text{ m/s}^2 = 9810 \text{ mm/s}^2$$

E quindi:

$$20 \text{ g} = 20 \cdot 9.81 \text{ m/s}^2 = 20 \cdot 9810 \text{ mm/s}^2 = 196200 \text{ mm/s}^2$$

Le caratteristiche meccaniche della lega AlSi10Mg sono state desunte, come illustrato nel Capitolo 3.2.4, dal relativo datasheet del produttore delle polveri. In particolare, si è scelto di impiegare le polveri fornite da EOS [30] per la macchina M290 (400 W) con il quale si prevede la costruzione futura dei provini meccanici.

Nel caso specifico, in tale datasheet sono riportate le caratteristiche in un sistema di riferimento in cui *xz* è il piano di ortogonale e *y* è la direzione

verticale (o crescita) analogamente al sistema di riferimento adottato per il pannello sub-scale e mid-scale.

Tabella 6.3 Caratteristiche meccaniche delle polveri di AlSi10Mg fornite dal datasheet della EOS [30].

Proprietà	Unità	As built	Heat treated
Densità	[g/cm ³]	2.67	
Tensione di rottura (XZ)	[MPa]	460±20	345±10
Tensione di rottura (Y)	[MPa]	460±20	350±10
Tensione di snervamento (XZ)	[MPa]	270±10	230±15
Tensione di snervamento (Y)	[MPa]	240±10	230±15
Modulo di elasticità (XZ)	[GPa]	75±10	70±10
Modulo di elasticità (Y)	[GPa]	70±10	60±10
Durezza	[HBW]	119±5	
Conducibilità termica (XZ)	[W/(m·°C)]	103±5	173±10
Conducibilità termica (Y)	[W/(m·°C)]	119±5	173±10

Sono stati scelti i valori minimi garantiti delle proprietà *heat treated* (post-trattamento termico di stress relieving avvenuto per la durata di 2 h a 300 °C). In realtà, in alcune direzioni il materiale resiste a carichi più alti ma questo tutto a vantaggio della sicurezza.

Tabella 6.4 Caratteristiche meccaniche scelte per le analisi del Trade Off.

Proprietà	Unità	Heat treated
Densità	[g/cm ³]	2.67
Tensione di rottura	[MPa]	335
Tensione di snervamento	[MPa]	215
Modulo di elasticità	[GPa]	50
Durezza	[HBW]	114
Conducibilità termica	[W/(m·°C)]	163

La scelta del valore minimo garantito del modulo di Young E determinerà una condizione di conservazione sugli spostamenti ma potrebbe non esserla per gli stress in quanto aumentando la rigidezza diminuiscono le tensioni associate.

Gli elementi finiti utilizzati sono di tipo TETRA10 (lunghezza massima del lato fissata ad 1 mm) per tutti gli elementi non lattice e CBEAM (con sezione di tipo ROD) per quanto riguarda la struttura reticolare.

Il numero di nodi ed elementi risulta essere variabile in funzione della configurazione oggetto di studio.

Tabella 6.5 Numero di nodi ed elementi creati per ogni configurazione del MS.

Configurazione	Tipologia	CBEAM	CTETRA10	TOT
A	nodi	1643	421886	423529
	elementi	5823	291148	296971
B	nodi	272	421886	422158
	elementi	768	291148	291916
C	nodi	1624	421886	423510
	elementi	4500	291148	295648
D	nodi	272	421886	422158
	elementi	576	291148	291724
E	nodi	822	421886	422708
	elementi	2466	291148	293614
F	nodi	1749	421886	423635
	elementi	5296	291148	296444
G	nodi	1757	421886	423643
	elementi	5496	291148	296644
H	nodi	576	421886	422462
	elementi	1550	291148	292698
I	nodi	1625	421886	423511
	elementi	4501	291148	295649

6.1.3 Workflow del Trade-Off

L'iter seguito per la comparazione tra le diverse soluzioni è raffigurato in Figura 6.12.

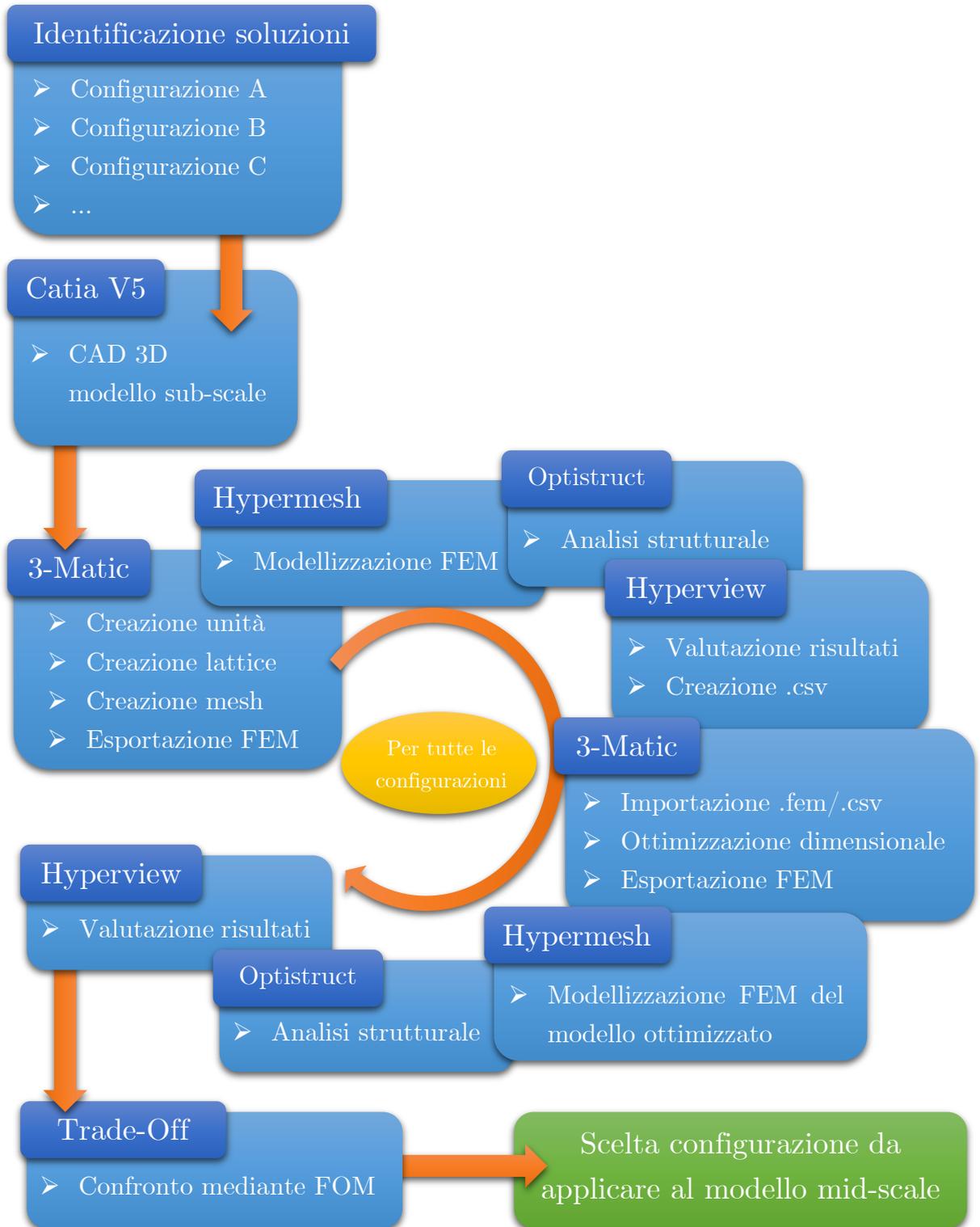


Figura 6.12 Workflow del Trade-Off effettuato sul modello sub-scale.

Dopo aver identificato le possibili configurazioni dei design space illustrati nei precedenti capitoli e dopo averli creati in ambiente CATIA, si è passati al software 3-Matic per la generazione delle unità di cella elementari e per l'applicazione delle stesse nei design space precedentemente designati in ogni configurazione. La mesh è stata realizzata in questo ambiente (passaggio necessario al fine di collegare la struttura reticolare alle pareti interne del modello sub-scale) ed è stato generato il file .fem.

Le analisi strutturali sono state modellate ed effettuate utilizzando il software Hypermesh (come preprocessore) e il solutore Optistruct mentre i risultati sono stati studiati in Hyperview.

Successivamente si è importato l'output in 3-Matic nel quale è stata realizzata l'operazione di ottimizzazione dimensionale in funzione degli stress registrati nelle analisi precedenti al termine della quale, quindi, il file è stato esportato nuovamente in ambiente Hypermesh per eseguire una verifica prestazionale mediante un'ulteriore analisi strutturale a parità di condizioni di quella precedente.

Questo studio è stato valutato per tutte le configurazioni presenti in Tabella 6.1.

Nel paragrafo successivo saranno descritti i passaggi del workflow di Figura 6.12 attuati nei vari software per la creazione e modellizzazione di una generica configurazione del modello sub-scale.

6.2 Creazione del modello

6.2.1 Creazione unità reticolari elementari

Per poter procedere alla generazione di una struttura di tipo reticolare occorre, innanzi tutto, creare le unità elementari delle strutture lattice che si intendono utilizzare e che verranno ripetute all'interno dei volumi di design space creati in fase CAD. Il software impiegato a tal fine è stato 3-Matic della Materialise.

Nel caso specifico dell'applicazione aerospaziale si intende creare una cella di tipo BCC ed una di tipo BCC-Z.

Il primo step da seguire è quello di realizzare un cubo avente dimensioni della cella che si intende creare dal pannello *Design* della toolbar.

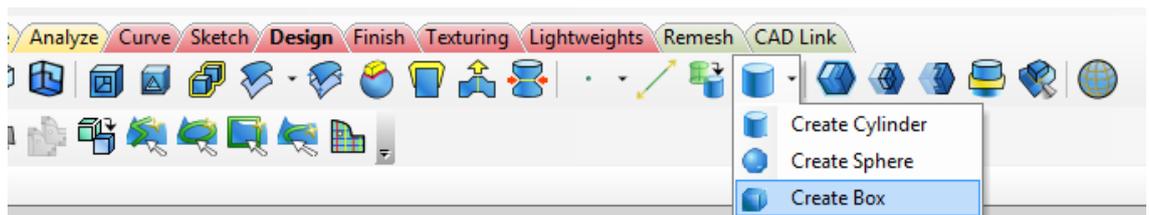


Figura 6.13 Toolbar Design.

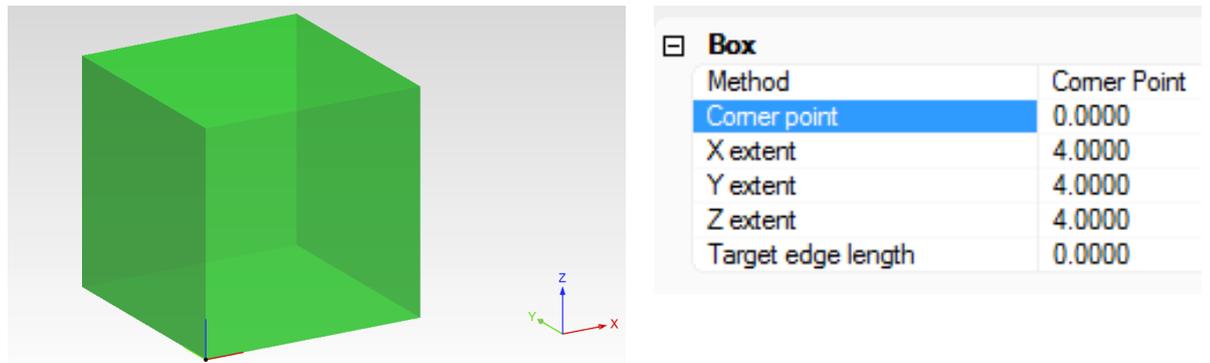


Figura 6.14 Dimensioni della cella elementare.

Successivamente occorre trasformare i contorni del cubetto creato in delle curve come mostrato in Figura 6.15.

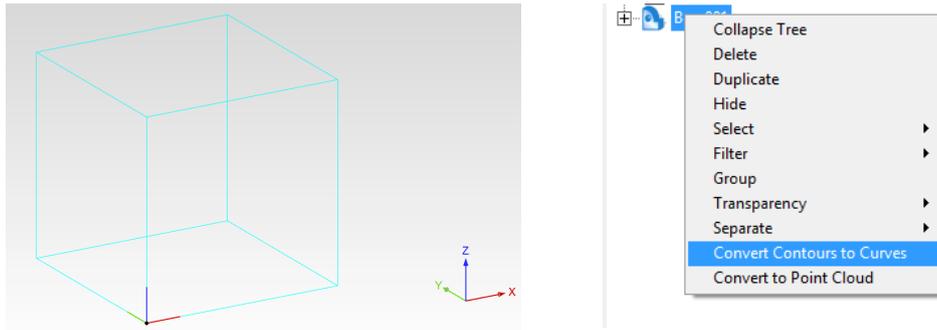


Figura 6.15 Conversione dei contorni in curve.

Per convertire le curve in delle travi bisogna accedere al modulo *Lightweights* di 3-Matic ed utilizzare il comando *convert lines to graph*.

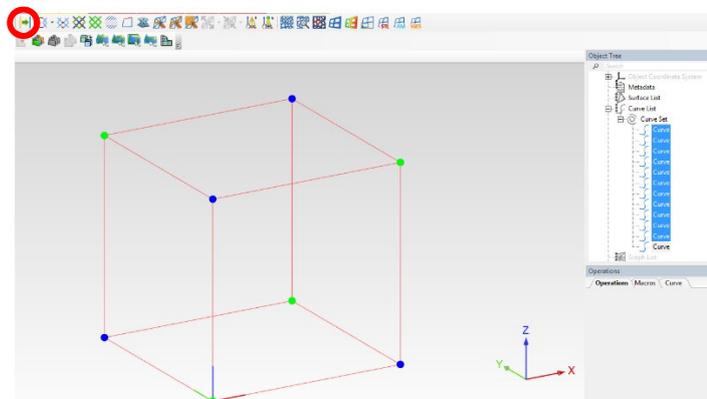


Figura 6.16 Conversione delle curve in "Graph".

Dopo aver selezionato tutte le curve del cubo, il risultato è il seguente:

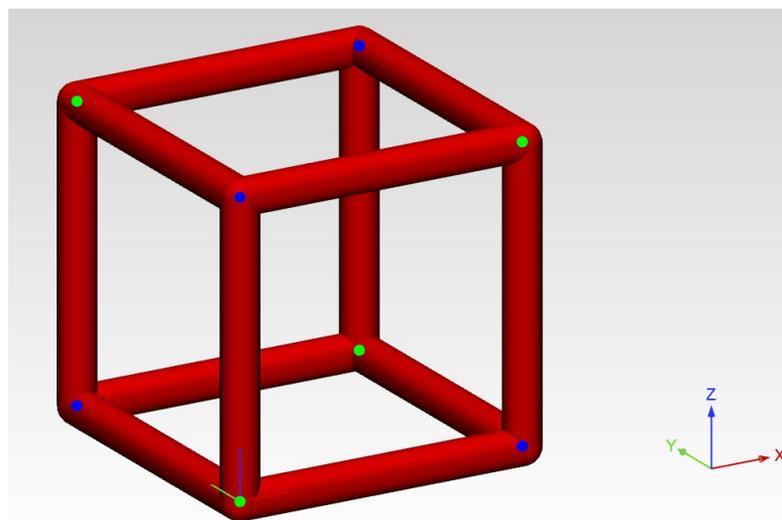


Figura 6.17 Creazione del Graph elementare.

Dal comando *Create Graph Line* (Figura 6.18) è possibile cancellare o aggiungere i trabecoli a partire dai nodi generati.



Figura 6.18 Comando "Create Graph Line".

Selezionando i vertici opposti del cubo elementare, si sono create le travi tipiche delle celle BCC e BCC-Z.

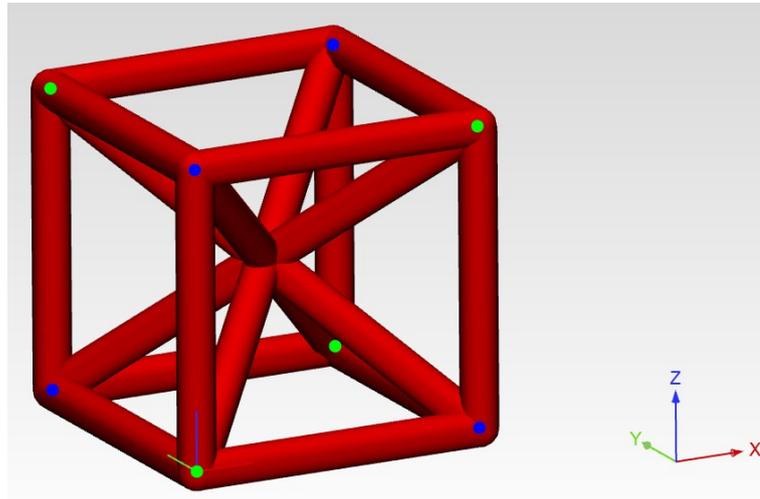


Figura 6.19 Aggiunte di elementi al Graph creato.

Eliminando, infine, gli elementi non necessari, si sono ottenute le geometrie delle unità elementari BCC e BCC-Z.

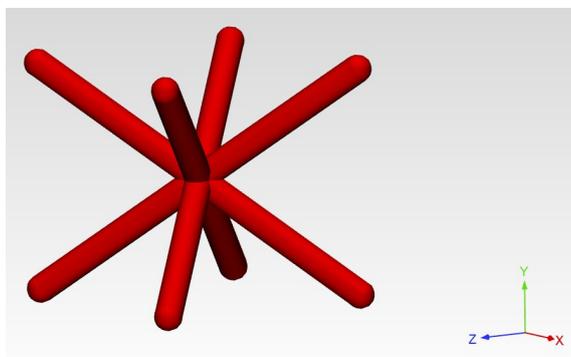


Figura 6.20 Cella BCC creata.

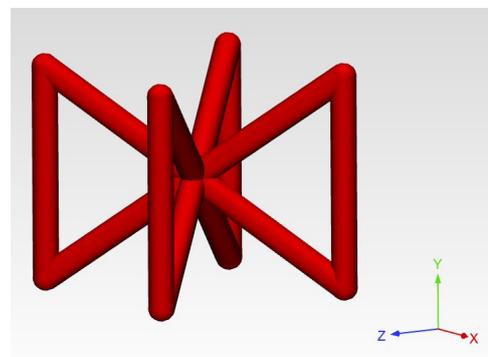


Figura 6.21 Cella BCC-Z creata.

Prima di procedere allo step successivo bisogna ricordare che tutti i trabecoli generati risultano essere indipendenti l'uno dall'altro per cui dall'albero del prodotto bisogna unirli generando un nuovo *Set* mediante l'apposito comando.

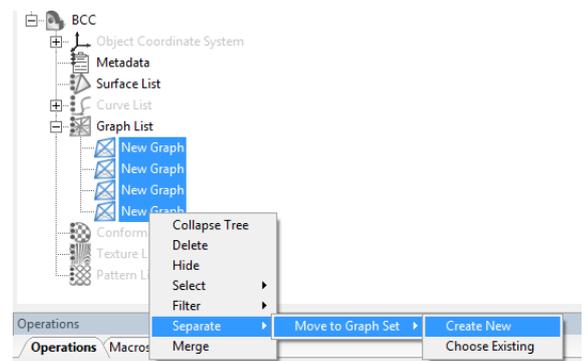


Figura 6.22 Unificazione parti in un unico Graph.

6.2.2 Creazione struttura reticolare sul modello sub-scale

Per applicare la struttura reticolare ai design space creati precedentemente occorre importare il formato CAD mediante l'apposito comando .

Si è riscontrato che per un'agevole lettura da parte del software è opportuno importare un file in formato .step piuttosto che un file nativo di CATIA in quanto la matematica alla base delle geometrie create risultano avere un impatto importante sui calcoli computazionali che il 3-Matic deve sopportare. Eventuali operazioni di tipo booleano (presenti nell'apposta toolbar) rallentano considerevolmente le operazioni di analisi.

Nella seguente figura è mostrata la possibilità di poter modificare un sostanzioso set di parametri nel processo di importazione.

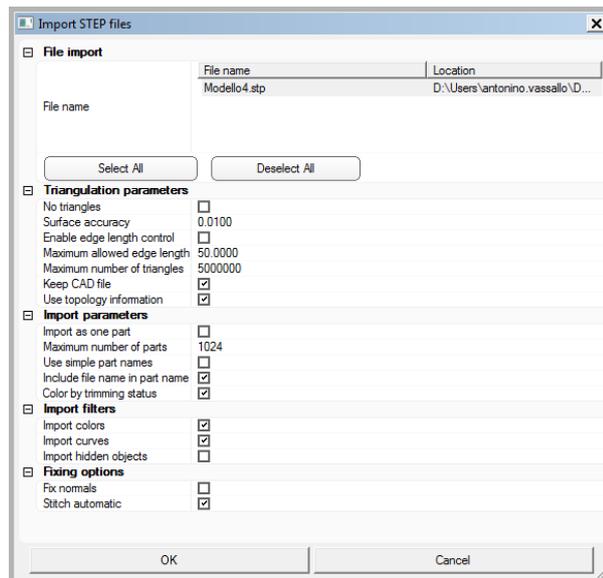


Figura 6.23 Parametri di importazione del file .step.

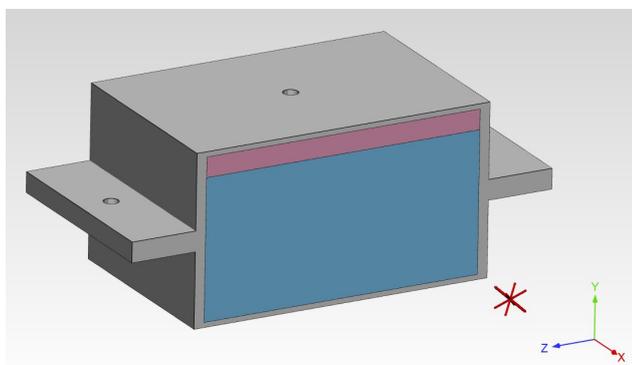


Figura 6.24 Modello sub-scale importato.

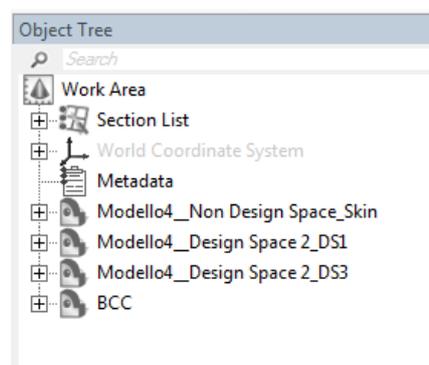


Figura 6.25 Albero del modello.

Dopo aver importato tutte le geometrie (inclusa la tipologia di cella creata nel paragrafo precedente) è buona norma effettuare un controllo delle stesse e verificare che non ci siano errori dovuti all'importazione e risolverli, invece, nel caso in cui risultino presenti. Il software 3-Matic ha integrato un modulo analogo a quello presente nel software Magics (prodotto sempre dalla Materialise) per il fixing (automatico e manuale) degli errori. Nella figura sottostante è possibile apprezzare la quantità di tool presenti nella toolbar dedicata.



Figura 6.26 Toolbar Fix.

Selezionata la prima icona della Figura 6.26 si accede alla seguente schermata.

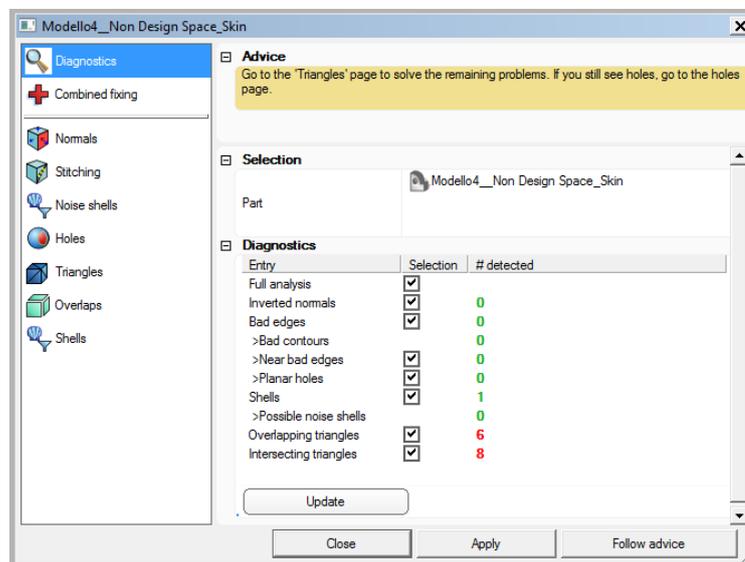


Figura 6.27 Pannello di diagnostica degli errori.

Dalla Figura 6.27 si può notare come siano presenti errori di triangoli in overlapping e triangoli intersecanti (classici errori riportati nel Capitolo 2.3).

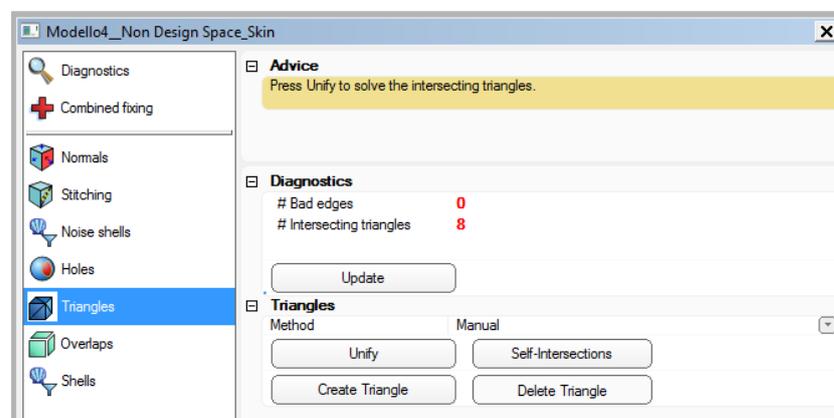


Figura 6.28 Pannello di riparazione degli errori.

Si procede, quindi, alla identificazione degli errori e alla loro risoluzione.

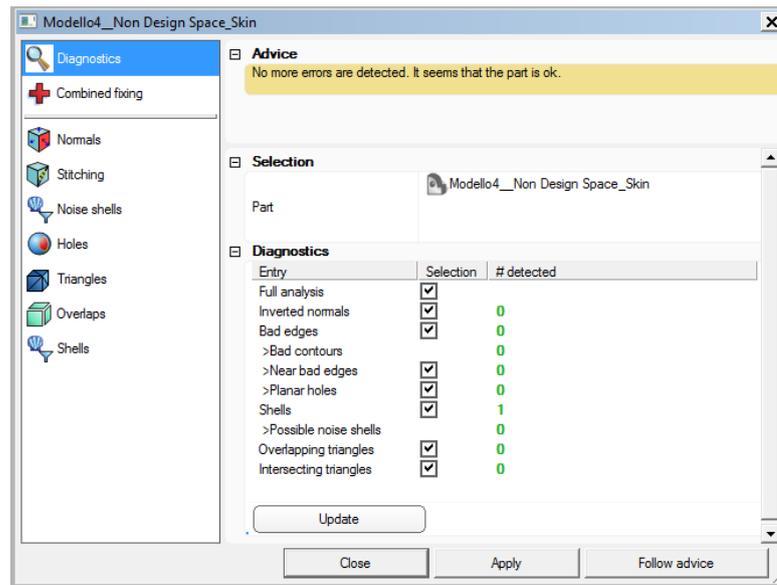


Figura 6.29 Modello corretto esente da errori.

Il componente importato può dirsi pronto per le successive fasi di generazione ed ottimizzazione delle strutture reticolari. È importante sottolineare che gli errori si accumulano con il passaggio da un software ad un altro, specialmente quando si attua una conversione del file. Dal momento che nel processo illustrato si assisterà a diversi passaggi tra i software 3-Matic e Hypermesh è importante limitare al massimo la presenza di errori per non compromettere la qualità del risultato finale il quale potrebbe risultare irrecuperabile e/o inutilizzabile.

Si può procedere, dunque, alla fase di sostituzione dei volumi di design space designati con la ripetizione delle unità di celle precedentemente create.

Per adempiere a tale obiettivo bisogna accedere alla toolbar *Lightweight* e utilizzare il tool *Create Unit Graph*.



Figura 6.30 Toolbar *Lightweights*.

Dalla finestra di comando è possibile selezionare, rispettivamente, l'entità dei volumi che verranno sostituiti dalla struttura lattice e l'unità della cella reticolare. In particolare, è possibile anche modificare il punto di partenza di ripetizione della cella (impostato sul sistema di riferimento iniziale come valore di default). Nel caso specifico si sta generando la cella di lato 8 mm nella regione inferiore dei due design space presenti in questo modello.

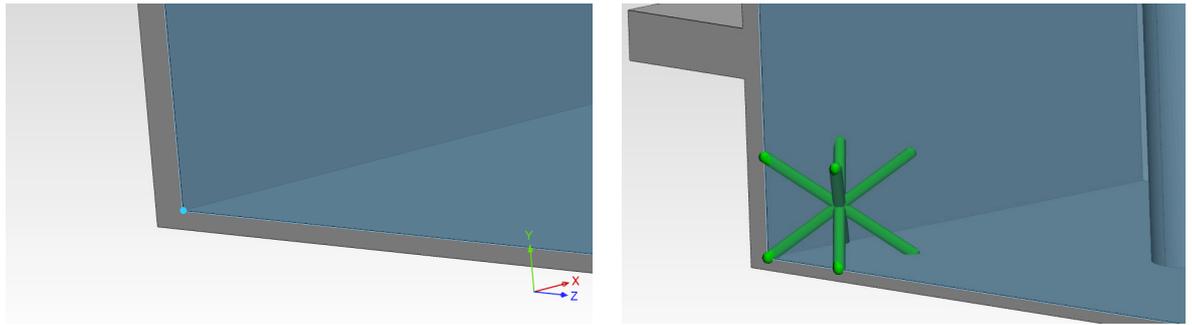


Figura 6.31 Posizionamento della cella elementare.

Il risultato è il seguente.

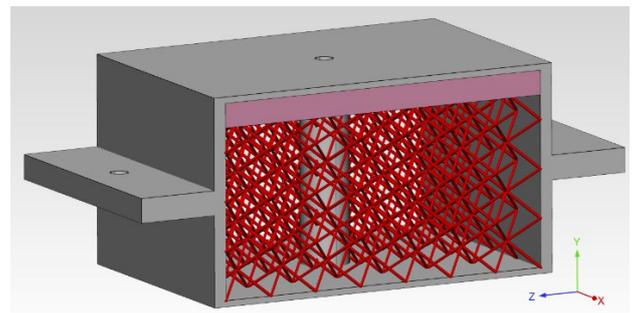
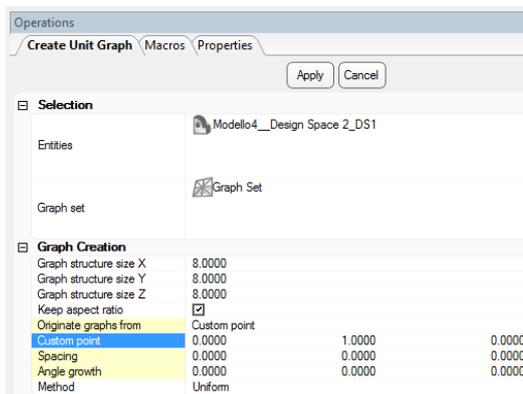


Figura 6.32 Sostituzione del design space con la ripetizione della cella BCC di dimensione 8x8x8 mm.

In maniera del tutto analoga, ma impostando un valore di cella di 4 mm, si procede con il design space superiore.

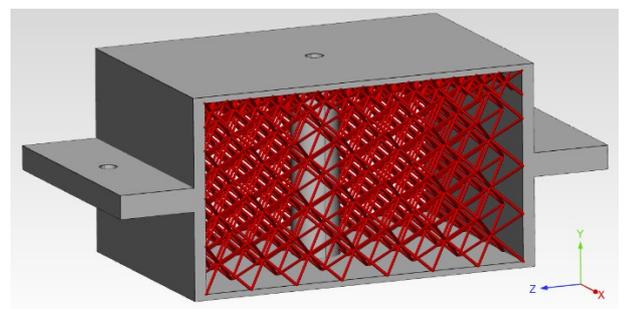
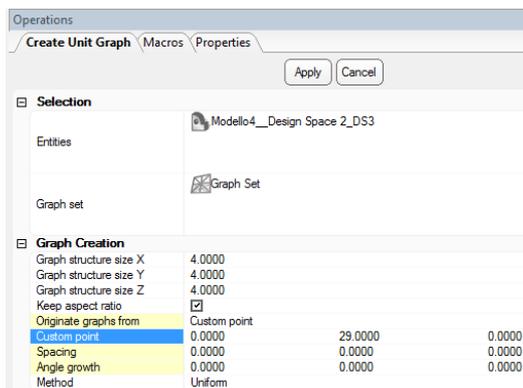


Figura 6.33 Sostituzione del design space con la ripetizione della cella BCC di dimensione 4x4x4 mm.

Per impostare lo spessore iniziale dei trabecoli creati bisogna utilizzare il tool *Graph to AM Build* con il quale appare la seguente finestra di comando (Figura 6.34).

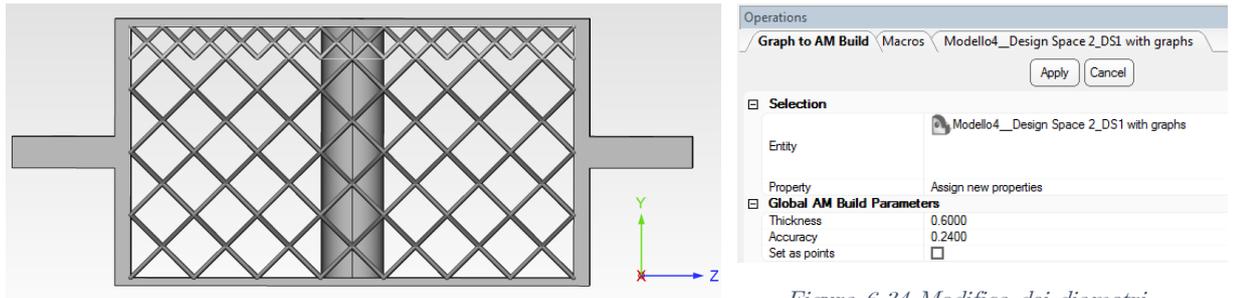


Figura 6.34 Modifica dei diametri.

Come visibile dalla precedente immagine, le due zone di strutture lattice con dimensioni di cella da 4 mm e 8 mm non risultano connesse. Con la direzione di crescita scelta in fase di progettazione, inoltre, la struttura superiore con cella più piccola non sarebbe processabile in quanto non sorretta da alcuna parte sottostante. Bisogna, quindi, collegare le due strutture con una zona di transizione graduale che ne permetta la fattibilità costruttiva e la trasmissione dei carichi e delle deformazioni in fase di analisi strutturali.

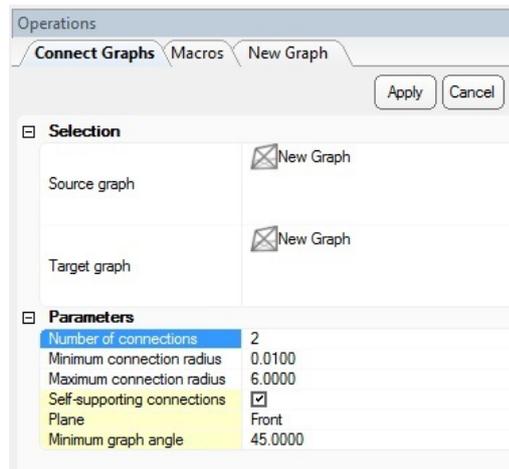


Figura 6.35 Pannello di connessione dei Graph.

Dall'immagine soprastante si nota come sia possibile inserire dei parametri che tengano conto dei constraints intrinseci della tecnologia AM impostando il collegamento in modo che risulti autoportante. Per ragioni di sicurezza del collegamento è bene effettuare, prima, un collegamento tra le stesse regioni con valori di raggio di connessione minimo e massimo, rispettivamente pari a 0 – 0.2 mm in modo tale che venga creato un collegamento a livello funzionale (necessario per le successive analisi su Hypermesh).

Il risultato ottenuto è quello presentato nelle seguenti figure (Figura 6.36, Figura 6.37, Figura 6.38).

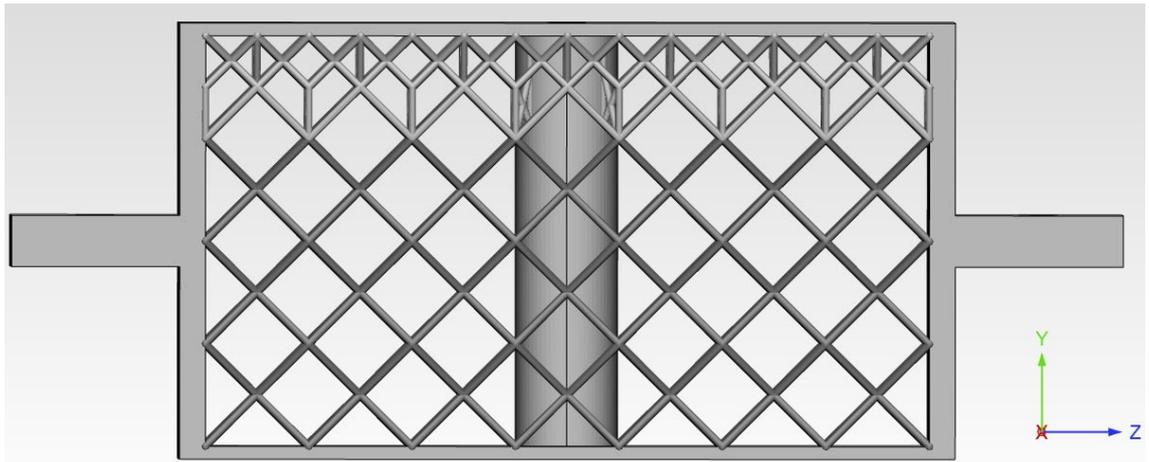


Figura 6.36 Connessione graduale tra i due Graph (vista frontale).

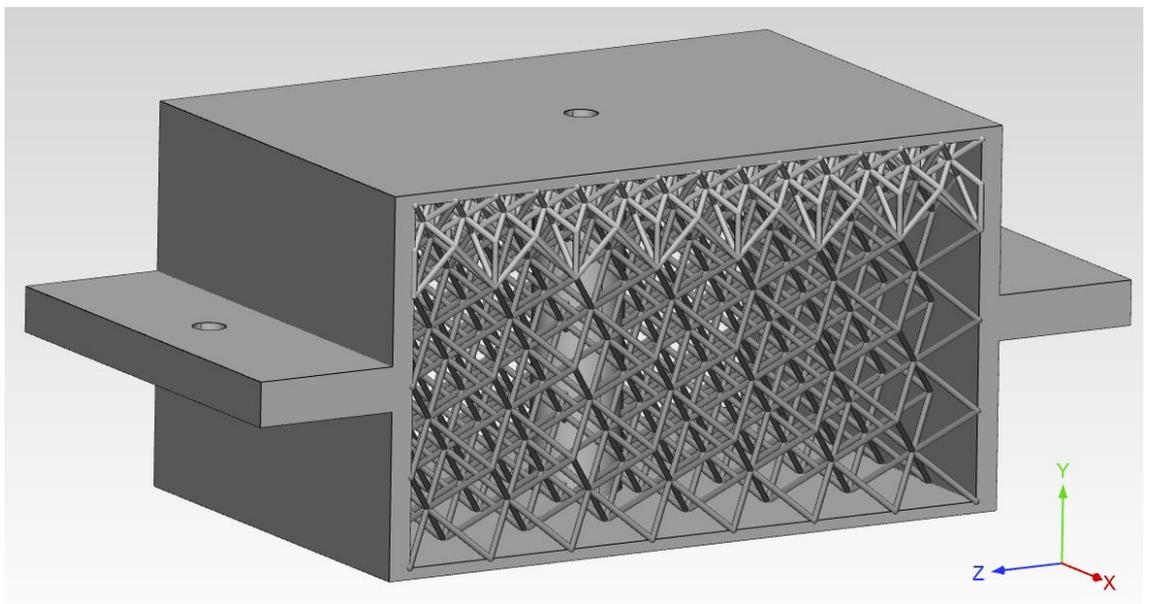


Figura 6.37 Connessione graduale tra i due Graph (vista isometrica).

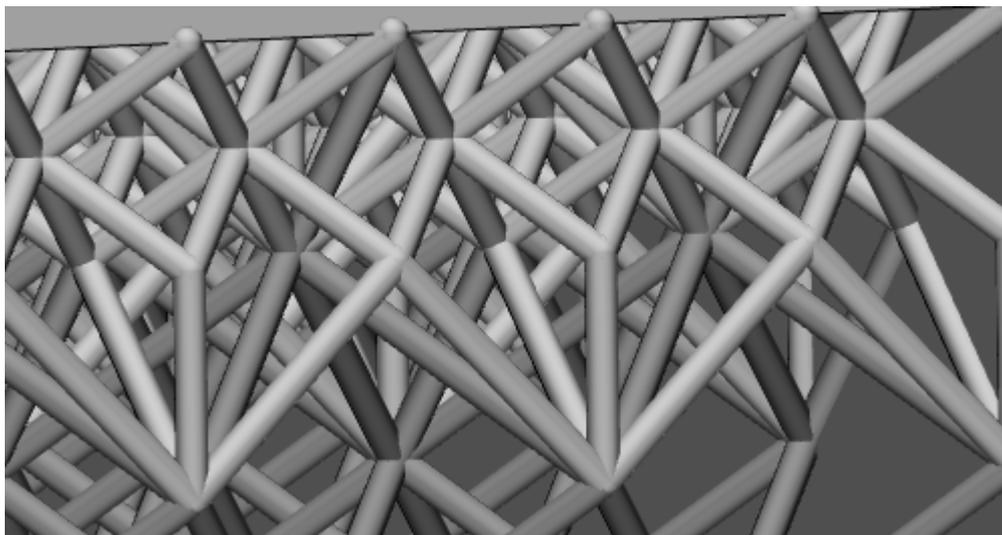


Figura 6.38 Connessione graduale tra i due Graph (particolare).

Anche se da un punto di vista grafico la struttura reticolare appare collegata con le pareti del NDS in realtà non è così. Per connettere queste due regioni 3-Matic necessita di effettuare una mesh (effettuata sul software stesso) su tutte quelle superfici cui la struttura lattice si “aggrappa”. Queste funzionalità sono disponibili attraverso l’utilizzo della toolbar relativa al modulo *Remesh*.

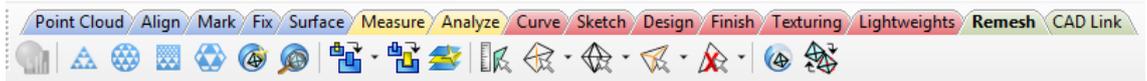


Figura 6.39 Toolbar Remesh.

La meshatura automatica *Adaptive Remesh* permette la creazione di elementi di tipo triangolari, unica tipologia di mesh disponibile dal software in quanto permette agli elementi di potersi adattare a qualsiasi tipologia di superficie comunque complessa o free-form.

Per una qualità di mesh superiore è possibile agire sui valori presenti in Figura 6.40 abbassando il valore di massimo errore geometrico, diminuendo la lunghezza massima dei lati dei triangoli, aumentando il numero di iterazioni e agendo sul valore discriminante della qualità di forma (*Shape quality threshold*) oppure cambiando il tipo di misura della qualità di mesh (in questo studio è stato usato il metodo impostato di default *Skewness* il quale misura il rapporto tra l’area del triangolo per quella del cerchio circoscritto [31]).

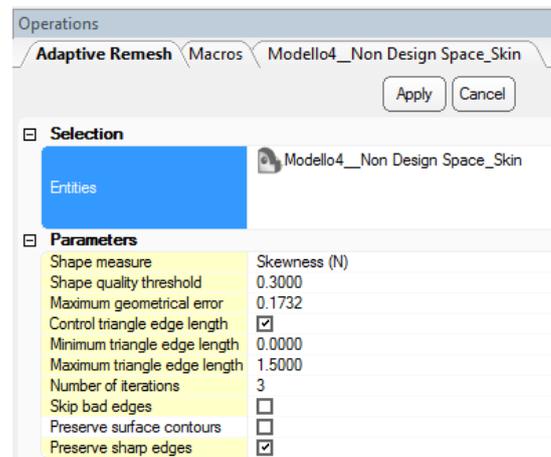


Figura 6.40 Pannello relativo ai parametri dell’Adaptive Remsh.

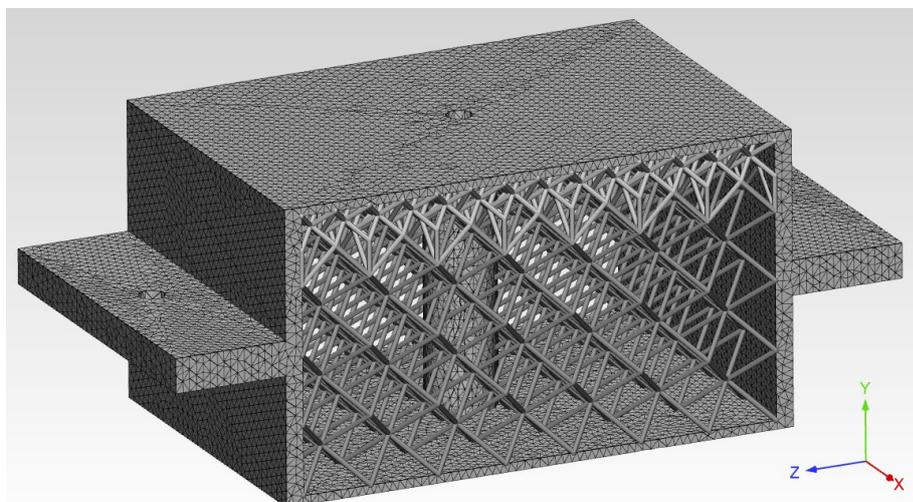


Figura 6.41 Output della mesh.

Dopo aver meshato le superfici del pannello sub-scale è utile effettuare una verifica della mesh creata mediante il comando *Analyze mesh* per essere sicuri che non ci siano elementi troppo distorti.

```
Logger
-----
Minimum face angle (A) >= 5.0000 # did not meet threshold: 0 (0%) Worst value: 11.3942 Threshold: Pass
Abaqus shape factor (N) >= 0.0100 # did not meet threshold: 0 (0%) Worst value: 0.3002 Threshold: Pass
Ansys element quality (N) >= 0.0100 # did not meet threshold: 0 (0%) Worst value: 0.3355 Threshold: Pass
Edge ratio (A) <= 10.0000 # did not meet threshold: 0 (0%) Worst value: 5.0569 Threshold: Pass
Maximum face angle (A) <= 170.0000 # did not meet threshold: 0 (0%) Worst value: 121.6741 Threshold: Pass
-----
Performed operation: Analyze Mesh Quality
```

Figura 6.42 Verifica dell'analisi qualitativa della mesh.

Se tutti i test risultano superati si può procedere al collegamento tra la struttura lattice creata e il NDS attraverso il tool *Create Graph Connection*.

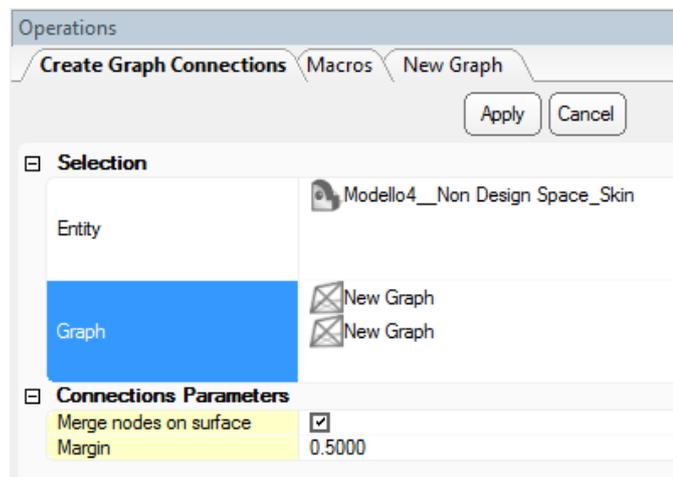


Figura 6.43 Pannello relativo alla funzione di collegamento del lattice al NDS.

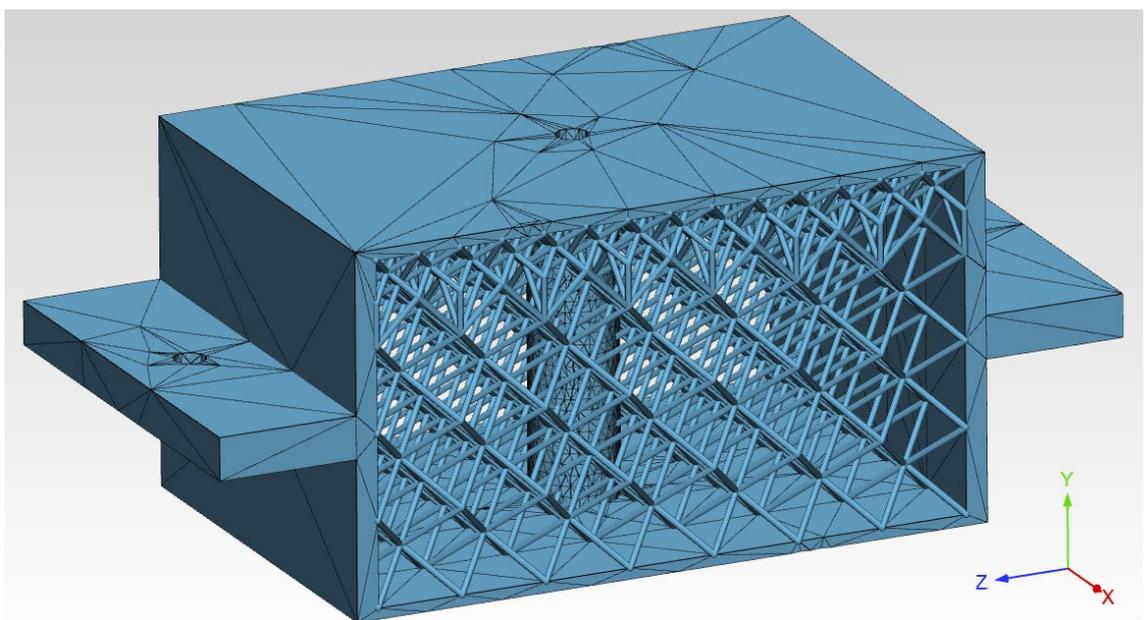


Figura 6.44 Risultato della funzione "Grab" con relativa distorsione della mesh.

Come visibile dalla Figura 6.44 la mesh creata precedentemente risulta notevolmente distorta a causa del fatto che i nodi della mesh sono stati spostati per essere centrati sulle estremità dei trabecoli creati precedentemente. Occorre, dunque, effettuare una nuova remesh con il comando *Adaptive Remesh* sul componente ora collegato alla struttura lattice.

Potrebbero comparire degli errori dovuti ad overlapping i quali devono essere risolti.

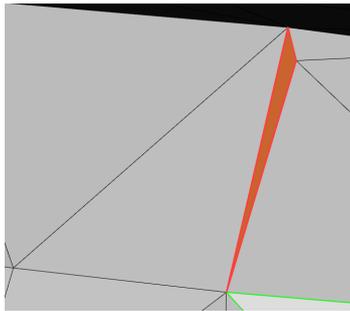


Figura 6.45 Errore.

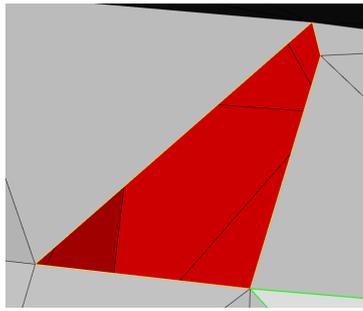


Figura 6.46 Eliminazione.

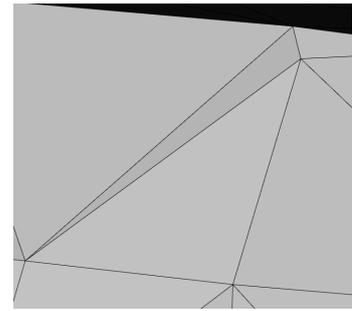


Figura 6.47 Creazione.

Si può, dunque, procedere alla creazione di elementi volumetrici a partire dalla mesh superficiale creata precedentemente. Dal momento che gli elementi finiti di partenza sono costituiti da elementi triangolari, gli elementi 3D che verranno creati potranno essere unicamente elementi tetragonali ma è possibile scegliere se implementare elementi del primo ordine (TETRA4) o del secondo (TETRA10) dove rispettivamente, verranno creati elementi a 4 o a 10 nodi.

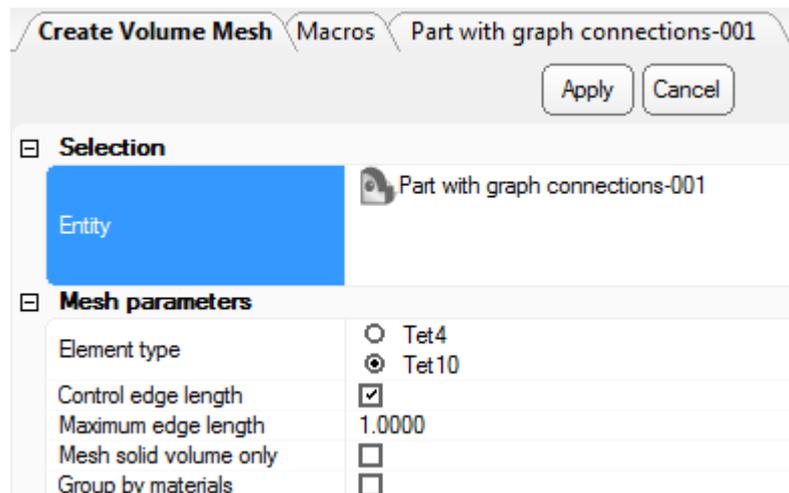


Figura 6.48 Parametri del pannello "Create Volume Mesh".

Al termine dell'operazione bisogna effettuare un'analisi di verifica degli standard qualitativi della mesh per evitare di incorrere in problemi di mal condizionamento della matrice di rigidezza in fase di analisi strutturale.

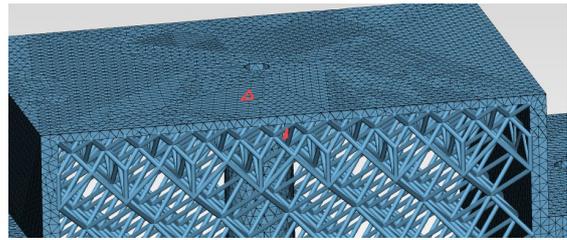
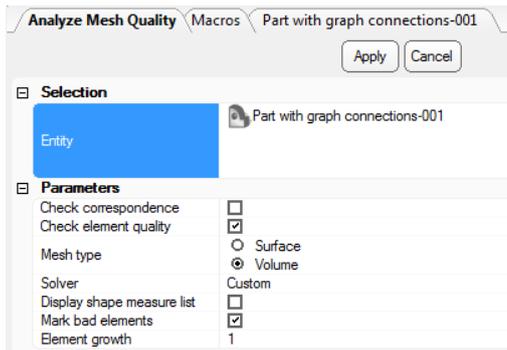


Figura 6.49 Errori presenti dopo l'analisi della mesh.

Dopo aver corretto eventuali errori, anche in questo caso tutte le verifiche dovranno essere superate per poter procedere allo step di esportazione.

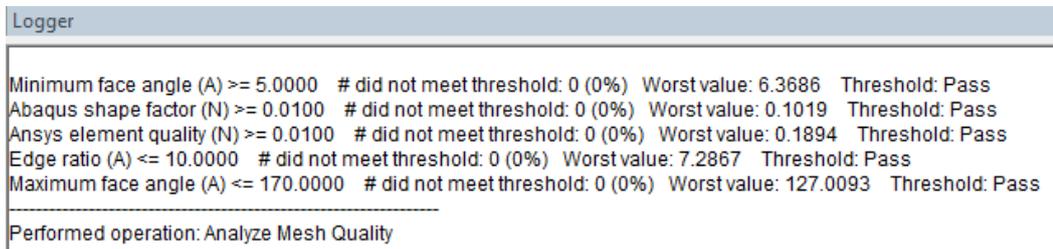


Figura 6.50 Risultato positivo dell'analisi sulla qualità della mesh degli elementi tetragonali.

Prima di esportare il file creato sul pre-processore Hypermesh bisogna effettuare un'operazione di verifica del modello.

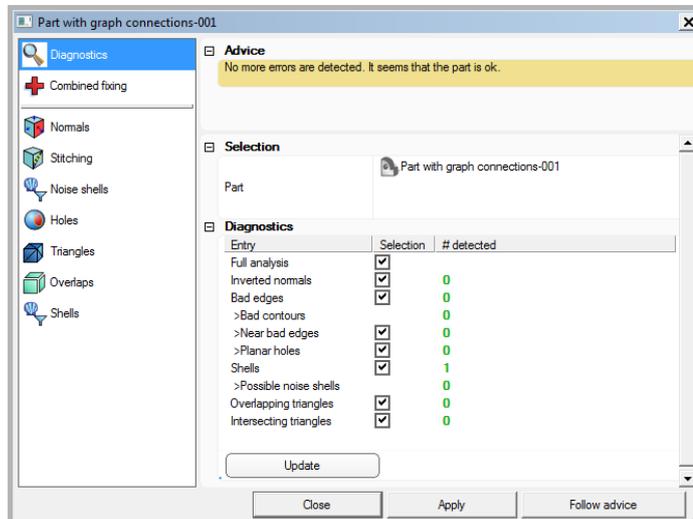


Figura 6.51 Modello finale correttamente esente da errori.

Verificato il modello, si può procedere all'esportazione del file in formato .fem.

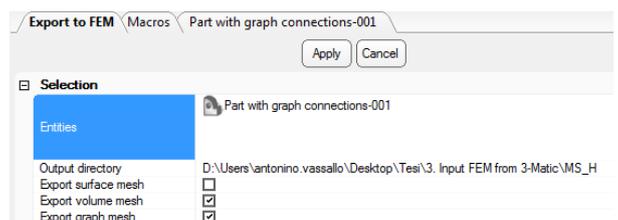


Figura 6.52 Esportazione in formato .fem.

6.2.3 Analisi strutturale

Le analisi strutturali sono state eseguite in ambiente Hypermesh.

Per procedere all'analisi occorre importare il modello .fem creato nel paragrafo precedente.

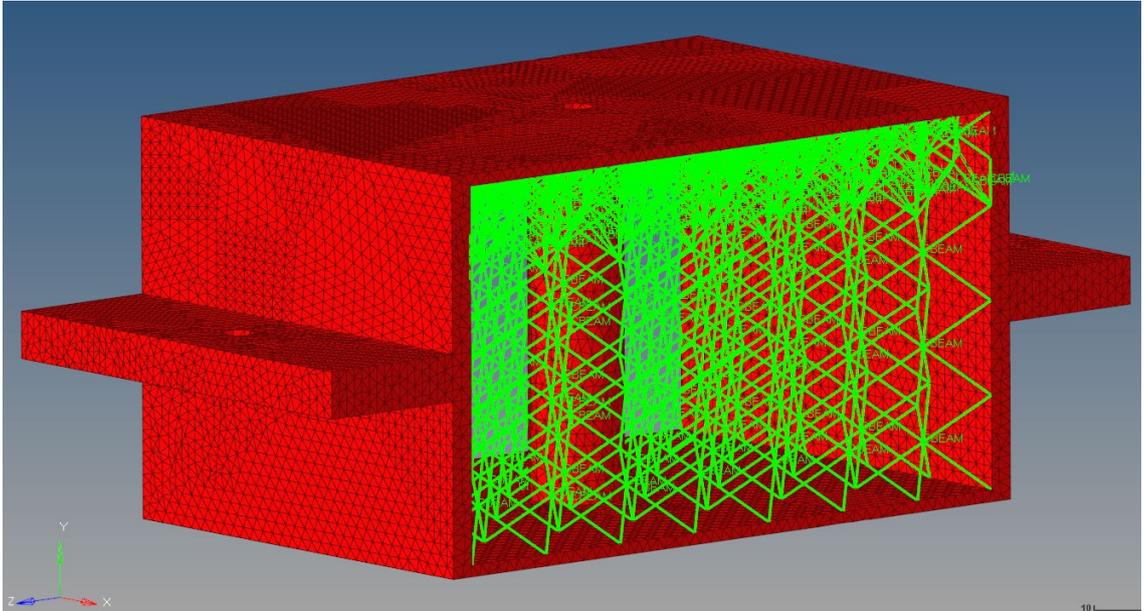


Figura 6.53 Importazione del file .fem in Hypermesh.

Si noti in particolare, come i nodi delle CBEAM terminino esattamente nei nodi della mesh.

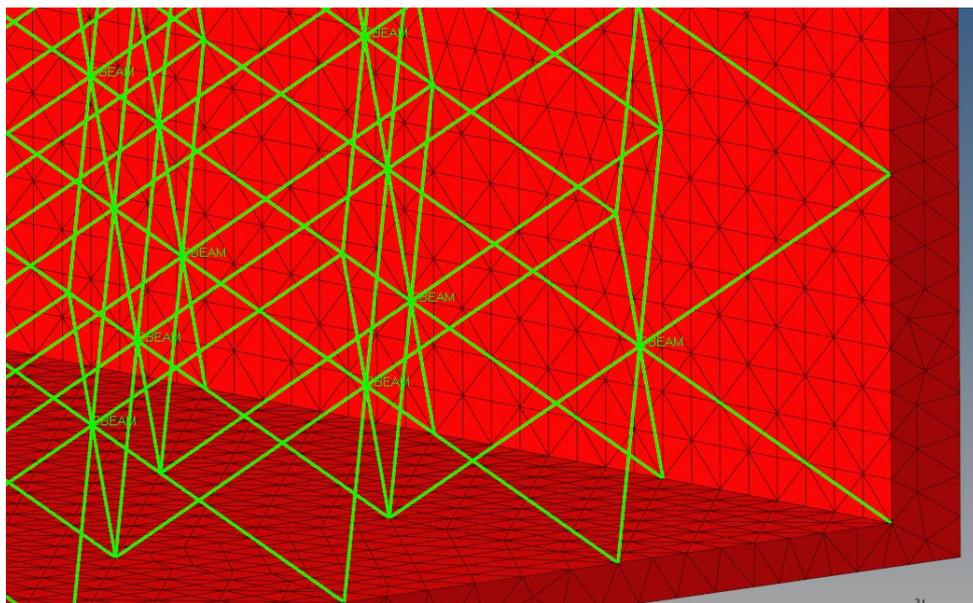


Figura 6.54 Particolare di corretto collegamento tra le estremità delle CBEAM e i nodi degli elementi tetragonali.

Una verifica più approfondita può essere effettuata leggendo il file .fem e verificando che gli elementi appartenenti a quel nodo siano gli elementi CTETRA circostanti e la CBEAM identificata. Un'ulteriore verifica della connessione tra la struttura a lattice e il NDS potrà essere fatta successivamente su Hyperview utilizzando il comando di deformata e verificando dall'animazione che la struttura risulti sempre collegata.

Beam Section Collectors (1)		
BEAMSECTCOL_1	1	0
auto_standardsection_1	1	0
auto_standardsection_2	2	0

Figura 6.55 Card "Beam Section Collectors".

Si noti che il file .fem contiene già la card in cui sono contenuti i raggi di ogni beam creata e che in questa prima fase risultano essere tutti uguali.

Si procede, dunque, alla definizione del materiale (con le relative proprietà enunciate nei paragrafi precedenti) e alla verifica delle proprietà degli elementi importati dal file .fem.

Name	Value
Solver Keyword	MAT1
Name	AlSi10Mg
ID	1
Color	
Include	[Master Model]
Defined	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image	MAT1
User Comments	Hide In Menu/Export
E	50000.0
G	0.13
NU	0.33
RHO	2.67e-009

Figura 6.56 Impostazione del materiale AlSi10Mg secondo le specifiche della Tabella 6.4

Name	Value
Solver Keyword	PBEAML
Name	PBEAML_1
ID	1
Color	
Include	[Master Model]
Defined	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image	PBEAML
Material	(1) AlSi10Mg
User Comments	Hide In Menu/Export
Beam Section	(1) auto_standardsection_1
<input type="checkbox"/> pbeamIntStationslen =	1
<input type="checkbox"/> PBEAML 1	
beamsec	(2) auto_standardsection_2
SO	YES
Xi_XB	1.0
DIM1	0.3
NSM	0.0
GROUP	
TYPE	ROD
DIM1A	0.3
NSM	0.0

Name	Value
Solver Keyword	PSOLID
Name	PSOLID_1
ID	1
Color	
Include	[Master Model]
Defined	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image	PSOLID
Material	(1) AlSi10Mg
User Comments	Hide In Menu/Export
CORDM options	BLANK
ISOP	
FCTN	
PSOLIDX	<input type="checkbox"/>

Figura 6.57 Impostazione delle proprietà degli elementi beam e degli elementi tetragonali.

Si procede alla creazione del load collector dei vincoli di incastro (SPC).

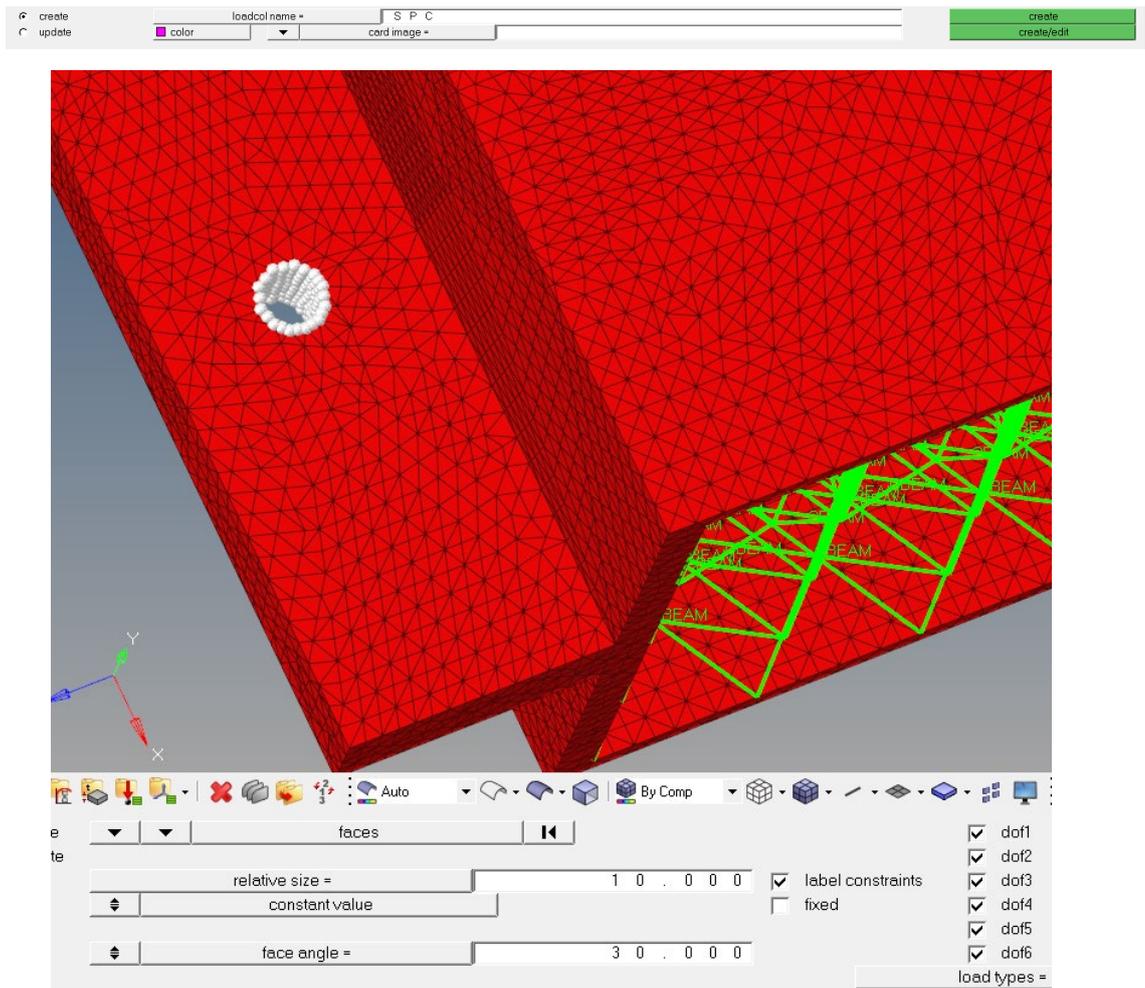


Figura 6.58 Selezione dei vincoli di incastro.

Successivamente si creano i load collector con la card GRAV la quale permette di imporre un'accelerazione (G) nelle tre direzioni x,y,z (rispettivamente N1, N2, N3).

Name	Value
Solver Keyword	GRAV
Name	loadcol1
ID	2
Color	■
Include	[Master Model]
Card Image	GRAV
User Comments	Hide In Menu/Export
CID	<Unspecified>
G	196200.0
N1	1.0
N2	1.0
N3	1.0

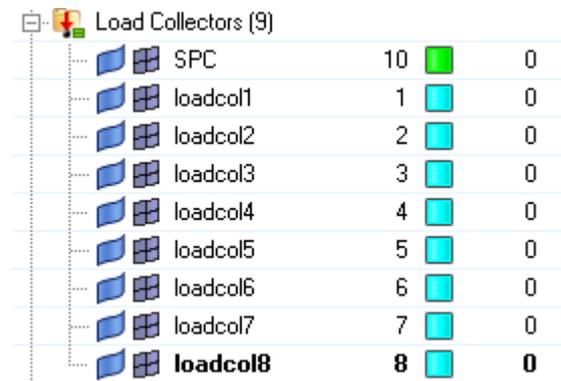


Figura 6.59 Creazione del load collector relativo al carico di accelerazione (sx) e albero completo dei load collectors (sopra).

Il modello sub-scale risulta ora collegato, vincolato e sono state imposte le 8 accelerazioni presenti in Tabella 6.2 ma bisogna ancora creare e collegare le due masse al sistema. L'iter seguito è stato quello di creare un nodo centrato ad ognuna delle due estremità dell'inserto e successivamente traslarlo di una quantità pari a 50 mm.



Figura 6.60 Creazione nodo intermedio.



Figura 6.61 Traslazione del nodo.

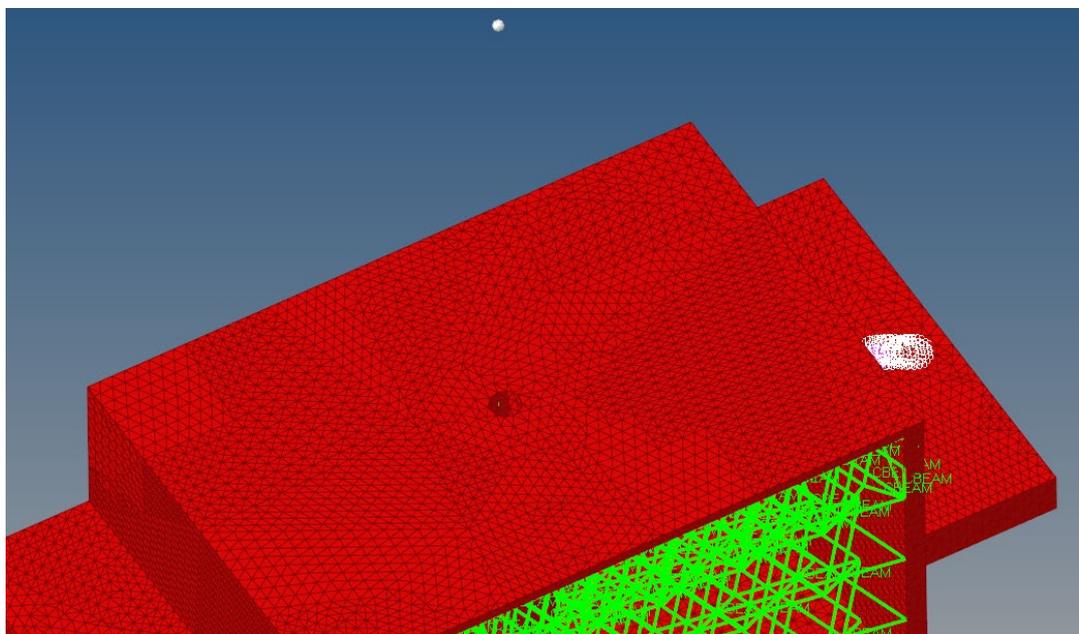


Figura 6.62 Risultato delle precedenti operazioni.

Successivamente si è applicato a tale nodo le proprietà di massa (CONM2) con un pero di 0.4 kg.

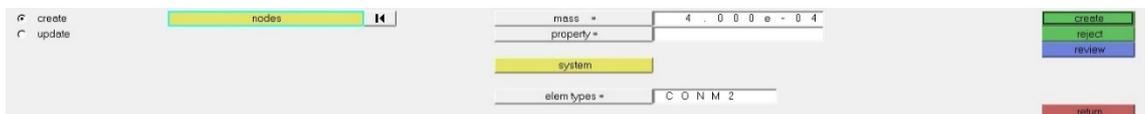


Figura 6.63 Applicazione della proprietà della massa al nodo precedentemente creato.

La connessione tra la massa e la superficie interna dell'inserto è stata modellata mediante un collegamento di tipo rigido RBE2. Dal momento che un nodo può essere collegato ad un solo RBE2 e poiché si è in presenza di due masse distinte (e quindi di due RBE2) applicate sulla medesima superficie interna dell'inserto si è deciso di considerare metà nodi dell'inserto per un RBE2 e l'altra metà per l'altro lasciando qualche elemento mediano non

collegato ad alcun RBE2 per evitare il fallimento del run di analisi. Per adempiere a questo obiettivo è stato impiegato il comando *Tool*→*Mask*.

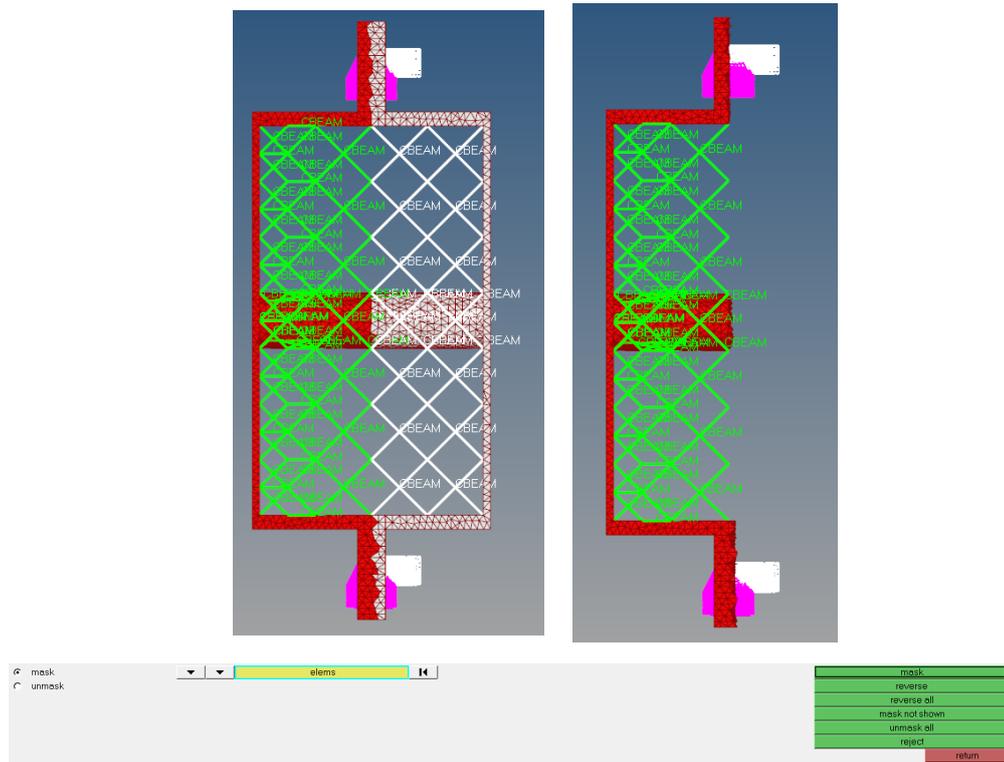


Figura 6.64 Comandi del tool "Mask".

Nascosta metà componente si è proceduto con il collegamento RBE2 selezionando le facce interne dell'inserto visibile.

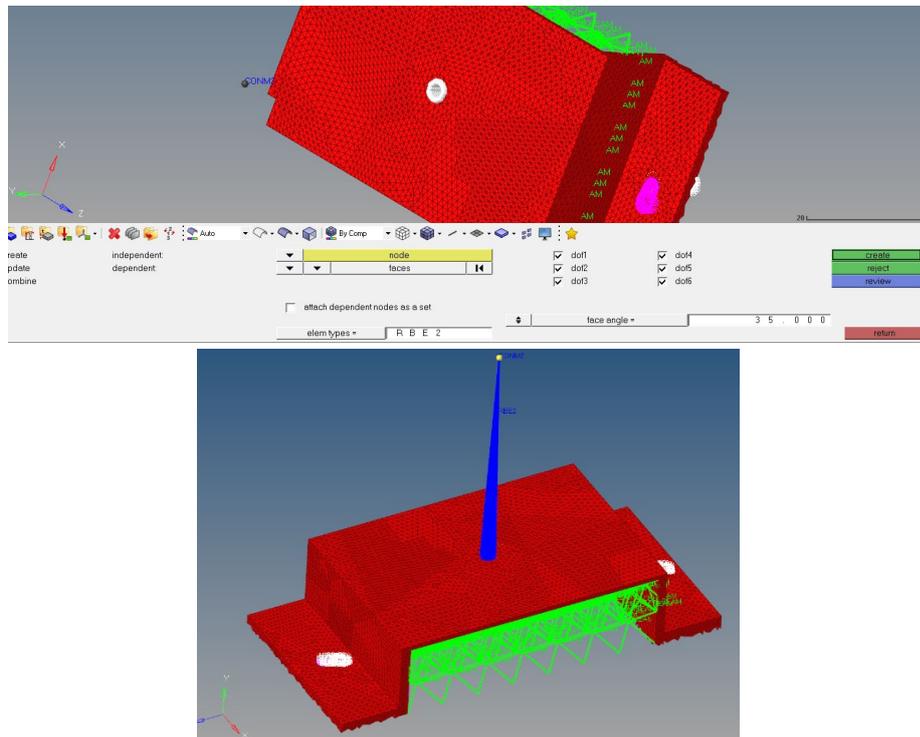


Figura 6.65 Risultato del collegamento RBE2 (da applicare anche all'altro lato del pannello).

Lo step finale è quello della creazione dei loadcase. L'immagine sottostante deve essere ripetuta per tutte le 8 condizioni di carico.



Figura 6.66 Grafica dell'impostazione del loadcase.

Il componente così modellato è quindi pronto per essere analizzato. Il solutore impiegato è stato Optistruct.



Figura 6.67 Lancio del run di analisi strutturale.

I plot degli andamenti degli spostamenti e delle tensioni agenti sugli elementi tetragonali e su quelli trabecolari sono stati visualizzati mediante il post-processore Hyperview dopo aver eseguito il comando di *Envelope* presente che consente di ottenere un involucro complessivo di tutte le condizioni di carico agenti.

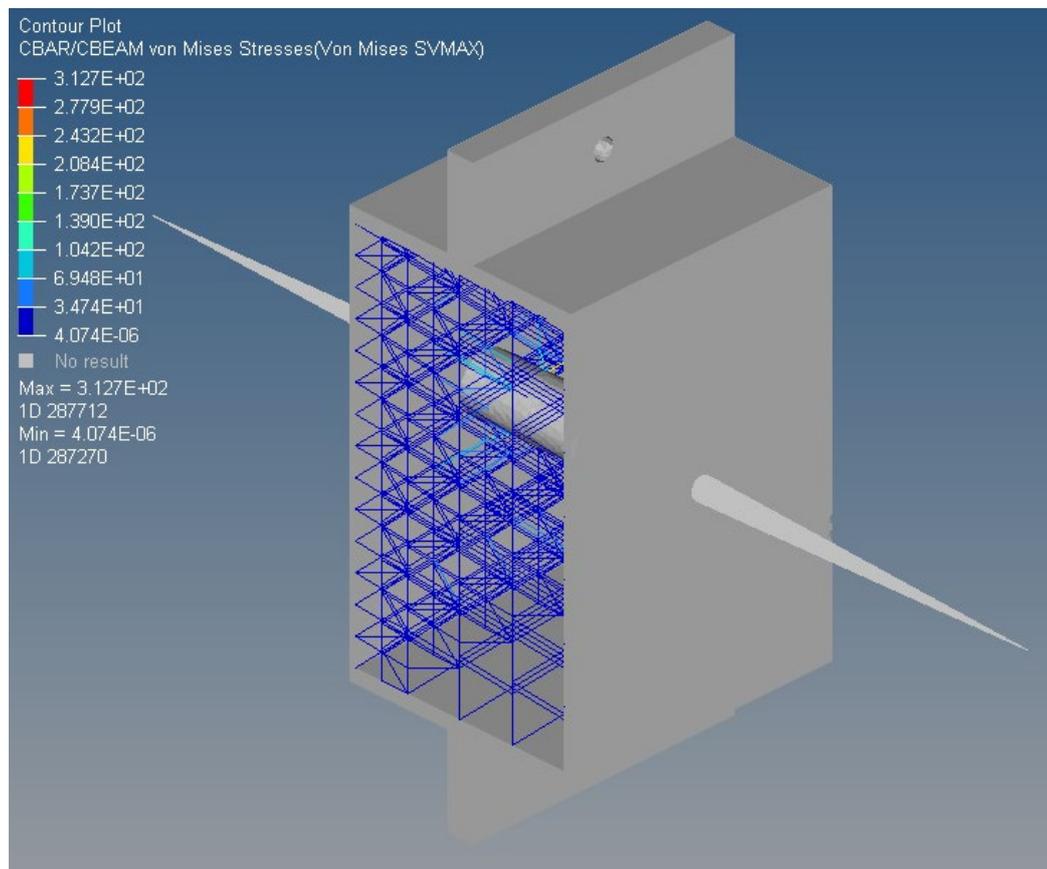


Figura 6.68 Involuppo di tutte le 8 condizioni di carico sugli elementi CBEAM.

Il software 3-Matic permette di eseguire un'ottimizzazione della struttura reticolare attraverso la lettura dell'informazione dello stato tensionale agente sugli elementi CBEAM mediante un file in formato .csv.

Si sono selezionati, pertanto, gli elementi CBEAM su Hyperview e si è esportato il file di report nel formato richiesto.

	A	B	C	D	E
1	Elem ID,	S_Max_Mises @L1,	S_Max_Mises @L2,	S_Max_Mises @L3,	S_Max_Mises @L4,
2	291149,	2.731E+00,	1.385E+00,	3.378E+00,	5.889E-01,
3	291150,	2.215E+00,	2.560E+00,	4.349E+00,	7.566E-01,
4	291151,	1.086E+00,	6.815E-01,	1.464E+00,	4.421E-01,
5	291152,	1.433E+00,	3.700E+00,	4.169E+00,	8.220E-01,
6	291153,	1.485E+00,	3.630E+00,	2.105E+00,	2.063E+00,
7	291154,	1.348E+00,	2.987E+00,	3.800E+00,	1.640E+00,
8	291155,	2.697E+00,	2.072E+00,	6.587E+00,	2.143E+00,

Figura 6.69 Creazione del report in formato .csv.

6.2.4 Ottimizzazione

L'ottimizzazione della struttura reticolare, come illustrato in precedenza, è stata effettuata importando i file di output (file di analisi .fem e file di report in .csv) in 3-Matic attraverso l'apposito comando *Import FEA Results* presente nella toolbar *Analyze*.



Figura 6.70 Toolbar *Analyze*.

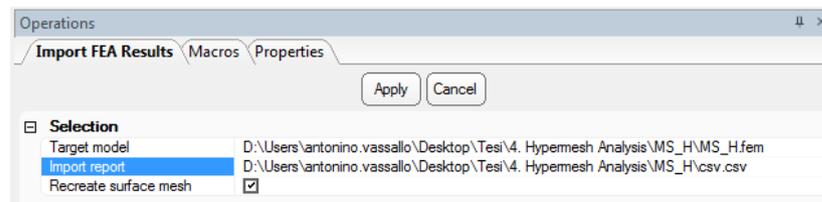


Figura 6.71 Importazione del file .fem e del report.

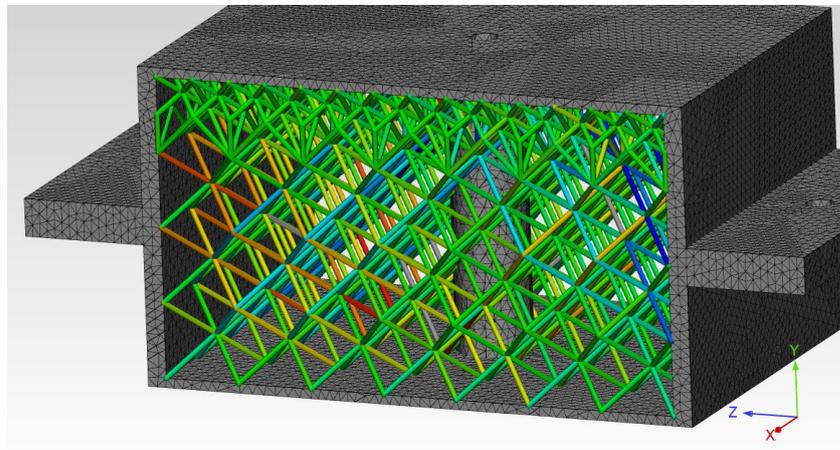


Figura 6.72 Plot dell'involuppo delle condizioni di carico sulla struttura trabeolare.

Il modello importato presenta tutte le condizioni di carico presenti nel file .csv.

Il comando *FEA Based Thickness* è il tool che permette l'ottimizzazione di ogni trabecolo in funzione del livello tensionale cui è sottoposto. Come visibile nell'immagine seguente, è possibile impostare i valori di diametro minimo e massimo, e il software assegnerà i valori più alti dove i carichi risulteranno maggiori e i minimi nelle zone meno sollecitate.

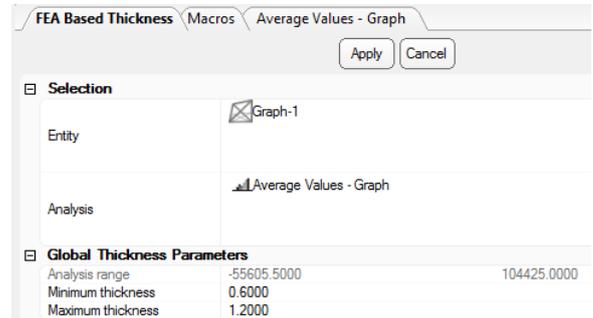


Figura 6.73 Pannello "FEA Based Thickness".

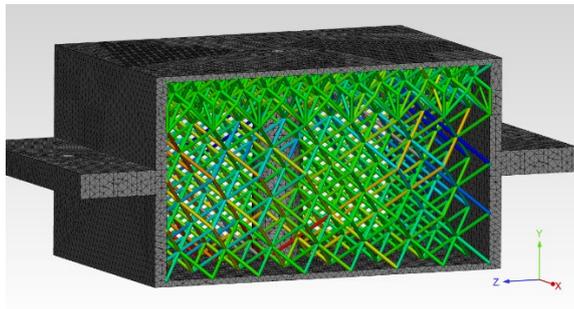


Figura 6.74 Modello ante-ottimizzazione.

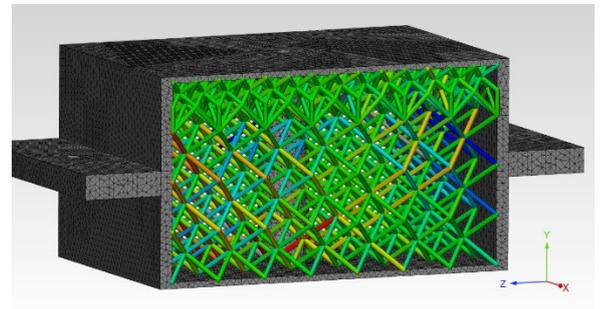


Figura 6.75 Modello post-ottimizzazione.

Dalle due figure soprastanti è possibile apprezzare l'ispessimento dovuto al range di diametri imposti.

Validato il modello, dunque, si può esportare nuovamente il componente in formato .fem per eseguire una nuova analisi strutturale sul componente ottimizzato, si può procedere all'applicazione dei medesimi passaggi del paragrafo 6.2.3 al termine dei quali si potranno analizzare i risultati e confrontarli con il modello di partenza per valutarne le miglorie.

Individuata la configurazione ottimale, il passaggio finale è quello di convertire i *graph* delle strutture trabecolari in un formato leggibile dalla macchina per AM (l'.stl), si applica il comando *Merge* con il NDS e si esporta il componente così ottenuto in .stl, previa verifica e correzione di errori di conversione.

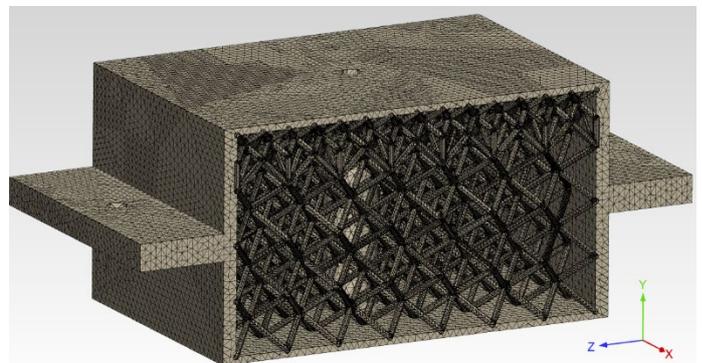


Figura 6.76 Conversione della struttura trabecolare in .stl.

6.3 Trade-Off

Dopo aver effettuato le ottimizzazioni e le relative analisi strutturali su tutte le configurazioni individuate, in questo paragrafo verranno illustrati i risultati di tutte le soluzioni e verrà enunciata l'analisi di trade-off attuata per stabilire quale fosse il modello migliore in ottica di riduzione peso, di stress e di spostamenti massimi del componente. Per adempiere a tale scopo è stato utilizzato il metodo di valutazione del FOM (Figure of Merit), dando priorità, rispettivamente, a: peso, spostamenti, tensioni max sugli elementi 1D e tensioni max sugli elementi 3D.

6.3.1 Output Ottimizzazioni

Nelle immagini riportate nelle pagine seguenti sono mostrati i risultati delle strutture reticolari ottimizzate di ogni configurazione (con le zone più stressate nel caso di inviluppo di tutte le condizioni di carico) e sono confrontate con i modelli originari di partenza.

È possibile notare come in presenza di diversi design space con dimensioni di celle variabili, le zone di transizione che collegano le stesse risulta avere un impatto importante sulla complessità geometrica del modello e, conseguentemente, questo inficerà le prestazioni dal punto di vista del peso finale.

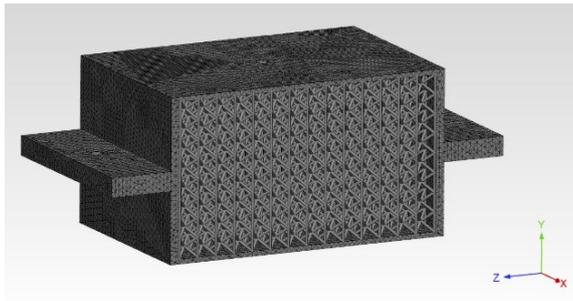


Figura 6.77 Configurazione MS_A.

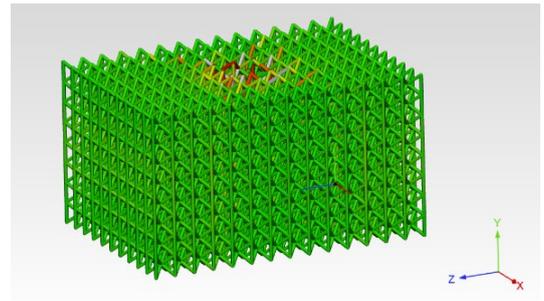


Figura 6.78 Configurazione MS_A_Opt.

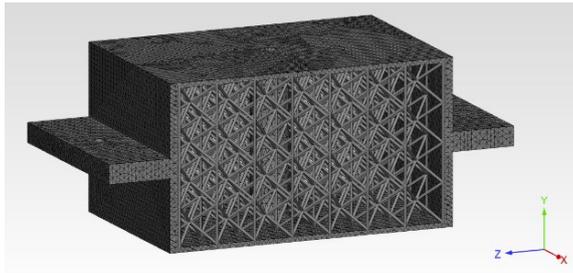


Figura 6.79 Configurazione MS_B.

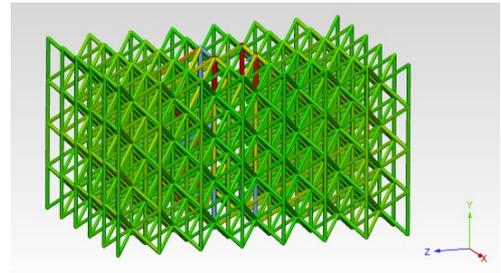


Figura 6.80 Configurazione MS_B_Opt.

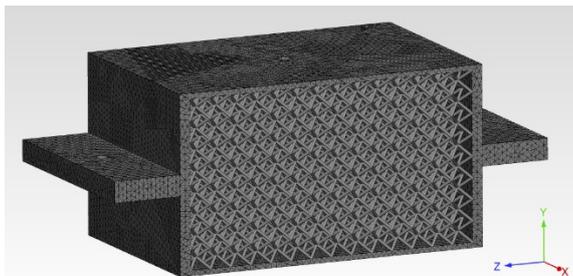


Figura 6.81 Configurazione MS_C.

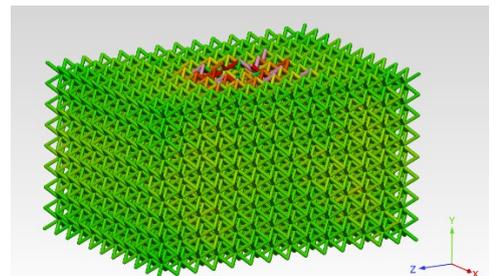


Figura 6.82 Configurazione MS_C_Opt.

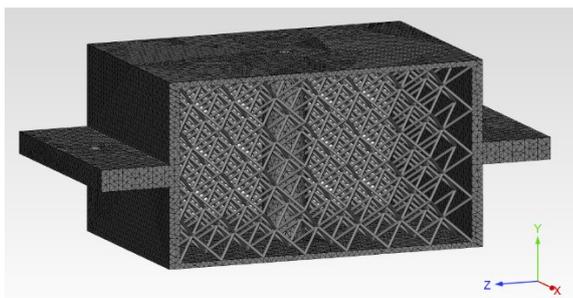


Figura 6.83 Configurazione MS_D.

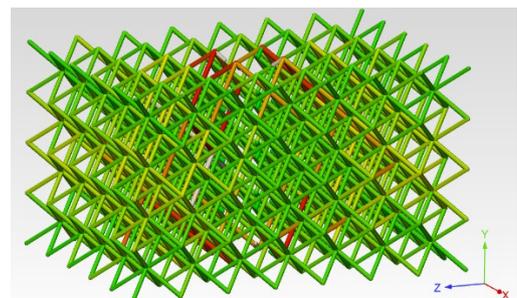


Figura 6.84 Configurazione MS_D_Opt.

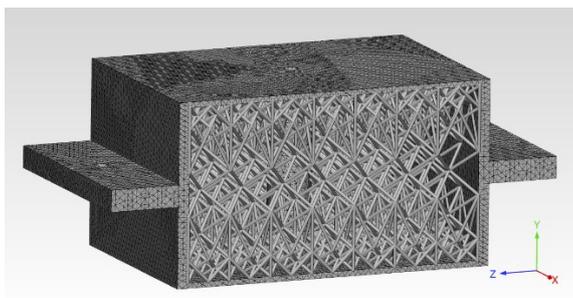


Figura 6.85 Configurazione MS_E.

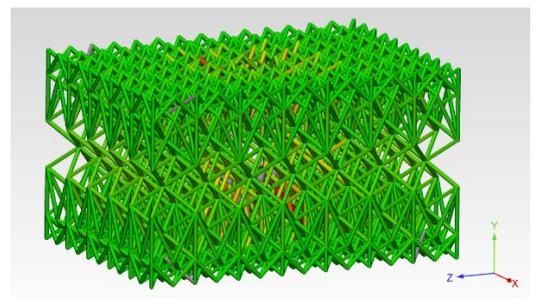


Figura 6.86 Configurazione MS_E_Opt.

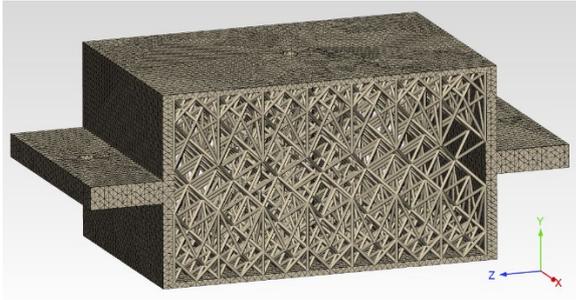


Figura 6.87 Configurazione MS_F.

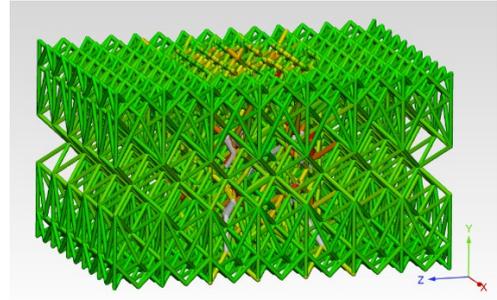


Figura 6.88 Configurazione MS_F_Opt.

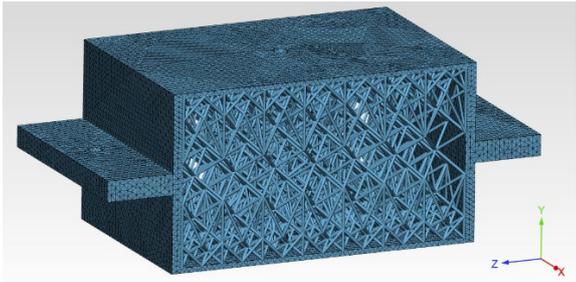


Figura 6.89 Configurazione MS_G.

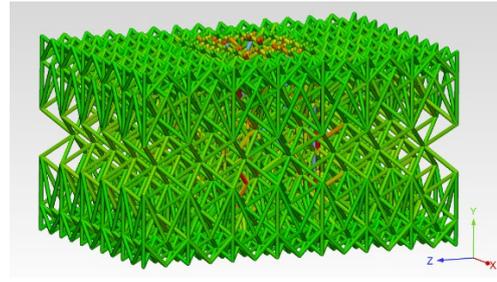


Figura 6.90 Configurazione MS_G_Opt.

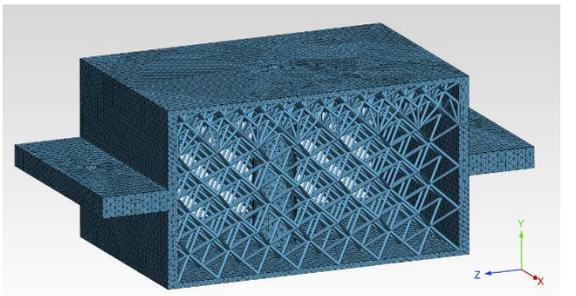


Figura 6.91 Configurazione MS_H.

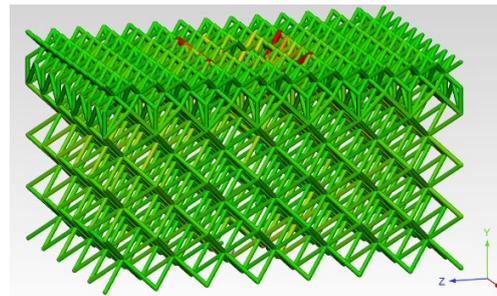


Figura 6.92 Configurazione MS_H_Opt.

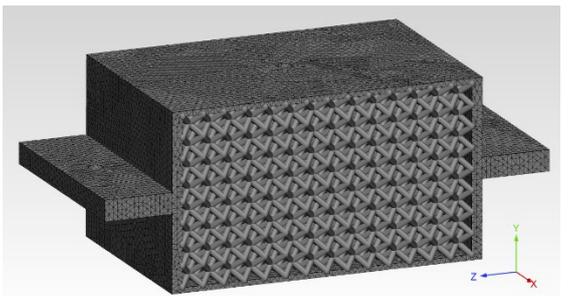


Figura 6.93 Configurazione MS_I.

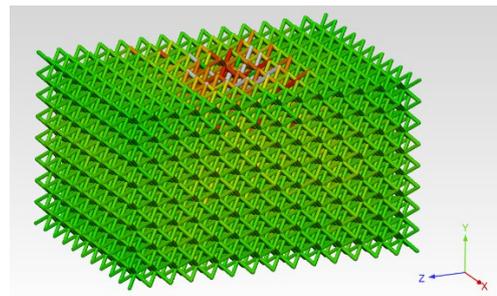


Figura 6.94 Configurazione MS_I_Opt.

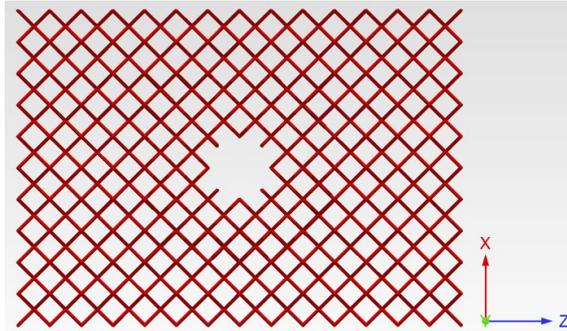


Figura 6.95 MS_G prima della connessione tra le diverse zone a lattice variabile (vista dall'alto).

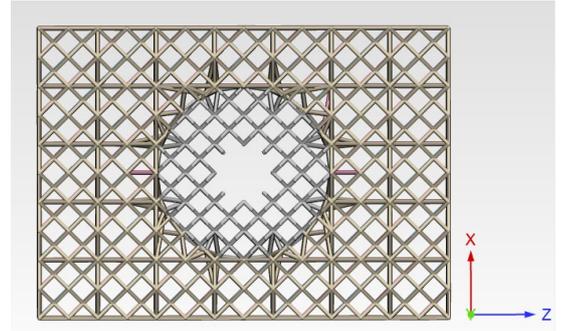


Figura 6.96 MS_G dopo la connessione tra le diverse zone a lattice variabile (vista dall'alto).

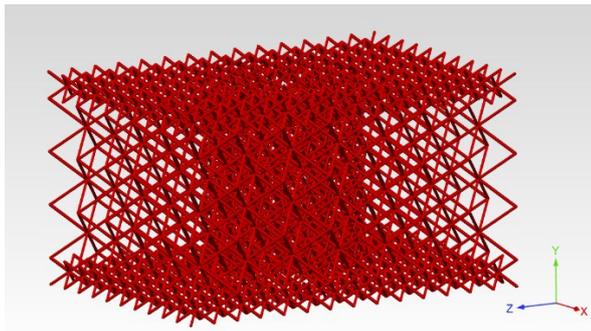


Figura 6.97 MS_G prima della connessione tra le diverse zone a lattice variabile (vista isometrica).

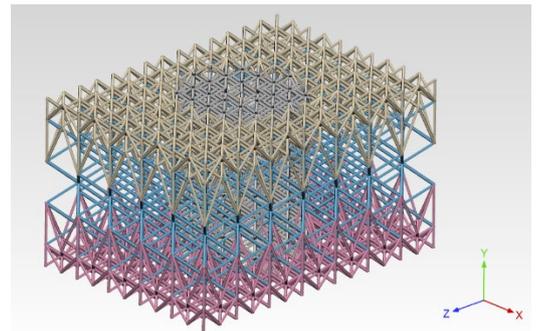


Figura 6.98 MS_G dopo la connessione tra le diverse zone a lattice variabile (vista isometrica).

Le immagini soprastanti riportate raffigurano il modello sub-scale nella configurazione G : l'aggiunta di strutture reticolari con dimensioni e tipologia di cella differenti risulta essere evidente e l'aumento dell'infillimento delle zone di transizione (necessarie per il collegamento tra le parti e per la realizzabilità costruttiva) avvicina il componente ad un volume "pieno" (immagini di destra). Per una soluzione di questo tipo, inoltre, bisognerebbe verificare che le polveri insinuate tra i vuoti della struttura lattice siano effettivamente evacuabili.

6.3.2 Risultati delle analisi

Nelle tabelle che seguiranno saranno riportati i valori ottenuti dalle analisi strutturali operate dal solutore Optistruct e visualizzati in ambiente Hyperview.

Tutte le analisi sono state effettuate a parità di condizioni (stesso numero di nodi ed elementi del NDS, stessa posizione dei baricentri, stessa modellizzazione di vincolo della struttura) e ci si è concentrati sui risultati relativi al peso, ai massimi spostamenti e alle massime tensioni agenti sia sugli elementi tridimensionali che su quelli unidimensionali.

In numero di nodi ed elementi relativi ad ogni configurazione sono riportati nella Tabella 6.5.

Il peso di ogni configurazione è stato calcolato in ambiente Hypermesh attraverso il comando *Tool*→*Mass Calculation* dopo aver applicato la densità dell'AlSi10Mg (Tabella 6.4) alla proprietà di tutti gli elementi del modello.

I valori del peso sono espressi in grammi, quelli degli spostamenti in millimetri mentre per quanto concerne le tensioni si è deciso di considerare la tensione di Von Mises agente su ogni elemento.

I risultati riportati sono figli di un involuppo, per ogni configurazione, dei valori estremi di tutte le condizioni di carico (funzione *Envelope*→*Extreme*).

Occorre precisare che i valori delle tensioni massime agenti sugli elementi tetragonali sono affetti da punti di singolarità dovuti alla modellizzazione degli elementi rigidi di collegamento RBE2: come precisato nei paragrafi precedenti, infatti, si sono lasciati due anelli di elementi interni alla superficie dell'inserto non collegati ad alcun elemento RBE2 per evitare errori durante i run. Questo ha condotto a tensioni di notevole entità proprio in corrispondenza di tali elementi, ma dal momento che tale modellizzazione è riportata in tutte le configurazioni analizzate, il confronto finale sarà fatto comunque a parità di condizioni e i risultati saranno validi per la stima della soluzione più efficace.

Nelle tabelle seguenti sono riportati i confronti tra le configurazioni non ottimizzate (con nomenclatura *MS_X*) e quelle ottimizzate (con nomenclatura *MS_X_Opt*). Per ogni valore è stato, inoltre, effettuato un confronto per verificare l'aumento o la diminuzione percentuale delle prestazioni in seguito all'ottimizzazione dimensionale della struttura reticolare.

Con VM_{3D} sono indicati i livelli tensionali agenti sugli elementi tetragonali mentre con VM_{1D} sono indicati quelli relativi agli elementi beam.

Nell'ultima riga di ogni tabella, infine, è riportata la voce *Processabilità* nella quale viene indicato se quella particolare configurazione è effettivamente realizzabile con le tecnologie di AM con la direzione di crescita scelta in fase di progettazione (Capitolo 5.3.2): il colore “verde” indica la fattibilità della soluzione, mentre il colore “rosso” indica l'impossibilità della stessa (cella troppo grande e pelle superiore non supportata – Paragrafo 6.1.1).

Tabella 6.6 Valori di output delle analisi strutturali (ante e post ottimizzazione) dei modelli A e B.

		MS_A	MS_A_Opt	MS_B	MS_B_Opt
Peso	[g]	67.89	79.46	47.99	51.84
	%		17.04%		8.02%
Displacements	[mm]	0.099	0.086	0.127	0.123
	%		-13.62%		-2.53%
VM_3D	[MPa]	193	160	241.9	228.8
	%		-17.10%		-5.42%
VM_1D	[MPa]	316	122.8	207.8	118.2
	%		-157.82%		-75.80%
Processabilità					

Tabella 6.7 Valori di output delle analisi strutturali (ante e post ottimizzazione) dei modelli C e D.

		MS_C	MS_C_Opt	MS_D	MS_D_Opt
Peso	[g]	63.95	75.29	46.83	50.05
	%		17.73%		6.88%
Displacements	[mm]	0.118	0.11	0.137	0.132
	%		-6.53%		-3.15%
VM_3D	[MPa]	221.4	213.7	244.8	235.8
	%		-3.48%		-3.68%
VM_1D	[MPa]	232.8	118.1	282.4	124.1
	%		-97.12%		-127.56%
Processabilità					

Tabella 6.8 Valori di output delle analisi strutturali (ante e post ottimizzazione) dei modelli E ed F.

		MS_E	MS_E_Opt	MS_F	MS_F_Opt
Peso	[g]	55.71	63.23	61.55	72.28
	%		13.50%		17.43%
Displacements	[mm]	0.111	0.096	0.118	0.104
	%		-12.90%		-11.46%
VM_3D	[MPa]	154.9	138.2	164.7	154.
	%		-10.78%		-6.44%
VM_1D	[MPa]	252.1	81.36	217.4	71.41
	%		-209.86%		-204.44%
Processabilità					

Tabella 6.9 Valori di output delle analisi strutturali (ante e post ottimizzazione) dei modelli G e H.

		MS_G	MS_G_Opt	MS_H	MS_H_Opt
Peso	[g]	62.13	72.68	50.56	55.48
	%		16.98%		9.73%
Displacements	[mm]	0.111	0.097	0.129	0.12
	%		-12.26%		-6.84%
VM_3D	[MPa]	176.4	160.2	170.9	165.9
	%		-9.18%		-2.93%
VM_1D	[MPa]	218.1	73.53	312.7	96.2
	%		-196.61%		-225.05%
Processabilità					

Tabella 6.10 Valori di output delle analisi strutturali (ante e post ottimizzazione) dei modelli C e I.

		MS_C	MS_C_Opt	MS_I	MS_I_Opt
Peso	[g]	63.95	75.29	132.5	75.27
	%		17.73%		-43.19%
Displacements	[mm]	0.118	0.11	0.091	0.105
	%		-6.53%		14.88%
VM_3D	[MPa]	221.4	213.7	179.2	156.8
	%		-3.48%		-12.50%
VM_1D	[MPa]	232.8	118.1	123.7	67.29
	%		-97.12%		-83.83%
Processabilità					

Dalle tabelle riportate (dalla configurazione *A* alla *H*) è possibile notare che, con il processo di ottimizzazione attuato, l'aumento del diametro dei trabecoli fino al valore di 1.2 mm determina un aumento del peso della struttura ma una sostanziale riduzione in termini di spostamenti (fino al -13.50% rispetto al valore di partenza) e tensioni (fino al -17.10% per gli elementi tetragonali e fino a -225.05% per gli elementi beam).

La struttura risulta simmetrica così come le condizioni di carico pertanto sarebbe bastato studiare anche soltanto 4 loadcases.

Confrontando le configurazioni aventi il maggior numero di DS si può notare, inoltre, come la riduzione della dimensione della cella per aumentare la rigidità della struttura trabecolare risulti meno efficace rispetto alle configurazioni ottimizzate dimensionalmente.

Come prevedibile, a parità di tipologia di cella (BCC o BCC-Z) l'aumento della dimensione della cella ($A \rightarrow B$ e $C \rightarrow D$) determina un aumento negli spostamenti massimi a causa della diminuzione della rigidità della struttura mentre le tensioni agenti sugli elementi tetragonali nel caso di cella BCC-Z sono del tutto paragonabili a quelli del tipo di cella BCC.

Il minimo spostamento risulta nel caso del modello *MS_A_Opt* ovvero la configurazione con la cella rigida BCC-Z e con la dimensione di cella piccola (4x4x4 mm) ma il peso aumenta considerevolmente.

Tra le configurazioni più "pesanti", ovvero *MS_F* e *MS_G* l'introduzione di celle BCC-Z attorno all'inserto al posto di quelle BCC diminuisce gli spostamenti (anche se aumenta le tensioni) ma il miglioramento delle prestazioni risulta poco significativo e non giustifica l'aumento, anche se minimo, del peso.

Operando un confronto tra il *MS_E* e il *MS_F*, gli spostamenti e le tensioni risultano più elevate nel secondo caso rispetto al primo: contrariamente a quanto ci si possa aspettare, questo comportamento potrebbe essere riconducibile alla diversa tipologia di collegamento di transizione graduale tra le strutture reticolari che è presente nelle due configurazioni.

Risulta interessante il confronto attuato nella Tabella 6.10: il modello *MS_I* è lo stesso del modello *MS_C* ma con diametro iniziale maggiore (1.2 mm). Anche se al termine dell'ottimizzazione dimensionale entrambe le soluzioni giungono ad un peso quasi identico l'aumento delle prestazioni dell'approccio impiegato nel caso *I* è sostanziale rispetto ai risultati ottenuti con l'approccio "al rialzo". La diversità dei valori ottenuti è da ricercare, probabilmente, alla

ridistribuzione delle tensioni e delle linee di carico che si sviluppano modificando i diametri degli elementi beam. Dal momento che l'approccio di ottimizzazione "al ribasso" conduce a dei risultati più performanti sarà questa la metodologia con la quale si opererà nel modello mid-scale.

6.3.3 Figure of Merit

Il Metodo *Figure of Merit* è un approccio di tipo ingegneristico che può essere utilizzato al fine di caratterizzare le prestazioni di un dato sistema, avente diversi parametri caratterizzanti, mediante l'impiego di "cifre di merito" (o "fattori di merito") per quantificare la loro efficienza ed ottenere un valore rappresentativo delle performance complessive dell'oggetto di studio, il che conduce all'individuazione e alla scelta della miglior soluzione possibile tra le diverse alternative.

Per attuare questa metodologia occorre stabilire un ordine di priorità tra le diverse caratteristiche ed assegnare i valori più alti a quei parametri che rivestono maggior importanza nell'indagine che si vuole studiare.

Nel caso specifico del pannello sub-scale i parametri oggetto di studio sono il peso totale della configurazione, gli spostamenti massimi e le tensioni agenti su tutti gli elementi.

Dal momento che il focus principale risulta essere l'alleggerimento del componente, la maggior cifra di merito è stata assegnata al peso della struttura. I successivi fattori scelti, in ordine di importanza, sono stati quelli dello spostamento massimo ammissibile e dei massimi livelli tensionali sugli elementi unidimensionali e tridimensionali.

Nella Tabella 6.11 è possibile individuare anche una colonna relativa alla *Processabilità*: è stato assegnato un valore "0" a quelle configurazioni che non possono essere realizzate con la direzione di crescita scelta, ed un valore "1" a quelle che invece possono essere costruite. La metodologia impiegata sarà trattata successivamente e sarà chiara la motivazione alla base di questa impostazione del problema.

Tabella 6.11 Valori complessivi risultanti dalle analisi strutturali.

	Peso [g]	Spost [mm]	3D_VM [Mpa]	1D_VM [Mpa]	Processabilità
MS_A_Opt	79.46	0.086	160.000	122.800	1
MS_B_Opt	51.84	0.123	228.800	118.200	0
MS_C_Opt	75.29	0.110	213.700	118.100	1
MS_D_Opt	50.05	0.132	235.800	124.100	0
MS_E_Opt	63.23	0.096	138.200	81.360	1
MS_F_Opt	72.28	0.104	154.100	71.410	1
MS_G_Opt	72.68	0.097	160.200	73.530	1
MS_H_Opt	55.48	0.120	165.900	96.200	1
MS_I_Opt	75.27	0.105	156.800	67.290	1
MS_A	67.89	0.099	193.000	316.600	1
MS_B	47.99	0.127	241.900	207.800	0
MS_C	63.95	0.118	221.400	213.700	1
MS_D	46.83	0.137	244.800	282.400	0
MS_E	55.71	0.111	154.900	252.100	1
MS_F	61.55	0.118	164.700	217.400	1
MS_G	62.13	0.111	176.400	218.100	1
MS_H	50.56	0.129	170.900	312.700	1
MS_I	132.50	0.091	179.200	123.700	1
Merit	10	9	6	7	

La relazione alla base del FOM è una media pesata che tiene conto dell'ordine di priorità prescelto.

$$FOM = \frac{\sum_{i=1}^3 x_i \cdot p_i}{\sum_{i=1}^3 p_i} \cdot K \quad (6.1)$$

Nella 6.1, x è uno dei parametri tra peso, spostamento, tensione 3D, tensione 1D; p è la cifra di merito del parametro considerato (valore dell'ultima riga della Tabella 6.11) e K è il valore della voce "processabilità" della configurazione per cui si sta calcolando il FOM. Il contatore i indica uno dei tre parametri oggetto di indagine.

Per procedere ad una corretta valutazione del FOM, però, occorre prima normalizzare ogni valore in funzione dei valori massimi e minimi di ogni parametro di studio.

$$y' = \frac{y - m}{\Delta} \quad (6.2)$$

Nella 6.2, per ogni grandezza oggetto di studio (peso, spostamenti e tensioni), y' è il valore del parametro normalizzato, y è il valore dello stesso non normalizzato, m è il valore minimo registrato tra le configurazioni studiate per quella grandezza, Δ è la differenza tra il valore massimo e minimo (relativo ad ogni grandezza) tra le configurazioni studiate.

Tabella 6.12 Valori complessivi normalizzati risultanti dalle analisi strutturali.

	Peso	Spont	3D_VM	1D_VM	Processabilità
MS_A_Opt	0.38	0.00	0.20	0.22	1
MS_B_Opt	0.06	0.73	0.85	0.20	0
MS_C_Opt	0.33	0.48	0.71	0.20	1
MS_D_Opt	0.04	0.91	0.92	0.23	0
MS_E_Opt	0.19	0.21	0.00	0.06	1
MS_F_Opt	0.30	0.36	0.15	0.02	1
MS_G_Opt	0.30	0.22	0.21	0.03	1
MS_H_Opt	0.10	0.67	0.26	0.12	1
MS_I_Opt	0.33	0.37	0.17	0.00	1
MS_A	0.25	0.26	0.51	1.00	1
MS_B	0.01	0.81	0.97	0.56	0
MS_C	0.20	0.63	0.78	0.59	1
MS_D	0.00	1.00	1.00	0.86	0
MS_E	0.10	0.49	0.16	0.74	1
MS_F	0.17	0.63	0.25	0.60	1
MS_G	0.18	0.49	0.36	0.60	1
MS_H	0.04	0.84	0.31	0.98	1
MS_I	1.00	0.10	0.38	0.23	1
Δ	85.67	0.051	106.6	249.31	
Merit	10	9	6	7	

La formulazione 6.1 è stata applicata ai valori presenti in Tabella 6.12 e la normalizzazione attuata mediante la 6.2 ha permesso di ottenere, per ogni grandezza di studio, dei valori compresi tra 0 e 1 in modo tale da rendere il confronto a parità di condizioni.

Tabella 6.13 Risultati del calcolo Figure of Merit relativo ad ogni configurazione.

Risultati FOM ordinati	
0.000	MS_B_Opt
0.000	MS_D_Opt
0.000	MS_B
0.000	MS_D
0.131	MS_E_Opt
0.201	MS_G_Opt
0.206	MS_A_Opt
0.227	MS_F_Opt
0.241	MS_I_Opt
0.293	MS_H_Opt
0.363	MS_E
0.394	MS_G
0.409	MS_F
0.416	MS_C_Opt
0.463	MS_I
0.465	MS_A
0.514	MS_C
0.524	MS_H

Nella Tabella 6.12 sono riportati i valori finali relativi al calcolo del FOM per ogni configurazione e sono stati ordinati in ordine crescente dall'alto verso il basso.

A causa dell'impostazione del problema così definito, la configurazione più prestante, in funzione delle cifre di merito adottate, risulta essere quella con il valore più basso: la soluzione migliore, infatti, sarà quella che avrà una

struttura alleggerita, gli spostamenti massimi minori e i livelli tensionali più bassi. Un FOM alto, infatti, indica che quella particolare configurazione presenta valori importanti dei parametri oggetto di studio e questa casistica è quella che bisogna evitare.

Sono da escludere, ovviamente, le soluzioni con valore nullo in quanto tale risultato è dovuto al termine K della 6.1 ove la non processabilità della struttura conduce all'annullamento di tutta la formulazione.

La configurazione individuata ottimale risulta essere la " MS_E_Opt " che si configura, dunque, come il miglior compromesso in termini di peso, spostamenti e tensioni massime agenti.

Di seguito sono riportati tutti i plot relativi alle analisi strutturali della configurazione selezionata.

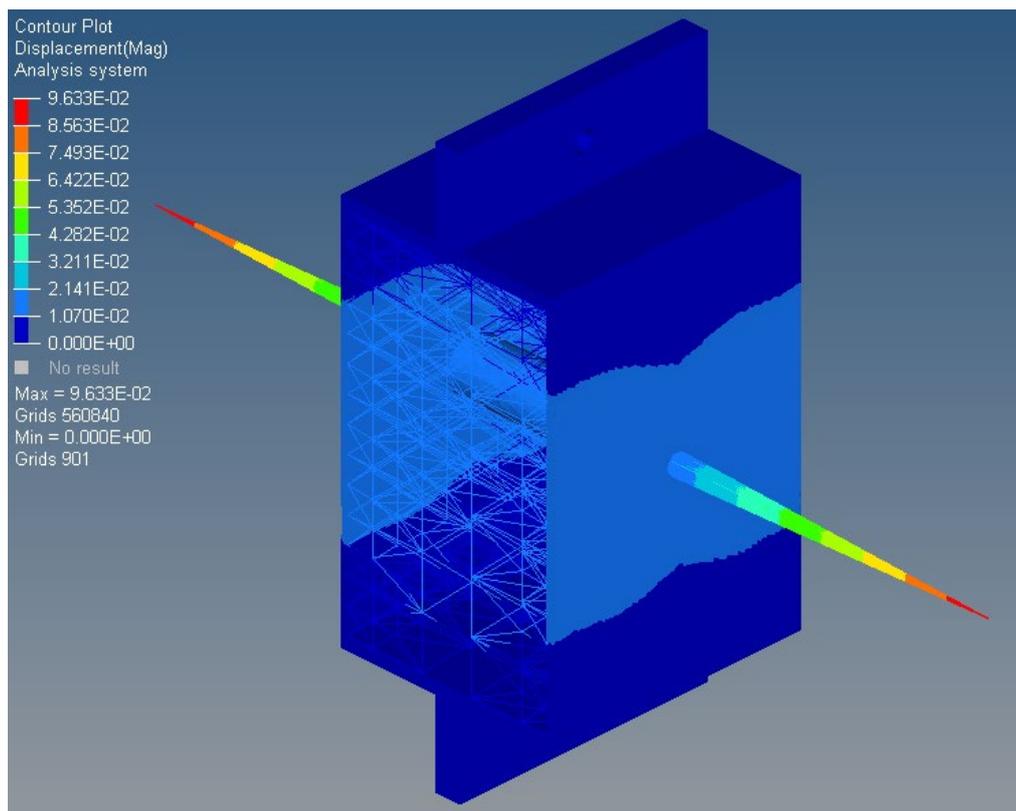


Figura 6.99 Plot degli spostamenti relativi all'envelope (extreme) della configurazione MS_E_Opt .

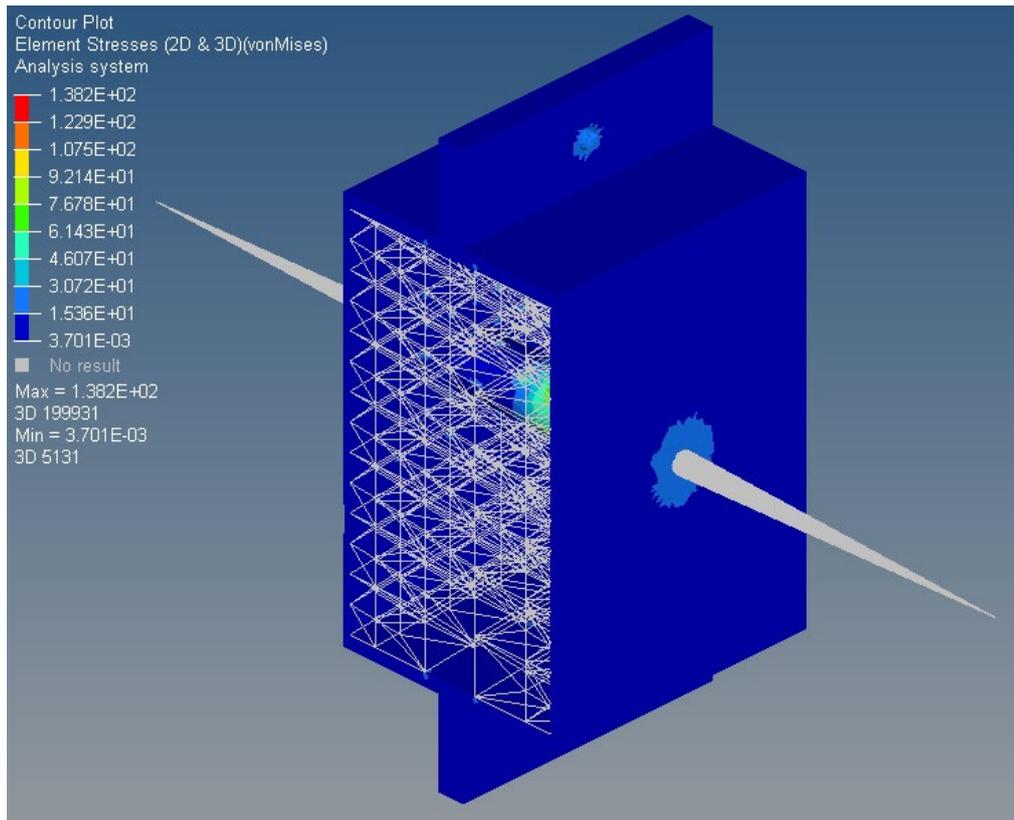


Figura 6.100 Plot delle tensioni sugli elementi tetragonali relativi all'envelope (extreme) della configurazione MS_E_Opt.

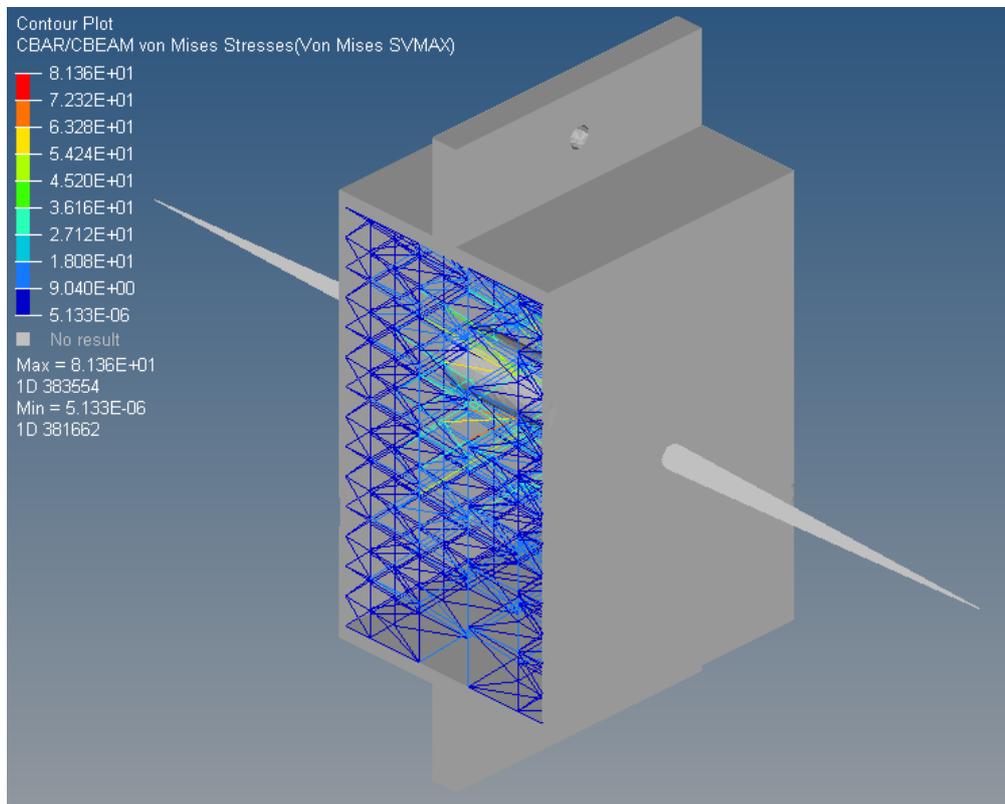


Figura 6.101 Plot delle tensioni agenti sugli elementi unidimensionali relativi all'envelope (extreme) della configurazione MS_E_Opt.

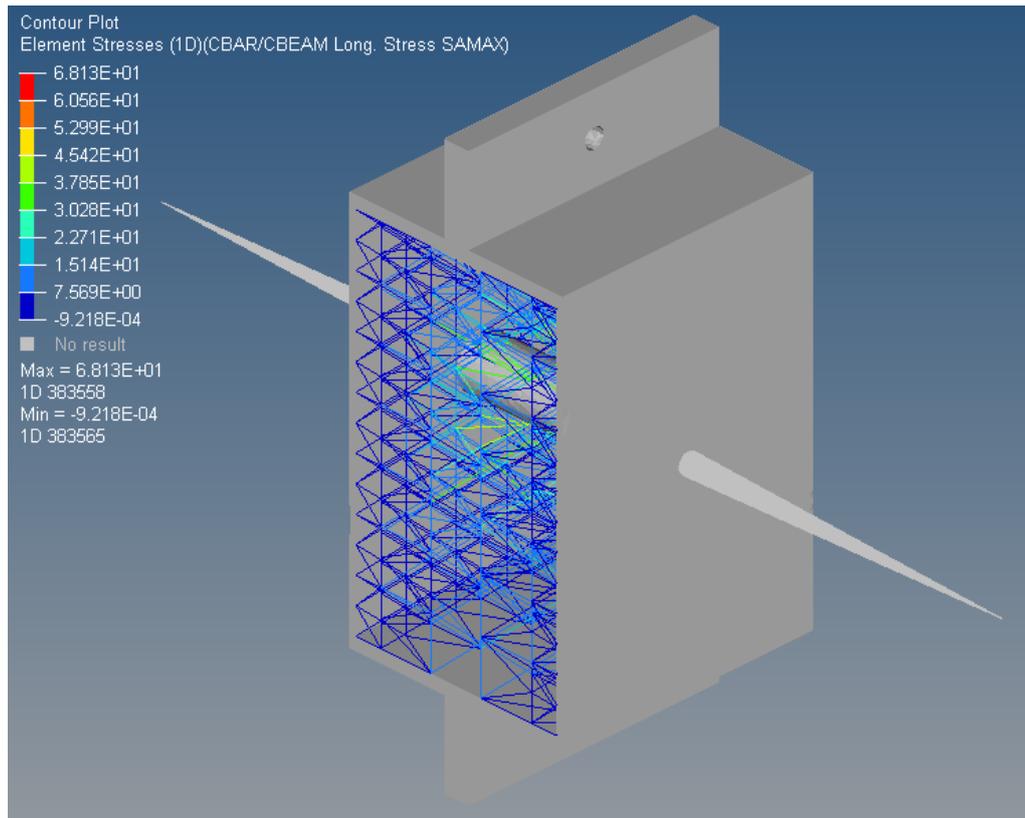


Figura 6.102 Plot dei massimi livelli tensionali relativi ai nodi "A" nel loadcase envelope (extreme) della configurazione MS_E_Opt.

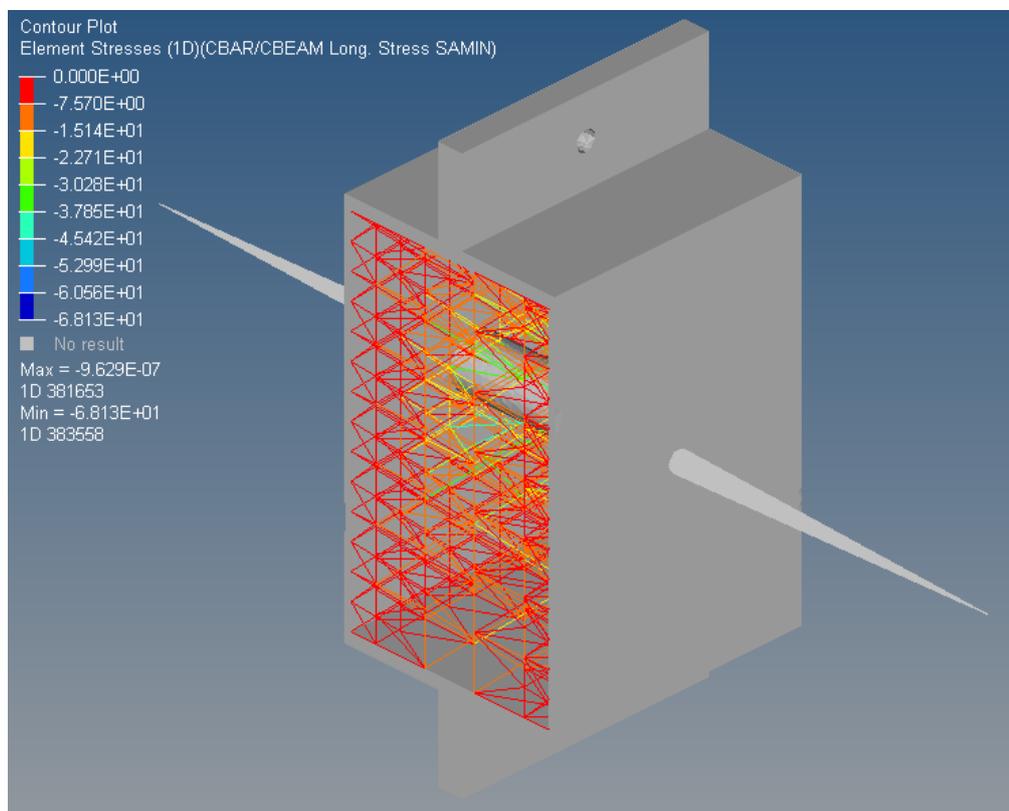


Figura 6.103 Plot dei minimi livelli tensionali relativi ai nodi "A" nel loadcase envelope (extreme) della configurazione MS_E_Opt.

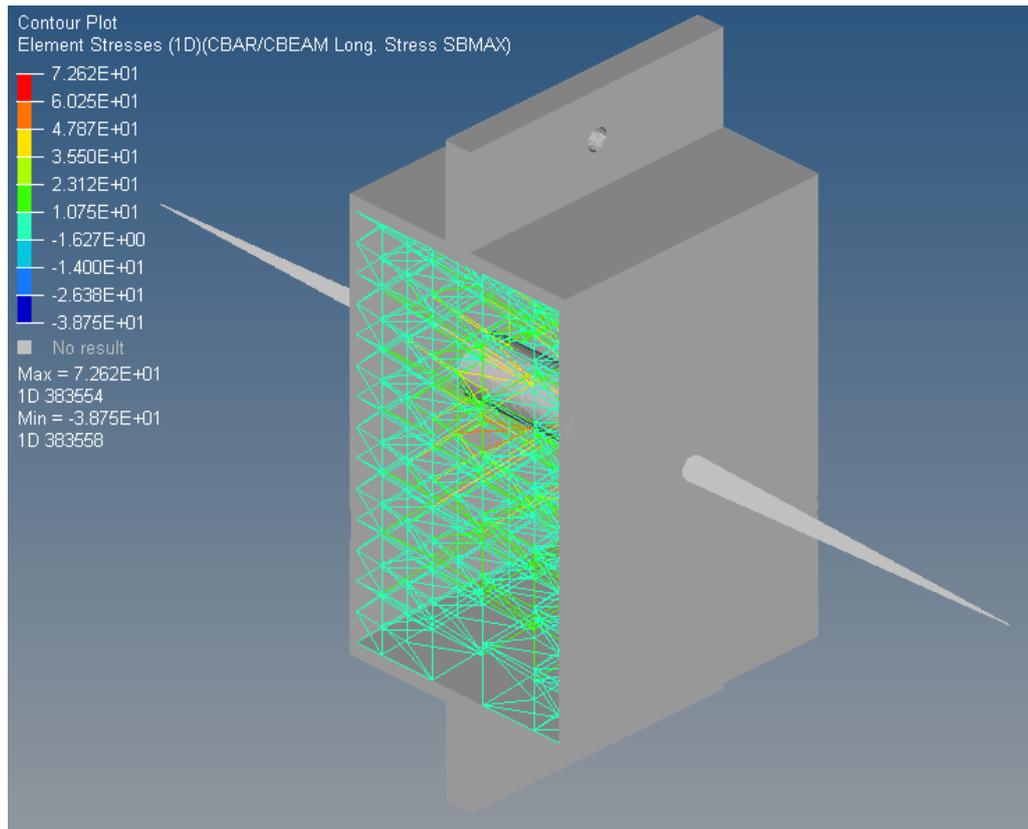


Figura 6.104 Plot dei massimi livelli tensionali relativi ai nodi "B" nel loadcase envelope (extreme) della configurazione MS_E_Opt.

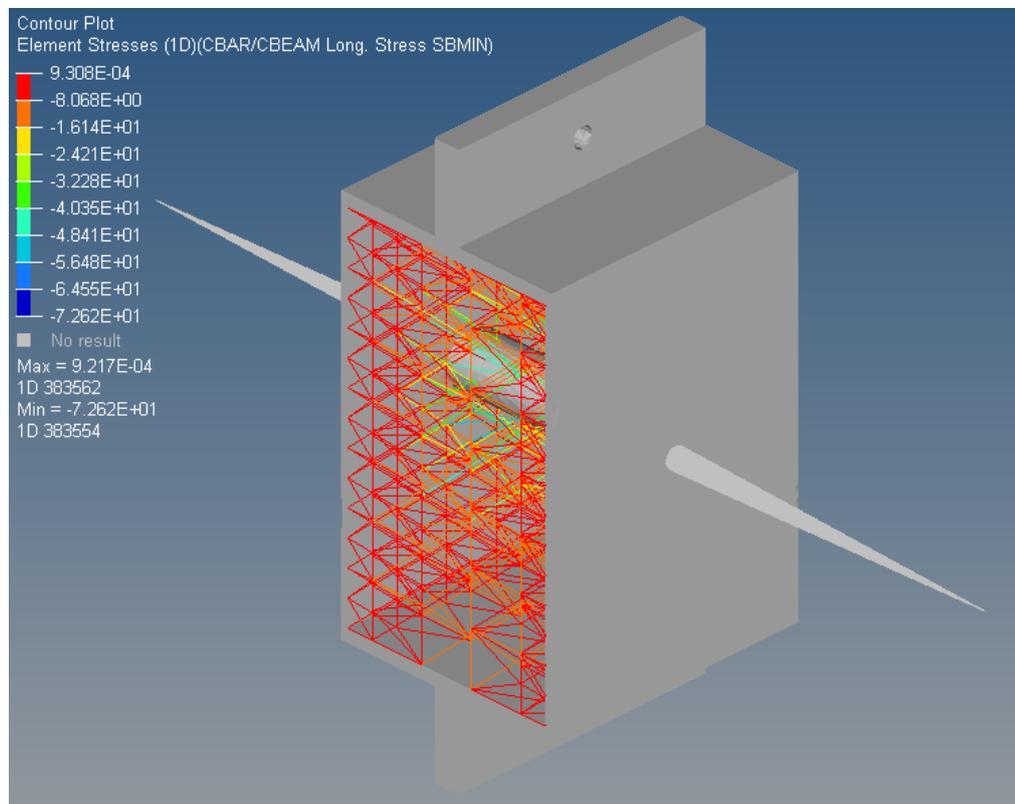


Figura 6.105 Plot dei minimi livelli tensionali relativi ai nodi "B" nel loadcase envelope (extreme) della configurazione MS_E_Opt.

Determinata la configurazione ottimale da applicare al Pannello Multifunzione mid-scale, è opportuno effettuare un'ultima considerazione.

Dal momento che, osservando la Tabella 6.12, la configurazione *MS_I_Opt* risulta ottenere delle prestazioni migliori rispetto alla *MS_C_Opt* (con cui condivide la stessa suddivisione dei design space) è opportuno pensare che partire da valori iniziali di diametro maggiori ed eseguire un'ottimizzazione dimensionale con range di diametro inferiore possa portare ad ulteriori benefici in termini prestazionali.

Alla luce delle considerazioni effettuate, dunque, il modello mid-scale verrà ottimizzato utilizzando una configurazione analoga alla *E*, ovvero con la stessa tipologia di divisione del design space DS2 (due volumi esterni con struttura reticolare 4x4x4 mm ed un volume centrale di struttura lattice con dimensione di cella pari a 8x8x8 mm) e verrà implementato lo stesso approccio di ottimizzazione impiegato per il modello sub-scale *I*, partendo da un diametro iniziale dei trabecoli pari a 1.2 mm ed impostando, in fase di ottimizzazione, un range di variabilità compreso tra 0.6÷1.2 mm.

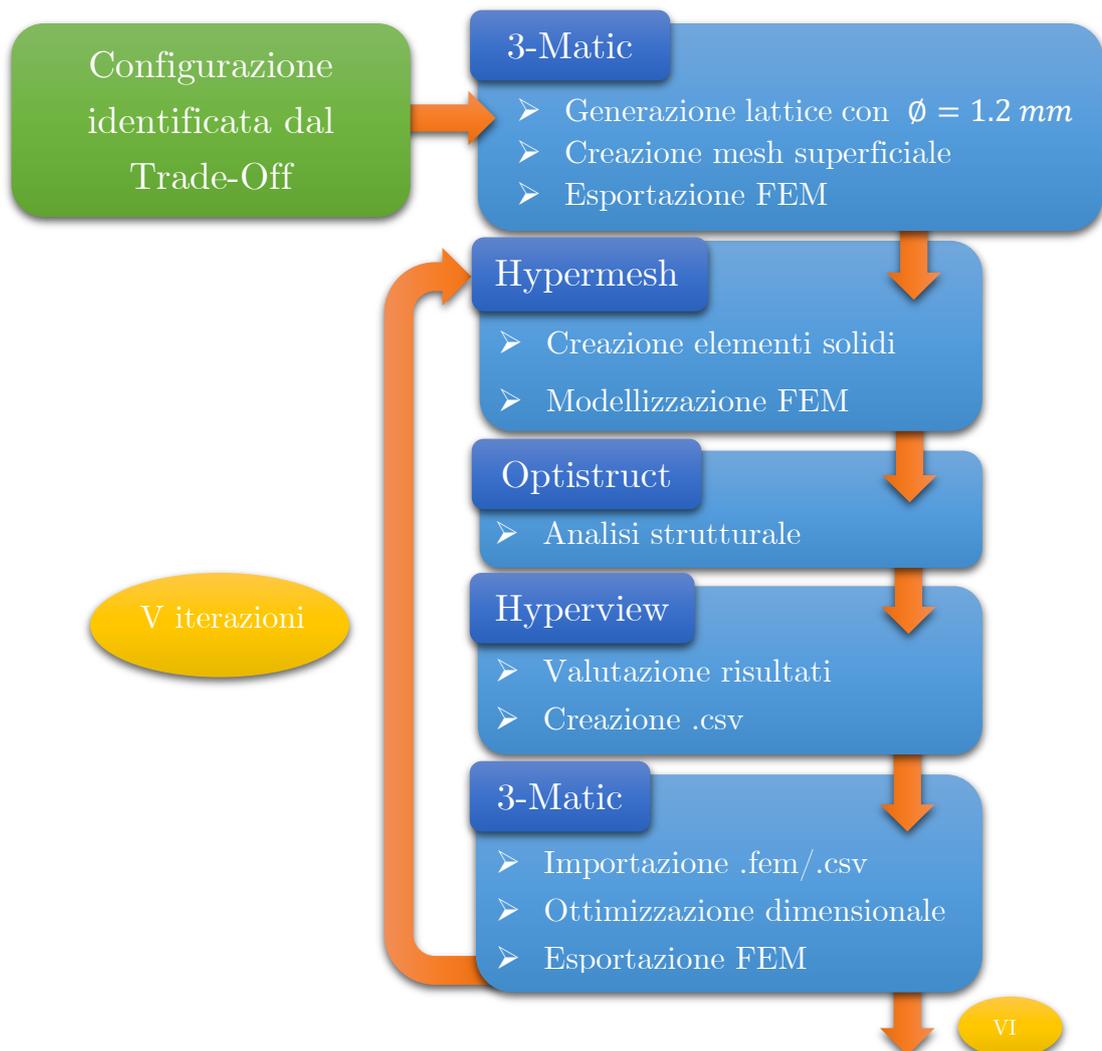
7. Ottimizzazione del Pannello

7.1 Workflow di ottimizzazione del pannello mid-scale

Le conclusioni tratte nel Capitolo precedente hanno condotto all'individuazione della configurazione ottimale della divisione del design space (analoga a quella del DS2 del modello *MS_E*) e alla tipologia di approccio da seguire al fine di ottenere un'ottimizzazione dimensionale più performante (quella utilizzata per il modello *MS_I* partendo da un valore iniziale di diametro pari a 1.2 mm e impostando il minimo a 0.6 mm).

Nel presente Capitolo, dunque, dopo l'enunciazione delle caratteristiche meccaniche, dei requisiti e della modellizzazione del componente, verrà affrontato il percorso di ottimizzazione attuato sul modello mid-scale del pannello multifunzione.

In Figura 7.2 è riportato il workflow attuato in questa fase di studio.



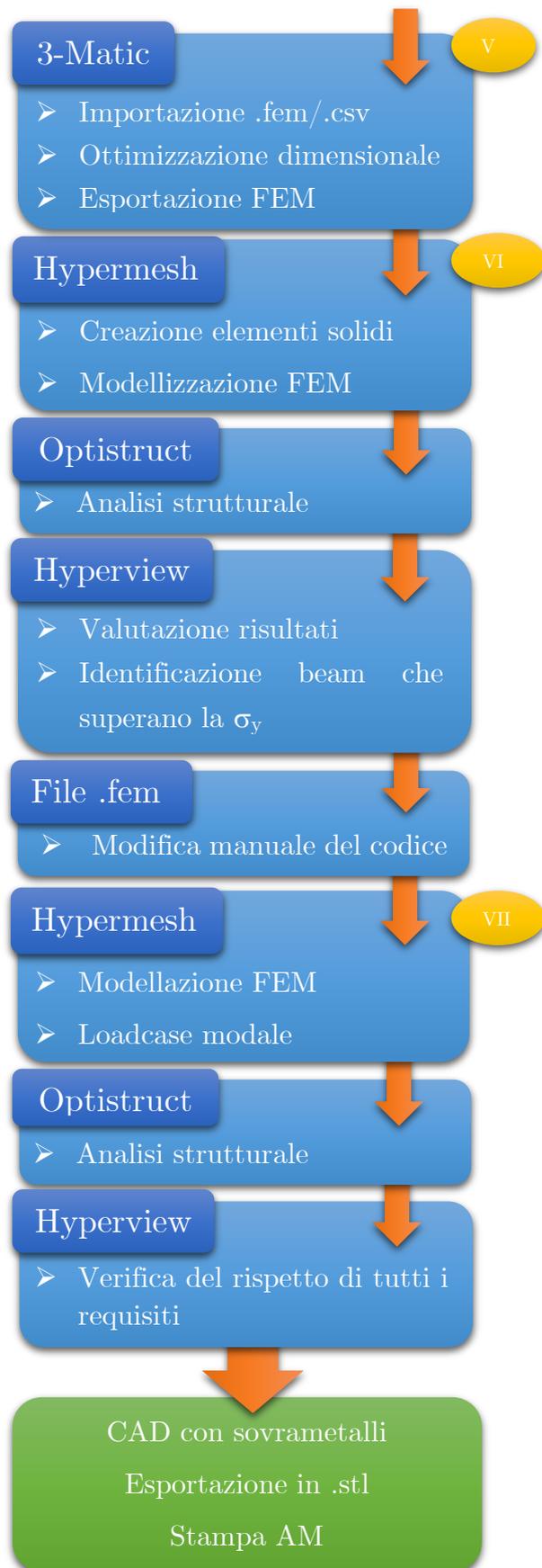


Figura 7.2 Workflow del processo di ottimizzazione dimensionale del pannello multifunzione mid-scale.

7.2 Modellizzazione del pannello mid-scale

L'identificativo del pannello multifunzione mid-scale è MP_E .

Come nel precedente Capitolo, le unità di misura adottate per eseguire le analisi strutturali sono le seguenti: *millimetri* per le lunghezze, *tonnellate* per le masse, *newton* per le forze, *megapascal* per le pressioni.

7.2.1 Caratteristiche meccaniche

Il macchinario con cui si prevede di realizzare il pannello multifunzione risulta essere l'EOS M270.

Le caratteristiche meccaniche sono state desunte dal relativo datasheet consultabile dal sito dell'azienda [32] e sono consultabili in Tabella 7.1. Anche in questo caso in tale tabella l'asse di crescita cui si riferiscono i valori è l'asse y analogamente a quello del pannello riprogettato.

Tabella 7.1 Caratteristiche meccaniche delle polveri di $AlSi10Mg$ fornite dal datasheet della EOS [30].

Proprietà	Unità	As built	Heat treated
Densità	[g/cm ³]	2.67	
Tensione di rottura (XZ)	[MPa]	445±20	335±20
Tensione di rottura (Y)	[MPa]	405±20	325±20
Tensione di snervamento (XZ)	[MPa]	275±10	225±10
Tensione di snervamento (Y)	[MPa]	230±10	220±10
Modulo di elasticità (XZ)	[GPa]	70±5	70±5
Modulo di elasticità (Y)	[GPa]	65±5	65±5
Durezza	[HBW]	120±5	
Conducibilità termica (XZ)	[W/(m·°C)]	103±5	173±10
Conducibilità termica (Y)	[W/(m·°C)]	119±5	175±10

Le caratteristiche finali del materiale sono state considerate come isotrope e i valori scelti sono quelli minimi garantiti delle proprietà *heat treated* (post-trattamento termico di stress relieving avvenuto per la durata di 2 h a 300 °C). In realtà, in alcune direzioni il materiale resiste a carichi più alti ma questo è a vantaggio della sicurezza.

Tabella 7.2 Caratteristiche meccaniche identificate per le analisi del pannello mid-scale.

Proprietà	Unità	Heat treated
Densità	[g/cm ³]	2.67
Tensione di rottura	[MPa]	315
Tensione di snervamento	[MPa]	210
Modulo di elasticità	[GPa]	65
Durezza	[HBW]	115
Conducibilità termica	[W/(m·°C)]	163

A differenza del capitolo precedente si è scelto un valore medio del modulo di Young E in modo tale da non sottostimare i livelli tensionali che si generano nel componente.

7.2.2 Requisiti meccanici prestazionali

I requisiti meccanici richiesti derivano da quelli relativi al modello del pannello nelle condizioni full-scale con le opportune variazioni in quanto si sta studiando il comportamento strutturale di un componente in scala ridotta.

Le dimensioni del pannello risultano essere, all'incirca 1/3 del modello full-scale e pertanto il peso delle masse concentrate applicate che simulano la presenza degli equipaggiamenti di bordo, dovrebbero essere ridotte di 1/27. La diminuzione sarebbe eccessiva e si è deciso di considerare due masse di 1.5 kg ciascuna.

Per simulare il reale carico di accelerazione su un componente in scala in fase di lancio in orbita, la prassi di qualsiasi missione aerospaziale prevede l'utilizzo di una curva specifica preliminare che considera l'inviluppo dei carichi generati da diversi lanciatori. Tale curva, detta *Mass Acceleration Curve* (MAC) è

stata fornita dal Jet Propulsion Laboratory (JPL) della NASA ed è di comune impiego per eseguire un dimensionamento strutturale preliminare [33].

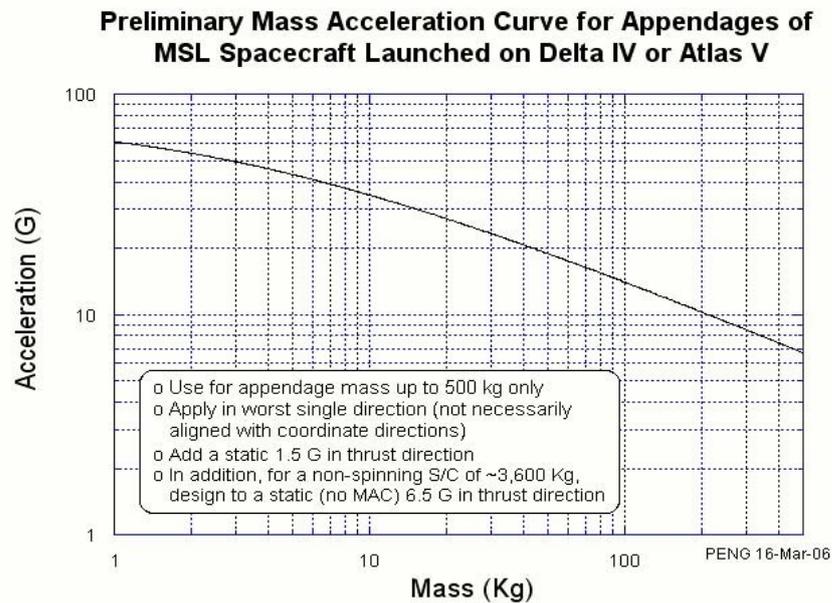


Figura 7.3 MAC per il dimensionamento strutturale fornito dalla NASA [34].

La curva in Figura 7.3 è valida per i lanciatori Mariners, Voyager, Galileo, Pathfinder, MER, MSL, STS, Titan, Ariane, Proton, Atlas, Delta, H2 e Scout.

Per ottenere l'accelerazione complessiva da applicare al componente bisogna entrare sulla MAC dalle ascisse con il valore del peso totale del componente (nel caso del pannello multifunzione bisogna, quindi, considerare la massa del pannello mid-scale e la somma delle masse degli equipaggiamenti) e leggere il relativo valore di accelerazione che corrisponde a quel carico.

Il peso iniziale del modello non ottimizzato, come sarà descritto nei paragrafi successivi, sarà pari a 1.652 kg a cui deve essere sommato il peso relativo agli equipaggiamenti il cui risultato finale è di 3 kg. Il peso complessivo del pannello mid-scale riprogettato con le due masse concentrate risulta essere pari, in definitiva a 4.652 kg. Entrando con tale valore nella Figura 7.3 si ottiene un'accelerazione totale di 45 g.

Tale accelerazione è da considerarsi come accelerazione complessiva e pertanto non dovrebbe essere applicata necessariamente in tutte le direzioni. In tale lavoro di Tesi, a vantaggio di sicurezza, si è considerato il valore massimo identificato agente in tutte le direzioni in funzione delle condizioni di carico.

Tabella 7.3 Condizioni di carico adottate sul modello mid-scale.

Loadcase	X	Z	Y
1	+ 45 g	+ 45 g	+ 45 g
2	+ 45 g	+ 45 g	- 45 g
3	+ 45 g	- 45 g	+ 45 g
4	+ 45 g	- 45 g	- 45 g
5	- 45 g	+ 45 g	+ 45 g
6	- 45 g	+ 45 g	- 45 g
7	- 45 g	- 45 g	+ 45 g
8	- 45 g	- 45 g	- 45 g

Per essere coerenti con il sistema di misura adottato il carico di accelerazione dovrà essere espresso in mm/s^2 pertanto:

$$9.81 \text{ m/s}^2 = 9810 \text{ mm/s}^2$$

E quindi:

$$45 \text{ g} = 45 \cdot 9.81 \text{ m/s}^2 = 45 \cdot 9810 \text{ mm/s}^2 = 441450 \text{ mm/s}^2$$

Come nel pannello full-scale, la pressione agente sulle pareti interne della serpentina è pari ad 11 bar (ovvero 1.1 MPa) e tale carico si somma a quelle presenti in Tabella 7.3.

Nel modello di analisi si è deciso di introdurre un coefficiente di sicurezza (Safety Factor SF) sia sulla massima tensione di rottura che di snervamento. In particolare, si è considerato un SF di 2 sulla σ_R e uno di 1.5 sulla σ_s per cui la tensione ammissibili saranno pari a:

$$\sigma_u = \frac{\sigma_R}{2} = 157.5 \text{ MPa} \quad (7.1)$$

$$\sigma_y = \frac{\sigma_s}{1.5} = 140 \text{ MPa} \quad (7.2)$$

Dalle equazioni 7.1 e 7.2 è possibile notare come il valore tensionale che guiderà le analisi finali di verifica prestazionale sarà la tensione di snervamento ammissibile (σ_y).

Il valore di frequenza minima che l'intera struttura deve superare è pari a 200 Hz ed è stata fornita come requisito da Thales Alenia Space in funzione del requisito del modello full-scale.

Nella Tabella 7.4 sono riportati tutti i valori di riferimento che dovranno essere verificati sul componente finale ottimizzato. Il componente dovrà verificare e superare tutti questi requisiti per potersi considerare validato e poter passare alla fase di produzione.

Tabella 7.4 Requisiti meccanici richiesti sul modello mid-scale del pannello multifunzione.

Requisito	Unità	Valore
Coefficiente di sicurezza (sulla σ_R)	/	2
Coefficiente di sicurezza (sulla σ_s)	/	1.5
Tensione di rottura ammissibile	[MPa]	157.5
Tensione di snervamento ammissibile	[MPa]	140
Accelerazioni nel piano del pannello	[m/s ²]	+/- 45 g
Pressione fluido	[MPa]	1.1
Rigidezza minima	[Hz]	200

7.2.3 Modellizzazione FEM

La complessità geometrica del componente nelle sue dimensioni mid-scale ha determinato notevoli problematiche (a livello hardware) di gestione degli elementi presenti e ha fatto emergere qualche problema sia in fase di meshing che in fase di modellazione in ambiente 3-Matic. Non si è riusciti a risolvere degli errori in fase di fixing in seguito all'importazione del modello importato sotto forma di .step e si è dovuto cercare il modo di operare la divisione dei design space della configurazione DS2 (analoga a quella del modello *MS_E*) con l'ausilio dei tool presenti. Problema di entità ben più considerevole è stata l'impossibilità di creare una mesh volumetrica di elementi tetragonali in 3-Matic: il software ha fallito in tutti i tentativi effettuati al variare della dimensione della mesh, del valore di threshold sulla qualità degli elementi e sulla tipologia di verifica degli stessi. Tentando, inoltre, di rimpicciolire gli elementi si è assistito ad una diminuzione del numero di errori dovuti all'overlapping tra i triangoli ma questo ha condotto a tempistiche computazionali enormi in ambiente Hypermesh e, addirittura, in alcuni modelli provati, il run non è partito a causa delle limitazioni di memoria disponibile.

La soluzione identificata che ha permesso la prosecuzione e il successo degli obiettivi prefissati in questo lavoro di Tesi è stata quella di trovare un valore di compromesso nella dimensione degli elementi di tipo superficiale (triangoli) che ha permesso, contemporaneamente, il conseguimento di una corretta validazione e modellazione del pannello unita ad un modello che permettesse all'hardware utilizzato di eseguire le analisi strutturali in ragionevoli tempistiche di calcolo. Si è potuto raggiungere tale risultato a discapito della nascita di centinaia di errori di overlapping che sono stati risolti in maniera manuale.

Il procedimento adottato, comunque, si è scontrato con problemi di qualità della mesh apparse durante le analisi di verifica in seguito al lancio del run di analisi da parte del solutore Optistruct. Il problema è stato risolto con la generazione di una mesh volumetrica tetragonale in Hypermesh a partire dagli elementi superficiali (TRIA) creati in 3-Matic, mantenendo fissati tutti i nodi del modello per permettere di lasciare inalterato il collegamento di “grabbing” tra la struttura reticolare e le superfici del NDS eseguito in 3-Matic.

La connessione ai nodi tra gli elementi CBEAM e i CTETRA è stata verificata visualizzando le deformate della struttura in Hyperview, al termine dei run di analisi, in seguito all'utilizzo del comando *equivalence* presente in Hypermesh.

Per quanto concerne la dimensione degli elementi solidi utilizzati nel modello, la regola desunta dal know-how degli ingegneri strutturali di Thales Alenia Space è stata quella di impiegare almeno 2 elementi nello spessore minimo della struttura oggetto di studio in maniera tale da poter cogliere il comportamento nel piano e fuori dal piano dell'elemento strutturale. Poiché lo spessore minimo del pannello è pari ad 1 mm, si è scelta una dimensione dell'elemento pari a 0.5 mm.

La tipologia degli elementi utilizzata è stata quella dei TETRA4 ovvero di elementi tetragonali a 4 nodi. Il numero di elementi finiti creati risulta essere elevato e dopo aver eseguito un cambiamento dell'ordine degli stessi (da 4 a 10 nodi) mediante il comando *3D→Order Change* presente in Hypermesh, l'analisi non è partita a causa di mancanza di memoria.

Il numero di elementi e la dimensione degli stessi risulta comunque alta e addirittura maggiore rispetto ai nodi impiegati nel modello full-scale (Paragrafo 5.2.5); pertanto i risultati sono indubbiamente validi dal punto di vista di correttezza di modellazione.

La tipologia di elemento utilizzato per la modellazione della struttura reticolare è stato quello unidimensionale CBEAM (con sezione di tipo ROD).

In Tabella 7.5 sono riportati i dati relativi al numero di nodi ed elementi creati nel modello *MP_E* ricavati mediante il comando *Tool→Count→FE entities→elems (by collector)* presente in Hypermesh. Le iterazioni sulle successive ottimizzazioni non modificheranno questi valori.

Tabella 7.5 Numero di nodi ed elementi creati per ogni configurazione del *MP_E*.

Configurazione	Tipologia	CBEAM	CTETRA4	TOT
MP_E	nodi	15409	740646	756055
	elementi	62649	3075642	3138291

Come detto in precedenza, il modello *MP_E* risulta avere delle dimensioni di 1/3 rispetto al full-scale. Analogamente al sub-scale, gli equipaggiamenti sono stati modellati come due masse concentrate di peso pari a 1.5 kg (come illustrato nel precedente capitolo) e sono state collegate alle superfici interne dei due inserti presenti nel NDS mediante collegamenti di tipo rigido RBE2. La posizione dei baricentri di tali masse è stata collocata in posizione mediana tra i centri dei due inserti e, a partire dalla superficie esterna ad ogni pelle, è stata spostata di una quantità di 42 mm verso l'esterno ($125/3=41.6\approx 42$ mm).

I vincoli sono stati applicati in corrispondenza dei quattro fori presenti nelle apposite flange presenti nel NDS e sono stati modellati come incastro.

Sul modello iniziale e su quello finale ottimizzato è stata eseguita, infine, un'analisi modale sui primi 10 modi di vibrare della struttura.

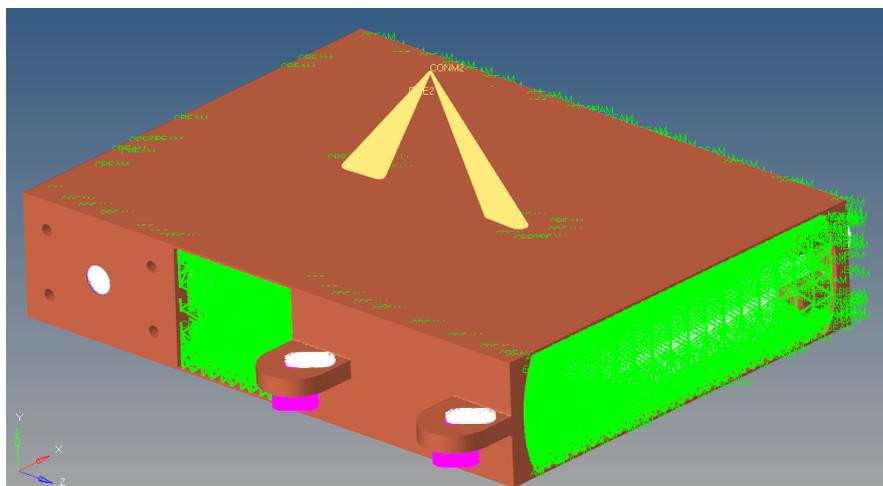


Figura 7.4 Modellazione finale del pannello multifunzione mid-scale.

7.3 Creazione del modello

7.3.1 Creazione della struttura reticolare

In maniera analoga all'iter seguito nel pannello sub-scale, il primo step da seguire è quello di importare il file CAD di partenza in 3-Matic.

Nel caso specifico si è cercato di impiegare un approccio simile a quanto fatto nel pannello utilizzato nel Trade-Off, ovvero quello di applicare la divisione dei design space in CATIA ed importare la parte già suddivisa.

A causa della complessità della geometria, però, questa metodologia non ha portato ad alcun risultato in quanto gli errori presenti sono risultati molteplici e non risolvibili (Figura 7.5)

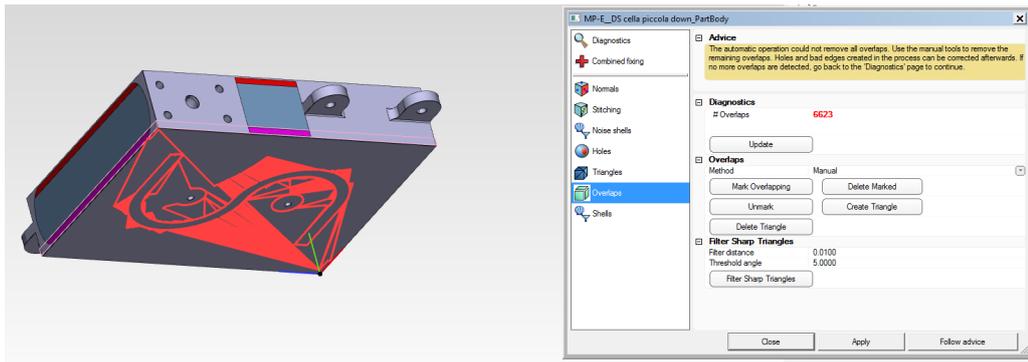


Figura 7.5 Molteplici errori di overlapping nel modello MP_E con DS divisi in CATIA.

Si è deciso, quindi, di importare un componente con un unico core di DS. L'importazione ha determinato una piccola quantità di errori che sono stati risolti manualmente.

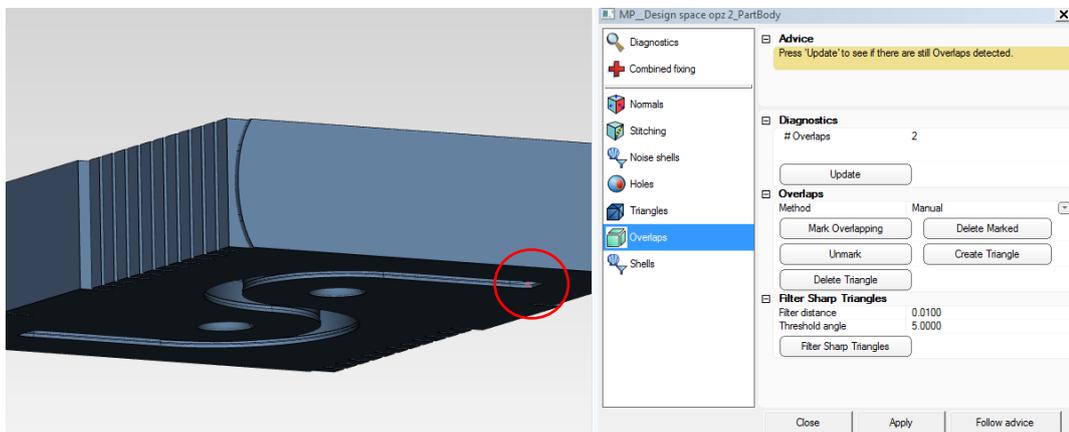


Figura 7.6 Errori di overlap presenti nel modello importato.



Figura 7.7 Errore.

Figura 7.8 Rimozione.

Figura 7.9 Fix.

Risolti gli errori dovuti all'importazione, dunque, si è dovuta creare la divisione dei design space supporta.

Per adempiere a tale scopo, si sono sfruttate le funzionalità presenti nella toolbar *Sketch*.



Figura 7.10 Toolbar Sketch.

Si è, quindi, creato un piano di lavoro tangente ad una delle superfici del core del design space e successivamente lo si è traslato opportunamente.

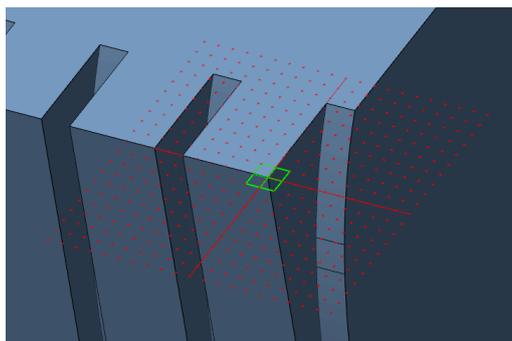


Figura 7.11 Creazione del piano.

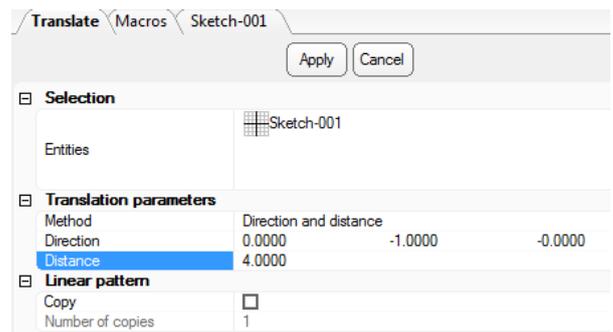


Figura 7.12 Parametri di traslazione del piano.

Successivamente si è utilizzato il tool *Cut* presente nella toolbar *Design* .

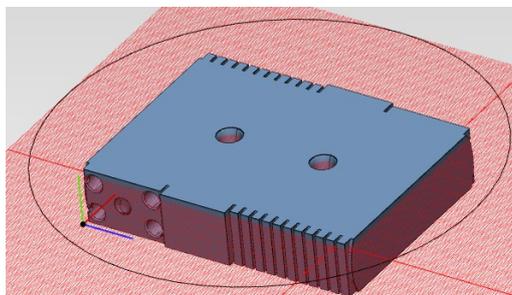


Figura 7.13 Taglio superiore del DS.

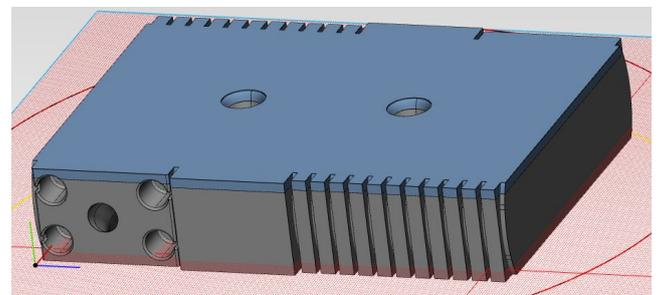


Figura 7.14 Taglio inferiore del DS.

Il risultato delle divisioni è visibile nella seguente figura.

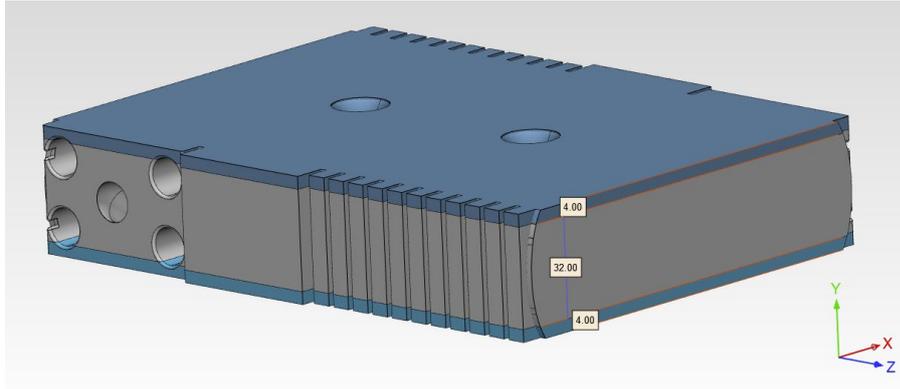


Figura 7.15 Risultato finale della divisione dei DS.

Il componente, ora, è quindi esente da errori, risulta diviso secondo il criterio del DS2 ed è pronto per le successive operazioni di generazione della struttura reticolare.

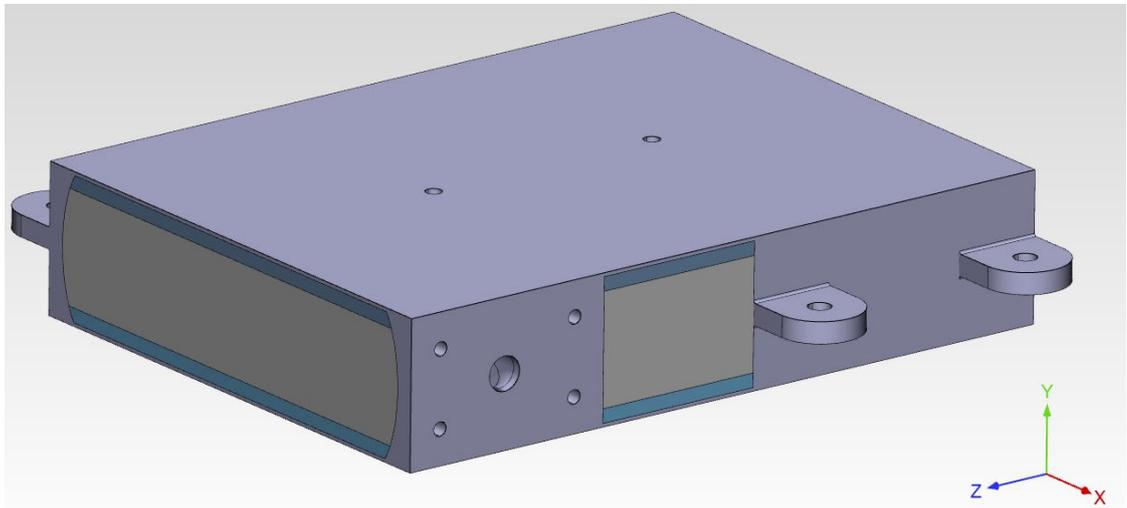


Figura 7.16 Pannello mid-scale senza errori.

Il processo è analogo a quanto illustrato nel paragrafo 6.2.2. Il risultato è il seguente.

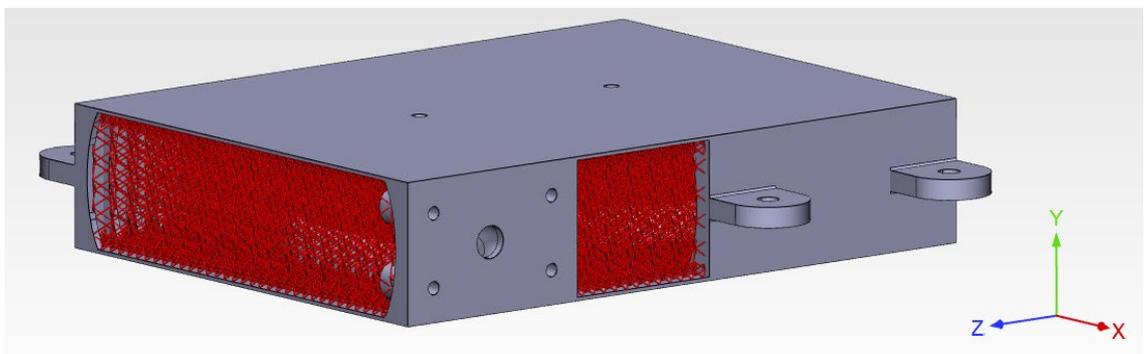


Figura 7.17 Sostituzione dei design space con strutture reticolari.

I diametri iniziali della struttura reticolare sono stati impostati con valori pari a 1.2 mm coerentemente con quanto definito all'inizio del presente capitolo in si è motivata la scelta della tipologia di approccio di ottimizzazione impiegata nel modello *MS_I*.

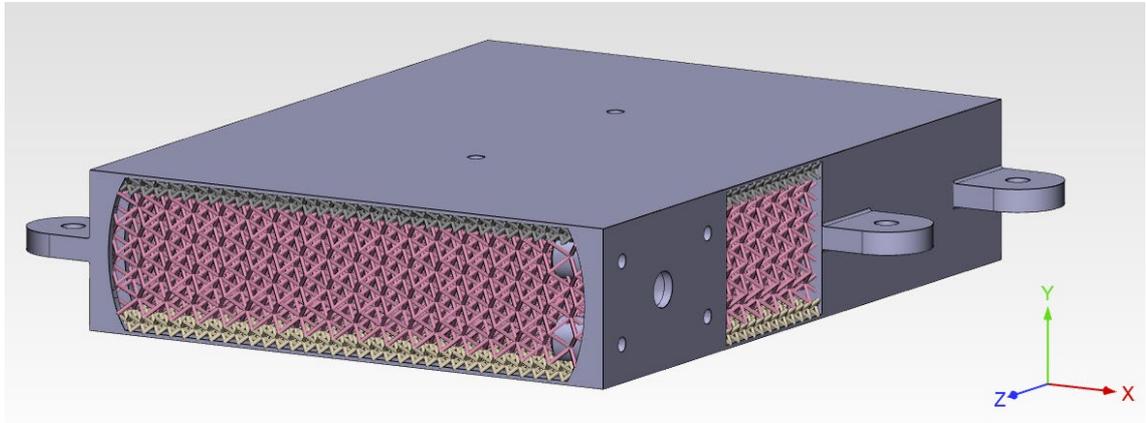


Figura 7.18 *Ispessimento dei diametri della struttura reticolare.*

Di seguito sono mostrati i particolari inerenti alla corretta sostituzione della struttura lattice a celle variabili. È possibile apprezzare anche la corretta definizione delle dimensioni finali del pannello i quali risultano essere multipli delle celle impiegate (4x4x4 mm e 8x8x8 mm).

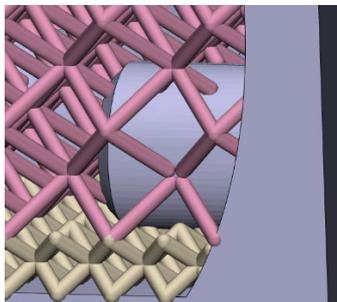


Figura 7.19 *Particolare 1.*

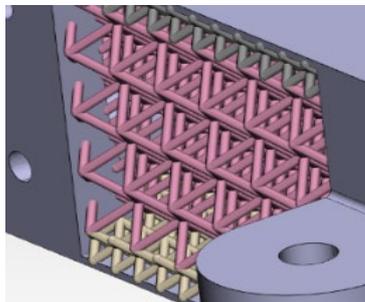


Figura 7.20 *Particolare 2.*

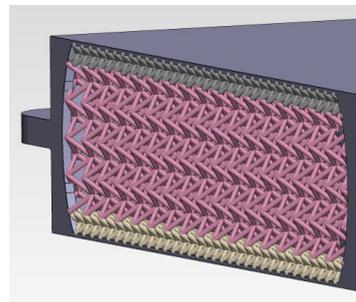


Figura 7.21 *Particolare 3.*

Le strutture reticolari con dimensione di cella differente sono state connesse in due step (come descritto nel paragrafo 6.2.2) i cui parametri sono indicati in Tabella 7.6 (numero connessioni tra le tre zone, raggio minimo e massimo di connessione, angolo minimo di generazione per creare strutture autosupportanti).

Tabella 7.6 *Parametri di impostazione impiegati nel tool relativo alle connessioni tra le strutture lattice.*

	n. connessioni	r_{\min}	r_{\max}	Angolo min.
Step 1	1	0 mm	0.2 mm	45°
Step 2	2	0.01 mm	9 mm	45°

Il risultato ottenuto, simile a quello del sub-scale, è rappresentato in Figura 7.22.

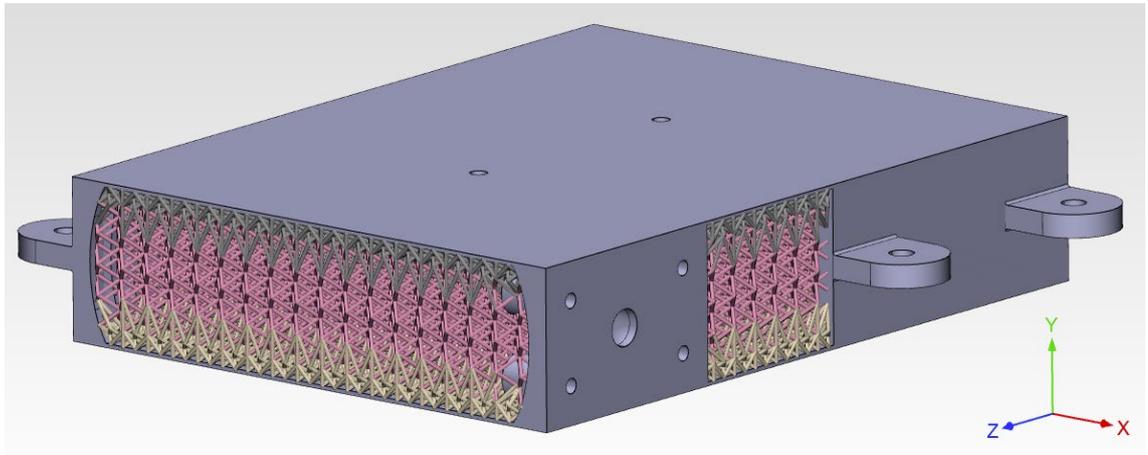


Figura 7.22 Pannello multifunzione con zone di transizione tra le strutture reticolari.

Lo step successivo è stato quello relativo alla creazione di una mesh sulle superfici del NDS. Il comando utilizzato è stato *Adaptive Remesh*. Sono state provate diverse combinazioni dei parametri e diversi tool (come l'*Uniform Remesh*) ma la combinazione utilizzata che ha permesso la prosecuzione del lavoro è stata quella con una dimensione massima di 0.5 mm dell'elemento triangolare. Di seguito le immagini della mesh creata.



Figura 7.23 Mesh di superfici creata in 3-Matic.

Il tool *Create Graph Connection* impiegato per connettere gli elementi creati e la struttura reticolare, come spiegato in (Figura 6.44), ha condotto ad una distorsione sostanziale della mesh creata (Figura 7.24) e quindi è stata eseguita nuovamente la funzione di meshing con gli stessi parametri precedenti.

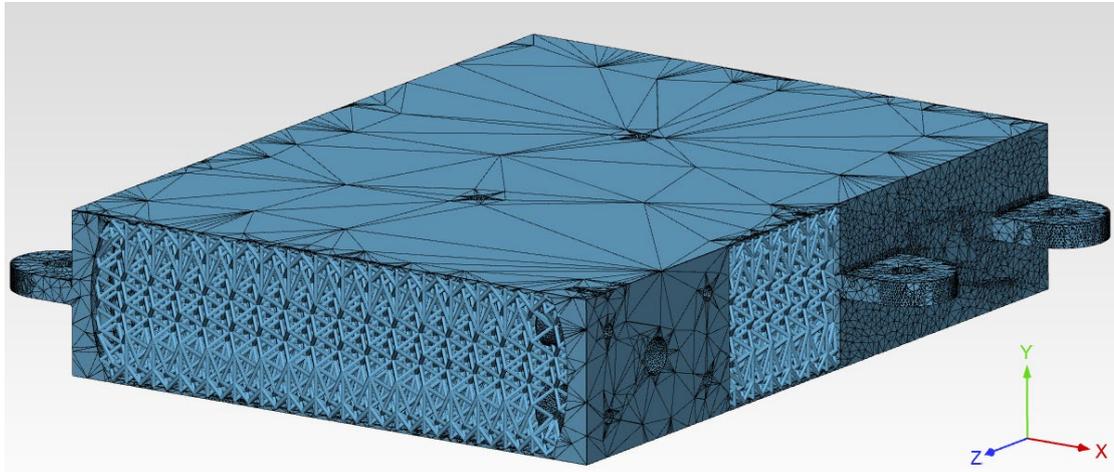


Figura 7.24 Distorsione della mesh in seguito alla funzione di “grabbing” tra il lattice e in NDS.

L’analisi sulla qualità della mesh ha individuato molteplici errori (triangoli in rosso in Figura 7.25) i quali sono dovuti essere corretti manualmente.

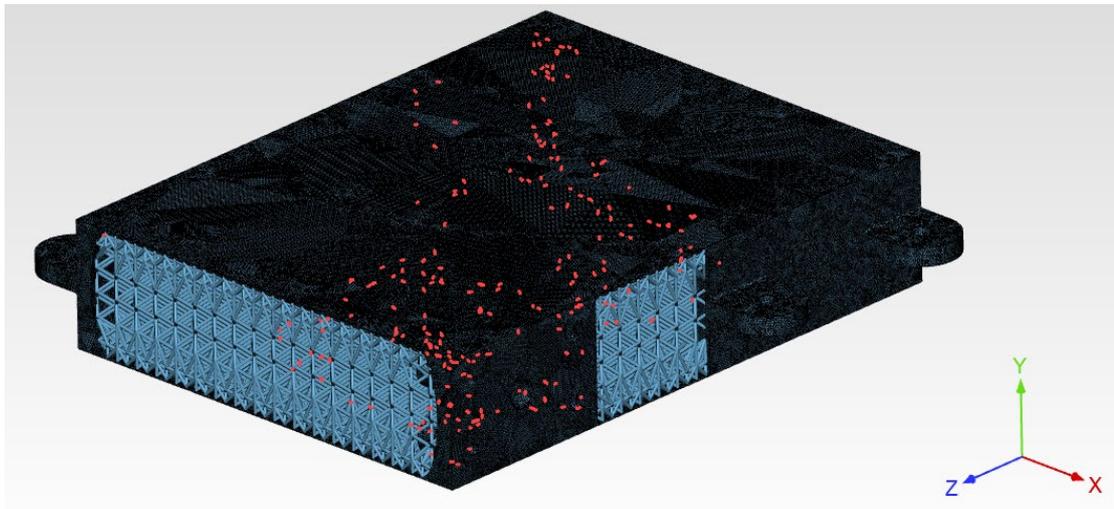


Figura 7.25 Identificazione degli errori in seguito all’impiego del tool *Adaptive Remesh*.

Infine, è stata eseguita un’analisi finale che ha condotto ad un esito positivo.

Element quality check (surface mesh):

Minimum face angle (A) >= 5.0000	# did not meet threshold: 0 (0%)	Worst value: 8.4723	Threshold: Pass
Abaqus shape factor (N) >= 0.0100	# did not meet threshold: 0 (0%)	Worst value: 0.0542	Threshold: Pass
Ansys element quality (N) >= 0.0100	# did not meet threshold: 0 (0%)	Worst value: 0.2479	Threshold: Pass
Edge ratio (A) <= 10.0000	# did not meet threshold: 0 (0%)	Worst value: 5.3398	Threshold: Pass
Maximum face angle (A) <= 170.0000	# did not meet threshold: 0 (0%)	Worst value: 147.5882	Threshold: Pass

Figura 7.26 Risultati positivi dell’analisi di verifica della mesh.

Il risultato finale della modellazione in 3-Matic è riportato nell'immagine sottostante. Sono state riportate anche due figure con dei particolari ingranditi per permettere di apprezzare la dimensione e la distribuzione degli elementi sullo spessore della pelle e sulla flangia. Il file è infine stato esportato in .fem.

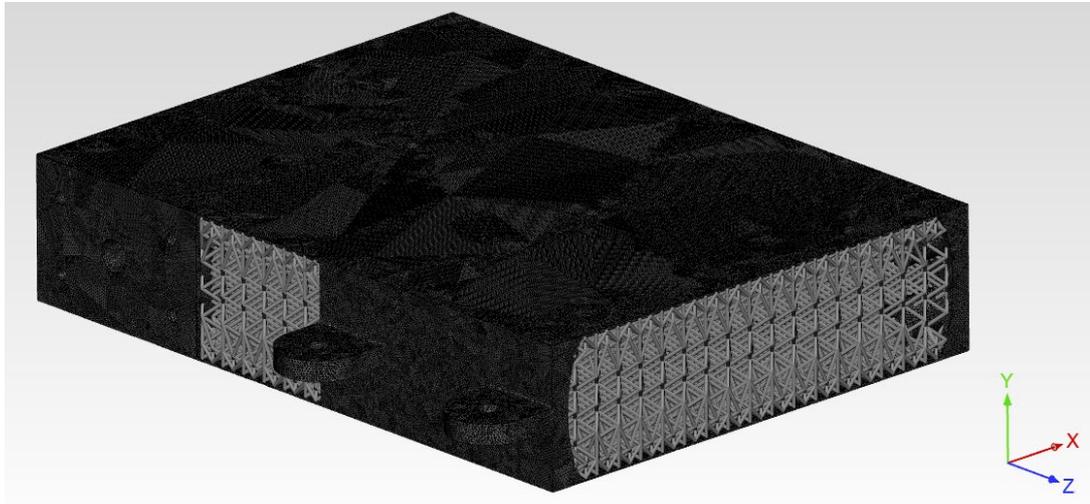


Figura 7.27 Modello del pannello multifunzione mid-scale correttamente creato in 3-Matic.

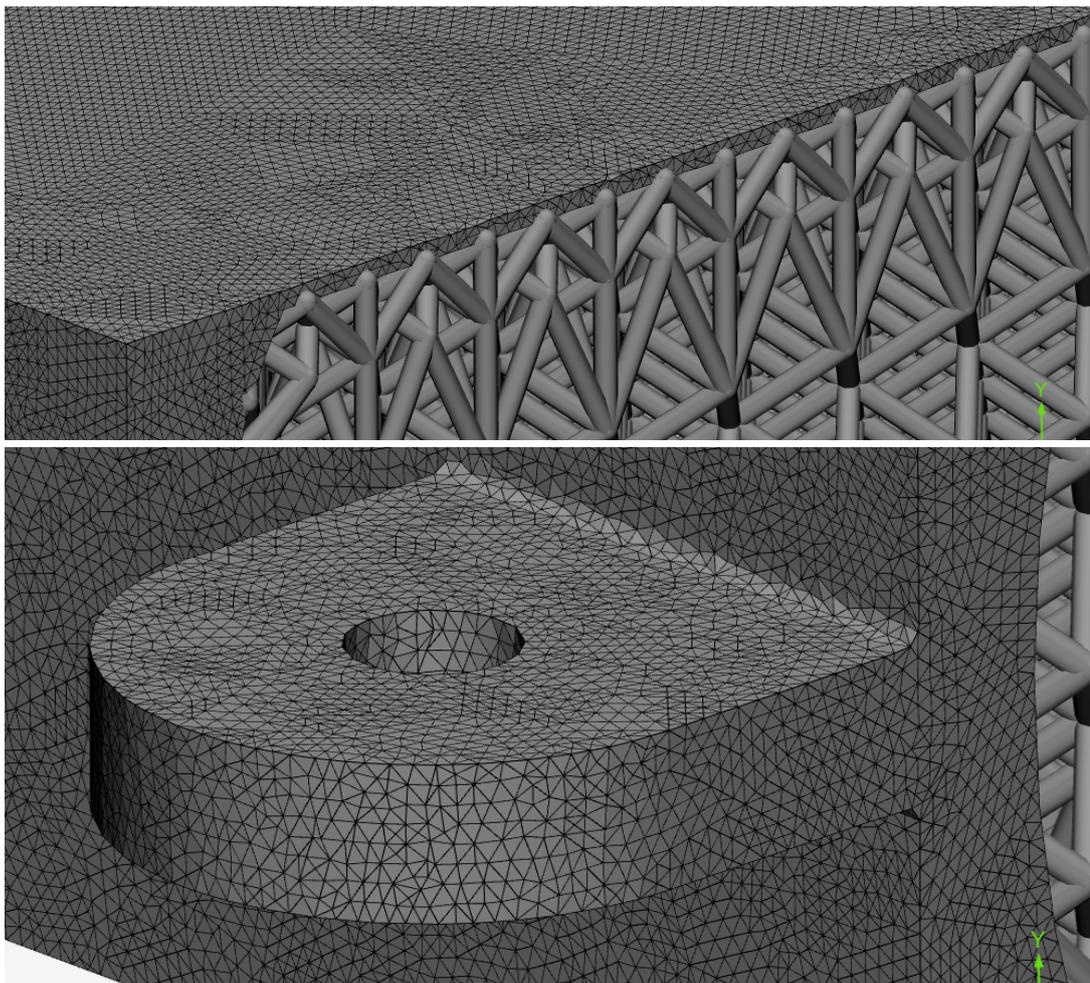


Figura 7.28 Particolari relativi alla mesh di superfici creata in 3-matic.

7.3.2 Analisi strutturale

Il primo step da eseguire è quello di importare in Hypermesh il file .fem generato da 3-Matic.

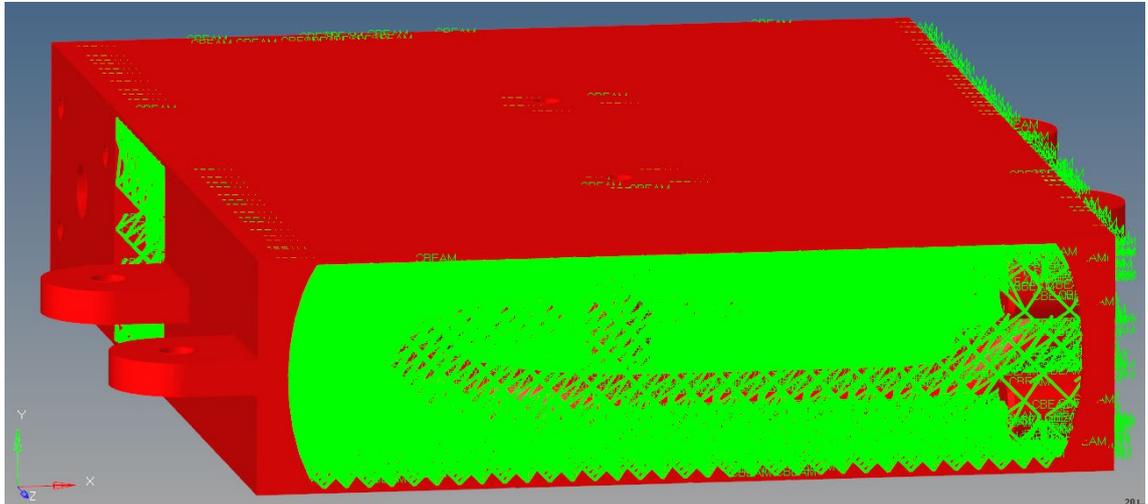


Figura 7.29 Importazione del file .fem in Hypermesh.

Successivamente è stata creata la card del materiale secondo le caratteristiche riportate in Tabella 7.2.

La mesh visibile in Figura 7.29, come detto in precedenza, corrisponde ad elementi di tipo TRIA e occorre generare, quindi, una mesh di elementi solidi a partire dalla “traccia” di questi elementi senza modificarne i nodi per non avere modifiche sui collegamenti con gli elementi CBEAM. Prima di effettuare tale operazione, però, è doveroso verificare che il volume racchiuso all’interno degli elementi triangolari sia un volume chiuso, pena il successo della generazione degli elementi tetragonali. La funzione utilizzata presenta il seguente percorso: *Tool*→*edges*→*elems(by collector)*→*find edges*.

Il nome del comando che permette la generazione degli elementi solidi è *Tetramesh*. Nella Figura 7.30 sono visibili i parametri del pannello di tale funzione: si sono selezionati gli elementi (elems) relativi al *collector* degli elementi di superficie creati in 3-Matic e si sono selezionati tutti i nodi del modello nella voce *Anchor Nodes* per permettere un “ancoramento” degli stessi.



Figura 7.30 Parametri del pannello Tetramesh.

Agli elementi così creati, però, non risulta associata alcuna proprietà la quale, quindi, è stata definita dall'apposito pannello (Figura 7.31) e, dopo averla battezzata con il nome PSOLID, la si è applicata al collector generato.



Figura 7.31 Creazione della proprietà degli elementi solidi.

Nelle immagini di Figura 7.32 sembra che gli elementi della struttura reticolare siano correttamente collegati agli elementi solidi creati.

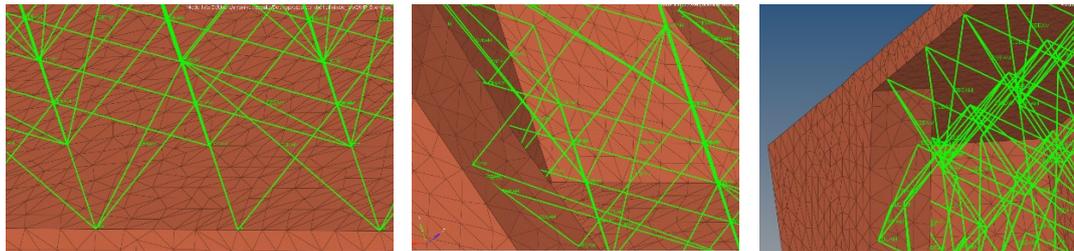


Figura 7.32 Connessioni.

In realtà durante il processo operato dal comando *Tetramesh* qualche nodo è stato spostato (anche di una piccolissima quantità) e questo ha condotto allo scollegamento di qualche elemento della struttura operato in 3-Matic. La soluzione a tale problematica è stata l'impiego della funzione *Tool*→*Edges*→*Equivalence* (Figura 7.33) che ha permesso l'equivalenza di tutti i nodi che presentavano una vicinanza relativa inferiore al valore di soglia impostato a 0.1 mm.

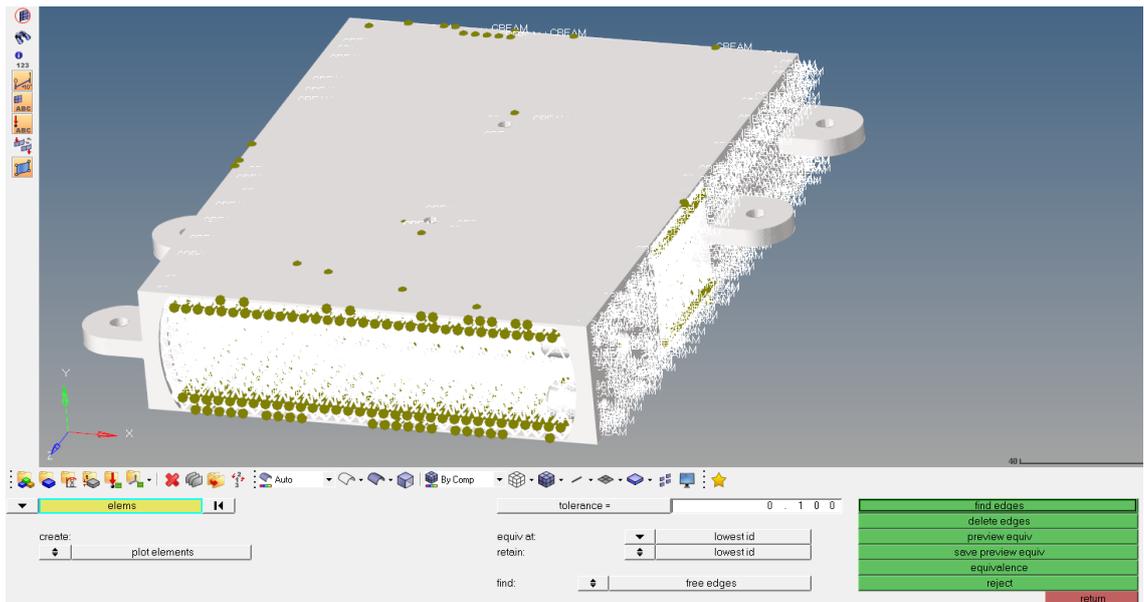


Figura 7.33 Visuale dei parametri relativi al tool "equivalence".

Il modello può dirsi corretto in seguito alla visualizzazione della riga di comando “0 nodes were found”.

Un’analisi più accurata del componente, però, ha mostrato che l’impiego di tale funzionalità ha generato degli errori di penetrazione di alcune beam all’interno del canale della serpentina nella zona relativa al cambiamento di sezione (Figura 7.34). Questi pochi elementi hanno dovuto subire una modifica sui nodi coinvolti per permettere una valida correttezza del modello.

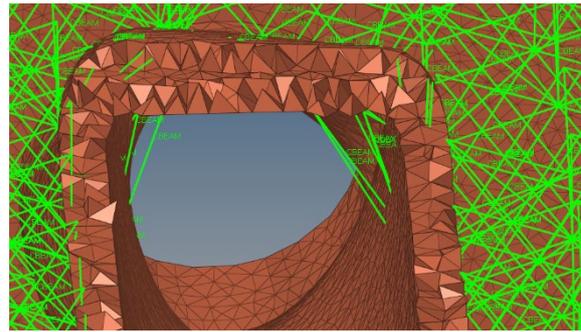


Figura 7.34 Errore del modello.

Appurata l’esattezza del modello, quindi, si è proceduto con l’applicazione dei vincoli e dei carichi. Dopo aver creato il relativo load collector dei vincoli (SPC) sono state selezionate le superfici interne dei fori presenti nelle flange e sono state applicate le condizioni di incastro (immagini in viola della Figura 7.35).

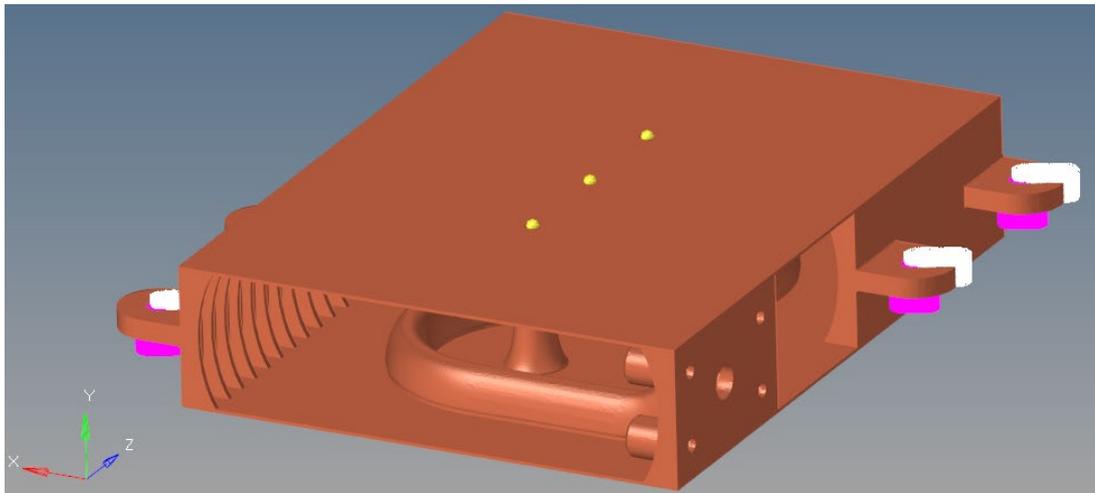


Figura 7.35 Vincoli di supporto (viola) e nodi di costruzione (gialli) per l’applicazione della massa.

Dalla Figura 7.35 è possibile individuare anche i nodi di costruzione (gialli) necessari alla creazione del nodo centrale sul quale verrà applicata la massa concentrata (CONM2) e che è stato traslato dell’opportuno offset esplicitato nel paragrafo 7.2.3.

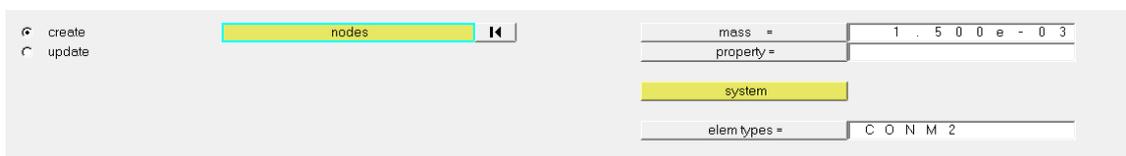


Figura 7.36 Pannello relativo alla massa creata in cui il valore numerico è espresso in tonnellate.

L'operazione di collegamento di tipo rigido (RBE2) tra la massa concentrata (*lumped mass*) e la struttura è stata eseguita in modo analogo a quanto illustrato per il modello su-scale: si è sfruttata la funzione *Mask* per nascondere metà componente e permettere la selezione delle superfici interne rimaste dell'inserto. Il procedimento è stato eseguito per entrambe le masse presenti sulle due parti del pannello.

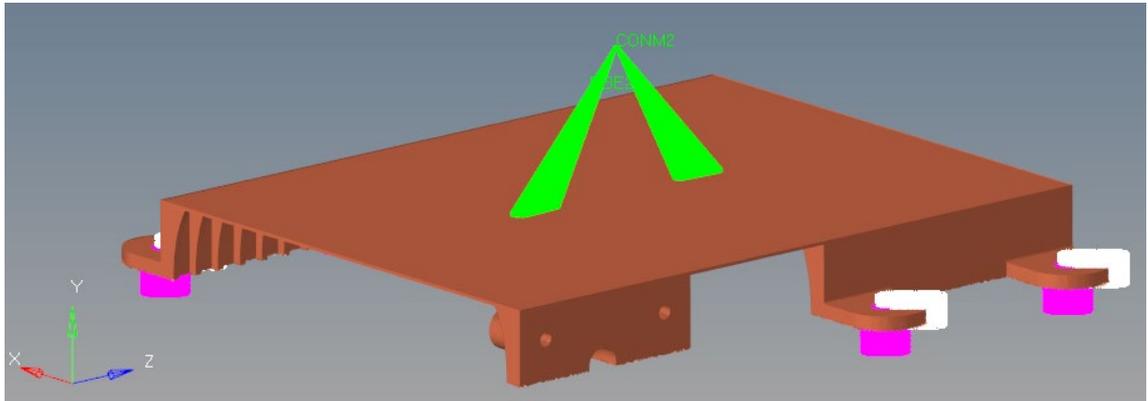


Figura 7.37 Applicazione del collegamento di tipo rigido RBE2.

Si noti, in particolare, la corona di elementi non selezionati (l'altra fila di elementi esclusi è visibile con il comando *Mask*→*Reverse*) per evitare problemi in fase di analisi (Figura 7.38).

Definite le masse applicate al pannello, sono stati creati gli 8 load collectors relativi alle accelerazioni delle condizioni di carico riportate in Tabella 7.3 (Figura 7.39).

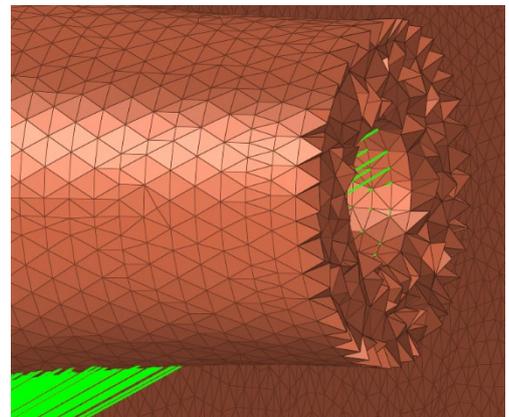


Figura 7.38 Elementi non associati all'RBE2.

Name	Value
Solver Keyword	GRAV
Name	loadcol1
ID	1
Color	
Include	[Master Model]
Card Image	GRAV
User Comments	Hide In Menu/Export
CID	<Unspecified>
G	441000.0
N1	1.0
N2	1.0
N3	1.0

Figura 7.39 Load collector dell'accelerazione.

Successivamente si è definito il carico di pressione agente sulla superficie interna della serpentina. Questo carico è stato creato mediante il comando *Analysis*→*Pressures* ed è stato modellato come PLOAD4, tipologia di card che permette di applicare la pressione sulle facce degli elementi TETRA.

Nel campo *face angle* si è scelto, inoltre, un valore pari a 20° in modo tale da far applicare al preprocessore Hypermesh, selezionata una delle facce interne del canale, il carico di pressione su tutti quegli elementi che formano un angolo minore o uguale a tale entità rispetto agli elementi adiacenti (elementi in bianco sul canale in Figura 7.40).

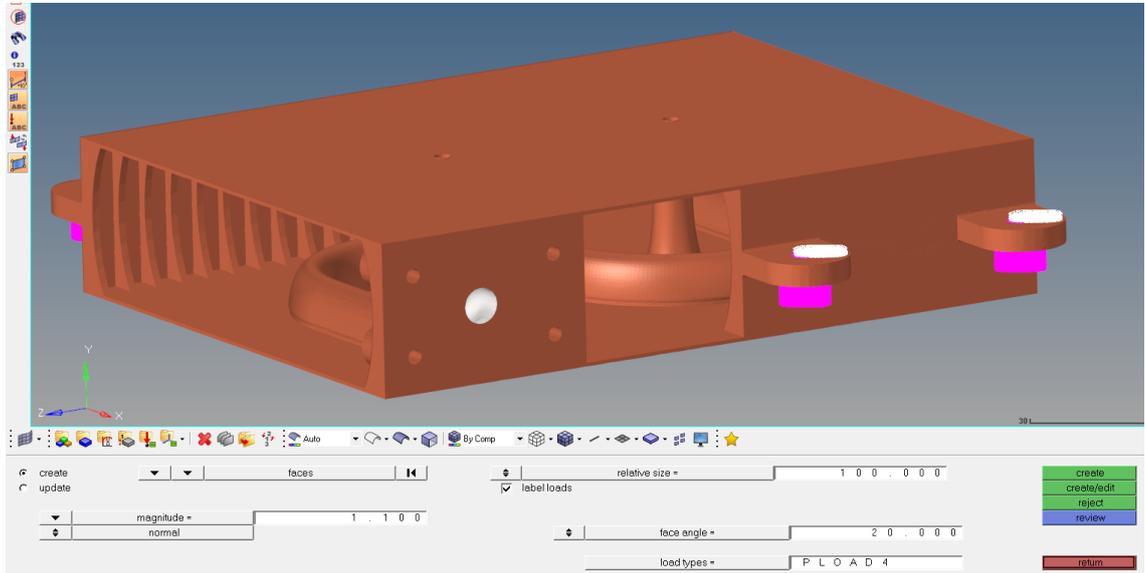


Figura 7.40 Pannello relativo ai parametri impostabili del carico di pressione.

Ad ogni condizione di carico presente in Tabella 7.3 deve sommarsi quella relativa alla pressione creata precedentemente. L'unione di due load collectors differenti in un unico solo è perseguibile creando un nuovo load collector (che è stato chiamato *Loadcase_X* dove X è il numero relativo alla condizione di carico), caratterizzato dalla card *DLOAD*. Il pannello di Figura 7.41 permette, appunto, la selezione dei carichi precedentemente creati e ammette anche la possibilità di amplificarne l'entità di uno rispetto all'altro (voce "S" della stessa figura). Nel caso specifico, dal momento che entrambi i carichi di accelerazione e pressione risultano avere lo stesso peso nell'analisi, si è impostato un valore unitario.

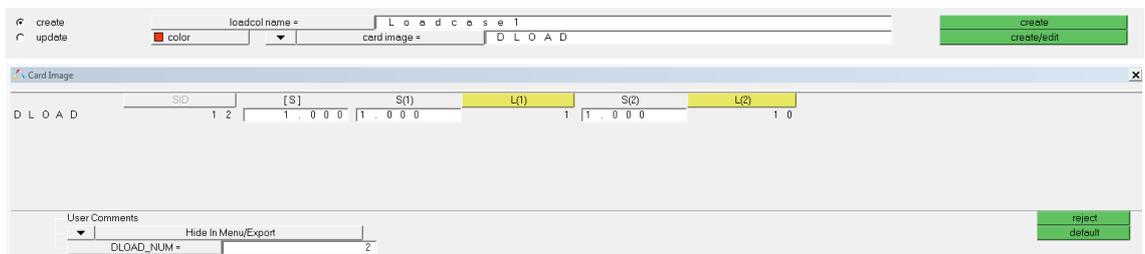


Figura 7.41 Pannello di creazione del load collector con carichi combinati.

Di seguito è indicato l'albero del prodotto relativo ai load collectors creati.

In figura Figura 7.42 è visibile anche il load collector relativo all'analisi modale (utilizzato esclusivamente nel primo modello e nell'ultima iterazione di ottimizzazione). La definizione di un loadstep per l'analisi modale (Figura 7.44), infatti, prevede la definizione del parametro METHOD(STRUCT) in cui deve selezionarsi un load collector specifico avente la card EIGRL (figura Figura 7.43) in cui è espresso il range dei modi estratti (parametri V1 e V2) e in numero di modi che si intende identificare (parametro ND). Nel caso studio, è stato settato il valore minimo V1=1 in modo da evitare l'estrazione di modi relativi al corpo rigido [35].

Load Collector	Count	Color	Value
SPC	9	Purple	0
loadcol1	1	Orange	0
loadcol2	2	Orange	0
loadcol3	3	Orange	0
loadcol4	4	Orange	0
loadcol5	5	Orange	0
loadcol6	6	Orange	0
loadcol7	7	Orange	0
loadcol8	8	Orange	0
Pressure	10	Blue	0
Modal	11	Grey	0
Loadcase1	12	Red	0

Figura 7.42 Albero dei load collector del modello.

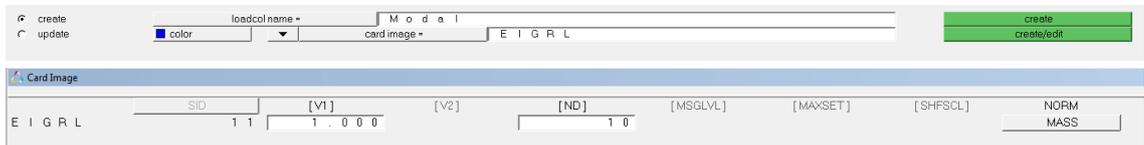


Figura 7.43 Pannello relativo alla card EIGRL per l'analisi modale.



Figura 7.44 Pannello relativo al loadstep dell'analisi modale.

Dopo aver creato i loadsteps relativi a tutte le condizioni di carico, il modello è quindi pronto per essere lanciato in Optistruct.

L'involuppo delle condizioni di carico è stato attuato in Hypermesh mediante la funzione *Envelope* il cui pannello di comando è riportato in Figura 7.45.

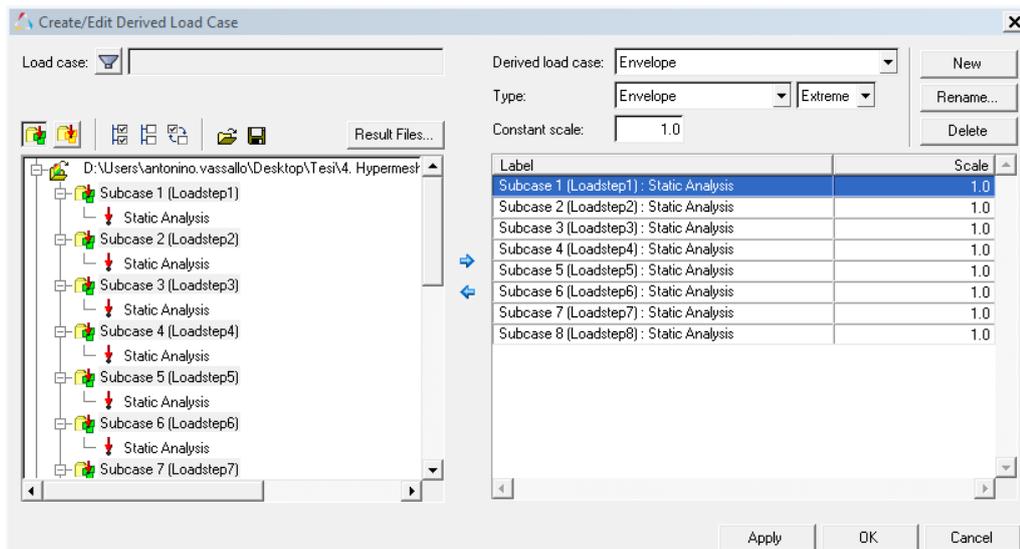


Figura 7.45 Funzione Envelope presente in Hyperview.

7.3.3 Ottimizzazione dimensionale

L'output dell'analisi performata in Optistruct e sviluppata in Hypermesh è stata riportata in ambiente Hyperview congiuntamente al file .csv relativo ai valori tensionali degli elementi CBEAM.

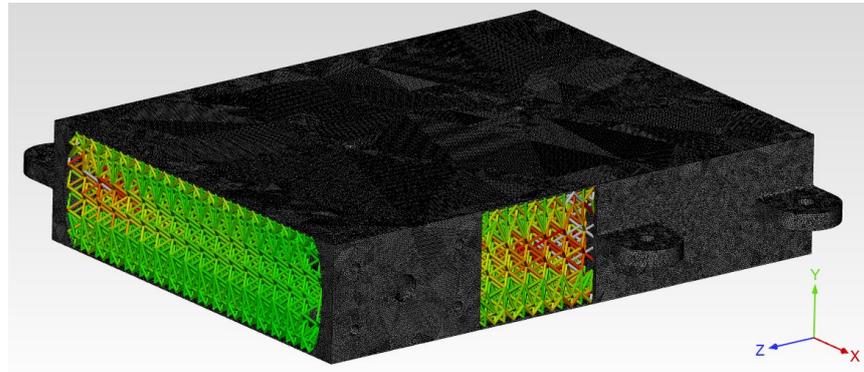


Figura 7.46 Visualizzazione del plot di analisi degli elementi CBEAM in 3-Matic.

In figura Figura 7.46 è illustrato il modello del pannello multifunzione mid-scale importato in 3-Matic e in cui si è osservato il plot delle sollecitazioni degli elementi.

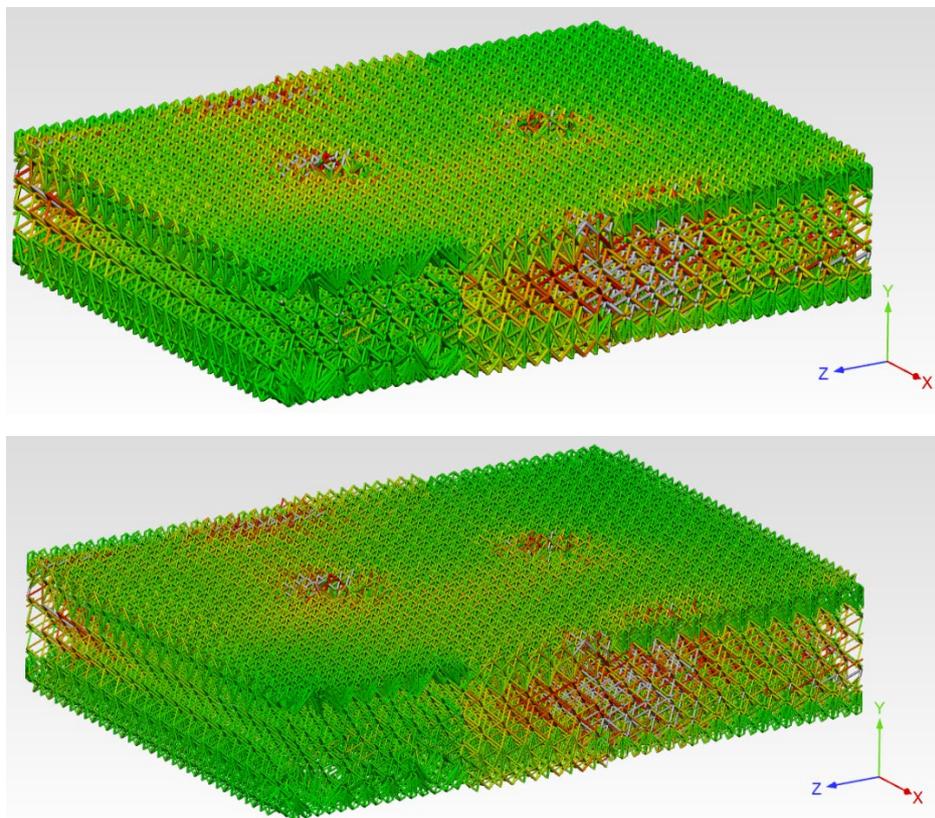


Figura 7.47 Confronto tra la struttura non ottimizzata (sopra) e quella ottimizzata (sotto).

In Figura 7.47 è mostrato il confronto tra la struttura reticolare non ottimizzata con $\varnothing = 1.2 \text{ mm}$ (immagine superiore) e quella ottimizzata (inferiore) con range $\varnothing = 0.6 \div 1.2 \text{ mm}$. È possibile notare la differenza in termini di spessore in seguito al processo di ottimizzazione dimensionale eseguita da 3-Matic. In Figura 7.48 è visibile analizzare questo aspetto in una sezione del pannello.

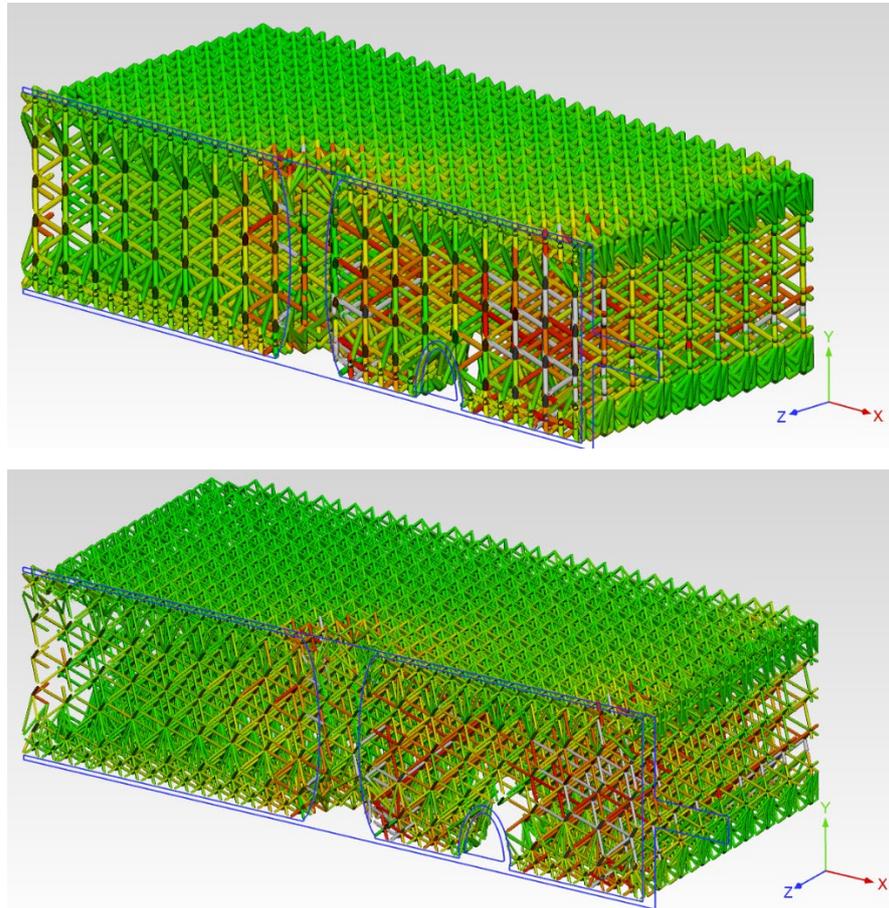


Figura 7.48 Sezione della struttura non ottimizzata (sopra) e quella ottimizzata (sotto).

Il modello finale ottimizzato (Figura 7.49), quindi, è pronto per essere esportato in formato .fem.

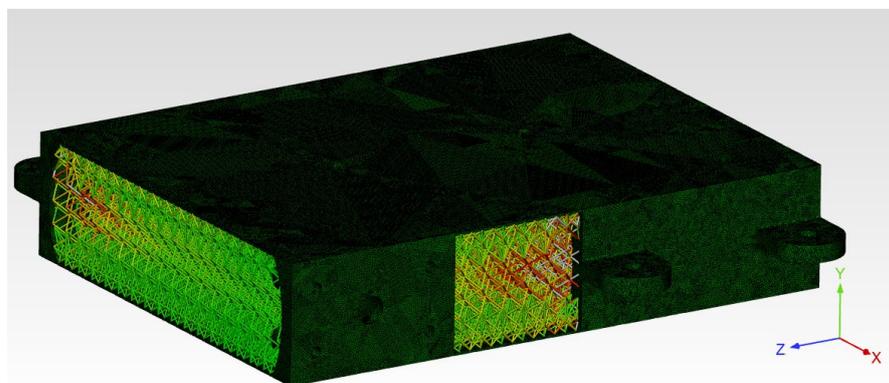


Figura 7.49 Modello ottimizzato esportato in formato .fem.

7.3.4 Verifica strutturale ed iterazioni di ottimizzazione

Il file .fem generato da 3-Matic può essere importato in Hypermesh.

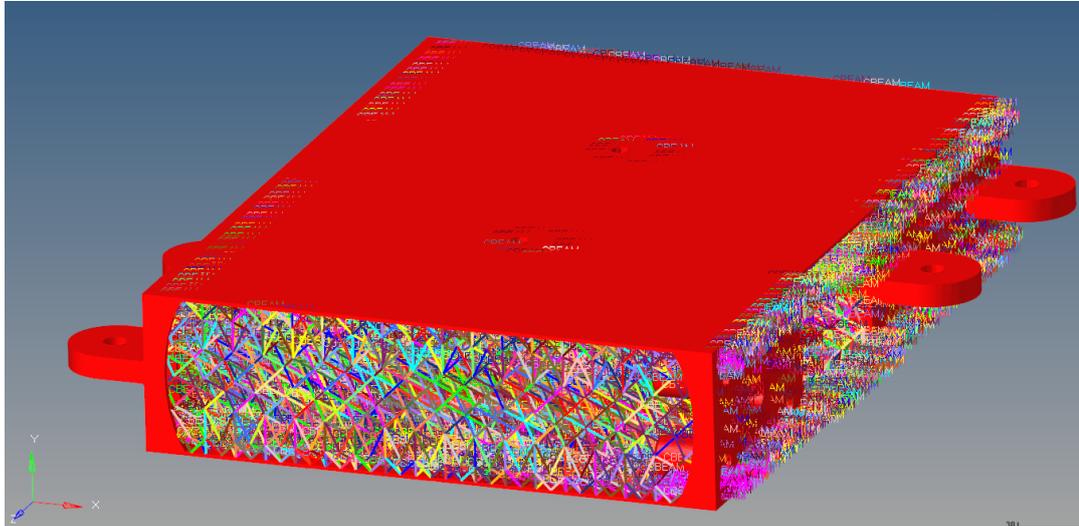


Figura 7.50 Importazione del file .fem ottimizzato in Hypermesh.

Dalla Figura 7.50 si può apprezzare la mole di proprietà associate ad ogni beam in funzione del suo diametro in seguito al processo di ottimizzazione. Questo è riscontrabile anche nel comando *tetramesh* per la generazione degli elementi solidi a partire dal volume racchiuso dai TRIA importati da 3-Matic (Figura 7.51).

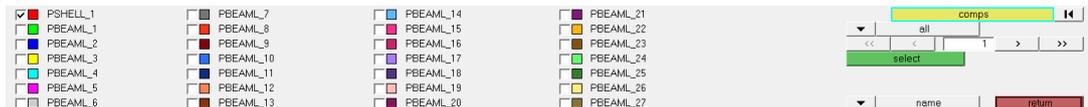


Figura 7.51 Pannello *tetramesh* relativo al modello ottimizzato.

La modellazione FEM del pannello e i passaggi seguiti sono del tutto analoghi a quelli espressi nel paragrafo 7.3.2 ad esclusione della sola analisi modale la quale è stata eseguita soltanto nel modello base *MP_E* per verificare che il modello creato superasse la frequenza minima richiesta in Tabella 7.4 e nell'ultima iterazione di ottimizzazione come verifica finale.

Anche i passaggi attuati in 3-Matic per l'ottimizzazione dimensionale sono i medesimi trattati nel paragrafo 7.3.3.

Le diverse iterazioni su Hypermesh e 3-Matic sono state effettuate con l'obiettivo di ottenere sul componente dei livelli tensionali che fossero al di sotto del valore massimo imposto dal materiale con il relativo SF (σ_y).

Ogni iterazione è stata nominata con l'appellativo $MP_E_Opt_X$ dove X è una cifra scritto in caratteri romani che identifica in numero di iterazione.

È doveroso sottolineare che, a partire dalla $MP_E_Opt_II$ si è scelto di impostare, come diametro massimo in fase di ottimizzazione dimensionale su 3-matic, un valore pari ad 1.1 mm invece che 1.2 mm in ottica di mass saving.

Particolare attenzione merita un passaggio esclusivo effettuato nell'ultima configurazione studiata, ovvero la $MP_E_Opt_VII$.

Dopo sei iterazioni attuate, infatti, 8 beam hanno continuato a superare il valore di tensione ammissibile imposto. Probabilmente, in seguito ad altre iterazioni, il livello tensionale su tali elementi sarebbe rientrato sotto il valore di soglia ma si è deciso di agire manualmente sul codice .fem per giungere ad un risultato ottimale nel più breve tempo possibile. Questo approccio è stato attuato ed è stato reso possibile grazie al basso numero di elementi coinvolti: se il numero fosse stato eccessivamente più grande non ci sarebbe stata altra soluzione se non quella di continuare ad iterare e, se la struttura non fosse giunta a convergenza, allora si sarebbe dovuto intervenire aumentando il range di diametro massimo in fase di ottimizzazione dimensionale.

Le CBEAM che superavano il valore di soglia sono state contate ed identificate in Hyperview, dopo aver selezionato il plot delle tensioni di tali elementi e dopo aver nascosto la struttura del NDS, mediante l'utilizzo della funzione $Mask \rightarrow Elements(by Contour) \rightarrow Value(>140)$ visibile in Figura 7.52.

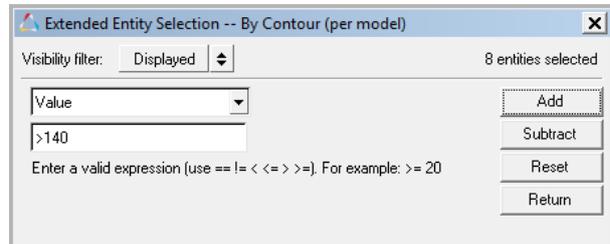


Figura 7.52 Identificazione del numero di CBEAM che superano l'ammissibile σ_y .

Gli ID specifici di tali trabecoli, infine, sono stati letti attraverso il comando *Query* .

Identificati i trabecoli non validanti si è aperto il file .fem relativo all'iterazione $MP_E_Opt_VI$ e, dopo aver trovato la sezione delle proprietà degli elementi beam, si è aggiunta la stringa di codice raffigurata in Figura 7.53 nella quale si può notare, nella stringa 3832322, il raggio imposto di 0.8 mm per gli elementi di questa proprietà (nominata con l'identificativo PBEAM_484).

Per questi elementi, quindi, si è deciso di impostare un diametro pari a 1.6 mm che risulta maggiore del valore massimo impostato nell'ottimizzazione dimensionale operata in 3-Matic (pari a 1.1 mm). Questa scelta non comporta

nessun significativo aggravio in termini di massa in quanto gli elementi a cui verrà associata tale proprietà saranno solamente quegli 8 trabeccoli identificati precedentemente.

```

3832316 $HNAME PROP 484"PBEAML_484" 3
3832317 $HWCOLOR PROP 484 1
3832318 $HMBEAMSEC PBEAMLASSOC 484 965
3832319 $HMBEAMSEC PBEAMLINTASSOC 484
3832320 $ 966
3832321 PBEAML 484 1 ROD +
3832322 + 0.8000 0.0 1.0 0.8000 0.0
3832323 $

```

Figura 7.53 Stringa della proprietà aggiunta al codice .fem

Nella Figura 7.54 è riportata una stringa di una delle travi soggette a tale modifica: la seconda colonna indica l’ID mentre nella terza colonna si può notare che sia stato scritto il numero 484 relativo alla proprietà appena creata.

```

753033 CBEAM 902726 484 170478 1704651.0 0.0 0.0

```

Figura 7.54 Modifica della proprietà di una delle CBEAM identificate.

Alla fine di tale operazione, rieseguita per le altre 7 beam rimaste, il codice così modificato è stato rinominato e salvato con il nome *MP_E_Opt_VII*.

Gli ultimi ritocchi al modello sono stati effettuati nel software Hypermesh importando il nuovo file .fem.

Dalla Figura 7.55 si nota come la stringa aggiunta sia stata letta correttamente dal pre-processore.

Name	Value
Solver Keyword	PBEAML
Name	PBEAML_484
ID	484
Color	■
Include	[Master Model]
Defined	<input checked="" type="checkbox"/>
Card Image	PBEAML
Material	(1) AISI10Mg
User Comments	Do Not Export
Beam Section	(965) PBEAML_484
pbeamintStationslen =	1
<div style="border: 1px solid black; padding: 2px;"> PBEAML 1 </div>	
beamsec	(966) PBEAML_484_1
SO	YES
XGXB	1.0
DIM1	0.8
NSM	0.0
GROUP	
TYPE	ROD
DIM1A	0.8
NSM	0.0

Figura 7.55 Verifica di lettura della proprietà creata modificando il file .fem.

Oltre alla proprietà, Hypermesh ha bisogno della definizione di un *componente* a cui associare gli elementi (Figura 7.56).



Figura 7.56 Creazione del “componente” 484.

Creato il componente PBEAM_484 si è associata la relativa proprietà creata nel codice .fem e il materiale AlSi10Mg (Figura 7.57).

Name	Value
Name	PBEAML_484
ID	486
Color	
Include	[Master Model]
Property	(484) PBEAML_484
Material	(1) AlSi10Mg

Figura 7.57 Aggiunta del materiale alla card del "componente" creato.

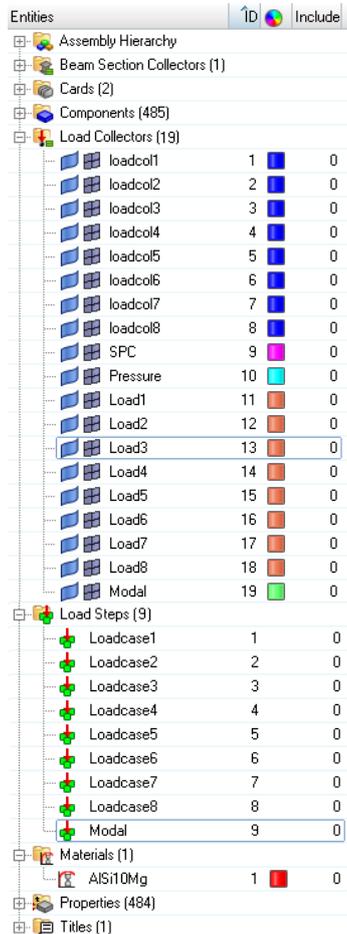


Figura 7.58 Albero finale del modello.

In Figura 7.58 è stato riportato l'albero completo del modello *MP_E_Opt_VII* finale, ovvero l'ultima versione lanciata del pannello multifunzione i cui risultati saranno espressi nel capitolo finale delle conclusioni.

Il modello è pronto per essere lanciato in Optistruct.

In Figura 7.59 è illustrato il modello con la struttura reticolare ottimizzata dimensionalmente, con le masse e i collegamenti di tipo rigido, con il carico di pressione interna alla serpentina e con tutti i carichi di accelerazione e di vincolo creati.

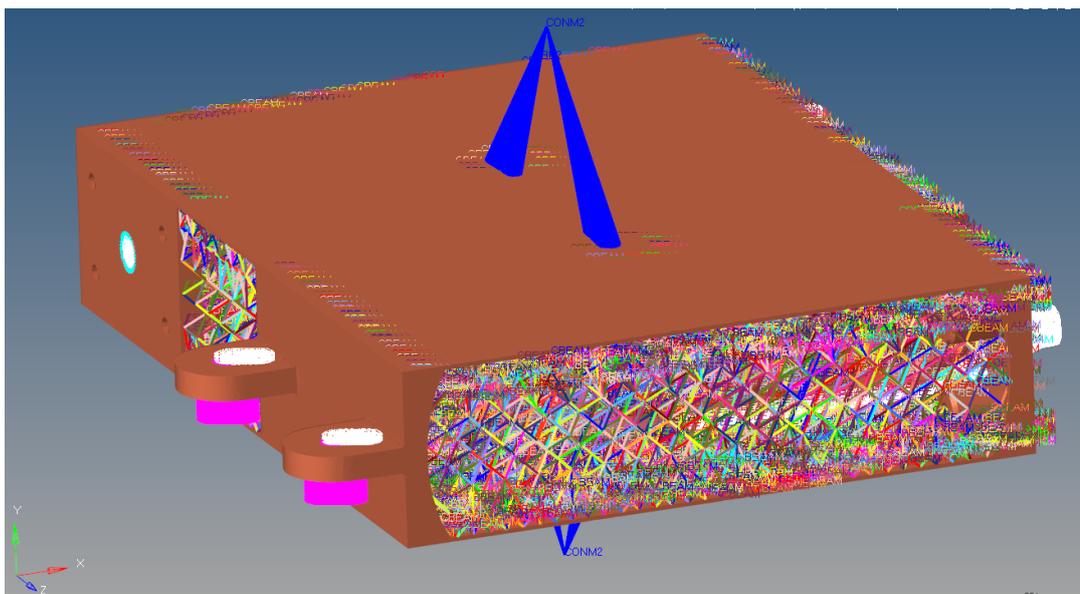


Figura 7.59 Modello mid-scale ottimizzato pronto per il run di analisi strutturale.

7.4 Risultati delle analisi

Nei prossimi paragrafi sono presentati i risultati delle analisi strutturali effettuate sul modello mid-scale del pannello multifunzione.

In particolare, sono stati riportati i plot relativi esclusivamente al caso di partenza iniziale MP_E non ottimizzato e al caso finale ottimizzato $MP_E_Opt_VII$. I dati numerici di output di tutte le iterazioni, però, sono stati oggetto di confronto nelle tabelle relative ad ogni grandezza studiata nel Capitolo 8.

I valori e i risultati riportati fanno riferimento alla condizione di involuppo di tutti gli 8 casi studiati nella condizione più estrema.

Gli spostamenti sono espressi in mm, le tensioni agenti sugli elementi tetragonali in MPa secondo la tensione di Von Mises, così come per gli elementi unidimensionali in cui, in aggiunta, sono stati riportati i valori massimi e minimi tensionali ai nodi (espressi sempre in MPa). Gli output di frequenza, infine, sono espressi in Hz.

Tutti i commenti saranno trattati nel Capitolo 8.

Nell'ultimo paragrafo è riportata un'immagine del modello finale riprogettato ed ottimizzato con i relativi sovrametalli pronto per la stampa.

7.4.1 Spostamenti

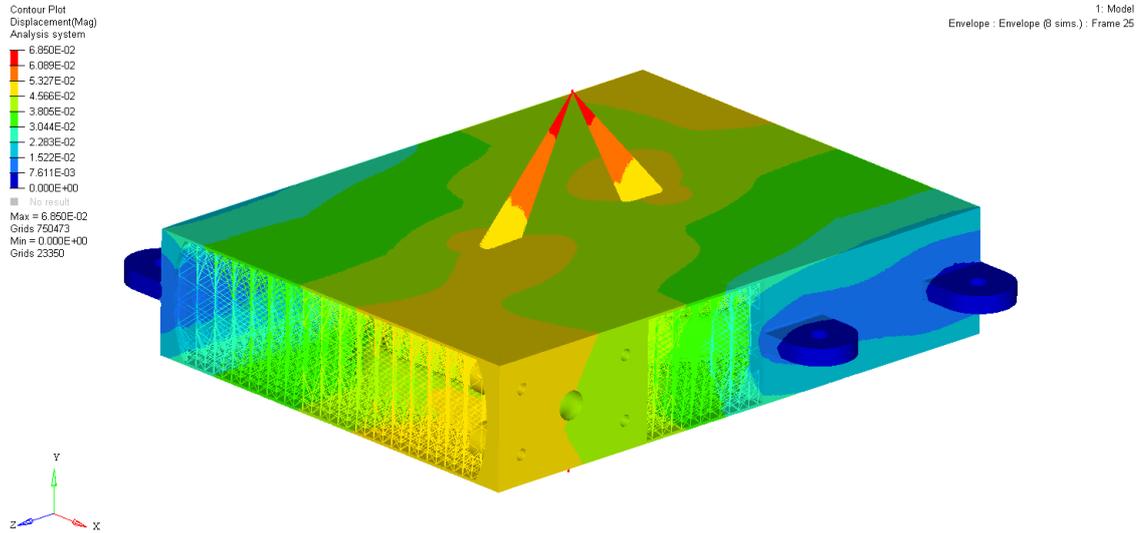


Figura 7.60 Plot degli spostamenti relativi al pannello mid-scale MP_E.

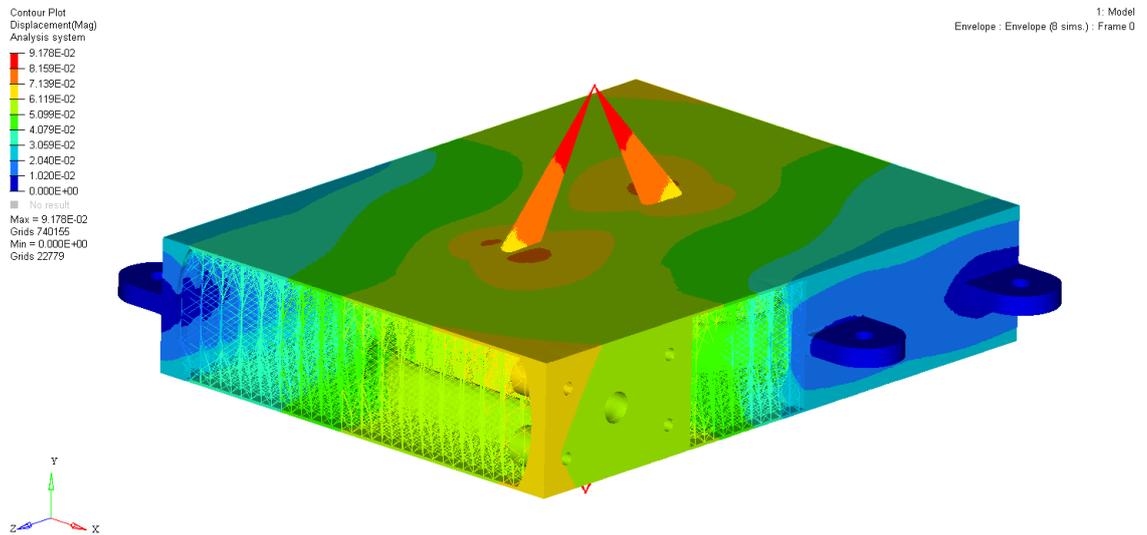


Figura 7.61 Plot degli spostamenti relativi al pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.

7.4.2 Tensioni sugli elementi 3D

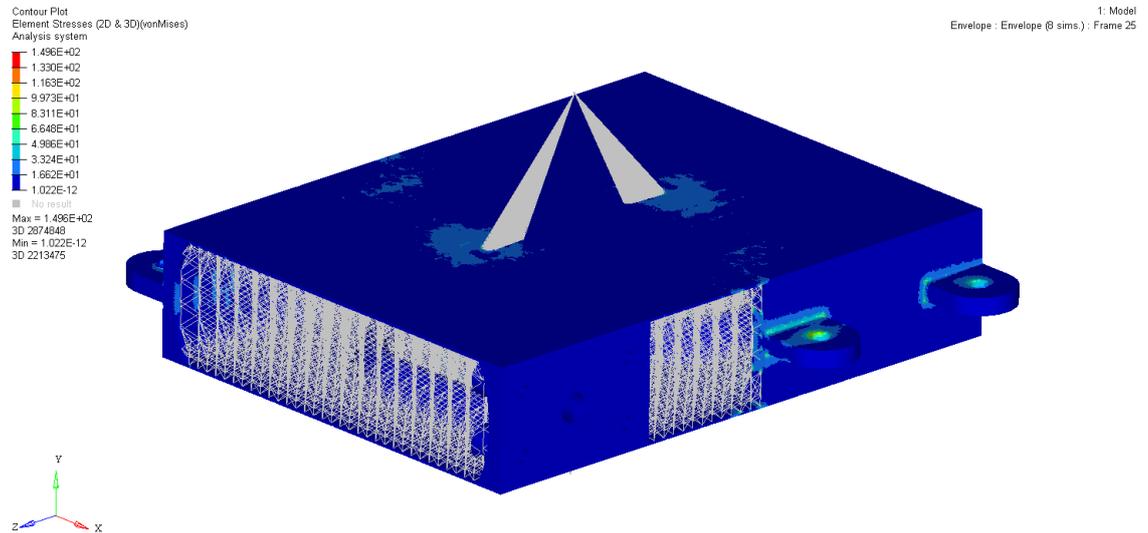


Figura 7.62 Plot delle tensioni sugli elementi solidi relative al pannello mid-scale MP_E.

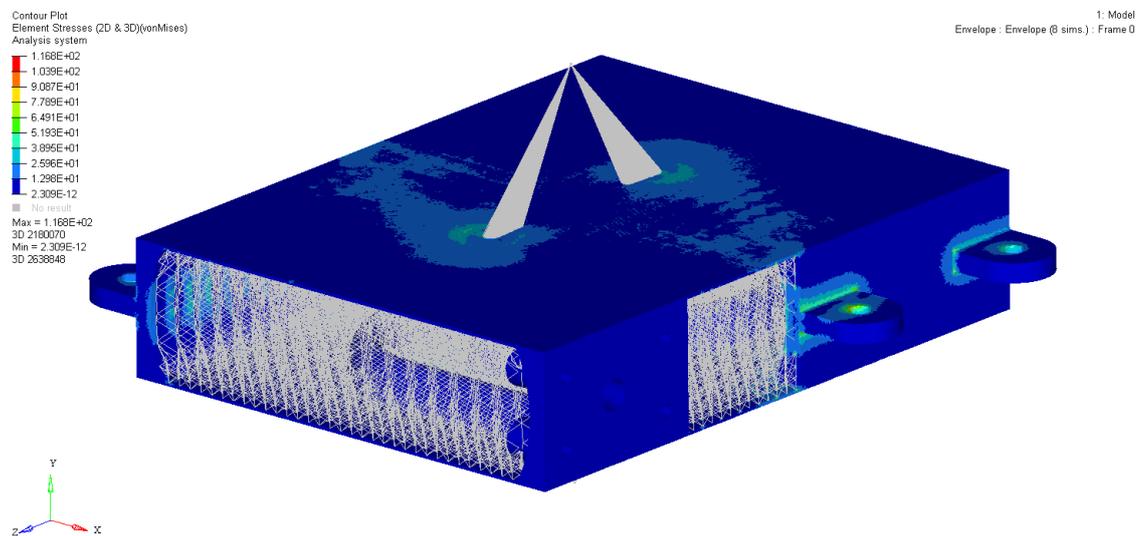


Figura 7.63 Plot delle tensioni sugli elementi solidi relative al pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.

7.4.3 Tensioni sugli elementi 1D

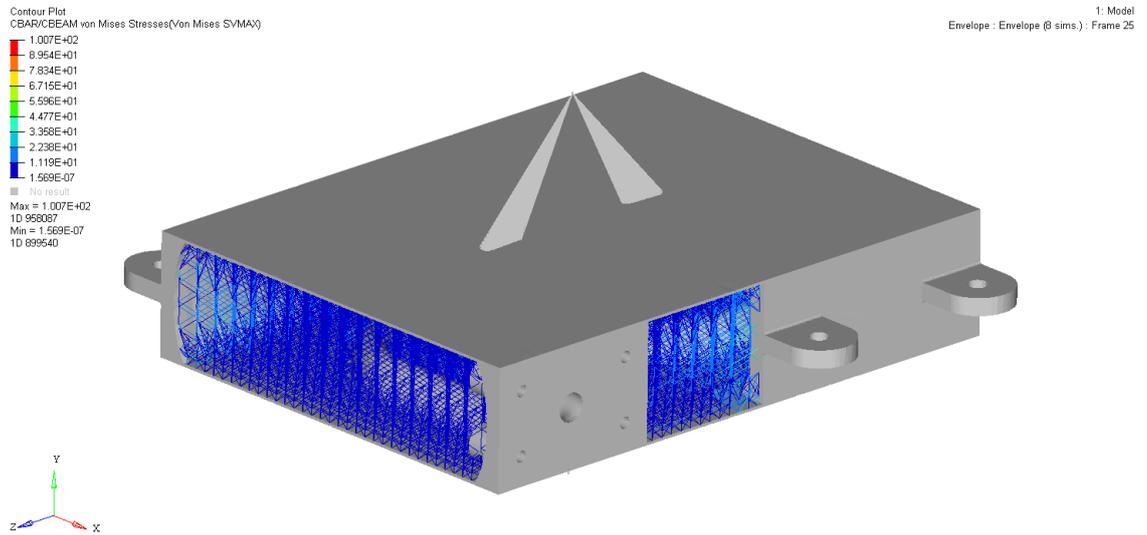


Figura 7.64 Plot delle tensioni sugli elementi CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E.

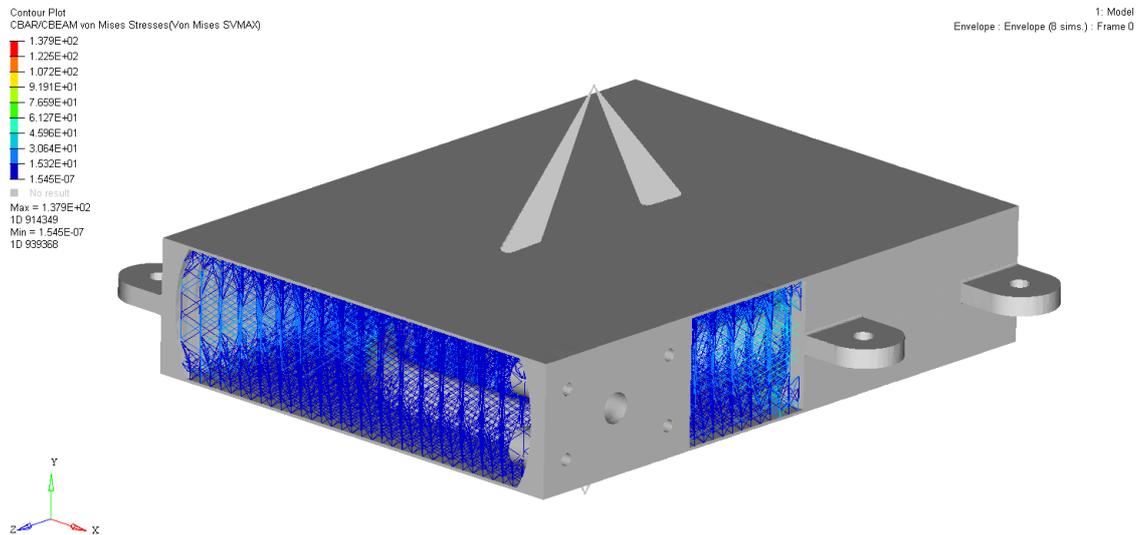


Figura 7.65 Plot delle tensioni sugli elementi CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.

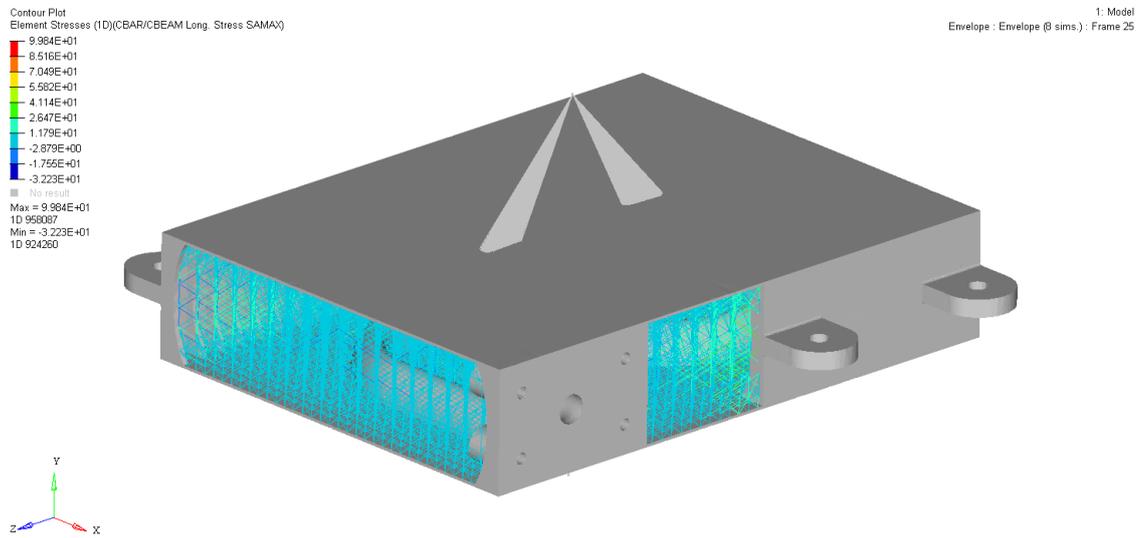


Figura 7.66 Plot delle tensioni massime ai nodi A delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E.

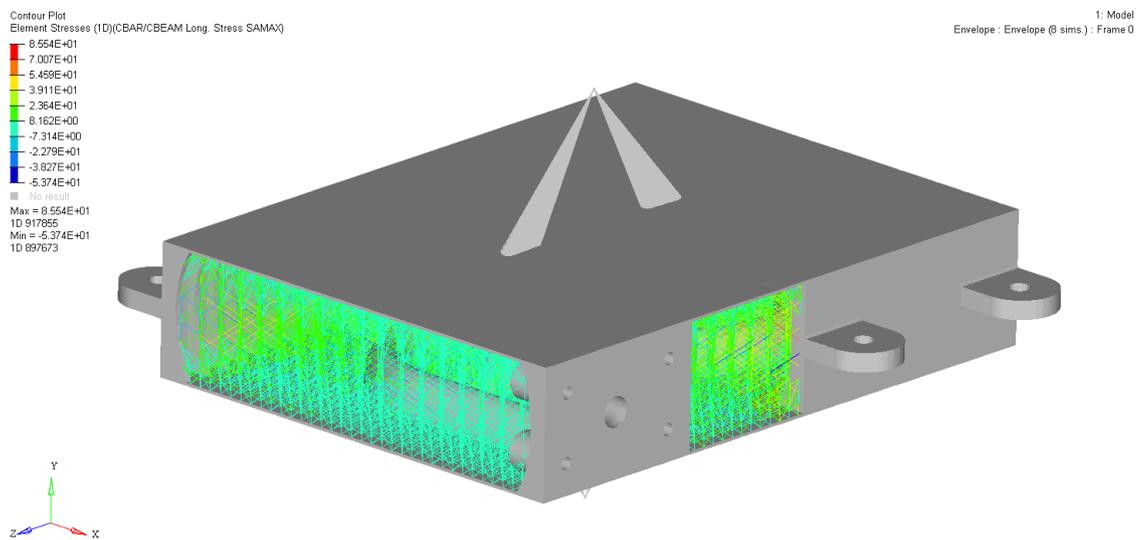


Figura 7.67 Plot delle tensioni massime ai nodi A delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.

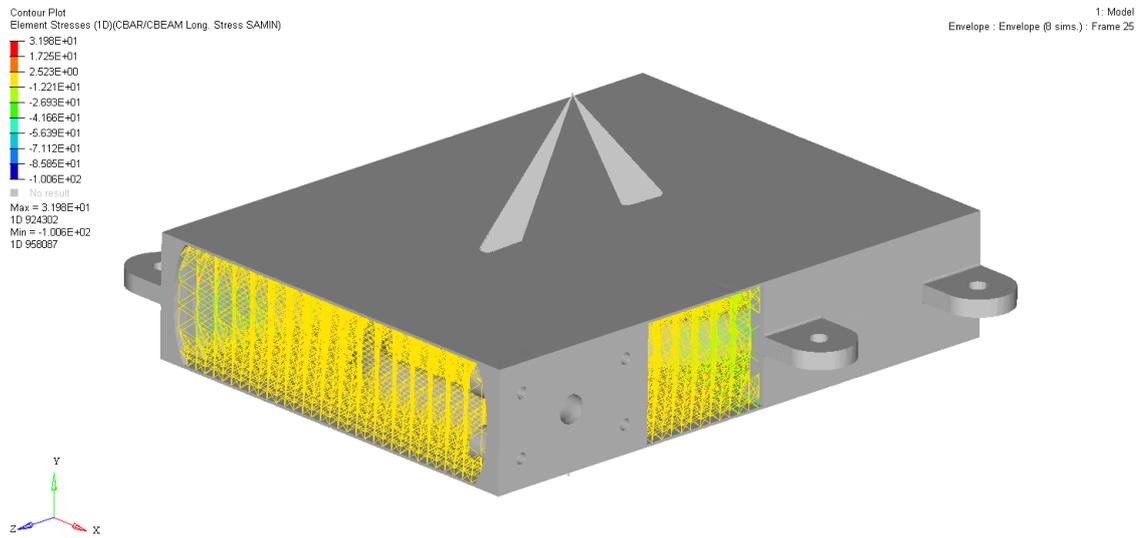


Figura 7.68 Plot delle tensioni minime ai nodi A delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E.

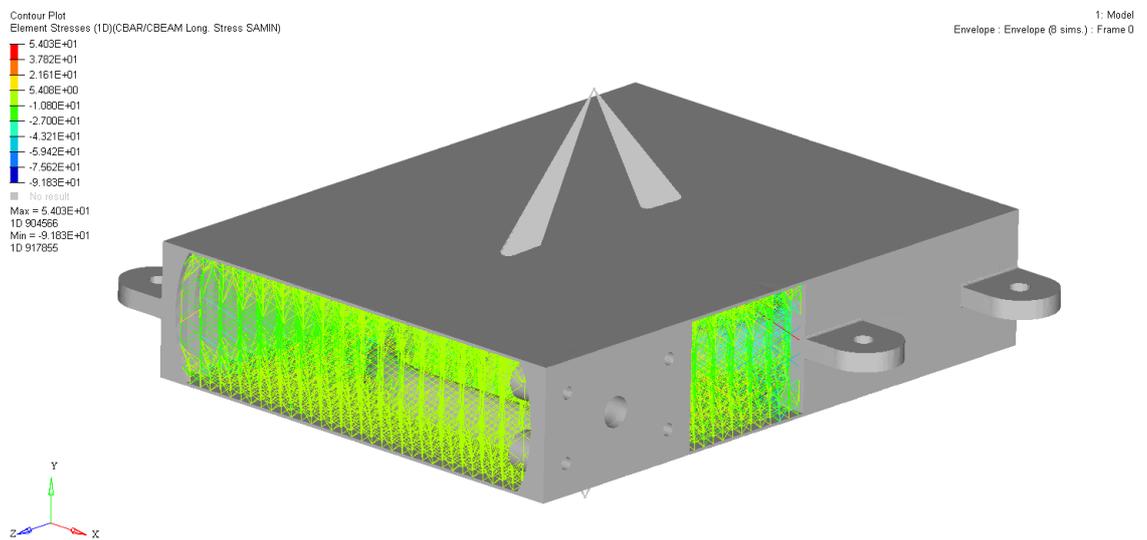


Figura 7.69 Plot delle tensioni minime ai nodi A delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E_Opt_VII

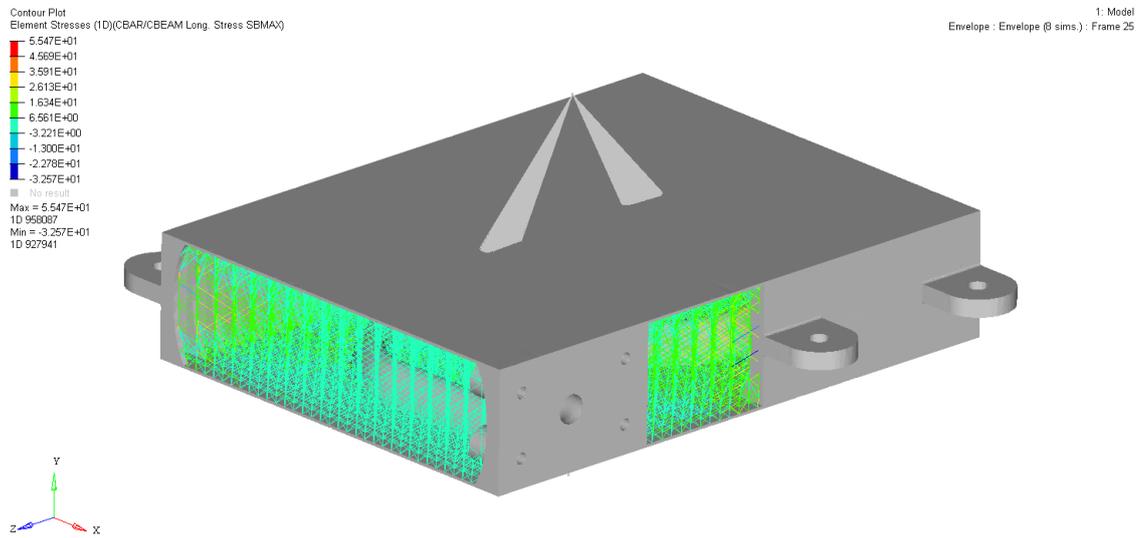


Figura 7.70 Plot delle tensioni massime ai nodi B delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E.

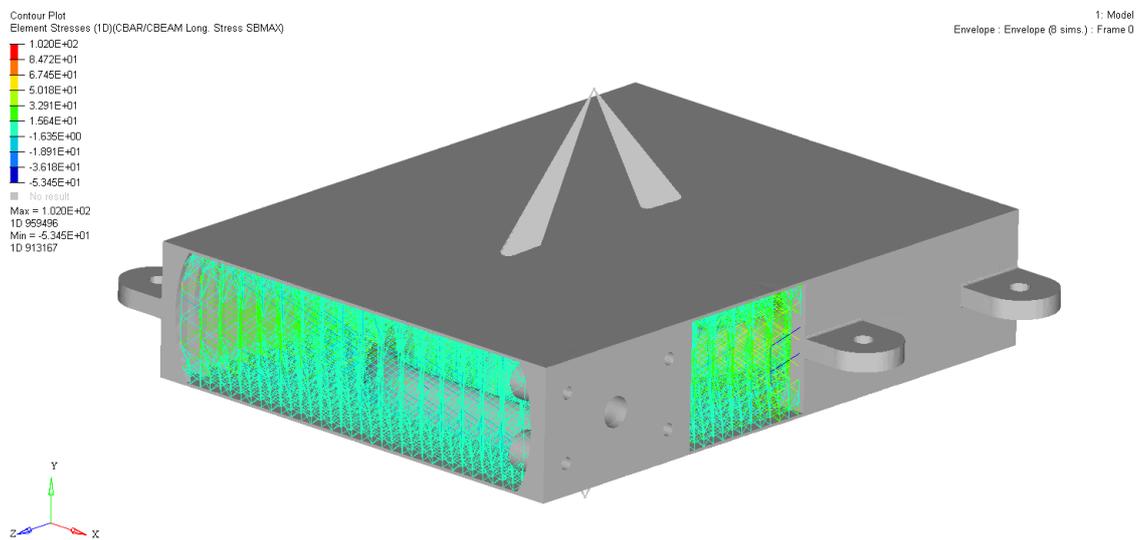


Figura 7.71 Plot delle tensioni massime ai nodi B delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.

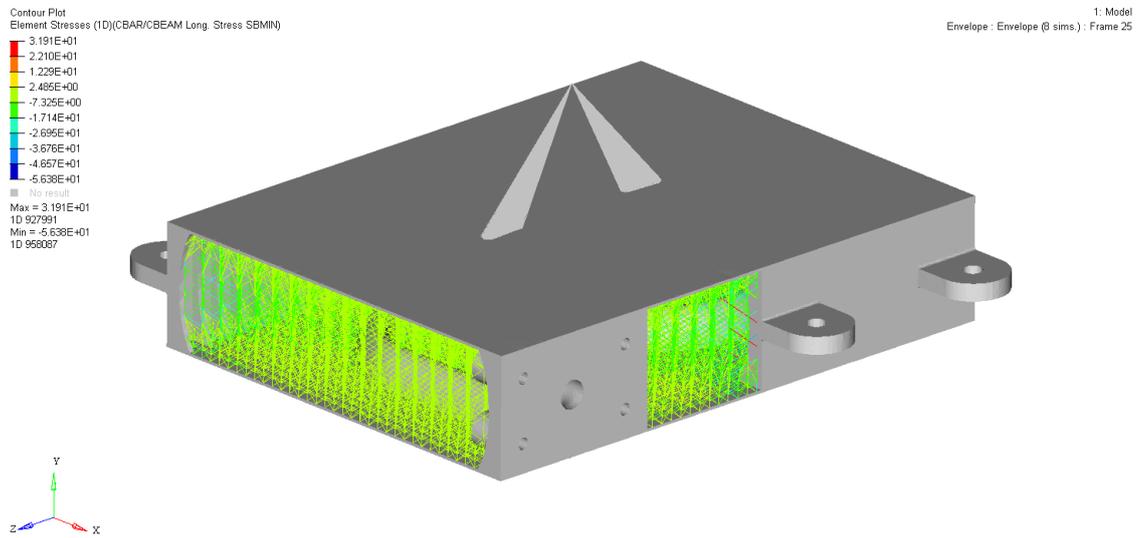


Figura 7.72 Plot delle tensioni minime ai nodi B delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E.

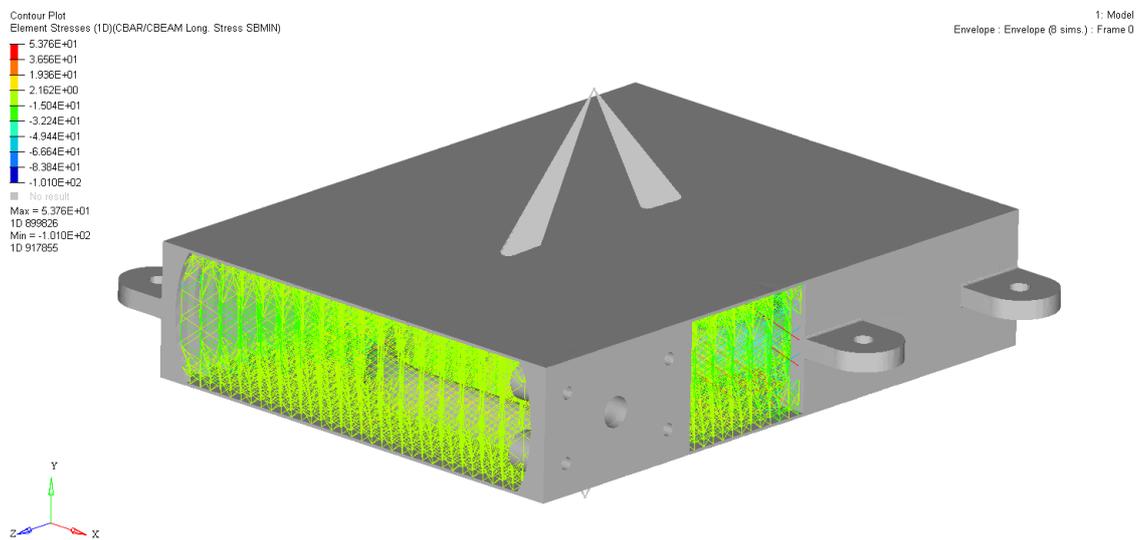


Figura 7.73 Plot delle tensioni minime ai nodi B delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.

7.4.4 Frequenza

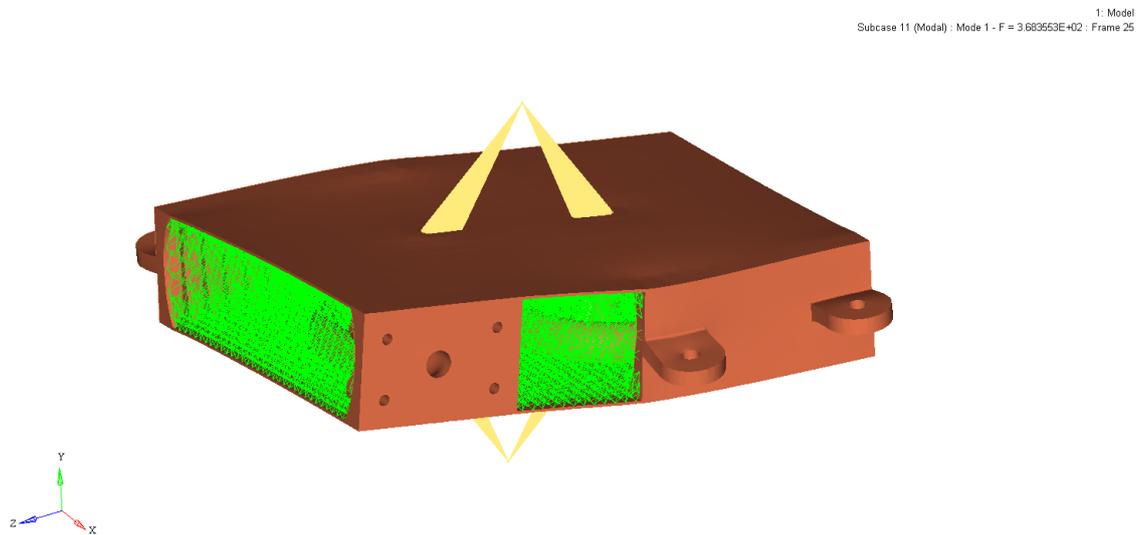


Figura 7.74 Primo modo di vibrazione del pannello mid-scale MP_E.

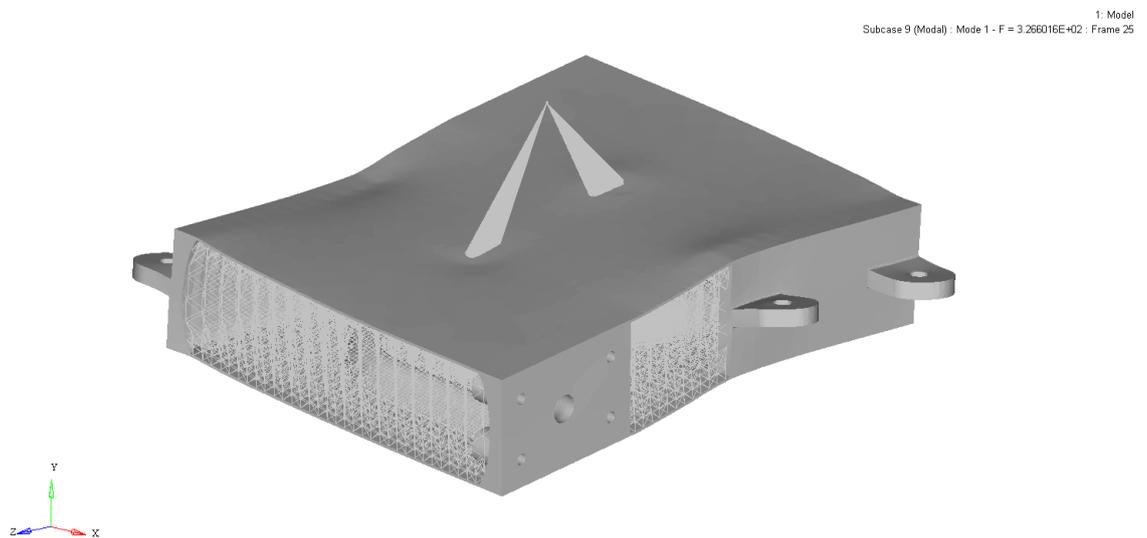


Figura 7.75 Primo modo di vibrazione del pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.

7.5 Messa in macchina

In Figura 7.76 è raffigurato il pannello multifunzione riprogettato con struttura di tipo reticolare variabile opportunamente ottimizzata (*MP_E_Opt_VII*) e con l'aggiunta dei sovrametalli illustrati nel paragrafo 5.3.2 prima di essere esportato in formato .stl.

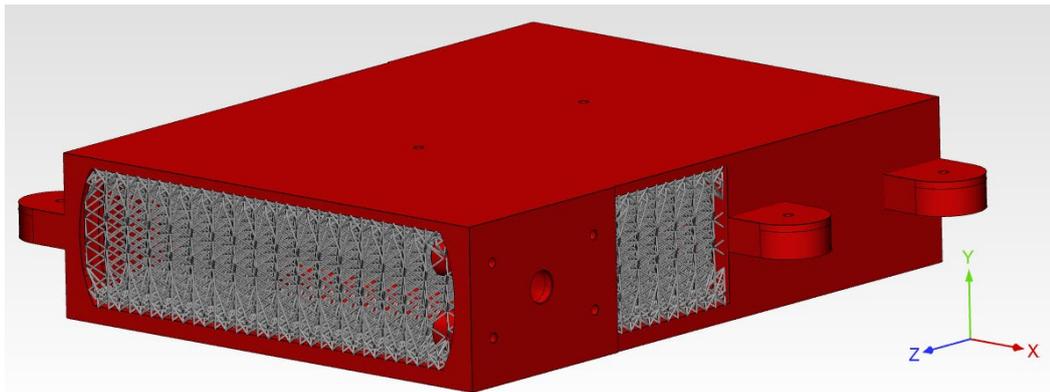


Figura 7.76 Pannello multifunzione *mid-scale* con struttura reticolare ottimizzata e sovrametalli.

In Figura 7.77 è rappresentata l'anteprima della messa in macchina del componente all'interno della piattaforma di costruzione della EOS Eosint M270. È possibile notare gli opportuni accorgimenti attuati esposti nel paragrafo 5.3.2 per venire incontro ai vincoli di realizzabilità costruttiva nonché a quelli relativi all'orientazione delle parti per ridurre i tensionamenti residui e l'angolo di tilt per attutire l'impatto con il recoater.

Il passo successivo che seguirà sarà quello dello slicing e, infine, il pannello multifunzione potrà essere stampato mediante tecnologia SLM.

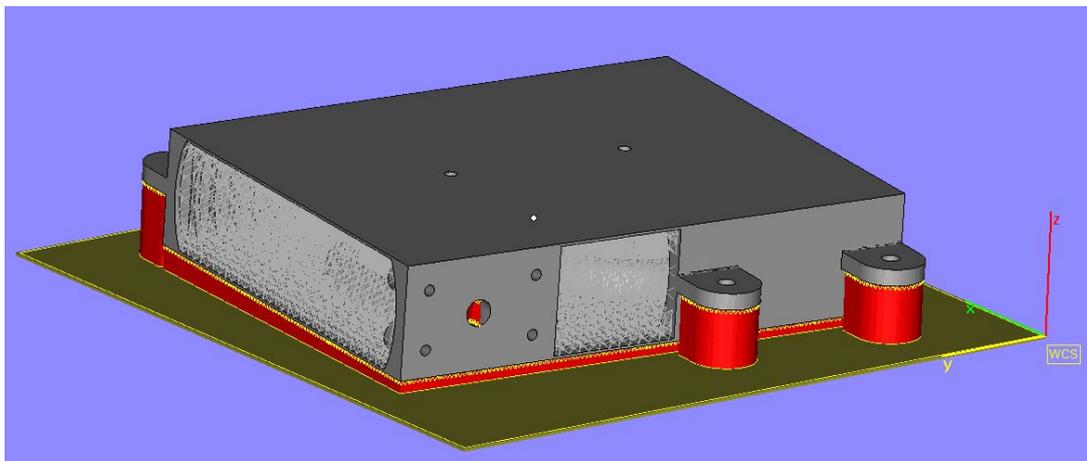


Figura 7.77 Studio dell'orientazione del componente rispetto alla piattaforma di costruzione e visualizzazione dei supporti generati.

8. Analisi dei risultati

8.1 Confronto dei risultati

Nel presente Capitolo sono stati raccolti i dati relativi alle analisi strutturali svolte sul pannello multifunzione mid-scale e le iterazioni attuate sono state confrontate tra loro.

I dati raccolti riguardano gli spostamenti e le tensioni massime agenti sugli elementi unidimensionali e tridimensionali di ogni configurazione del componente nella condizione di inviluppo degli 8 casi di carico studiati. I valori riportati fanno riferimento ai valori estremi di ogni loadstep e le tensioni presenti sugli elementi solidi (3D) sono state depurate dalle singolarità dovute alla modellazione dei collegamenti rigidi RBE2.

È stata riportata anche la risposta in frequenza della struttura nella configurazione iniziale (*MP_E*) e in quella finale ottimizzata (*MP_E_Opt_VII*) ed è stata illustrata, inoltre, la variazione in peso di ogni configurazione studiata.

Nei paragrafi successivi sono state raccolte le considerazioni inerenti alla validità dell'approccio impiegato in questo lavoro di Tesi e quindi sono stati trattati gli aspetti legati alla riprogettazione del componente per la tecnologia additiva, quelli legati al Trade-Off impiegato e al processo di ottimizzazione dimensionale sul modello mid-scale. Nel paragrafo 8.1.5 è stata anche effettuata una stima preliminare del costo finale del pannello riprogettato.

Nel prossimo Capitolo sarà eseguito, infine, un confronto finale tra la soluzione del pannello originale con core in honeycomb e quella riprogettata evidenziandone le differenze al fine di valutare l'efficacia e la convenienza di una riprogettazione in additive manufacturing e per stabilire se il processo di riprogettazione attuato sia stato valido al fine del perseguimento degli obiettivi preposti nell'Introduzione di questo lavoro di Tesi.

8.1.1 Spostamenti

Il confronto tra le varie soluzioni è riportato in Tabella 8.1 dove sono presenti i valori dei risultati delle analisi strutturali generati dal solutore Optistruct.

Le configurazioni prese in considerazione sono quelle relative al pannello mid-scale con la struttura reticolare avente diametro costante (MP_E) e quelle delle iterazioni eseguite in seguito all'ottimizzazione dimensionale ($MP_E_Opt_X$).

I valori numerici sono quelli massimi nel caso di involuppo delle 8 condizioni di carico.

Tabella 8.1 Confronto degli spostamenti agenti relative ad ogni configurazione studiata.

	Spostamenti [mm]
MP_E	0.0685
MP_E_Opt_I	0.0878
MP_E_Opt_II	0.0967
MP_E_Opt_III	0.1000
MP_E_Opt_IV	0.0962
MP_E_Opt_V	0.0963
MP_E_Opt_VI	0.0918
MP_E_Opt_VII	0.0918

Analizzando la tabella si riscontra un graduale aumento dei valori conseguentemente al processo di ottimizzazione dimensionale rispetto al modello del mid-scale iniziale con diametro costante e pari a 1.2 mm (MP_E). Questo è dovuto al fatto che l'ottimizzazione dimensionale eseguita dal software 3-Matic attua un aumento della sezione dei trabecoli in funzione della sola distribuzione dei carichi tensionali agenti. All'interno del file .csv generato in ambiente Hyperview, infatti, sono contenute esclusivamente le informazioni sugli stress relativamente agli ID dei CBEAM su cui agiscono. Il valore più alto lo si riscontra nella $MP_E_Opt_III$ in cui si registra uno spostamento massimo pari a 0.1 mm salvo poi diminuire gradualmente con il proseguire delle iterazioni. Si noti che i modelli $MP_E_Opt_VI$ e $MP_E_Opt_VII$ risultano avere lo stesso valore in quanto i due modelli si differenziano

esclusivamente sullo spessore delle 8 beam identificate. Analizzando la configurazione *MP_E_Opt_VII* si può constatare un aumento del 34% rispetto alla configurazione iniziale *MP_E*.

Generalmente, nel caso dei pannelli multifunzione, non viene dato un requisito sul massimo spostamento ammissibile ma solitamente viene imposto un valore di soglia sulla frequenza che, se rispettato, dà un indice della rigidezza globale della struttura e, quindi, delle entità degli spostamenti.

Come illustrato precedentemente, nel caso specifico del pannello multifunzione oggetto di studio di questo lavoro di Tesi, non si hanno specifici requisiti di accettazione per questo parametro.

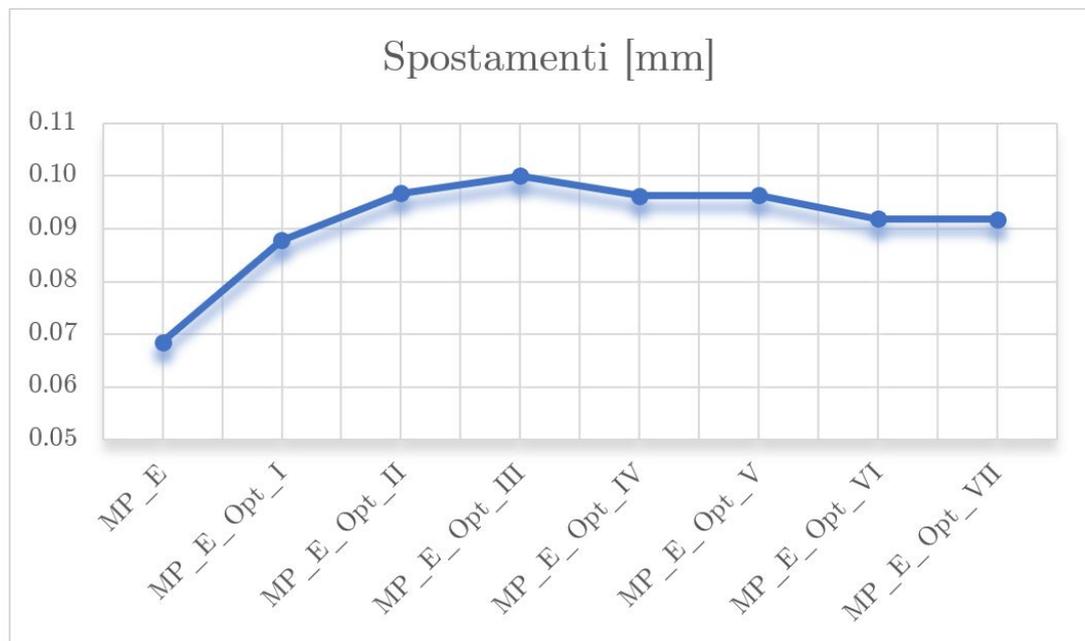


Figura 8.1 Grafico degli spostamenti al variare delle iterazioni di ottimizzazione dimensionale.

8.1.2 Tensioni

Le configurazioni analizzate sono quelle del pannello mid-scale per le strutture reticolari e quelle del full-scale per la soluzione in honeycomb (Tabella 8.2).

Tabella 8.2 Confronto delle tensioni agenti relative ad ogni configurazione studiata.

	Tensioni 3D [MPa]	Tensioni 1D [MPa]
Honeycomb	199	/
MP_E	149.6	100.7
MP_E_Opt_I	169.8	156.9
MP_E_Opt_II	179.7	352.4
MP_E_Opt_III	168.0	354.1
MP_E_Opt_IV	161.5	344.3
MP_E_Opt_V	131.9	359.1
MP_E_Opt_VI	116.9	343.5
MP_E_Opt_VII	116.9	137.9

Ragionando sui livelli tensionali agenti sugli elementi tridimensionali, è possibile notare che la configurazione di partenza *MP_E* presenta dei valori poco più alti del limite imposto ($\sigma_y = 140$ MPa) e la prima ottimizzazione con l'impostazione del diametro minimo pari a 0.6 mm ha condotto ad un lieve aumento degli stress. Il livello maggiore, tuttavia, si registra nella configurazione *MP_E_Opt_II* ed è dovuto all'impostazione del massimo diametro a 1.1 mm, un valore inferiore a quello dell'iterazione precedente. Dopo quest'ultima, come visibile dalla Figura 8.2, i livelli tensionali subiscono un decremento costante fino alla configurazione *VI* la quale mostra un valore uguale a quello della *VII* (modello in cui si sono modificati esclusivamente i diametri di 8 trabecoli). È bene sottolineare che tutte le configurazioni studiate mostrano dei valori inferiori rispetto a quelli registrati nel pannello full-scale conducendo ad una diminuzione del 41% sui valori tensionali. Il SF sugli elementi solidi della configurazione *MP_E_Opt_VII* è pari a 1.8.

Analizzando le tensioni sugli elementi unidimensionali, invece, emerge che se la struttura nella configurazione *MP_E* risultava rispettare la tensione

massima ammissibile, la diminuzione della sezione dei trabecoli ha condotto ad un aumento delle tensioni nella prima ottimizzazione $MP_E_Opt_I$ (+55% rispetto al caso MP_E) divenendo importante a partire dalla $MP_E_Opt_II$ fino alla VI (+248% rispetto al caso MP_E) attestandosi ad un valore medio di circa 350 MPa. Questo comportamento con stress così elevati è emerso dal momento in cui si è imposto il massimo diametro al valore di 1.1 mm a partire dalla configurazione $MP_E_Opt_II$ e i restanti tentativi di ottimizzazione dimensionale attuati in 3-Matic non sono riusciti nel diminuire questi livelli di tensione. Con l'imposizione di tale diametro ridotto, evidentemente, non si sarebbe mai giunti a convergenza sul massimo valore di tensione ammissibile e questo è attestato dal fatto che gli stress di tutte le analisi strutturali si sono attestate sul valore di 350 MPa. Da un'indagine più approfondita è emerso che le tensioni più importanti si sono registrate esattamente in corrispondenza di quegli 8 trabecoli che sono stati oggetto di modifica manuale del diametro (con valore pari a 1.6 mm) nella $MP_E_Opt_VI$ e che in tutte le precedenti iterazioni erano caratterizzati dal diametro massimo imposto di 1.1 mm. In seguito al lancio della $MP_E_Opt_VII$ è stato possibile riuscire ad ottenere dei livelli tensionali inferiori rispetto a quello massimo ammissibile ottenendo un margine di sicurezza complessivo pari a 1.52 che risulta superiore (anche se di poco) rispetto a quello minimo ammissibile (pari a 1.5).

In definitiva, la diminuzione delle tensioni rispetto all'honeycomb è del 31%.

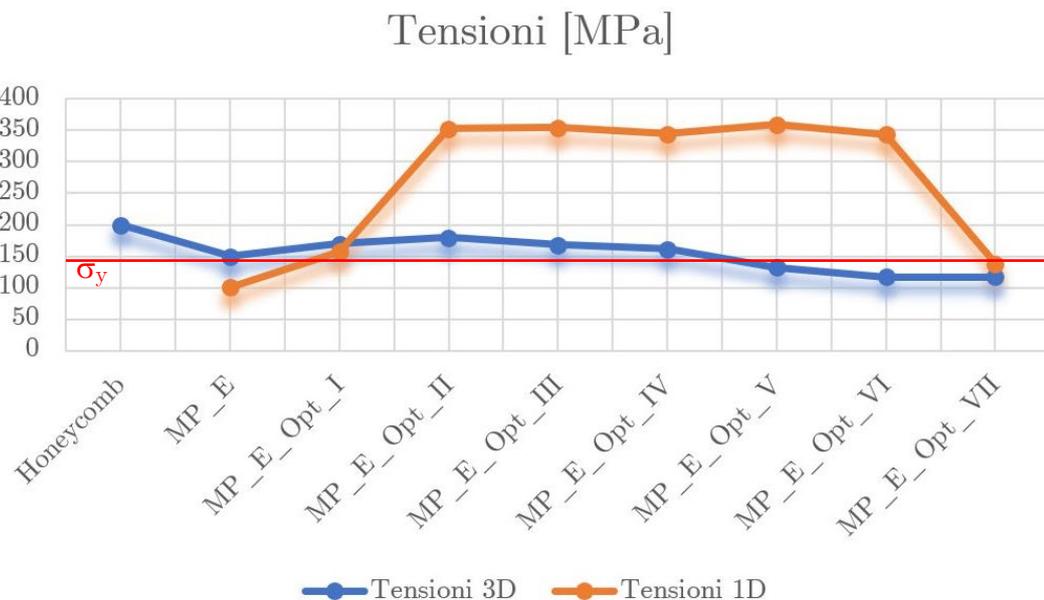


Figura 8.2 Grafico delle tensioni al variare delle iterazioni di ottimizzazione dimensionale.

8.1.3 Frequenza

In Tabella 8.3 sono riportati i valori delle frequenze risultanti in seguito all'analisi modale sui primi 10 modi di vibrare della struttura.

Tabella 8.3 Confronto delle frequenze relative alla configurazione iniziale e quella ottimizzata.

	MP_E [Hz]	MP_E_Opt_VII [Hz]
1	368.355	326.602
2	498.316	429.190
3	558.270	443.891
4	710.759	577.241
5	886.558	852.759
6	1670.550	862.004
7	1743.606	895.279
8	1819.260	1305.001
9	1856.157	1311.634
10	2004.581	1329.663

Dalla Figura 8.3 è visibile l'andamento delle frequenze di ogni modo di vibrare relativamente alla configurazione di partenza MP_E e quella finale ottimizzata $MP_E_Opt_VII$.

Si può notare come tutti i modi di vibrare della struttura ottimizzata risultino essere più bassi rispetto ai corrispondenti valori del modello con diametro dei trabecoli costante e fissato a 1.2 mm e ciò è dovuto al peso inferiore della struttura reticolare VII (come illustrato nel paragrafo successivo).

La definizione del requisito di frequenza per componenti strutturali risulta complesso e dipende da diversi fattori ma in generale si può sostenere che esso dipenda dalla massa del componente.

Il requisito da rispettare presentato in Tabella 7.4 risulta essere pari ad un valore di 200 Hz ed entrambe le configurazioni analizzate superano il valore di soglia dettato dalle specifiche.

Durante successive analisi di dettaglio, i requisiti possono essere meglio definiti con tendenza ad abbassare i valori richiesti e questa condizione migliora il margine di sicurezza relativamente a questo parametro del pannello riprogettato.

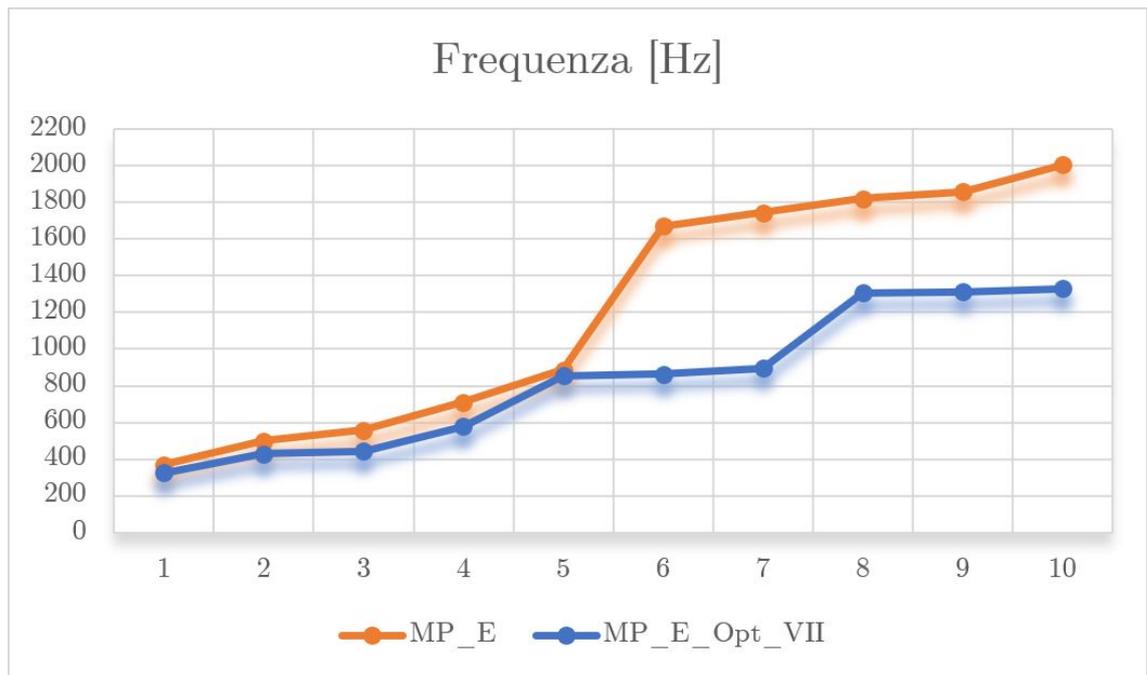


Figura 8.3 Grafico dei primi 10 modi di vibrare della struttura.

8.1.4 Peso

In Tabella 8.4 sono riportati i valori espressi in kg del peso totale (con distinzione del core e del non design space) del pannello multifunzione mid-scale in relazione al tipo di configurazione.

In questo confronto, il peso della soluzione in honeycomb è quello relativo al mid-scale riportato in Tabella 5.8.

In Figura 8.4 sono illustrati e confrontati i pesi di ogni struttura.

Tabella 8.4 Confronto dei pesi relativi ad ogni configurazione studiata.

	Core [kg]	NDS [kg]	Totale [kg]
Honeycomb	0.064	0.753	0.817
MP_C	1.439	0.424	1.863
MP_D	0.339	0.424	0.763
MP_E	1.228	0.424	1.652
MP_E_Opt_I	0.329	0.424	0.753
MP_E_Opt_II	0.330	0.424	0.754
MP_E_Opt_III	0.317	0.424	0.741
MP_E_Opt_IV	0.317	0.424	0.741
MP_E_Opt_V	0.317	0.424	0.741
MP_E_Opt_VI	0.317	0.424	0.741
MP_E_Opt_VII	0.317	0.424	0.741

Dai valori presenti in tabella la leggerezza del core in honeycomb è evidente rispetto lattice (di circa il 400%) e in questo tipo di soluzione il contributo decisamente più rilevante è rappresentato dagli altri componenti comprensivi di adesivi, potting e foam.

Analizzando le configurazioni con la struttura reticolare si nota come il peso del NDS rimanga invariato in quanto le modifiche sono state attuate esclusivamente sul core (rappresentativo del DS).

Dai valori in tabella si può osservare che i valori del peso del core (e quindi del peso totale) a partire dal modello *MP_E_Opt_III* non si modificano ulteriormente nelle successive analisi e quindi si è giunti al valore di convergenza. Per ottenere risparmi sul peso aggiuntivi bisognerebbe diminuire il diametro massimo in fase di ottimizzazione dimensionale (percorso non consigliabile in quanto con il valore massimo impostato a 1.1 mm si è riscontrato un valore di tensione critico per alcuni trabecoli) oppure impostare un valore minimo dello stesso al di sotto della soglia fissata a 0.6 mm ma questo potrebbe causare problemi di buckling oltre alla fattibilità costruttiva di spessori così piccoli che dovrebbe essere verificata.

Il modello *MP_D* sarebbe una configurazione con core interamente costituito da una struttura reticolare (BCC) con cella di dimensioni 8x8x8 mm ($\emptyset=1.2$ mm costante) identificata da Thales Alenia Space come prima soluzione alternativa al pannello in honeycomb. Anche se tale pannello esibisce un peso inferiore rispetto alla struttura a nido d'ape, questa risulta essere inattuabile costruttivamente a causa dell'impossibilità della pelle superiore di essere sostenuta durante il processo di crescita nella direzione individuata ed imposta dalla forma ellittica della serpentina interna (oltre al fatto che il rispetto dei requisiti meccanici richiesti sarebbero da verificare).

Analogamente, il modello *MP_C*, configurazione del pannello caratterizzata da un core in lattice con cella (BCC) di dimensioni 4x4x4 mm ($\emptyset=1.2$ mm costante), è da scartare a causa del peso eccessivo che supera il 128% del peso rispetto al caso originale in honeycomb.

La configurazione *MP_E*, nonostante l'introduzione delle due bande a geometria della cella variabile (4x4x4 mm e 8x8x8 mm, $\emptyset=1.2$ mm costante, BCC) risulta avere un peso considerevole rispetto alla struttura a nido d'ape di partenza (+102%) e questo è imputabile all'impatto costituito dall'introduzione delle zone di transizione di collegamento tra le zone a diversa dimensione della struttura reticolare.

In definitiva, il *MP_E_Opt_VII* è l'unico modello con struttura reticolare ottimizzata che riesce a coniugare il rispetto di tutti i vincoli meccanici richiesti e un mass saving del 10% circa rispetto al modello originale in honeycomb. Come prevedibile l'aumento del diametro di sole 8 beam ad un valore di 1.6 mm non ha avuto alcun tipo di influenza sul peso finale che risulta essere identico a quello del modello *MP_E_Opt_VI*.

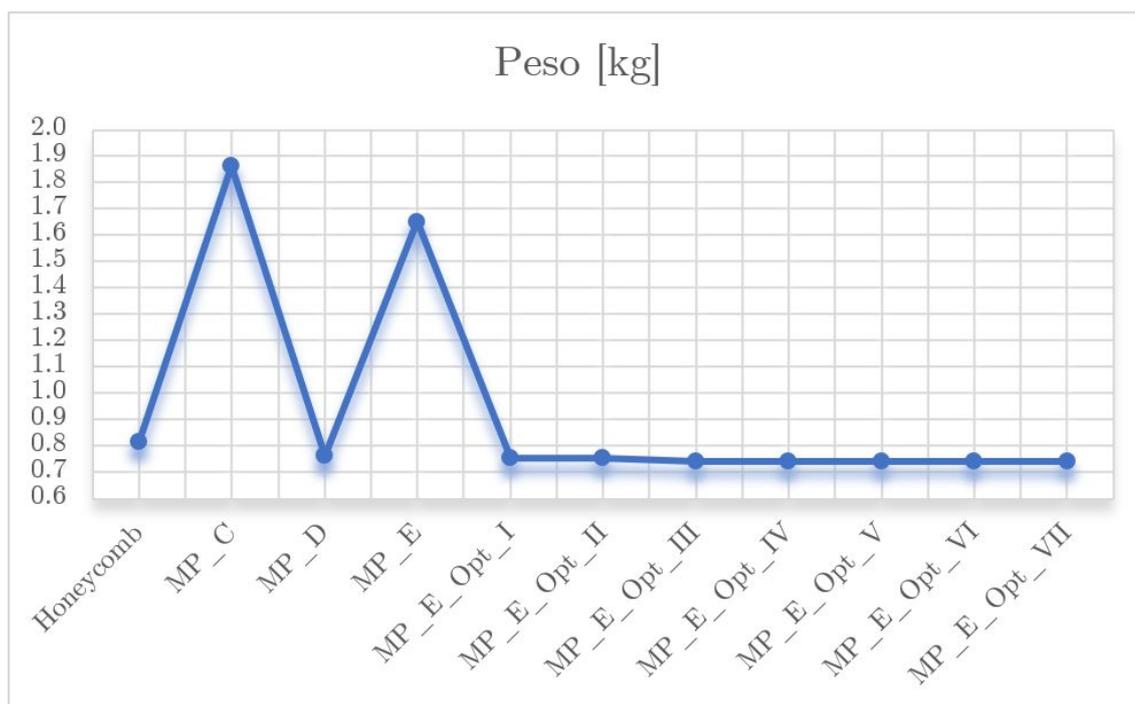


Figura 8.4 Andamento del peso del pannello mid-scale al variare delle configurazioni.

8.1.5 Costo

In questo paragrafo sono esposte le opportune considerazioni inerenti all'analisi di costo del pannello multifunzione finale riprogettato per l'AM.

L'approccio seguito è simile a quello trattato dai professori E. Atzeni e A. Salmi [3] mentre i dati specifici sono stati desunti dalla letteratura o da valori tipici dell'industria appresi dal know-how aziendale di TAS.

Tabella 8.5 Indagine di costo del pannello multifunzione riprogettato per l'AM.

Parametro	Valore	Unità di misura
Tempo Design	160	h
Costo Ingegneria	70	€/h
<i>Costo Riprogettazione</i>	<i>11200</i>	<i>€</i>
Costo materiale	110	€/kg
Altezza componente (comprensiva supporti)	52.84	mm
Layer thickness	30	µm
Layer	1761	numero
Volume di riempimento della camera	3302.5	cm ³
Volume del componente con sovrametalli	1760	cm ³
Densità materiale	2.67	g/cm ³
Peso del componente (senza supporti)	8.818	kg
Peso del componente (con supporti)	10	kg
Costo materiale per il job	1100	€
Volume delle polveri non utilizzate	1542.5	cm ³
Peso delle polveri non utilizzate	3.913	kg
Recupero costo delle polveri	430.38	€
<i>Costo del materiale per il componente</i>	<i>669.62</i>	<i>€</i>
Costo orario macchina (outsourcing)	110	€
Velocità di stampa	8	mm ³ /s
Tempo costruzione	67	h
Costo produzione del job	7370	€/job

Costo orario operatore	25	€/h
Tempo di set-up	2	h/job
Costo del presidio	50	€
Numero pezzi	1	Componenti/job
<i>Costo Additive Manufacturing</i>	<i>7420</i>	<i>€</i>
Tempo trattamento termico	2	h
Costo Trattamento termico	100	€/job
Costo orario dell'operatore	20	€/h
<i>Costo del Trattamento Termico</i>	<i>140</i>	<i>€/lotto</i>
Tempo post-processing	12	h/pezzo
Costo foratura	30	€/operazione
Costo spianatura	60	€/operazione
Costo maschiatura	35	€/operazione
Forature	6	n. operazioni
Spianature	2	n. operazioni
Maschiature	2	n. operazioni
Costo operatore	20	€/h
<i>Costo Post-Processing</i>	<i>610</i>	<i>€</i>
Costo totale	20'039.62	€
Tempo totale di realizzazione	241	h

I valori supposti nella tabella sono quelli relativi al layer thickness e alla velocità di stampa che sono stati desunti dai valori medi delle specifiche della macchina EOS M270 presenti in Figura 5.13.

La cifra *Peso del componente con supporti* è stata arrotondata all'eccesso superiore in quanto le polveri vengono vendute a stock da almeno 1 kg.

La voce *Peso delle polveri non utilizzate*, ovvero il peso delle polveri che non sono state impiegate per la realizzazione del pannello ma che sono state depositate nella camera di lavoro, è stata calcolata escludendo il 5% del *Volume delle polveri non utilizzate* per prevedere lo smaltimento di quel materiale (vicino alle sezioni soggette alle interazioni del laser) che potrebbe

non rispettare i requisiti di qualità richiesti e che, quindi, non potrà essere riciclato e riutilizzato per successivi job.

Il *Costo del materiale per il componente* è dato dal *Costo del materiale per il job* meno il *Recupero del costo delle polveri*.

La voce *Tempo di costruzione* è stata arrotondata all'eccesso superiore.

Il costo netto complessivo del pannello riprogettato è pari a circa 20 k€. Bisogna considerare che il componente studiato in questa Tesi risulta essere un componente di tipo prototipale il quale deve essere considerato, almeno nelle fasi iniziali, come un unico dimostratore per il programma STAMP.

Sarebbe interessante effettuare un'analisi di breakeven con il componente originale in honeycomb ma sarebbero necessari molti dati specifici che al momento non sono reperibili in TAS. Ragionando in maniera qualitativa, però, emerge innanzi tutto che, anche se il costo del materiale risulterebbe molto più basso (circa 16 €/kg), il modello con struttura a nido d'ape è costituito da un totale di 8 componenti di cui 5 (pelli, inserti e supporti sono speculari) più il disegno dell'assieme e l'*insert layout* richiedono una progettazione ad hoc che impatta notevolmente sul costo di design. Il costo di produzione e soprattutto di assemblaggio delle parti è elevato: i due passaggi in autoclave necessari per l'incollaggio tra pelli e honeycomb (descritti nel paragrafo 815.3.1) hanno un costo simile a quello della somma del costo totale AM e al costo del materiale della Tabella 8.5. Dato il numero limitato di un possibile lotto di produzione per questi pannelli, inoltre, bisognerebbe considerare anche il costo legato alla progettazione e alla realizzazione del tooling necessario alla lavorazione del componente, che nel caso del prodotto in AM non c'è (o ha un impatto economico non troppo importante); a questo si aggiunge che ulteriori modifiche sul design, come ad esempio l'infittimento, la variazione della struttura reticolare o il diverso posizionamento della serpentina in funzione degli accessori montati sul pannello, non prevedono alcuna variazione sull'attrezzaggio e le modifiche hanno luogo esclusivamente via CAD avvenendo in tempi brevi. Anche il tempo di produzione si riduce drasticamente da diverse settimane (caso honeycomb) a 241 ore, circa 10 giorni, comprensive anche di tutto l'iter di progettazione. La riprogettazione in AM ha condotto ad un risparmio sul peso di 76 g e se si suppone che 1 kg di massa lanciata nello spazio abbia un costo pari a circa 40 k€ (valore tipico nel caso di missioni aerospaziali), il mass saving realizzato con il redesign ammette un risparmio di €3040. Un ulteriore grande risparmio sul costo finale del componente sarebbe fornito dalla fabbricazione in proprio del componente

(e non in outsourcing) e il costo di investimento iniziale della macchina sarebbe ammortizzato nel corso degli anni.

L'impiego di una struttura di tipo reticolare come quella impiegata in questo caso studio, infine, è realizzabile esclusivamente con le tecnologie di additive manufacturing.

In ultima analisi, considerando tutte le considerazioni riportate precedentemente, si può affermare l'AM riduce il tempo e i costi a partire dalla fase di design fino a quella di produzione in quanto non sono presenti ulteriori investimenti nella progettazione e fabbricazione del tooling e degli impianti di lavorazione.

Il grande vantaggio della tecnologia è dato anche dal fatto che la produzione del componente può iniziare immediatamente dopo la fine della fase di design della parte evitando, inoltre, i ritardi dovuti al tooling che generalmente sono caratterizzati da tempi abbastanza lunghi e che sono costosi [3].

L'AM si configura come tecnologia valida per piccoli e medi lotti di produzione di prodotti metallici ad alto valore aggiunto e la convenienza è accentuata quando vengono esaltate le potenzialità di libertà di progettazione offerte dal processo attraverso un redesign oculato. Sfruttare l'AM significa anche realizzare in un unico componente diverse parti, il che riduce il costo, il tempo e i problemi di qualità risultanti dalle operazioni di assemblaggio il cui costo, inoltre, è minimizzato.

Unito alle analisi CAE, il redesign può risultare in un ottimo rapporto caratteristiche/peso che permette, in definitiva, di soddisfare i requisiti funzionali imposti insieme alla minimizzazione del volume di materiale impiegato e, quindi, del peso finale.

9. Conclusioni

Alla luce di tutti gli aspetti e di tutte le considerazioni tratte dai precedenti Capitoli di questo lavoro di Tesi emerge che, attualmente, l'impiego dell'additive manufacturing all'interno del panorama industriale mondiale trova sempre maggiori giustificazioni. In particolare, questa tecnologia riesce a ritagliarsi il ruolo di tecnologia innovativa e veicolante nell'approccio a nuovi sistemi di produzione e progettazione per tutte quelle applicazioni, come quelle aerospaziali, caratterizzate da un alto valore aggiunto.

La riprogettazione per AM e l'ottimizzazione della struttura reticolare variabile del pannello multifunzione, oggetto di studio su cui si è fondato il presente lavoro di Tesi, ha permesso, in definitiva, il perseguimento di notevoli e molteplici vantaggi:

- Assemblaggio di 8 componenti differenti in una sola parte (monoliticità del prodotto finale);
- Realizzazione del pannello in un unico step produttivo;
- Spostamento massimo inferiore al decimo di mm;
- Diminuzione del massimo livello tensionale pari al 31% rispetto al pannello originale con struttura a nido d'ape (full-scale);
- Diminuzione della massa finale pari a circa il 10% rispetto alla soluzione in honeycomb;
- Rispetto di tutti i requisiti meccanici sulla frequenza e SF;

Sono previsti, inoltre, i seguenti benefici:

- Aumento della personalizzazione del pannello (configurazione della serpentina in funzione della geometria dell'equipaggiamento installato);
- Aumento dell'efficienza termica (generata dal contatto diretto tra la superficie della serpentina e la pelle del pannello nonché dalla rimozione dell'adesivo presente nel modello originale sul quale si comporta da isolante);
- Riduzione degli attuali tempi di produzione ed assemblaggio del componente grazie alla semplificazione del ciclo produttivo (no tempi morti tra fasi differenti);
- Costo finale non troppo proibitivo se si considera il lotto limitato del componente.

I miglioramenti enunciati emersi dall'iter di riprogettazione del pannello multifunzione validano e giustificano la scelta ed il vantaggio di una progettazione e produzione ad hoc in additive manufacturing.

Dai risultati emersi dal Trade-Off risulta che l'introduzione di strutture lattice a dimensione di cella variabile risulta avere degli effetti benefici sul peso finale del componente e sulle prestazioni meccaniche che saranno funzione del tipo di cella impiegata e della distribuzione percentuale dei design space.

Occorre evidenziare che le transizioni di collegamento tra le strutture reticolari differenti hanno un impatto non indifferente in termini di massa pertanto la divisione degli spazi di progettazione deve essere oculata e inserita lì dove strettamente necessario per vincoli di realizzabilità o per il rispetto di particolari requisiti tecnici e meccanici. La semplice sostituzione di una struttura di tipo reticolare uniforme al posto di quella a nido d'ape non risulta essere vincente in termini di peso ma i vantaggi significativi emergono soltanto in seguito all'ottimizzazione dimensionale dei trabecoli.

Laddove non si è in presenza di vincoli costruttivi dati dalla geometria del componente (come la serpentina interna nel caso del pannello multifunzione) bisogna cercare, per quanto possibile, di inserire una struttura lattice con dimensione di celle da 8x8x8 mm a patto di orientare opportunamente la parte in macchina.

Gli sviluppi futuri inerenti all'applicazione specifica del pannello multifunzione studiato in questo lavoro di Tesi riguardano in primo luogo l'introduzione di un canale conformale (in funzione dell'equipaggiamento installato sul pannello) al posto della serpentina standard in maniera tale da ottimizzare al massimo le potenzialità offerte dalla tecnologia di additive manufacturing. Un secondo obiettivo è quello di realizzare, con le tecnologie additive, un modello full-scale in accordo con le specifiche e con gli obiettivi preposti dal programma STAMP grazie alla collaborazione delle aziende partner che dovranno realizzare una macchina capace di supportare le dimensioni del prodotto richieste e che garantisca, al contempo, dei sostanziali miglioramenti in termini di produttività e di monitoraggio in linea con i quali si prevedono delle correzioni in tempo reale che assicurino affidabilità e ripetibilità al processo: tali aspetti, congiuntamente all'impiego di tecniche di controllo non distruttive, permetteranno di ottenere una sostanziale diminuzione degli scarti.

Il tipo di approccio impiegato in questo lavoro di Tesi per la riprogettazione e per l'ottimizzazione del pannello multifunzione (estendibile a qualsiasi componente aerospaziale caratterizzato da strutture alleggerite) ha permesso di raggiungere notevoli risultati e i vantaggi ottenuti hanno dimostrato la validità e la legittimità della funzionalità e correttezza dei workflow ideati e adottati.

Lista delle Tabelle

Tabella 2.1 Classificazione delle tecnologie Additive Manufacturing	9
Tabella 2.2 Tipologia di Prototipi.....	13
Tabella 3.1 Tecnologie consolidate per la produzione di componenti metallici.....	34
Tabella 3.2 Dimensioni caratteristiche delle polveri in funzione della tecnologia.....	37
Tabella 3.3 Tipologia laser nelle macchine AM.....	44
Tabella 3.4 Fusione Laser e Ablazione Laser.....	45
Tabella 3.5 Composizione chimica dell'AlSi10Mg.....	47
Tabella 4.1 Descrittori di qualità delle diverse configurazioni.....	66
Tabella 4.2 Confronto tra i processi di realizzazione delle strutture reticolari.....	69
Tabella 5.1 Peso dei componenti del Pannello Multifunzione (full-scale).....	85
Tabella 5.2 Proprietà fisiche e meccaniche del nido d'ape.....	86
Tabella 5.3 Valori massimi ammissibili degli inserti.....	86
Tabella 5.4 Proprietà fisiche e meccaniche delle leghe di alluminio.....	87
Tabella 5.5 Requisiti meccanici richiesti.....	88
Tabella 5.6 Condizioni di carico considerate e relativa tensione massima agente.....	90
Tabella 5.7 Requisiti di interfaccia.....	94
Tabella 5.8 Confronto di massa del dimostratore mid-scale.....	104
Tabella 6.1 Configurazioni del modello sub-scale.....	117
Tabella 6.2 Condizioni di carico adottate sul modello sub-scale.....	123
Tabella 6.3 Caratteristiche meccaniche delle polveri di AlSi10Mg fornite dal datasheet della EOS [30].....	124
Tabella 6.4 Caratteristiche meccaniche scelte per le analisi del Trade Off.....	124
Tabella 6.5 Numero di nodi ed elementi creati per ogni configurazione del MS.....	125
Tabella 6.6 Valori di output delle analisi strutturali (ante e post ottimizzazione) dei modelli A e B.....	154
Tabella 6.7 Valori di output delle analisi strutturali (ante e post ottimizzazione) dei modelli C e D.....	154
Tabella 6.8 Valori di output delle analisi strutturali (ante e post ottimizzazione) dei modelli E ed F.....	155
Tabella 6.9 Valori di output delle analisi strutturali (ante e post ottimizzazione) dei modelli G e H.....	155
Tabella 6.10 Valori di output delle analisi strutturali (ante e post ottimizzazione) dei modelli C e I.....	155
Tabella 6.11 Valori complessivi risultanti dalle analisi strutturali.....	158
Tabella 6.12 Risultati del calcolo Figure of Merit relativo ad ogni configurazione.....	160
Tabella 7.1 Caratteristiche meccaniche delle polveri di AlSi10Mg fornite dal datasheet della EOS [30].....	169
Tabella 7.2 Caratteristiche meccaniche identificate per le analisi del pannello mid-scale.....	170
Tabella 7.3 Condizioni di carico adottate sul modello mid-scale.....	172
Tabella 7.4 Requisiti meccanici richiesti sul modello mid-scale del pannello multifunzione.....	173
Tabella 7.5 Numero di nodi ed elementi creati per ogni configurazione del MP_E.....	175

Tabella 7.6 Parametri di impostazione impiegati nel tool relativo alle connessioni tra le strutture lattice.....	179
Tabella 8.1 Confronto degli spostamenti agenti relative ad ogni configurazione studiata.	207
Tabella 8.2 Confronto delle tensioni agenti relative ad ogni configurazione studiata	209
Tabella 8.3 Confronto delle frequenze relative alla configurazione iniziale e quella ottimizzata.	211
Tabella 8.4 Confronto dei pesi relativi ad ogni configurazione studiata.	213
Tabella 8.5 Indagine di costo del pannello multifunzione riprogettato per l'AM.	216

Lista delle Figure

Figura 1.1 Progetto STAMP	6
Figura 2.1 Bracket dell'Eurostar E3000 realizzato da Airbus Defence and Space.	11
Figura 2.2 Palette della turbina di bassa pressione del motore aeronautico GE9X, realizzate in EBM presso lo stabilimento di Cameri (NO) da Avio Aero.....	11
Figura 2.3 Esempio di protesi biomedica.....	11
Figura 2.4 Esempio di applicazione odontoiatrica.	11
Figura 2.5 Confronto dell'efficienza tra i tradizionali canali di raffreddamento e quelli conformali realizzati in SLM.	12
Figura 2.6 Forme ed anime per la fusione in sabbia.	14
Figura 2.7 Inserto per stampi.	14
Figura 2.8 Stampo pre-serie in FDM.....	14
Figura 2.9 Palette di turbina create con tecnologia EBM da Avio Aero.	14
Figura 2.10 Schema dell'evoluzione industriale [7].....	16
Figura 2.11 Workflow della fabbricazione additiva.	17
Figura 2.12 Modello CAD 3D e successiva conversione in stl.	18
Figura 2.13 Errore cordale.	18
Figura 2.14 Errori nella generazione del file stl.	19
Figura 2.15 Supporti in un componente metallico.....	20
Figura 2.16 Effetto staircase in funzione del Δs	20
Figura 2.17 Confronto tra slicing costante e adattativo.....	21
Figura 2.18 Ciclo di fabbricazione e trattamenti termici.	21
Figura 2.19 Manifattura tradizionale vs AM [6].....	23
Figura 2.20 Trends degli ultimi anni relativi al numero di varianti, tempo di vita del componente, complessità e tempi di consegna.	23
Figura 2.21 Stima sulle perdite.....	24
Figura 2.22 Settori di impiego dell'AM.	25
Figura 2.23 Utilizzo delle parti prodotte in AM.....	25
Figura 2.24 Numero di installazione di sistemi di produzione AM.....	25
Figura 2.25 Distribuzione del mercato dei materiali.	26
Figura 2.26 Supply Chain, produzione su richiesta.	26
Figura 2.27 Competenze necessarie per sfruttare appieno la tecnologia dell'AM.....	28
Figura 2.28 Workflow del progetto "Journey to Mars" della Nasa.	29
Figura 2.29 Design concettuale dello SpiderFab.....	30
Figura 2.30 Design concettuale di edifici marziani	31
Figura 2.31 Design concettuale della costruzione del Moon Village.	32
Figura 3.1 Iter di produzione delle polveri metalliche.	36
Figura 3.2 Schema di funzionamento di un gas atomizzatore.	37
Figura 3.3 Modulo di setacciatura.....	38
Figura 3.4 V-Blender.	38
Figura 3.5 Immagine ottenuta con SEM raffigurante le polveri di alluminio dopo gas atomizzazione. Le particelle sono sferiche e la loro dimensione varia tra 1 e 30 μm [15].	39

Figura 3.6	Variazioni microstrutturali di una lega di alluminio AlSi10Mg prodotta mediante tecnologia SLM seguita da trattamenti termici: (a) dopo uno stress relieving a 300 °C per 2 h; (b) dopo un trattamento T4; (c) dopo un trattamento T6 [15].	40
Figura 3.7	Tensioni residue innescate dal TGM.	41
Figura 3.8	Influenza del numero di layer sulle tensioni residue [16].	42
Figura 3.9	Meccanismo di assorbimento di energia.	44
Figura 3.10	Meccanismo di assorbimento di energia nei metalli.	44
Figura 3.11	Variazione dell'assorbimento durante il cambiamento di fase.	45
Figura 3.12	Assorbimento in funzione del percorso di scansione.	46
Figura 3.13	ZTA innescata dal laser.	46
Figura 3.14	Diagramma di stato Al-Si. [29].	47
Figura 3.15	Struttura dendritica α (con precipitati di Si lungo i bordi di grano) immersi nella fase α +Si eutettico.	48
Figura 3.16	Pozze di fusione micrometriche.	48
Figura 3.17	Microstruttura dell'AlSi10Mg in condizione as-built [15].	48
Figura 3.18	(a) Curve σ - ϵ in funzione dei TT; (b) Caratteristiche meccaniche corrispondenti; (c) curve σ - ϵ di provini sottoposti ad annealing+aging artificiale; (d) Confronto della microdurezza Vickers [19].	50
Figura 3.19	Frattura fragile (as-built).	51
Figura 3.20	Frattura duttile (Annealing 2h @450°C) [19].	51
Figura 3.21	Schema di funzionamento del processo di Selective Laser Melting.	52
Figura 3.22	Schema del brevetto depositato da EOS.	55
Figura 3.23	Schema di funzionamento del controllo di processo brevettato da Concept Laser.	56
Figura 3.24	Schema di funzionamento dell'EBM.	57
Figura 3.25	Parametri di processo.	58
Figura 3.26	Strategie di scansione.	59
Figura 3.27	Hatch angle e parametri di processo.	60
Figura 3.28	Tipologie di supporto.	60
Figura 4.1	Classificazione dei materiali cellulari.	63
Figura 4.2	Tipologie di unità di celle elementari [22].	64
Figura 4.3	Strutture rappresentative delle strategie di design [22].	65
Figura 4.4	Struttura prodotto mediante processo di colata.	67
Figura 4.5	Processo di formatura per deformazione.	68
Figura 4.6	Strutture metalliche intrecciate.	68
Figura 4.7	Strutture metalliche non intrecciate.	68
Figura 4.8	Effetto di un basso angolo di costruzione su un trabecolo sottile.	69
Figura 4.9	Comportamento delle strutture cellulari sottoposte a compressione [21].	70
Figura 4.10	Curva σ - ϵ relativa a provini lattice con densità relativa del 13÷16% [24].	71
Figura 4.11	Curva σ - ϵ relativa a provini lattice con densità relativa del 5÷6% [24].	72
Figura 4.12	Celle BCC con AR pari a: 1 (a), 0.9 (b), 0.8 (c), 0.7 (d), 0.6 (e) [25].	73
Figura 4.13	Misura del provino: L_0 è la lunghezza utile del provino, L_t totale del provino [26].	73
Figura 4.14	Confronto tra le modellizzazioni.	75
Figura 4.15	Applicazioni in funzione della porosità.	77
Figura 4.16	Protesi sul cranio.	77
Figura 4.17	Capsula di protesi femorale.	77

Figura 4.18 (a) impulso generato da spostamento d'aria che colpisce un paracolpi solido attaccato all'estremità della struttura lattice; (b) Energia cinetica convertita in deformazione plastica sulla struttura reticolare e risposta sulla curva σ - ϵ	78
Figura 5.1 Pannello Multifunzione (full-scale) attuale.	80
Figura 5.2 Esploso del pannello multifunzione nella configurazione attuale.	81
Figura 5.3 Pannello sandwich metallico.	82
Figura 5.4 Geometria della cella esagonale del nido d'ape.....	82
Figura 5.5 Serpentina del pannello multifunzione originale.	83
Figura 5.6 Particolare del terminale fluidico.	83
Figura 5.7 Quote generali del Pannello Multifunzione (full-scale).	84
Figura 5.8 Supporti del Pannello Multifunzione (full-scale).....	84
Figura 5.9 Disposizione delle masse applicate al modello full-scale.....	88
Figura 5.10 Vincoli applicati al modello full-scale.....	89
Figura 5.11 Distribuzione delle tensioni (vista isometrica) – Loadcase 6.	91
Figura 5.12 Distribuzione delle tensioni (vista laterale) – Loadcase 6.	91
Figura 5.13 Dati tecnici della macchina EOS M270.....	94
Figura 5.14 Primo modello concettuale del pannello multifunzione mid-scale.	95
Figura 5.15 Orientazione rispetto al recoater [30].	95
Figura 5.16 Cella esagonale del nido d'ape con intagli per evacuazione dell'aria.	96
Figura 5.17 Prove di fattibilità per il pannello sandwich monolitico con core reticolare.	97
Figura 5.18 Sezione A-A di Figura 5.27 del modello mid-scale secondo la direzione di crescita scelta.....	98
Figura 5.19 Serpentina (integrale al pannello).	99
Figura 5.20 Particolare della sezione B-B di Figura 5.27 e relativa geometria autosupportante creata.	99
Figura 5.21 Terminali della serpentina (integrali al pannello).	100
Figura 5.22 Geometrie autosupportanti.	100
Figura 5.23 Vista d'insieme delle geometrie autosupportanti create.	100
Figura 5.24 Inserto per equipaggiamenti (integrale al pannello).	101
Figura 5.25 Supporto esterno (integrale al pannello).	102
Figura 5.26 Dimensioni multiple del design space rispetto a quelle delle celle elementari.	102
Figura 5.27 Messa in pianta del pannello mid-scale.	103
Figura 5.28 Concept del Pannello Multifunzione Mid-Scale riprogettato.....	104
Figura 5.29 Differenza dell'OL rispetto all'OT.....	106
Figura 5.30 Tipi di cella che è possibile scegliere dal tool "lattice" di Altair.....	107
Figura 5.31 Workflow dell'approccio impiegato per l'ottimizzazione.	109
Figura 5.32 Relazione dei fattori che caratterizzano una struttura reticolare variabile.	110
Figura 5.33 Unità di celle BCC e BCC-Z [24].	111
Figura 5.34 Unità di cella di tipo BCC e i relativi fattori che ne determinano la geometria finale [31].	111
Figura 5.35 Rapporto sezione/altezza [6].	112
Figura 5.36 Workflow del lavoro di Tesi.	113
Figura 6.1 Una delle configurazioni del modello sub-scale.	115
Figura 6.2 Concept del DS1.	117
Figura 6.3 Concept del DS2.....	118
Figura 6.4 Concept del DS3.....	118

Figura 6.5 Concept del DS4.	118
Figura 6.6 Dimensioni del DS1.	120
Figura 6.7 Dimensioni del DS2.	120
Figura 6.8 Dimensioni del DS3.	120
Figura 6.9 Dimensioni del DS4.	120
Figura 6.10 Dimensioni del NDS.	121
Figura 6.11 Esempio di modellizzazione di una generica configurazione.	122
Figura 6.12 Workflow del Trade-Off effettuato sul modello sub-scale.	126
Figura 6.13 Toolbar Design.	128
Figura 6.14 Dimensioni della cella elementare.	128
Figura 6.15 Conversione dei contorni in curve.	129
Figura 6.16 Conversione delle curve in "Graph".	129
Figura 6.17 Creazione del Graph elementare.	129
Figura 6.18 Comando "Create Graph Line".	130
Figura 6.19 Aggiunte di elementi al Graph creato.	130
Figura 6.20 Cella BCC creata.	130
Figura 6.21 Cella BCC-Z creata.	130
Figura 6.22 Unificazione parti in un unico Graph.	130
Figura 6.23 Parametri di importazione del file .step.	131
Figura 6.24 Modello sub-scale importato.	131
Figura 6.25 Albero del modello.	131
Figura 6.26 Toolbar Fix.	132
Figura 6.27 Pannello di diagnostica degli errori.	132
Figura 6.28 Pannello di riparazione degli errori.	132
Figura 6.29 Modello corretto esente da errori.	133
Figura 6.30 Toolbar Lightweights.	133
Figura 6.31 Posizionamento della cella elementare.	134
Figura 6.32 Sostituzione del design space con la ripetizione della cella BCC di dimensione 8x8x8 mm.	134
Figura 6.33 Sostituzione del design space con la ripetizione della cella BCC di dimensione 4x4x4 mm.	134
Figura 6.34 Modifica dei diametri.	135
Figura 6.35 Pannello di connessione dei Graph.	135
Figura 6.36 Connessione graduale tra i due Graph (vista frontale).	136
Figura 6.37 Connessione graduale tra i due Graph (vista isometrica).	136
Figura 6.38 Connessione graduale tra i due Graph (particolare).	136
Figura 6.39 Toolbar Remesh.	137
Figura 6.40 Pannello relativo ai parametri dell'Adaptive Remsh.	137
Figura 6.41 Output della mesh.	137
Figura 6.42 Verifica dell'analisi qualitativa della mesh.	138
Figura 6.43 Pannello relativo alla funzione di collegamento del lattice al NDS.	138
Figura 6.44 Risultato della funzione "Grab" con relativa distorsione della mesh.	138
Figura 6.45 Errore.	139
Figura 6.46 Eliminazione.	139
Figura 6.47 Creazione.	139
Figura 6.48 Parametri del pannello "Create Volume Mesh".	139

Figura 6.49 Errori presenti dopo l'analisi della mesh.....	140
Figura 6.50 Risultato positivo dell'analisi sulla qualità della mesh degli elementi tetragonali. .	140
Figura 6.51 Modello finale correttamente esente da errori.....	140
Figura 6.52 Esportazione in formato .fem.	140
Figura 6.53 Importazione del file .fem in Hypermesh.....	141
Figura 6.54 Particolare di corretto collegamento tra le estremità delle CBEAM e i nodi degli elementi tetragonali.....	141
Figura 6.55 Card "Beam Section Collectors".....	142
Figura 6.56 Impostazione del materiale AlSi10Mg secondo le specifiche della Tabella 6.4.....	142
Figura 6.57 Impostazione delle proprietà degli elementi beam e degli elementi tetragonali.	142
Figura 6.58 Selezione dei vincoli di incastro.....	143
Figura 6.59 Creazione del load collector relativo al carico di accelerazione (sx) e albero completo dei load collectors (sopra).....	143
Figura 6.60 Creazione nodo intermedio.....	144
Figura 6.61 Traslazione del nodo.....	144
Figura 6.62 Risultato delle precedenti operazioni.....	144
Figura 6.63 Applicazione della proprietà della massa al nodo precedentemente creato.....	144
Figura 6.64 Comandi del tool "Mask".....	145
Figura 6.65 Risultato del collegamento RBE2 (da applicare anche all'altro lato del pannello). 145	
Figura 6.66 Grafica dell'impostazione del loadcase.....	146
Figura 6.67 Lancio del run di analisi strutturale.....	146
Figura 6.68 Inviluppo di tutte le 8 condizioni di carico sugli elementi CBEAM.....	146
Figura 6.69 Creazione del report in formato .csv.	147
Figura 6.70 Toolbar Analyze.....	147
Figura 6.71 Importazione del file .fem e del report.	147
Figura 6.72 Plot dell'inviluppo delle condizioni di carico sulla struttura trabecolare.....	147
Figura 6.73 Pannello "FEA Based Thickness.....	148
Figura 6.74 Modello ante-ottimizzazione.....	148
Figura 6.75 Modello post-ottimizzazione.....	148
Figura 6.76 Conversione della struttura trabecolare in .stl.....	148
Figura 6.77 Configurazione MS_A.....	150
Figura 6.78 Configurazione MS_A_Opt.....	150
Figura 6.79 Configurazione MS_B.....	150
Figura 6.80 Configurazione MS_B_Opt.....	150
Figura 6.81 Configurazione MS_C.....	150
Figura 6.82 Configurazione MS_C_Opt.....	150
Figura 6.83 Configurazione MS_D.....	150
Figura 6.84 Configurazione MS_D_Opt.....	150
Figura 6.85 Configurazione MS_E.....	150
Figura 6.86 Configurazione MS_E_Opt.....	150
Figura 6.87 Configurazione MS_F.....	151
Figura 6.88 Configurazione MS_F_Opt.....	151
Figura 6.89 Configurazione MS_G.....	151
Figura 6.90 Configurazione MS_G_Opt.	151
Figura 6.91 Configurazione MS_H.....	151
Figura 6.92 Configurazione MS_H_Opt.....	151

Figura 6.93 Configurazione MS_I.....	151
Figura 6.94 Configurazione MS_I_Opt.....	151
Figura 6.95 MS_G prima della connessione tra le diverse zone a lattice variabile (vista dall'alto).	152
Figura 6.96 MS_G dopo la connessione tra le diverse zone a lattice variabile (vista dall'alto).	152
Figura 6.97 MS_G prima della connessione tra le diverse zone a lattice variabile (vista isometrica).	152
Figura 6.98 MS_G dopo la connessione tra le diverse zone a lattice variabile (vista isometrica).	152
Figura 6.99 Plot degli spostamenti relativi all'envelope (extreme) della configurazione MS_E_Opt.....	161
Figura 6.100 Plot delle tensioni sugli elementi tetragonali relativi all'envelope (extreme) della configurazione MS_E_Opt.....	162
Figura 6.101 Plot delle tensioni agenti sugli elementi unidimensionali relativi all'envelope (extreme) della configurazione MS_E_Opt.....	162
Figura 6.102 Plot dei massimi livelli tensionali relativi ai nodi "A" nel loadcase envelope (extreme) della configurazione MS_E_Opt.....	163
Figura 6.103 Plot dei minimi livelli tensionali relativi ai nodi "A" nel loadcase envelope (extreme) della configurazione MS_E_Opt.....	163
Figura 6.104 Plot dei massimi livelli tensionali relativi ai nodi "B" nel loadcase envelope (extreme) della configurazione MS_E_Opt.....	164
Figura 6.105 Plot dei minimi livelli tensionali relativi ai nodi "B" nel loadcase envelope (extreme) della configurazione MS_E_Opt.....	164
Figura 7.1	168
Figura 7.2 Workflow del processo di ottimizzazione dimensionale del pannello multifunzione mid-scale.	168
Figura 7.3 MAC per il dimensionamento strutturale fornito dalla NASA [34].	171
Figura 7.4 Modellazione finale del pannello multifunzione mid-scale.	175
Figura 7.5 Molteplici errori di overlapping nel modello MP_E con DS divisi in CATIA.....	176
Figura 7.6 Errori di overlap presenti nel modello importato.....	176
Figura 7.7 Errore.....	177
Figura 7.8 Rimozione.....	177
Figura 7.9 Fix.....	177
Figura 7.10 Toolbar Sketch.....	177
Figura 7.11 Creazione del piano.....	177
Figura 7.12 Parametri di traslazione del piano.....	177
Figura 7.13 Taglio superiore del DS.....	177
Figura 7.14 Taglio inferiore del DS.....	177
Figura 7.15 Risultato finale della divisione dei DS.....	178
Figura 7.16 Pannello mid-scale fixato.....	178
Figura 7.17 Sostituzione dei design space con strutture reticolari.....	178
Figura 7.18 Ispessimento dei diametri della struttura reticolare.....	179
Figura 7.19 Particolare 1.....	179
Figura 7.20 Particolare 2.....	179
Figura 7.21 Particolare 3.....	179
Figura 7.22 Pannello multifunzione con zone di transizione tra le strutture reticolari.....	180

Figura 7.23 Mesh di superfici creata in 3-Matic.	180
Figura 7.24 Distorsione della mesh in seguito alla funzione di “grabbing” tra il lattice e in NDS.	181
Figura 7.25 Identificazione degli errori in seguito all’impiego del tool Adaptive Remesh.....	181
Figura 7.26 Risultati positivi dell’analisi di verifica della mesh.....	181
Figura 7.27 Modello del pannello multifunzione mid-scale correttamente creato in 3-Matic.	182
Figura 7.28 Particolari relativi alla mesh di superfici creata in 3-matic.	182
Figura 7.29 Importazione del file .fem in Hypermesh.....	183
Figura 7.30 Parametri del pannello Tetramesh.	183
Figura 7.31 Creazione della proprietà degli elementi solidi.	184
Figura 7.32 Connessioni.....	184
Figura 7.33 Visuale dei parametri relativi al tool “equivalence”.....	184
Figura 7.34 Errore del modello.	185
Figura 7.35 Vincoli di supporto (viola) e nodi di costruzione (gialli) per l’applicazione della massa.	185
Figura 7.36 Pannello relativo alla massa creata in cui il valore numerico è espresso in tonnellate.	185
Figura 7.37 Applicazione del collegamento di tipo rigido RBE2.	186
Figura 7.38 Elementi non associati all’RBE2.	186
Figura 7.39 Load collector dell’accelerazione.	186
Figura 7.40 Pannello relativo ai parametri impostabili del carico di pressione.	187
Figura 7.41 Pannello di creazione del load collector con carichi combinati.	187
Figura 7.42 Albero dei load collector del modello.	188
Figura 7.43 Pannello relativo alla card EIGRL per l’analisi modale.	188
Figura 7.44 Pannello relativo al loadstep dell’analisi modale.	188
Figura 7.45 Funzione Envelope presente in Hyperview.....	188
Figura 7.46 Visualizzazione del plot di analisi degli elementi CBEAM in 3-Matic.	189
Figura 7.47 Confronto tra la struttura non ottimizzata (sopra) e quella ottimizzata (sotto).	189
Figura 7.48 Sezione della struttura non ottimizzata (sopra) e quella ottimizzata (sotto).	190
Figura 7.49 Modello ottimizzato esportato in formato .fem.	190
Figura 7.50 Importazione del file .fem ottimizzato in Hypermesh.....	191
Figura 7.51 Pannello tetramesh relativo al modello ottimizzato.	191
Figura 7.52 Identificazione del numero di CBEAM che superano l’ammissibile σ_y	192
Figura 7.53 Stringa della proprietà aggiunta al codice .fem.....	193
Figura 7.54 Modifica della proprietà di una delle CBEAM identificate.	193
Figura 7.55 Verifica di lettura della proprietà creata modificando il file .fem.	193
Figura 7.56 Creazione del “componente” 484.....	193
Figura 7.57 Aggiunta del materiale alla card del “componente” creato.....	194
Figura 7.58 Albero finale del modello.....	194
Figura 7.59 Modello mid-scale ottimizzato pronto per il run di analisi strutturale.	194
Figura 7.60 Plot degli spostamenti relativi al pannello mid-scale MP_E.....	196
Figura 7.61 Plot degli spostamenti relativi al pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.....	196
Figura 7.62 Plot delle tensioni sugli elementi solidi relative al pannello mid-scale MP_E.....	197
Figura 7.63 Plot delle tensioni sugli elementi solidi relative al pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.	197
Figura 7.64 Plot delle tensioni sugli elementi CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E.	198

Figura 7.65 Plot delle tensioni sugli elementi CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.	198
Figura 7.66 Plot delle tensioni massime ai nodi A delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E.	199
Figura 7.67 Plot delle tensioni massime ai nodi A delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.	199
Figura 7.68 Plot delle tensioni minime ai nodi A delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E.	200
Figura 7.69 Plot delle tensioni minime ai nodi A delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.	200
Figura 7.70 Plot delle tensioni massime ai nodi B delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E.	201
Figura 7.71 Plot delle tensioni massime ai nodi B delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.	201
Figura 7.72 Plot delle tensioni minime ai nodi B delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E.	202
Figura 7.73 Plot delle tensioni minime ai nodi B delle CBEAM relative al pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.	202
Figura 7.74 Primo modo di vibrazione del pannello mid-scale MP_E.	203
Figura 7.75 Primo modo di vibrazione del pannello mid-scale MP_E_Opt_VII.	203
Figura 7.76 Pannello multifunzione mid-scale con struttura reticolare ottimizzata e sovrametalli.	204
Figura 7.77 Studio dell'orientazione del componente rispetto alla piattaforma di costruzione e visualizzazione dei supporti generati.	204
Figura 8.1 Grafico degli spostamenti al variare delle iterazioni di ottimizzazione dimensionale.	208
Figura 8.2 Grafico delle tensioni al variare delle iterazioni di ottimizzazione dimensionale.	210
Figura 8.3 Grafico dei primi 10 modi di vibrare della struttura.	212
Figura 8.4 Andamento del peso del pannello mid-scale al variare delle configurazioni.	215

Software

- Altair Hypermesh;
- Altair Hyperview;
- Catia V5;
- Materialise 3-Matic;
- Pacchetto Office.

Bibliografia

- [1] R. Piemonte, *Bando: PIATTAFORMA TECNOLOGICA “FABBRICA INTELLIGENTE”*.
- [2] F. Calignano e D. Manfredi, «Overviw on Additive Manufacturing Technologies,» *IEEE*, 2017.
- [3] E. Atzeni e A. Salmi, «Economics of additive manufacturing for end-usable metal parts,» *Springer*, 2012.
- [4] G. Chiandussi, *Metodi di ottimizzazione applicati a problemi ingegneristici*, Torino.
- [5] Redazione, «Plastix,» 2013. [Online]. Available: <http://www.plastix.it/come-ottimizzare-il-raffreddamento-dello-stampo/>.
- [6] L. Iuliano, *Dispense del corso di Tecniche per la Fabbricazione Additiva*, Torino, 2017.
- [7] I. Corsini, *Industria 4.0 Additive Manufacturing & Smart Supply Chain..*
- [8] F. Fioretto e G. D’Angelo, «Federico Fioretto,» 31 Ottobre 2017. [Online]. Available: <http://federicofioretto.biz/sostenibilita-4-0-sara-ladditive-manufacturing-a-farla/>.
- [9] G. Daines, «Journey to Mars,» [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/content/nasas-journey-to-mars>.
- [10] NASA, *STANDARD FOR ADDITIVELY MANUFACTURED SPACEFLIGHT HARDWARE BY LASER POWDER BED FUSION IN METALS*, 2017.
- [11] NASA, *SPECIFICATION FOR CONTROL AND QUALIFICATION OF LASER POWDER BED FUSION METALLURGICAL PROCESSES*, 2017.
- [12] NASA, «ISRU,» [Online]. Available: <https://www.nasa.gov/isru>.
- [13] ESA, «Moon Village,» 2016.
[Online].
Available: http://www.esa.int/ita/ESA_in_your_country/Italy/ESA_Euronews_Si_torna_sulla_Luna._Una_base_spaziale_permanente_per_rimpiazzare_la_ISS.
- [14] P. Fino, *Dispense del corso di Materiali per la Fabbricazione Additiva*, Torino, 2017-2018.
- [15] F. C. M. L. J. P. A. A. E. P. A. M. L. P. F. a. D. M. Francesco Trevisan, «On the Selective Laser Melting (SLM) of the AlSi10Mg Alloy: Process, Microstructure, and

Mechanical Properties,» *Materials, MDPI*, Vol. 10 di
%2https://www.mdpi.com/1996-1944/10/1/76/htm, 2017.

- [16] P. Mercelis e J.-P. Kruth, «Residual stresses in selective laser sintering and selective laser melting,» *Rapid Prototyping Journal*, 2006.
- [17] A. Salmi, E. Atzeni, L. Iuliano e M. Galati, «Experimental analysis of residual stresses on AlSi10Mg parts produced by means of Selective Laser Melting,» *Elsevier*, 2017.
- [18] A. B. Anwar e Q.-C. Pham, «Selective laser melting of AlSi10Mg: Effects of scan direction, part placement and inert gas flow velocity on tensile strength,» *Elsevier*, 2016.
- [19] W. Li, S. Li, J. Liu, A. Zhang, Y. Zhou, Q. Wei, C. Yan e Y. Shi, «Effect of heat treatment on AlSi10Mg alloy fabricated by selective laser melting: Microstructure evolution, mechanical properties and fracture mechanism,» *Materials Science & Engineering A*, 2016.
- [20] R. Hasan, *Progressive Collapse of Titanium Alloy Micro-lattice structures manufactured using selective laser melting*.
- [21] M. Rashed, M. Ashraf, R. Mines e P. J. Hazell, «Metallic microlattice materials: A current state of the art on manufacturing mechanical properties and applications,» *Elsevier*, 2016.
- [22] A. Panesar, M. Abdia, D. Hickmana e I. Ashcrofta, «Strategies for functionally graded lattice structures derived using topology optimisation for Additive Manufacturing,» *Elsevier*, 2017.
- [23] Z. Xiao, Y. Yang, R. Xiao, Y. Bai, C. Song e D. Wang, «Evaluation of topology-optimized lattice structures manufactured via selective laser melting».
- [24] S. McKown, Y. Shena, W. Brookesa, C. Sutcliffea, W. Cantwella, G. Langdonb, G. Nurickb e M. Theobaldb, «The quasi-static and blast loading response of lattice structures,» *Elsevier*, 2007.
- [25] M. Smith, Z. Guan e W. J. Cantwell, «Finite element modelling of the compressive response of lattice structures manufactured using the selective laser melting technique,» *Elsevier*, 2012.
- [26] T. Lewis e S. Kébreau, «Design and Testing of Additively Manufactured lattice structures».
- [27] G. R e Mines, «Compressive behaviour of stainless steel micro-lattice structures,» *International Journal of Mechanical Science*.
- [28] L. Iuliano, A. Salmi, E. Atzeni, A. Ciano e G. Piscopo, «STAMP Deliverable D1.1.7,» 2017.
- [29] Altair University, *Lattice Optimization*.

- [30] EOS, *Material data sheet for EOSM290*.
- [31] 3-Matic, *Materialise 3-matic 13.0 - Reference Guide*.
- [32] EOS, «EOS Aluminium AlSi10Mg for EOSINT M270,» 2011. [Online]. Available: <http://www.e-manufacturing.it/downloads/AlSi10Mg%20Aluminium.pdf>.
- [33] T. Irvine, «MASS ACCELERATION CURVES,» JPL - NASA, 2014.
- [34] R. J. Glaser e L. Y. Chen, «JPL - NASA,» 2006. [Online]. Available: <https://trs.jpl.nasa.gov/bitstream/handle/2014/39810/06-1686.pdf?sequence=1>. [Consultato il giorno 19 11 2018].
- [35] Altair, *Practical Aspects of Finite Element Simulation*.
- [36] B. A. Fulcher, D. K. Leigh e T. J. Watt†, «Comparison of AlSi10Mg and Al6061 processed through DMLS».
- [37] A. Salmi, G. Piscopo, E. Atzeni, P. Minetola e L. Iuliano, «On the effect of part orientation on stress distribution in AlSi10Mg specimens fabricated by laser powder bed fusion (L-PBF),» *Elsevier*, 2017.
- [38] i. Crupi, E. K. b, G. Epasto, E. Guglielmino e H. Aykul, «Static behavior of lattice structures produced via direct metal laser sintering technology,» *ELSEVIER*, 2017.

Ringraziamenti

Dopo un periodo di studio intenso che mi ha visto impegnato per diversi mesi nella redazione di questo lavoro di Tesi mi ritrovo a scrivere queste righe con mio grande piacere e soddisfazione. Ho tanto immaginato quali emozioni avesse potuto suscitarmi la realizzazione della conclusione di questo lavoro ed oggi, in questo preciso istante, sto vivendo quel che ho tanto agognato. Ciò che mi sta scuotendo imperscrutabilmente è scaturito dal mio voltarmi indietro che mi ha permesso di rimirare la rotta irta di ostacoli che ho dovuto superare in questo percorso accademico lungo, intenso ma incredibilmente appagante.

Questi due anni sono stati un viaggio formativo che mi ha visto crescere dal punto di vista tecnico e personale ma che soprattutto, in virtù del mio trasferimento in una città in cui non possedevo alcun tipo di legame, mi ha insegnato a vivere e ad essere più consapevole di me e del mondo che mi ha circondato. Sovvengono tutte le difficoltà che mi si sono presentate, il network di conoscenze che ho dovuto tessere partendo da zero, la pianificazione delle mie giornate e gli obiettivi a medio e lungo termine che mi sono prefissato, nonché l'imparare a cucinare ma soprattutto l'imparare a camminare in una città sconosciuta potendo fare affidamento soltanto sulle mie gambe.

Probabilmente non avrei potuto farcela se non avessi trovato l'Entusiasmo e la Passione per gli argomenti che ho studiato, non avrei potuto farcela senza contare sulla mia caparbia ed ambizione, ma soprattutto non avrei mai potuto farcela senza poter contare sul valido supporto delle persone che ho conosciuto o quelle che mi hanno sostenuto, anche se a chilometri di distanza.

Primi tra tutti vorrei ringraziare il mio relatore Giorgio Chiandussi e il mio correlatore Andrea Tridello i quali sono stati sempre presenti e mi hanno accompagnato e supportato durante tutto il percorso di Stage e di Tesi, ma soprattutto è stato grazie a loro che ho potuto vivere la mia prima ed importante esperienza lavorativa in una grande azienda: un atto che mai potrò dimenticare per le tante nozioni e valori umani che ho imparato in questo percorso.

In secondo luogo, vorrei ringraziare l'azienda Thales Alenia Space la quale mi ha dato l'opportunità di poter coronare uno dei più reconditi sogni che porto con me sin da quando ho avuto la maturità di poter volgere lo sguardo in cielo e sognare cosa ci fosse al di là di quel tappeto di puntini luminosi che ornano il firmamento ogni notte: dare il mio contributo per un'azienda che opera nel settore aerospaziale. Con essa vorrei primariamente ringraziare di cuore il mio tutor aziendale, l'ing. Massimo Chiampi, il quale è stato il mio punto di

riferimento in un mondo nuovo e a me sconosciuto quale quello aziendale: mi ha insegnato più di quanto il suo ruolo avesse dovuto e mi reputo fortunato ad averlo avuto come guida in questo percorso, dubitando fortemente che dovunque mi porterà il futuro della carriera possa poter incontrare una figura altrettanto valida con le sue doti di preparazione e genuinità.

Colgo l'occasione per poter ringraziare anche il numeroso staff dell'ufficio *Scientific Payloads & Innovative Products* di TAS-I di cui ho fatto parte, a partire dal capo Marco Nebbiolo, grande leader dalla ricercata gentilezza e bontà d'animo, ad Antonia Simone, supervisore del mio percorso di Stage e Tesi, a Lucia Grizzaffi con la quale ho condiviso la maggior parte delle sere in ufficio durante la stesura di questo lavoro di Tesi, a Stefano Ferroni che mi ha affiancato durante la preparazione dei modelli CAD, a Luigi Rutigliano il quale mi ha seguito nel percorso di modellizzazione ed analisi agli elementi finiti, a Massimo che mi ha raccontato tante esperienze e aneddoti di vita, a Maria Cristina con la quale ho chiacchierato tutti i pomeriggi, a Donata, a Paolo, alle due Daniele dell'ufficio, e a tutti i ragazzi stagisti o tesisti come me con cui ho condiviso questa magnifica ed indimenticabile parentesi della mia vita.

Vorrei ringraziare i miei genitori, che da lontano sono sempre stati presenti e i quali mi hanno sempre sostenuto economicamente e moralmente: senza di loro non avrei mai potuto raggiungere i risultati e le mete che mi ero prefissato.

Vorrei ringraziare mia sorella: mio grande baluardo e punto inamovibile del mio mondo.

Grazie ai miei colleghi universitari con i quali ho imparato a sapermi confrontare e a lavorare in gruppo e con cui ci siamo sempre sostenuti a vicenda sia durante lo sconforto nella preparazione di un arduo esame che nelle gioie dopo il suo superamento.

Mi sembra doveroso non dimenticare le proprie origini e pertanto non posso non citare l'Università di Palermo che mi ha fornito delle conoscenze solide e valide che ho potuto affinare grazie al Politecnico di Torino il quale mi ha permesso di crescere a livello tecnico ma soprattutto a livello umano.

Per ultima ma non per importanza, vorrei ringraziare la Città di Torino: grazie per avermi fatto crescere, per avermi insegnato a sapermela cavare, alle emozioni che mi hai regalato, alle persone che mi hai fatto conoscere e alle possibilità che mi hai offerto. Grazie per i tuoi innumerevoli musei, per i tuoi portici sotto i quali ho camminato, per le tue vie e per i parchi ameni lungo i quali ho avuto modo di trascorrere dei lieti pomeriggi. Grazie per i monumenti

e per la storia che ti porti dietro, per l'eleganza e la nota di romanticismo che celi dietro ogni tuo angolo. Una città dove progresso ed innovazione si fondono ad un ricco e glorioso passato in un perfetto equilibrio. Una città che sa osare e che sa conservare un fascino tutto italiano.

Dovunque mi porterà la vita e la carriera, conserverò per te un posto speciale nel mio cuore.

Antonino Vassallo

Torino, 30/11/2018