

Politecnico di Torino  
Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale  
Anno accademico 2022/2023



Progettazione di un supporto per un'antenna per applicazioni  
aerospaziali sfruttando la tecnologia di manifattura additiva LB-PBF

*Federico Cocuzza Santuccio*

# Indice

<b>Indice</b>	<b>I</b>
<b>Elenco delle figure</b>	<b>II</b>
<b>1 Progettazione supporto per un'antenna per applicazioni aerospaziali</b>	<b>1</b>
1.1 Indicazioni specifiche sull'oggetto da progettare . . . . .	1
1.2 Condizioni di carico . . . . .	2
1.3 Obiettivi . . . . .	2
1.4 Sviluppo del componente . . . . .	2
1.4.1 Scelta del materiale . . . . .	2
1.5 Progettazione del componente . . . . .	4
1.6 Design 1 . . . . .	4
1.6.1 Analisi . . . . .	6
1.6.2 Stampa . . . . .	10
1.7 Design 2 . . . . .	10
1.7.1 Analisi . . . . .	12
1.7.2 Stampa . . . . .	16
1.8 Confronto tra i due design . . . . .	16
1.9 Design reticolare . . . . .	17

# Elenco delle figure

1.1	.	.	.	1
1.2	.	.	.	2
1.3	Diagramma di Ashby, Modulo di Young (E) - Densità ( $\rho$ )	.	.	3
1.4	Diagramma di Ashby, Tenacità a frattura - Limite elastico ( $\sigma_y$ )	.	.	3
1.5	Resistenza a fatica - Numero di cicli	.	.	4
1.6	.	.	.	4
1.7	Spazio di progettazione iniziale design 1	.	.	5
1.8	Prima ottimizzazione design 1	.	.	5
1.9	Seconda ottimizzazione design 1	.	.	5
1.10	Analisi statica design 1 - Fattore di sicurezza minimo	.	.	6
1.11	Analisi statica design 1 - Spostamento massimo	.	.	7
1.12	Analisi carichi termici ( $-80^{\circ}C$ ) - Fattore di sicurezza minimo	.	.	7
1.13	Analisi carichi termici ( $-80^{\circ}C$ ) - Spostamento massimo	.	.	8
1.14	Analisi carichi termici ( $-80^{\circ}C$ ) - Errore di puntamento	.	.	8
1.15	Analisi carichi termici ( $150^{\circ}C$ ) - Fattore di sicurezza minimo	.	.	8
1.16	.	.	.	9
1.17	Analisi modi normali	.	.	9
1.18	.	.	.	9
1.19	.	.	.	10
1.20	Posizionamento piano di stampa design 1	.	.	10
1.21	Spazio di progettazione iniziale design 2	.	.	11
1.22	Ottimizzazione finale design 2	.	.	11
1.23	Analisi statica design 2 - Spostamento massimo	.	.	12
1.24	Analisi statica design 2 - Fattore di sicurezza minimo	.	.	13
1.25	.	.	.	13
1.26	.	.	.	14
1.27	.	.	.	14
1.28	.	.	.	14
1.29	Analisi modi normali	.	.	15
1.30	.	.	.	15
1.31	Posizionamento piano di stampa design 2	.	.	16
1.32	Design 3 (reticolare)	.	.	17

# Capitolo 1

## Progettazione supporto per un'antenna per applicazioni aerospaziali

### 1.1 Indicazioni specifiche sull'oggetto da progettare

In questa esercitazione è stata richiesta la progettazione di un supporto per un'antenna da montare su un satellite (figura 1.1a) che dovrà operare in orbita bassa terrestre (LEO). Tale supporto dovrà essere in grado di resistere alle forze dovute alla fase di lancio e di mantenere l'antenna stabile durante il funzionamento del satellite. Quest'ultimo farà parte di una costellazione di altri 120 satelliti che saranno lanciati durante il corso dell'anno tramite il lanciatore *Falcon 9* dell'azienda *SpaceX*. Per il lancio, il satellite si disporrà in posizione verticale all'interno del payload come mostrato in figura 1.1b. Al fine di garantire la corretta funzionalità del sistema, è necessario progettare un supporto robusto e affidabile che sia in grado di sopportare le sollecitazioni meccaniche e ambientali presenti in LEO.

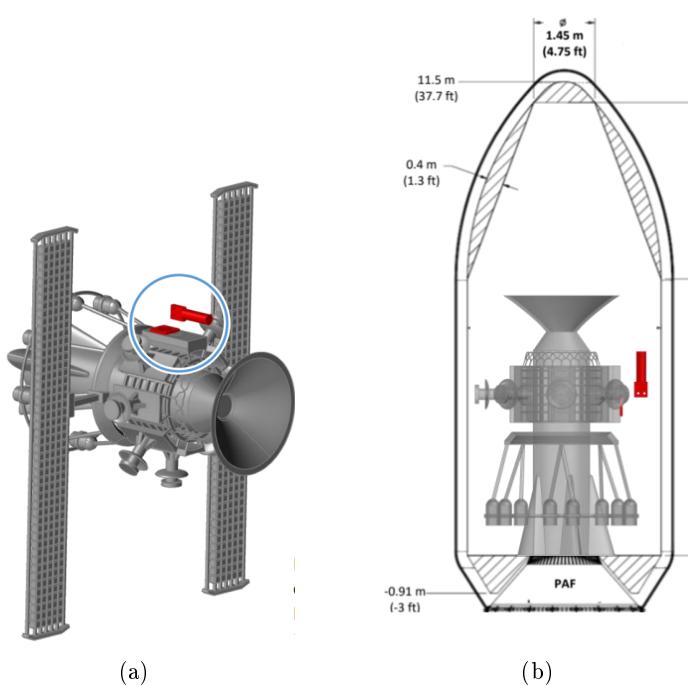


Figura 1.1

Il supporto che si intende costruire avrà un'ampia libertà di forma e spazio di progettazione, tuttavia dovrà essere collegato al satellite e all'antenna mediante due piastre specifiche. Per i collegamenti si utilizzeranno bulloni di tipo M8. L'antenna sarà fissata alla piastra rettangolare, considerando che il suo baricentro si trova a una distanza di 250 mm dalla stessa e con una massa indicativa di 6 Kg.

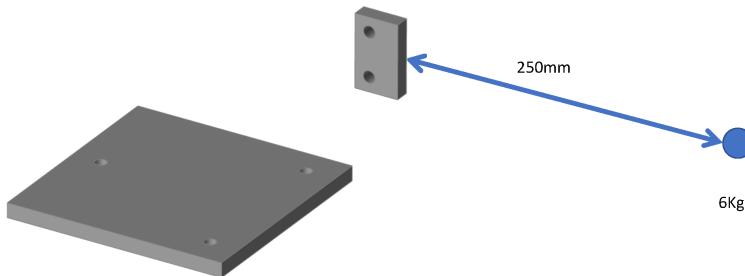


Figura 1.2

## 1.2 Condizioni di carico

Le condizioni di carico sono definite sulla base della guida per l'utilizzo del lanciatore *Falcon 9*. Durante la fase di lancio, il supporto dovrà sostenere una serie di carichi inerziali:

- Carico assiale 1: 8.5g
- Carico assiale 2: -4g
- Carico laterale: 3g
- Carico combinato: 8.5g assiali e 2g laterali

Inoltre durante le fasi in orbita dovrà resistere a dei carichi termici:

- Temperatura massima di esercizio: 150° C
- Temperatura minima di esercizio: -80° C

## 1.3 Obiettivi

Durante le diverse fasi di carico alle quali il componente sarà soggetto, sono imposti una serie di vincoli che devono essere rispettati in fase di progettazione.

### 1. Durante il lancio

- Fattore di sicurezza minimo per i carichi di lancio: 2
- Spostamento massimo (in modulo) per l'intero componente: 1 mm
- Prima frequenza propria superiore a 15 Hz
- Assicurarsi che la struttura possa sopravvivere ad un'accelerazione di 2g per  $10^6$  cicli

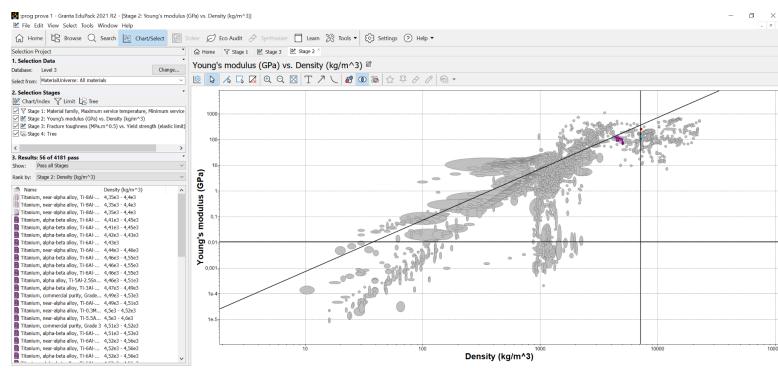
### 2. In orbita

- Resistenza ai carichi termici garantendo un fattore di sicurezza maggiore di 3
- Errore di puntamento dell'antenna inferiore ad 1°

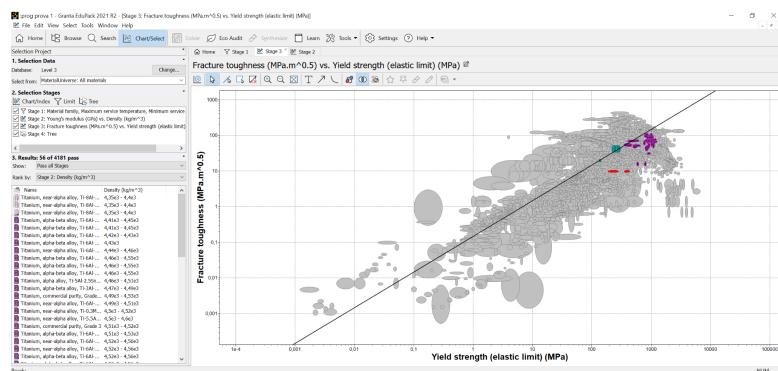
## 1.4 Sviluppo del componente

### 1.4.1 Scelta del materiale

La scelta del materiale per il supporto è stata effettuata attraverso il software *Granta Edupack*, che ci ha permesso di ridurre significativamente il numero di materiali da considerare. La lega di titanio alpha-beta, *Ti-6Al-4V*, è stata scelta per le sue proprietà meccaniche elevate, la sua capacità di lavorare nel range di temperature richiesto e la sua compatibilità con il processo di produzione scelto, ovvero *Lase Beam Powder Bed Fusion* (LB-PBF). Utilizzando i diagrammi di Ashby, abbiamo selezionato materiali che soddisfacevano i requisiti di resistenza meccanica e densità adeguata. In particolare, abbiamo scelto un materiale resistente ai carichi di lancio, ma con un peso ridotto per ridurre i costi di lancio e di produzione.

Figura 1.3: Diagramma di Ashby, Modulo di Young (E) - Densità ( $\rho$ )

Nel secondo diagramma di Ashby abbiamo messo in relazione il limite elastico dei materiali e la loro tenacità a frattura. Queste due proprietà meccaniche sono state scelte considerando la necessità di ottenere un componente che non subisca deformazioni plastiche durante il lancio e sotto i carichi ciclici che agiranno su di esso. Inoltre, è importante garantire che il componente non presenti difetti interni, come cricche, in quanto ciò potrebbe portare alla propagazione incontrollata di tali difetti durante la vita operativa del pezzo.

Figura 1.4: Diagramma di Ashby, Tenacità a frattura - Limite elastico ( $\sigma_y$ )

Infine abbiamo utilizzato le rette di Ashby per massimizzare modulo elastico e limite elastico, e per minimizzare densità e tenacità, e ciò ci ha permesso di ottenere 56 materiali teoricamente idonei. Successivamente, abbiamo analizzato i datasheet di materiali comunemente usati nel settore aerospaziale, escludendo alcune leghe di alluminio e di nichel a causa di problemi legati alle resistenze ad alte temperature e alla densità. In definitiva abbiamo scelto la lega *Ti-6Al-4V*.

### Lega Ti-6Al-4V

Di seguito è riportata una tabella riassuntiva delle principali caratteristiche tecniche del materiale scelto:

Proprietà	Valore
Densità	$4.43 \cdot 10^3 \text{ Kg/m}^3$
Modulo di Young	113-115 GPa
Limite elastico	786-898 MPa
Tenacità a frattura	$114 \text{ MPa} \cdot \text{m}^{0.5}$
Fatica $10^7$ cicli	634 MPa
Massima temperatura di utilizzo	400°C

Tabella 1.1

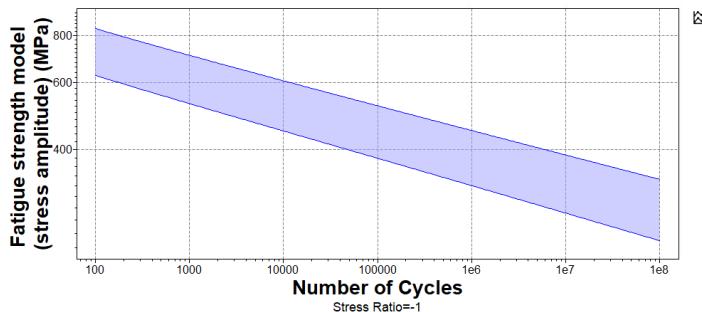


Figura 1.5: Resistenza a fatica - Numero di cicli

## 1.5 Progettazione del componente

I componenti progettati mediante l'utilizzo del software *Altair Inspire*, sono stati sviluppati adottando due differenti approcci progettuali. In accordo con il primo approccio, è stato definito un ampio spazio di progettazione, il quale è stato sottoposto a diverse iterazioni di ottimizzazione, al fine di raggiungere una configurazione slanciata ed ottimale per il componente in questione. Invece, per il secondo approccio è stato stabilito uno spazio di progettazione più circoscritto, coerente con la concezione del supporto finale desiderato. Successivamente, il progetto così concepito è stato ottimizzato e modellato per ottenere una geometria idonea all'additive manufacturing e alle specifiche richieste.

Durante la fase di creazione del primo spazio di progettazione, abbiamo definito quattro diverse condizioni di carico al fine di simulare le sollecitazioni a cui il componente sarà sottoposto durante la sua vita operativa:

- I carichi (g) dati dalle condizioni di carico
- I supporti scelti in questo caso sono dei bulloni ancorati alla piastra del satellite

L'antenna è stata collegata al supporto tramite la rispettiva piastra attraverso 2 bulloni e simulata attraverso una massa concentrata di 6 Kg posta nel suo baricentro a 250 mm dalla piastra.

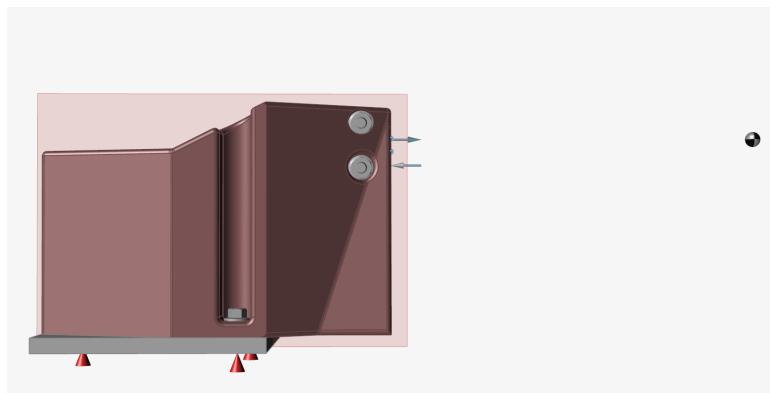


Figura 1.6

## 1.6 Design 1

Per la realizzazione del primo design è stata creata una geometria iniziale caratterizzata da un elevato ingombro. Successivamente, attraverso una serie di ottimizzazioni finalizzate a minimizzare la massa del componente, è stato ottenuto un risultato con una riduzione del 40% rispetto al volume iniziale. Grazie a tale ottimizzazione, lo spazio di progettazione è stato notevolmente ridotto, eliminando quelle parti che si sono rivelate superflue ai fini della realizzazione del componente.

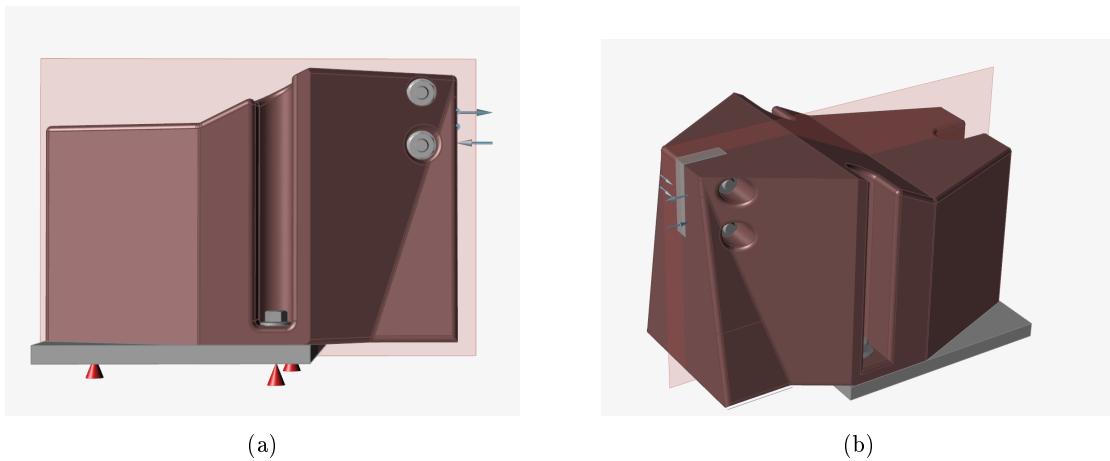


Figura 1.7: Spazio di progettazione iniziale design 1

Partendo dal nuovo spazio di progettazione, è stata eseguita un'ottimizzazione iniziale con l'obiettivo di massimizzare la rigidezza e ridurre il volume del 65%. Successivamente, attraverso un adattamento *Polynurbs* con 1500 parti, è stata ottenuta una geometria rilevante ai fini del progetto. Tuttavia, vista la massa relativamente elevata del componente, pari a circa 6 Kg, si è deciso di procedere con una ulteriore ottimizzazione.

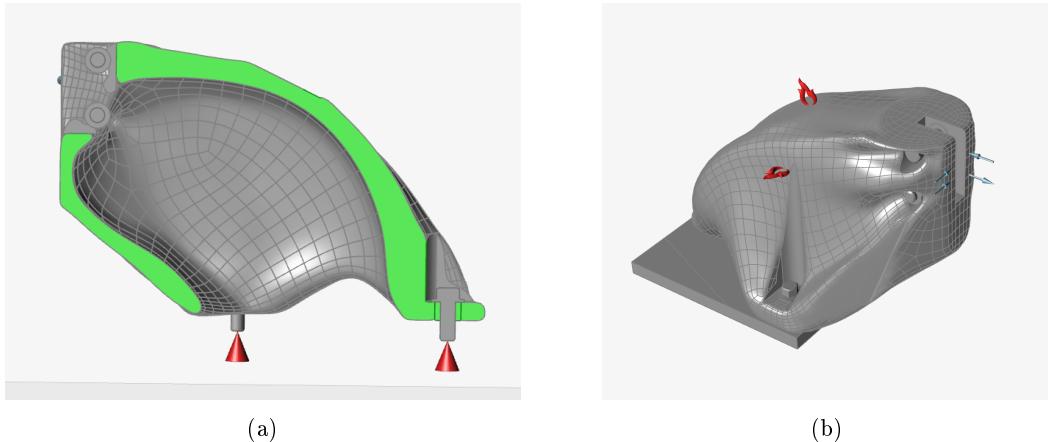


Figura 1.8: Prima ottimizzazione design 1

Mediante l'adozione di una seconda fase di ottimizzazione, finalizzata alla massimizzazione della rigidezza del componente in esame, è stato possibile ridurre il volume dell'oggetto in maniera significativa di circa l'80%. Tale iter di ottimizzazione ha consentito di ottenere un pezzo di forma slanciata e di peso ridotto, il quale, successivamente adattato attraverso il comando *Polynurbs* con 1000 facce, ha rappresentato il primo design definitivo oggetto dell'indagine.



Figura 1.9: Seconda ottimizzazione design 1

La massa finale del componente è di 478 g.

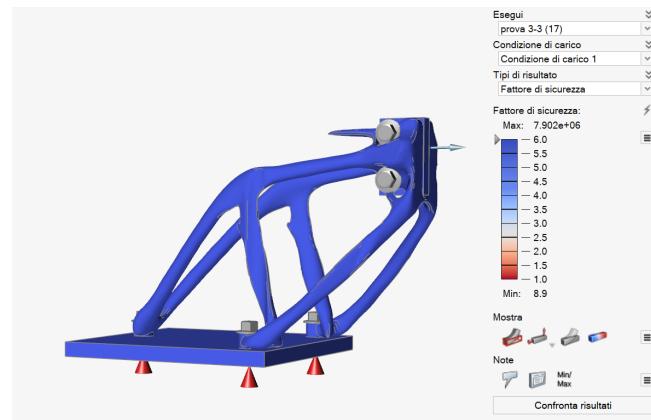
### 1.6.1 Analisi

Sono state effettuate le seguenti analisi:

1. **Analisi statiche:** sottponendo il pezzo ai carichi g di lancio
2. **Analisi termica:** sottponendo il pezzo alle due condizioni di temperatura
3. **Analisi dei modi normali:** per trovare la prima frequenza propria
4. **Analisi dinamica a buckling**

#### 1. Analisi statica

Si può osservare dai dati dell'analisi come per ogni condizione di carico, lo spostamento massimo risulti sempre inferiore a 1 mm e il fattore di sicurezza risulti sempre maggiore di 2, ottemperando così agli obiettivi prestabiliti in fase di progettazione. Nelle immagini di seguito riportate, è possibile osservare i fattori di sicurezza minimi per le quattro condizioni di carico. Unicamente nella condizione 3, si registra un fattore di sicurezza minimo pari esattamente a 2. Tuttavia, analizzando i punti caratterizzati da tale valore, si osserva come ciò non rappresenti un problema ai fini della realizzazione del componente.



(a) Condizione di carico 1



(b) Condizione di carico 2



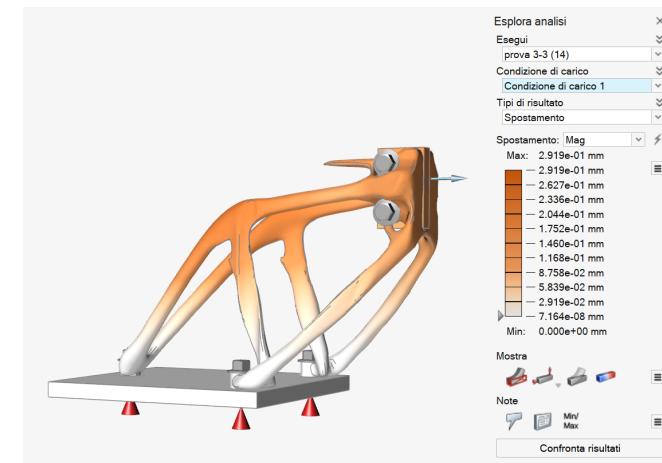
(c) Condizione di carico 3



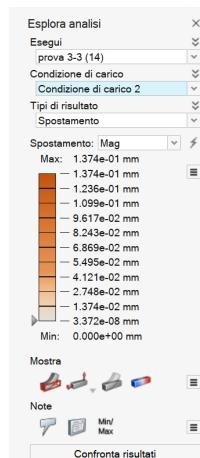
(d) Condizione di carico 4

Figura 1.10: Analisi statica design 1 - Fattore di sicurezza minimo

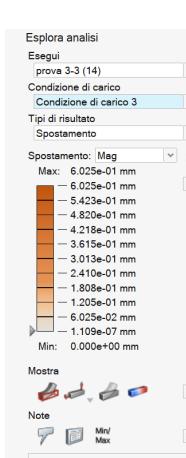
Di seguito sono riportati i dati relativi agli spostamenti massimi per le quattro diverse condizioni di carico. Si può notare che in tutti i casi gli obiettivi prefissati di un massimo di 1 mm di spostamento sono stati raggiunti.



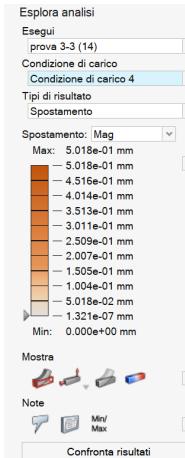
(a) Condizione di carico 1



(b) Condizione di carico 2



(c) Condizione di carico 3



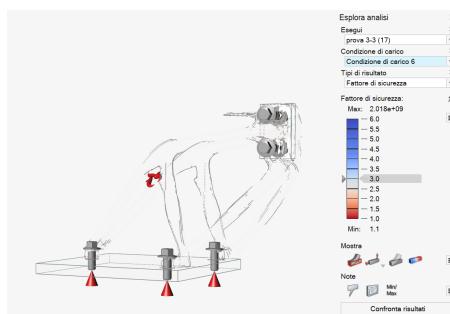
(d) Condizione di carico 4

Figura 1.11: Analisi statica design 1 - Spostamento massimo

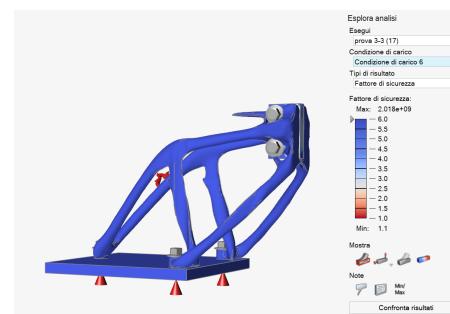
## 2. Analisi carichi termici

### 1. Carico termico temperatura minima ( $-80^{\circ}\text{C}$ )

Dall'analisi termica, emerge che in queste condizioni il componente presenta un elevato grado di affidabilità, confermato dal fattore di sicurezza medio estremamente elevato. Analizzando la figura 1.16a, si può notare che il fattore di carico 3, previsto in fase di progettazione, viene rispettato su tutta la superficie del componente ad eccezione di una piccola zona nelle vicinanze dei bulloni, dove il valore scende leggermente al di sotto della soglia prefissata.



(a)



(b)

Figura 1.12: Analisi carichi termici ( $-80^{\circ}\text{C}$ ) - Fattore di sicurezza minimo

Lo spostamento massimo del componente risulta inferiore a 1 mm.

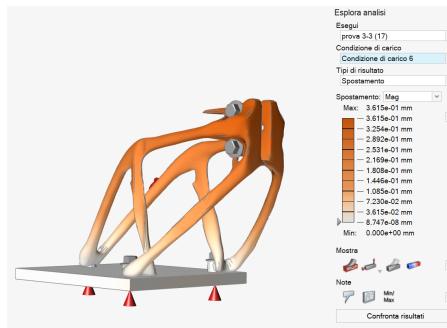


Figura 1.13: Analisi carichi termici ( $-80^{\circ}\text{C}$ ) - Spostamento massimo

In seguito è stato valutato l'errore di puntamento attraverso considerazioni trigonometriche. Per valutare l'angolo di inclinazione del baricentro dell'antenna abbiamo verificato che il suo spostamento nelle tre direzioni risultasse inferiore a 4.3 mm. Per ricavare tale dato abbiamo effettuato questo calcolo:

$$\Delta_{max} = d \cdot \sin(1^\circ) = 4,36\text{mm} \quad (1.1)$$

dove  $d$  è la distanza tra la massa concentrata e il componente. Lo spostamento osservato è di 0.089 mm, dunque l'errore di puntamento è inferiore a  $1^\circ$ .

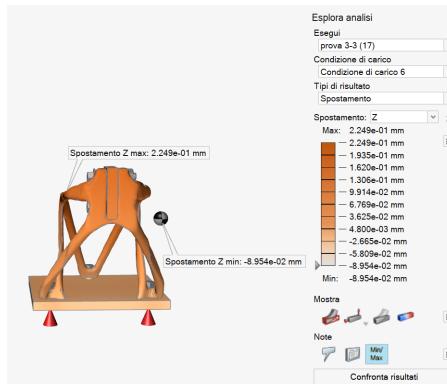


Figura 1.14: Analisi carichi termici ( $-80^{\circ}\text{C}$ ) - Errore di puntamento

## 2. Carico termico temperatura massima ( $150^{\circ}\text{C}$ )

In questa situazione l'analisi ha evidenziato una situazione complessivamente sicura, come si evince dalla valutazione del fattore di sicurezza medio del pezzo (figura 1.15). Tuttavia, alcuni punti critici sono stati individuati in corrispondenza dei fissaggi con le piastre. Nonostante ciò, è importante sottolineare che, in generale, il fattore di sicurezza del componente risulta ampiamente superiore ai requisiti imposti in fase di progettazione. Tale risultato è confermato dalla valutazione effettuata tramite la figura 1.15b .

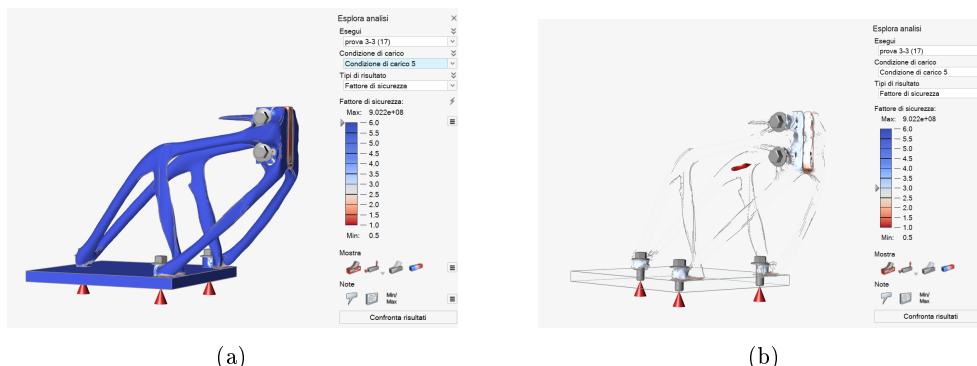
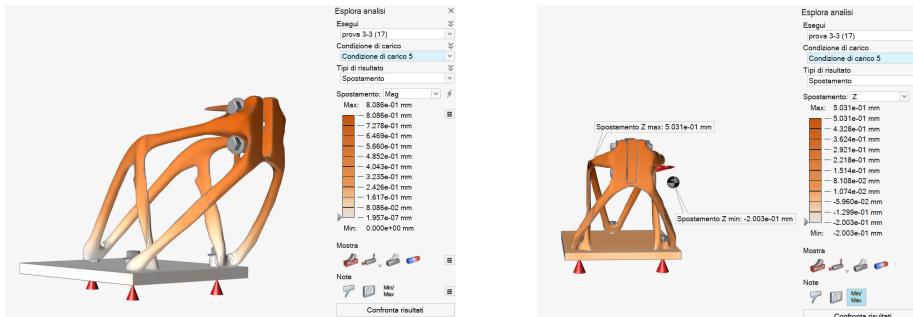


Figura 1.15: Analisi carichi termici ( $150^{\circ}\text{C}$ ) - Fattore di sicurezza minimo

Nell'analisi eseguita, è stato possibile constatare che il valore dello spostamento massimo del componente risulta inferiore a 1 mm. È stata inoltre valutata la deviazione massima della massa concentrata, che risulta essere inferiore a  $1^\circ$ . Tali risultati soddisfano gli obiettivi di progettazione imposti, garantendo un'adeguata stabilità del componente e una prestazione adeguata alle richieste del progetto.



(a) Analisi carichi termici ( $150^\circ C$ ) - Spostamento massimo

(b) Analisi carichi termici ( $150^\circ C$ ) - Errore di puntamento

Figura 1.16

### 3. Analisi dei modi normali

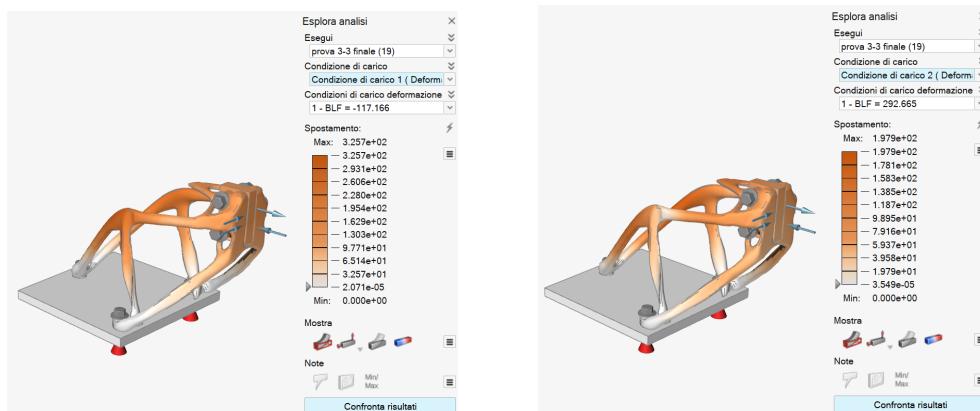
Dall'analisi dei modi normali del componente, si evince che la frequenza propria primaria risulta essere pari a  $29.74 \text{ Hz}$ , valore notevolmente superiore al limite minimo di  $15 \text{ Hz}$ .



Figura 1.17: Analisi modi normali

### 4. Analisi a buckling

Si è proceduto con l'analisi a buckling per le quattro condizioni di carico statiche e i risultati ottenuti sono presentati in figura 1.18 e in figura 1.19. Per ogni condizione di carico, si noti come il BLF (*Buckling Load Factor*) risulti sempre superiore a 1, dimostrando che non sono presenti situazioni di instabilità a causa del buckling.



(a) BLF - Condizione di carico 1

(b) BLF - Condizione di carico 2

Figura 1.18

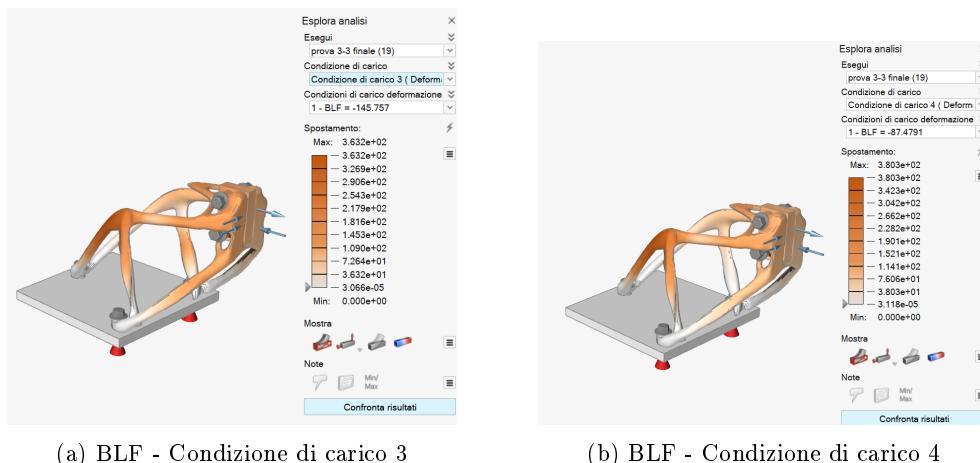


Figura 1.19

### 1.6.2 Stampa

Utilizzando la funzionalità "print3D" del software *Altair Inspire*, è stato possibile importare il componente progettato e generare la relativa stampa tramite una stampante EOS M 400. Sfruttando la flessibilità offerta dal software, è stata individuata una configurazione ottimale dell'inclinazione del pezzo, in modo da minimizzare il numero di supporti richiesti e limitare il tempo di stampa ad un livello accettabile. Grazie a questa scelta, è stato possibile pianificare la produzione di un totale di 120 pezzi nell'arco di un anno, garantendo un'efficienza produttiva ottimale.

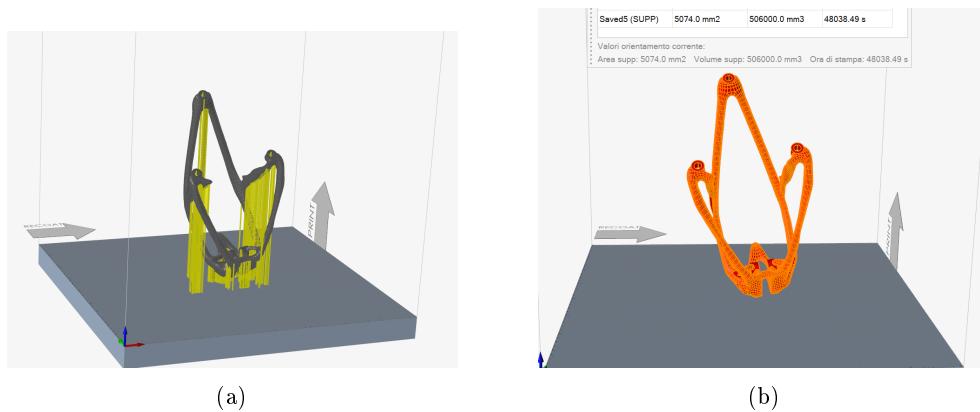


Figura 1.20: Posizionamento piano di stampa design 1

Attraverso questa disposizione del pezzo si ottiene:

Volume supporti	$506000 \text{ mm}^3$
Area supporti	$5074 \text{ mm}^2$
Tempo di stampa	48038s = 13h 21m

Tabella 1.2

La grandezza della piattaforma di stampa permetterebbe inoltre di stampare contemporaneamente 2 o 3 pezzi con questa inclinazione, contribuendo ad un notevole abbattimento dei tempi di produzione e quindi dei costi associati.

## 1.7 Design 2

Per la realizzazione del secondo design, è stata delineata un'area di progettazione specifica in grado di soddisfare i requisiti funzionali richiesti. Pur essendo possibile la produzione della struttura rappresentata in figura 1.21 attraverso i processi convenzionali, è stata eseguita un'ulteriore ottimizzazione della geometria al fine di ridurne

il peso e migliorarne le prestazioni meccaniche e termiche. Questa ulteriore ottimizzazione ha reso la struttura maggiormente adatta per la produzione additiva.

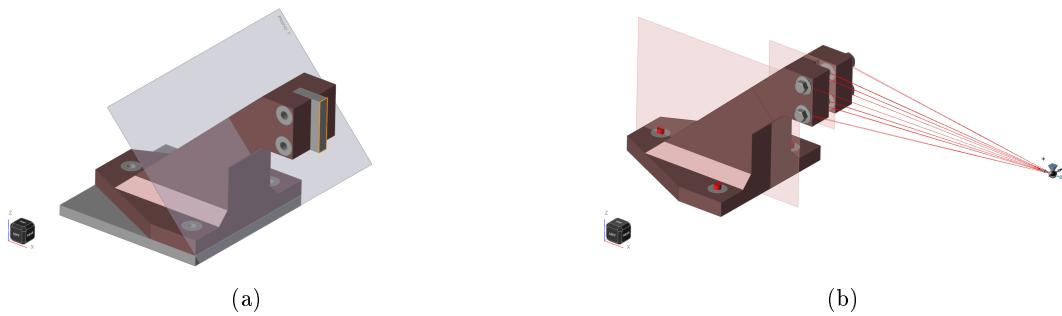


Figura 1.21: Spazio di progettazione iniziale design 2

Per migliorare le prestazioni del componente, sono state adottate diverse strategie di ottimizzazione. In primo luogo, il componente è stato suddiviso in due zone mediante un piano, al fine di creare due spazi di progettazione distinti (figura 1.21a). Sono stati inseriti controlli di forma per garantire la simmetria del pezzo nelle due zone e due fissaggi per assicurare il posizionamento della massa concentrata dell'antenna (figura 1.21b). L'ottimizzazione ha comportato una riduzione del volume della parte inferiore dell'85% e di quella superiore del 70%. Successivamente, è stato effettuato un adattamento *Polynurbs* del componente, costituito da 1500 parti, per ottenere la geometria finale. Questi interventi hanno permesso di migliorare le prestazioni meccaniche e termiche del componente come sarà mostrato nel seguito.

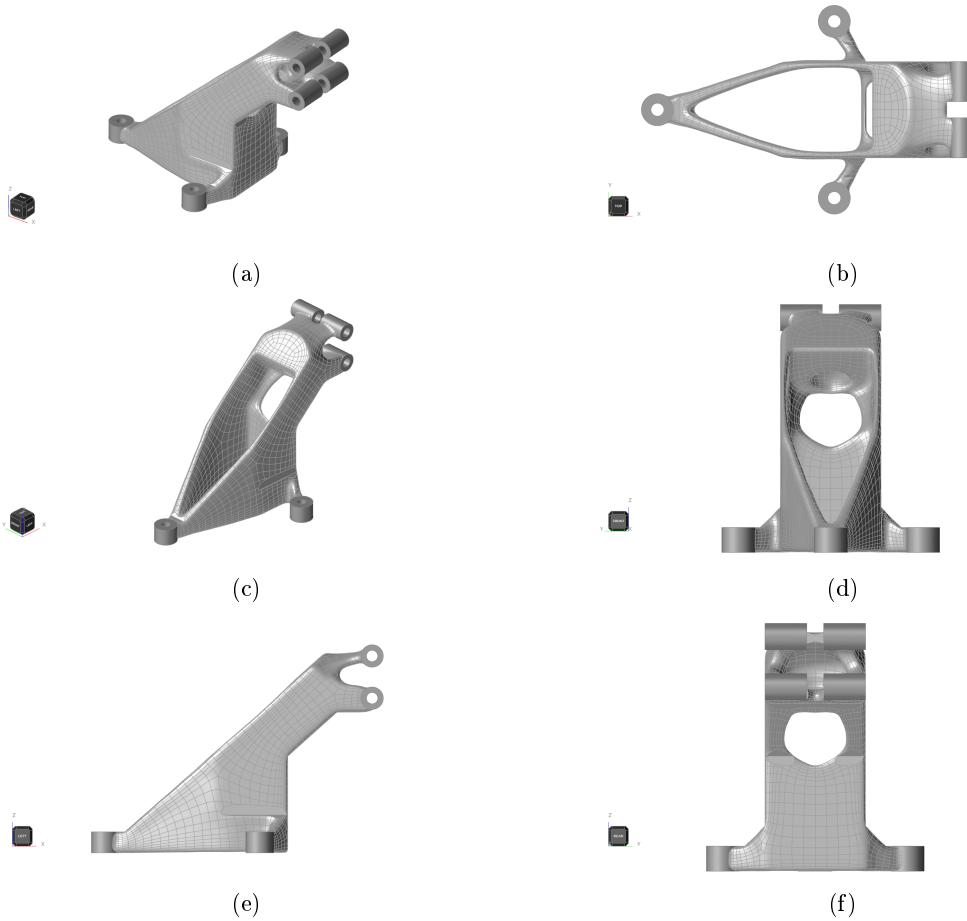


Figura 1.22: Ottimizzazione finale design 2

La massa complessiva di questo design è 850 g.

### 1.7.1 Analisi

Anche in questo caso sono state effettuate le medesime analisi di sezione 1.6.1 :

- **Analisi statiche:** sottponendo il pezzo ai carichi g di lancio
- **Analisi termica:** sottponendo il pezzo alle due condizioni di temperatura
- **Analisi dei modi normali:** per trovare la prima frequenza propria
- **Analisi dinamica a buckling**

#### 1. Analisi statica

Le seguenti immagini mostrano i risultati degli spostamenti del componente, ottenuti mediante l'analisi alle 4 diverse condizioni di carico statiche. È evidente che in tutte le condizioni, gli spostamenti massimi registrati risultano inferiori al valore limite di 1 mm.

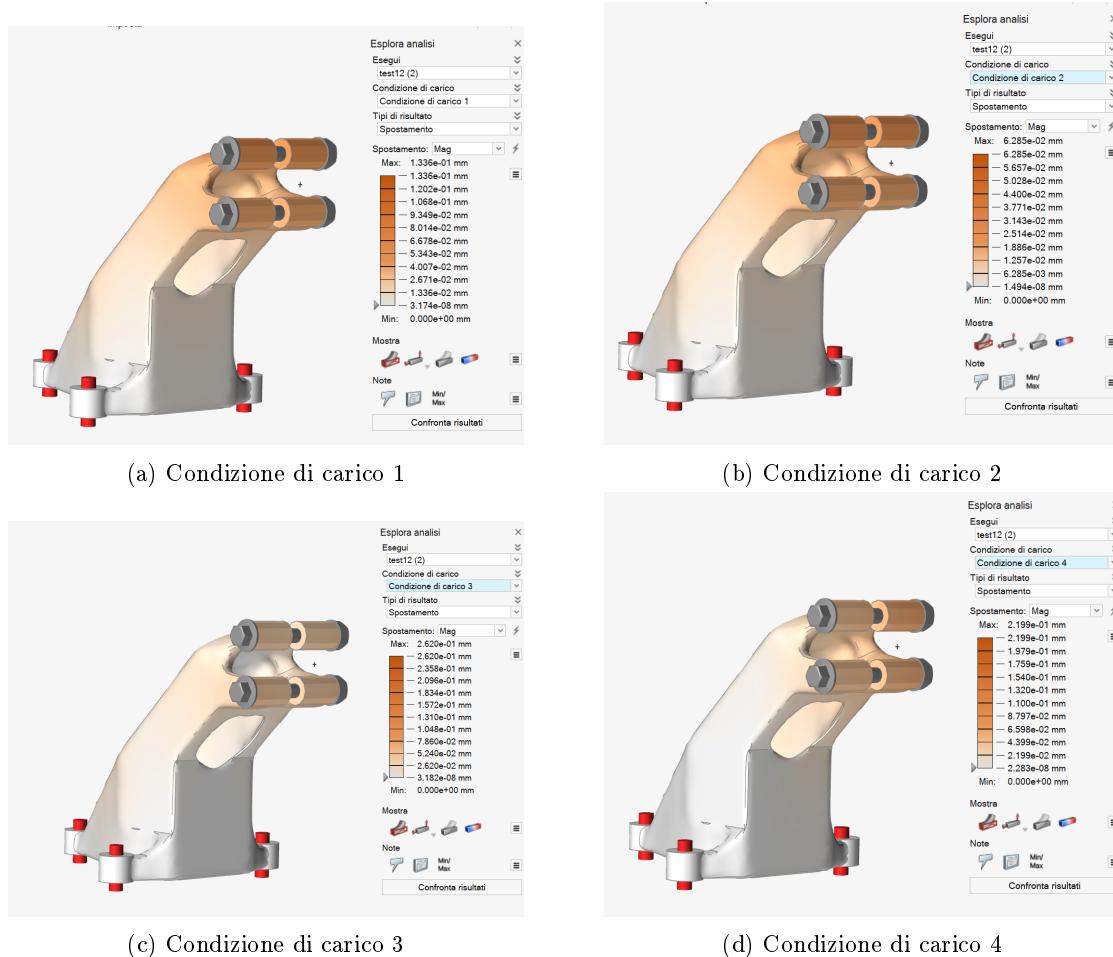


Figura 1.23: Analisi statica design 2 - Spostamento massimo

Di seguito sono invece riportati i valori di fattore di sicurezza minimo nelle medesime condizioni di carico. Anche in tal caso è possibile notare come il componente rientra nei parametri progettuali richiesti.

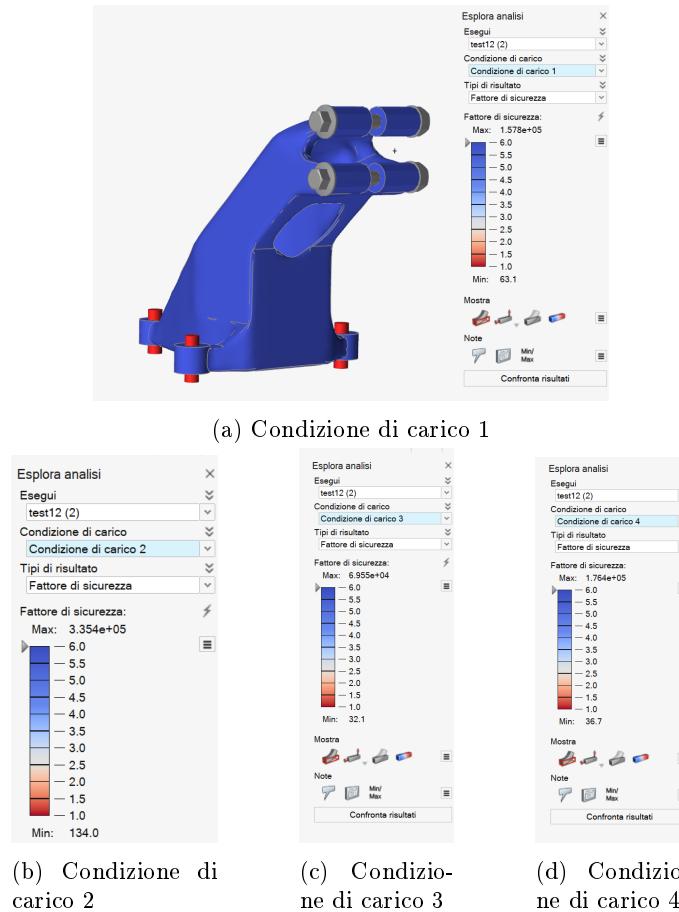


Figura 1.24: Analisi statica design 2 - Fattore di sicurezza minimo

## 2. Analisi carichi termici

**1. Carico termico temperatura minima ( $-80^{\circ}\text{C}$ )** In questa condizione si può notare che lo spostamento del componente risulta inferiore a 1 mm, mentre il fattore di sicurezza risulta generalmente superiore a 3 su tutta la struttura. In particolare, sebbene i dati visualizzati nel programma sembrino suggerire che il fattore di sicurezza minimo sia inferiore alla soglia critica, un'analisi dettagliata ha dimostrato che in nessuna parte del componente il fattore di sicurezza scende al di sotto di tale valore.

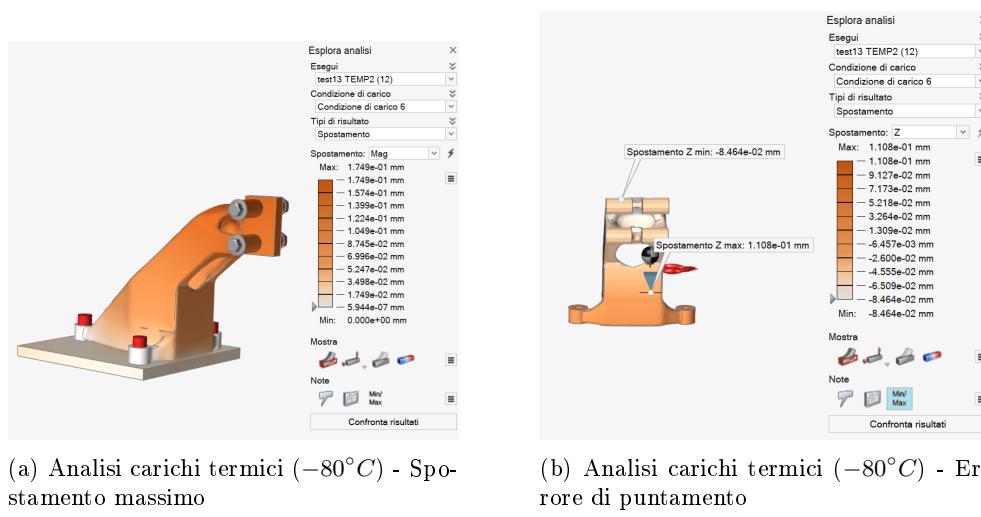


Figura 1.25

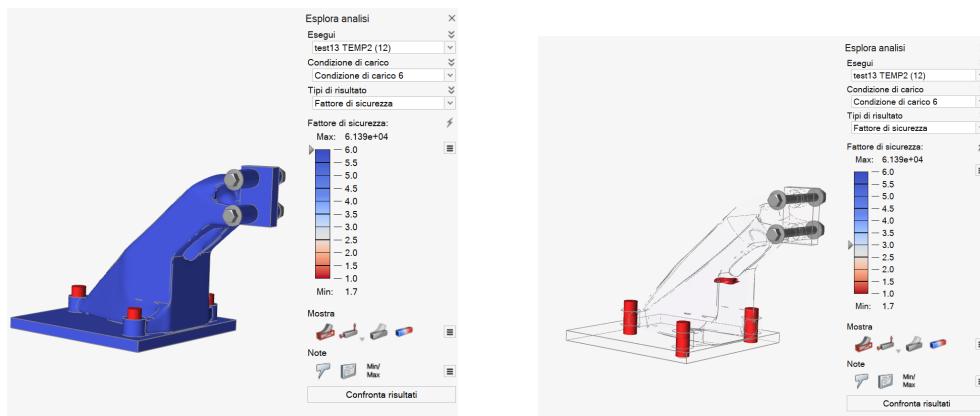
(a) Analisi carichi termici ( $-80^{\circ}\text{C}$ ) - Fattore di sicurezza(b) Analisi carichi termici ( $-80^{\circ}\text{C}$ ) - Fattore di sicurezza

Figura 1.26

L'errore di puntamento è stato valutato come per il Design 1. Lo spostamento della massa concentrata è di  $0.11\text{ mm}$ , quindi risulta inferiore a  $1^{\circ}$  come indicato in figura 1.25b.

- Carico termico temperatura massima ( $150^{\circ}\text{C}$ )** In questa condizione, è stato riscontrato che il componente presenta uno spostamento massimo inferiore a  $1\text{ mm}$  e un fattore di sicurezza generalmente superiore a 3 su tutta la struttura, come nel caso precedente.

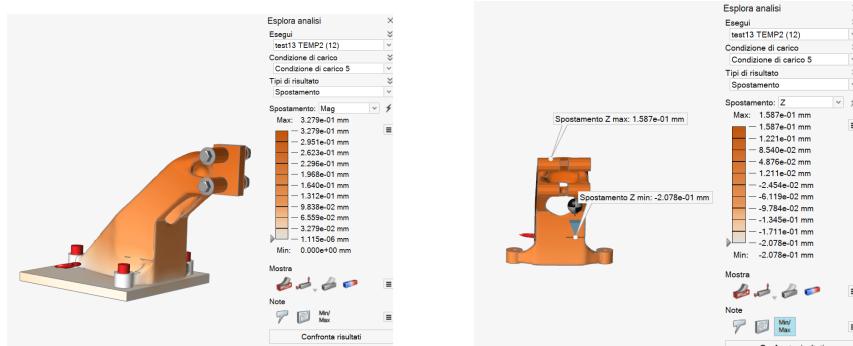
(a) Analisi carichi termici ( $150^{\circ}\text{C}$ ) - Spostamento massimo(b) Analisi carichi termici ( $150^{\circ}\text{C}$ ) - Errore di puntamento

Figura 1.27

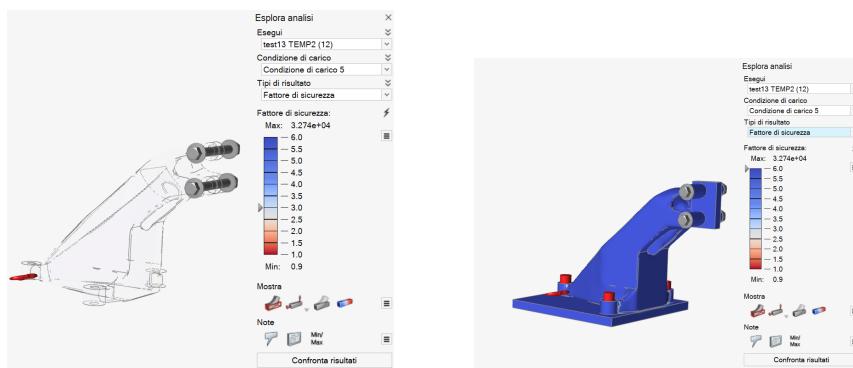
(a) Analisi carichi termici ( $150^{\circ}\text{C}$ ) - Fattore di sicurezza(b) Analisi carichi termici ( $150^{\circ}\text{C}$ ) - Fattore di sicurezza

Figura 1.28

Anche in questo caso l'errore di puntamento è inferiore a  $1^{\circ}$ . Si osserva in figura 1.27b che lo spostamento della massa concentrata è infatti di  $0.20\text{ mm}$ .

### 3. Analisi dei modi normali

Da questa analisi si è ottenuto il valore della prima frequenza propria del componente che è pari a  $46.03 \text{ Hz}$ , anche per questo design superiore al valore target di  $15 \text{ Hz}$ .

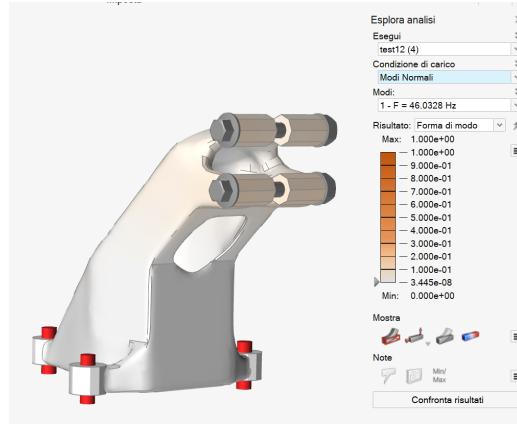


Figura 1.29: Analisi modi normali

### 4. Analisi a buckling

È stata condotta l'analisi a buckling per le quattro condizioni di carico statiche e i risultati sono mostrati nelle immagini successive. In tutte le condizioni di carico, il *Buckling Load Factor* è risultato essere superiore a 1, confermando la stabilità del componente e l'assenza di fenomeni di deformazione.

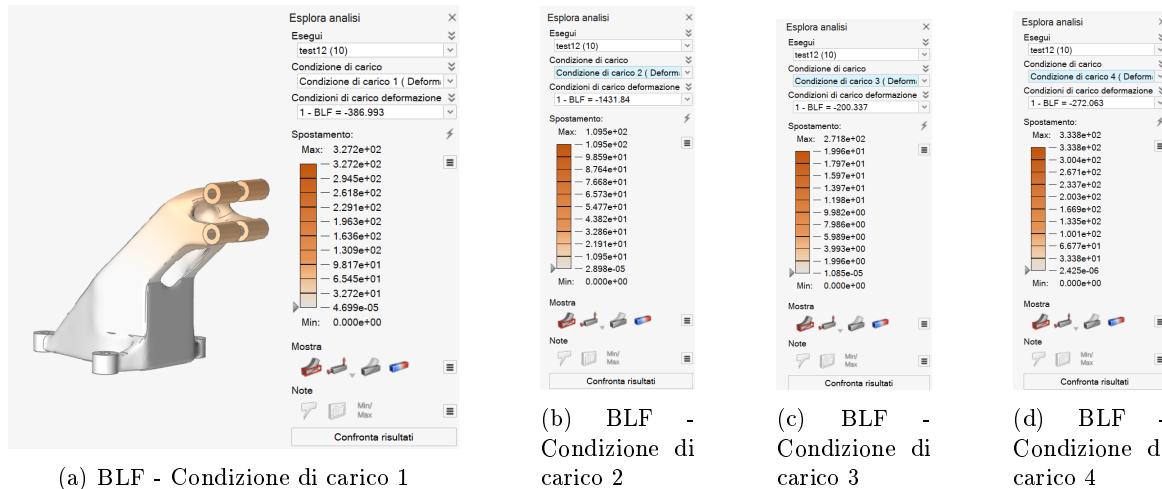


Figura 1.30

### 1.7.2 Stampa

Come per il design 1, abbiamo utilizzato la funzione "print3D" di Altair Inspire per simulare la stampa del componente creato in una stampante EOS M 400. Modificando l'inclinazione del pezzo, si è trovata una configurazione che richiedeva pochi supporti e un tempo di stampa accettabile per produrre 120 pezzi in un anno.

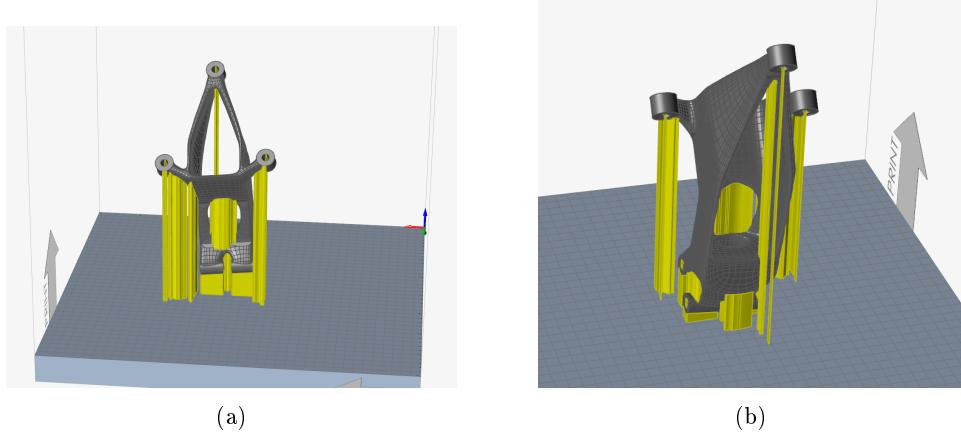


Figura 1.31: Posizionamento piano di stampa design 2

Attraverso questa disposizione del pezzo si ottiene che:

Volume supporti	$553000 \text{ mm}^3$
Area supporti	$4993 \text{ mm}^2$
Tempo di stampa	$49597\text{s} = 13\text{h } 46\text{m}$

Tabella 1.3

## 1.8 Confronto tra i due design

Confrontando i due progetti, si può osservare come entrambi soddisfino le condizioni e gli obiettivi di progettazione. Tuttavia, il design 2 mostra un leggero miglioramento in termini di sicurezza, con fattori di sicurezza minimi superiori sia per le condizioni di carico statico che con carichi termici. Ciò nonostante, il primo design ha una massa inferiore ( $478 \text{ g}$  vs  $850 \text{ g}$ ), pertanto potrebbe essere una scelta più conveniente in termini di ottimizzazione dei pesi e dei costi. Inoltre, valutando in modo approssimativo le modalità di stampa, si può notare come il design 1 richieda meno supporti e un tempo di stampa leggermente inferiore. Pertanto, in base alle specifiche esigenze dell'azienda, sarebbe possibile scegliere una configurazione più economica o più sicura.

## 1.9 Design reticolare

Abbiamo preso in considerazione la possibilità di rendere il design 2 reticolare, in aggiunta alle richieste progettuali. Attraverso un processo di ottimizzazione, siamo riusciti a raggiungere un risultato soddisfacente. Tuttavia, a causa della natura reticolare del design, non è stato possibile convertirlo in Polynurbs. Ciò ha impedito di eseguire le analisi necessarie per verificare il raggiungimento degli obiettivi di progetto.

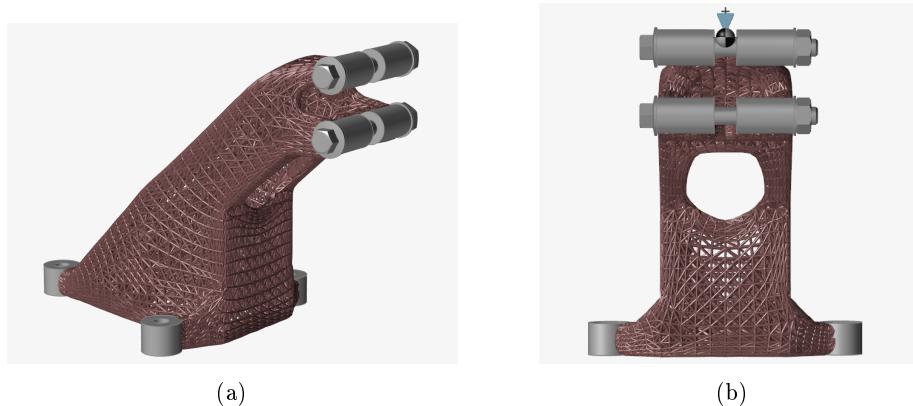


Figura 1.32: Design 3 (reticolare)