



**POLITECNICO
DI TORINO**

Politecnico di Torino

Dipartimento di Ingegneria Meccanica e Aerospaziale

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

LM-20 (DM270) aeromeccanica e sistemi

Tesi di Laurea

Analisi di ruote dentate con cartella in materiale composito

Candidato

Graziano Pisana

Relatore

Carlo Rosso

Sommario

INTRODUZIONE.....	1
1.1 CARATTERISTICHE DELLE RUOTE DENTATE	4
1.1.1 TERMINOLOGIA ED ELEMENTI PRINCIPALI	5
1.2 TRASMISSIONE DEL MOTO E DELLA POTENZA	9
2 INGRANAGGI CLASSICI E LORO LIMITI	11
2.1 PROBLEMI MECCANICI	12
2.1.1 DIMINUIZIONE DELLE VIBRAZIONI	13
2.2 PESO E RESISTENZA DEI MATERIALI METALLICI E POLIMERICI	14
3 MATERIALI COMPOSITI	18
3.1 TIPO DI FIBRE	22
3.2 MATRICI POLIMERICHE	23
3.2.1 POLIMERI TERMOINDURENTI	23
3.2.2 POLIMERI TERMOPLASTICI	25
3.3 SCELTA DEI MATERIALI	26
3.4 MECCANICA DEI MATERIALI COMPOSITI	27
3.4.1 MODELLO CLASSICO DI UN MATERIALE COMPOSITO	28
3.4.2 PIASTRA COMPOSITA E TENZIONI NEL PIANO	30
3.4.3 PIASTRA IN COMPOSITO LAMINATO	31
4 PROCESSI DI PRODUZIONE	36
4.1 PRODUZIONE TRADIZIONALE DELLE PARTI METALLICHE	37
4.1.1 LAVORAZIONI DI FINITURA	39
4.1.2 TRATTAMENTI TERMICI	40
4.2 PRODUZIONE DI COMPOSITI A MATRICE POLIMERICA	41
4.2.1 PRODUZIONE DI COMPOSITI CON RINFORZO CERAMICO E MATRICE TERMOINDURENTE	42
4.2.2 PRODUZIONE DI COMPOSITI A RINFORZO CERAMICO E MATRICE TERMOPLASTICA	46
4.3 PRODUZIONE PER ADDITIVE MANUFACTURING	48
4.3.1 PRODUZIONE DI PARTI METALLICHE PER ADDITIVE MANUFACTURING	49
4.3.2 PRODUZIONE DI COMPOSITI PER ADDITIVE MANUFACTURING	51
4.4 SCELTA DEL PROCESSO PRODUTTIVO	52

5	TECNICHE DI GIUNZIONI	54
5.1	INCOLLAGGI	56
5.1.1	DIMENSIONAMENTO DEGLI INCOLLAGGI	57
5.2	GIUNZIONI MECCANICHE	59
5.2.1	RIVETTATURA	61
5.2.2	IMBULLONATURA	62
5.2.3	DIMENSIONAMENTO DEI GIUNTI MECCANICI	62
5.2.4	GIUNZIONE MECCANICA NEI MATERIALI COMPOSITI	63
6	MODELLO DI UN INGRANAGGIO IBRIDO	65
6.1	SPECIFICHE DI COSTRUZIONE CON GIUNZIONE	66
6.2	MODELLO CAD	68
7	ANALISI DI UNA RUOTA DENTATA IBRIDA.....	73
7.1	CARATTERISTICHE FISICHE DEI MATERIALI ADOTTATI	73
7.2	DESCRIZIONE DEL SISTEMA	76
7.3	ANALISI AGLI ELEMENTI FINITI	76
7.3.1	DEFINIZIONE DELLE GEOMETRIE, DELLA MESH E DEI CARICHI	76
7.3.2	ANALISI STATICA	78
7.3.3	ANALISI IN RESISTENZA	81
7.3.4	ANALISI MODALE	86
8	CONCLUSIONI	90
	BIBLIOGRAFIA	I
	SITOGRAFIA	II
	REPORT TECNICI.....	II
	MATERIALE DIDATTICO.....	IV
	NORMATIVE.....	IV

Indice delle figure

Figura 1: Turbopropulsore aeronautico PT6A della Pratt & whitney.	2
Figura 2: Esempi di ingranaggi.	4
Figura 3: Gearbox di un'automobile - Accoppiamento corona pignone.	5
Figura 4: Le tre parti di un ingranaggio	6
Figura 5: Schema esplicativo della dentatura di un ingranaggio cilindrico.	7
Figura 6: Figura esplicativa accoppiamento Corona-Pignone.	7
Figura 7: Viste frontale- laterale con applicazione di forze.	10
Figura 8: Tipi di rinforzi fibrosi.	19
Figura 9: Schematizzazione elemento composito con sforzi.	27
Figura 10: Schematizzazione di una piastra di Kichoff.	32
Figura 11: Convenzione per le direzioni delle forze e dei momenti.	34
Figura 12: Particolare di uno stampo per metalli.	36
Figura 13: Schema di un macchinario per Pressofusione.	37
Figura 14: Fasi del processo di forgiatura per stampaggio.	38
Figura 15: Macchina a controllo numerico a 5 assi.	39
Figura 16: Processi di vacuum bagging e filament winding.	44
Figura 17: Processo di consolidamento e termoformatura di un composito laminato.	47
Figura 18: Macchinario a controllo numerico per l'Additive Manufacturing.	48
Figura 19: Confronto fra EBM e SLM.	50
Figura 20: Ruota dentata in cui sono mostrati i diversi tipi di giunzione possibili.	55
Figura 21: Giunzioni incollate e loro resistenze.	56
Figura 22: Giunzioni meccaniche - rivettatura ed imbullonatura.	59
Figura 23: Giunzione meccanica soggetta a taglio.	60
Figura 24: Tipologie di ribattitura in funzione della forma di testa.	61
Figura 25: Rottura di una giunzione discontinua.	62
Figura 26: Vista frontale e laterale in sezione di un ingranaggio in cui è evidenziata la cartella.	66
Figura 27: Pannello Sandwich con particolari delle parti costituenti.	67
Figura 28: Anello con geometria millerighe.	72
Figura 29: Esempio di strato intrecciato con fibre a 0/+60/-60°	75
Figura 30: Geometria e mesh del corpo considerato	77
Figura 31: Deformazione del componente ibrido acciaio	78
Figura 32: confronto fra la deformazione del sistema ibrido e la conformazione monometallica in Al	79
Figura 33: Grafici dello stress di una ruota dentata in alluminio e carbon-PEI	82
Figura 34: Uno dei possibili modi propri di un ingranaggio Ti-C-Epoxy	86
Figura 35: Confronto fra le frequenze di due modi vibrazionali analoghi in funzione dei materiali	88

Indice dei grafici

Grafico 1: Resistenza specifica in funzione della temperatura nei metalli.	17
Grafico 2: Andamento del prezzo della fibra di carbonio	20
Grafico 3: Confronto fra i prezzi dei principali materiali industriali.	21
Grafico 4: Confronto fra le resistenze specifiche dei vari materiali.	22
Grafico 5: Schema temporale di un processo di curing.	45
Grafico 6: Schema temporale del processo di consolidamento della matrice.	46
Grafico 7: confronto efficienza metodi di produzione convenzionali rispetto all'AM.	52
Grafico 8: Diagramma delle deformazioni ammissibili in funzione dello sforzo di Bearing	64
Grafico 9: Confronto fra le masse delle rispettive configurazioni.	81
Grafico 10: Confronto in resistenza dei diversi materiali.	85
Grafico 11: Confronto fra le frequenze proprie nelle varie configurazioni.	89

Indice delle tabelle

Tabella 1: Principali elementi degli ingranaggi.	8
Tabella 2: Polimeri e loro caratteristiche.....	14
Tabella 3: Metalli e loro caratteristiche.....	15
Tabella 4: Confronto metalli - compositi	22
Tabella 5: Confronto fra le caratteristiche delle resine.....	24
Tabella 6: Caratteristiche meccaniche dei polimeri termoplastici.....	25
Tabella 7: Confronto fra i costi dei diversi metodi di produzione.....	53
Tabella 8: Dati fisici dei metalli considerati.....	73
Tabella 9: Dati fisici dei compositi considerati.....	74
Tabella 10: Valori di sforzo e deformazione per i diversi sistemi	83
Tabella 11: Modi propri calcolati per le diverse conformazioni.....	85

Introduzione

Un classico *cinematismo* meccanico è formato dall'insieme di componenti i cui movimenti reciproci assolvano un determinato compito. Volendo quindi usare il significato fisico del termine, esso sarà in grado di compiere *lavoro* qualora compia dei movimenti impiegando delle forze. In una grande maggioranza dei casi, per trasmettere movimenti e forze saranno usati dei componenti rotativi detti *ingranaggi*. Il loro utilizzo è talmente vasto e versatile da aver reso questi elementi un vero e proprio simbolo della moderna ingegneria: allo stato dell'arte attuale, gli ingranaggi sono presenti praticamente in qualsiasi sistema dotato di movimento rotativo, dai più semplici quali le trasmissioni delle biciclette, alle più complesse e precise *gearbox* collegate ai motori degli aerei, che ne sfruttano la capacità di modificare la coppia di torsione ed il numero di giri. Dunque, a causa della loro massiccia presenza nei più svariati campi, un'ottimizzazione della struttura di cui sono composti condurrebbe a benefici non indifferenti: diminuzione di peso, facilità di costruzione e aumento della resistenza strutturale (con conseguente aumento della resistenza a fatica) sono gli obiettivi a cui un buon progettista deve mirare affinché si ottenga un miglioramento delle prestazioni globali.

A tal fine, il presente testo propone l'analisi di una nuova categoria di ingranaggi con parti in metallo e in materiale composito dalla cui opportuna unione si ottengono i miglioramenti sopraelencati, oltre a delle tecniche per produrli in modo efficiente. L'unione composito-metallo risulta particolarmente utile in quei settori dove elevati numeri di giri, temperature di utilizzo variabili e alta affidabilità mettono a dura prova le soluzioni convenzionali, come può essere appunto l'ambiente aeronautico.

Il punto di partenza dovrà essere un'opportuna analisi dei materiali: in primis metalli e polimeri, ma anche compositi e loro caratteristiche meccaniche. Un focus fra filamenti polimerici e ceramici consente l'individuazione di pregi e difetti al fine di caratterizzare la giusta soluzione a determinati problemi. Per quanto riguarda la scelta della matrice, saranno tenuti in considerazione polimeri

termoindurenti e termoplastici, ponendo particolare attenzione a questi ultimi che meglio si prestano ad una grande produzione e soprattutto al riciclo.

Una volta definiti i materiali e la geometria, si condurrà uno studio fra i classici metodi di giunzione metallo-composito quali la rivettatura e l'incollaggio al fine di selezionare la più efficace. Si passerà conseguentemente ad analizzare il comportamento della nuova classe di componenti in funzione dei classici rotativi costituite totalmente in un unico materiale.

In ultima analisi, si cercherà di implementare un nuovo metodo di tipo industriale, ovvero efficiente, rapido e con costo decrescente in funzione del numero di componenti da realizzare. Lo scopo sarà quello di consentire la produzione e l'assemblamento su larga scala, tenendo presente le tecniche più usate e note attualmente in questi campi e proponendone delle nuove sfruttando tecnologie di recente impiego quali *la stampa 3D*.

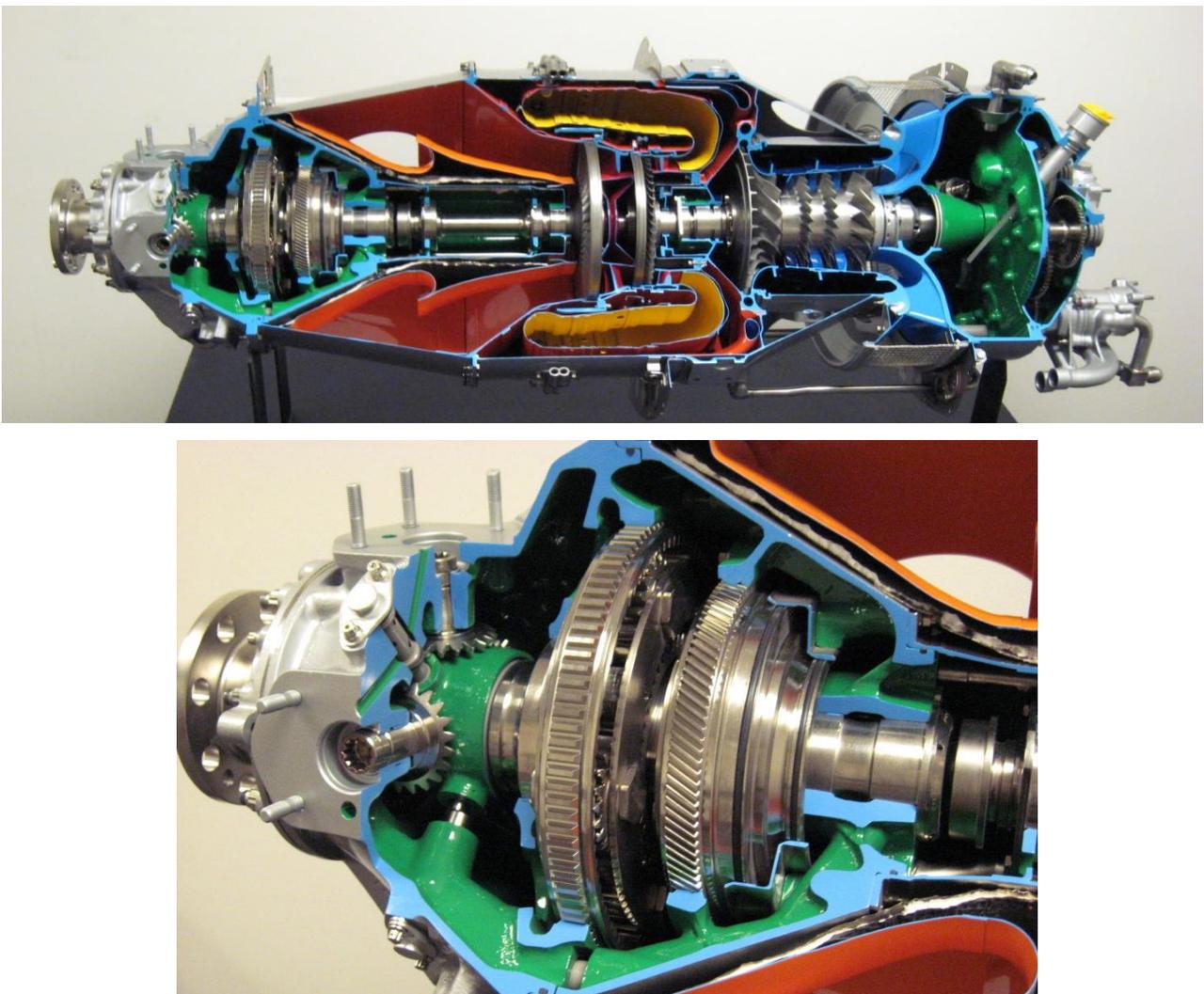


Figura 1: Turbopulsore aeronautico PT6A della Pratt & whitney – In basso: particolare della Gearbox. [27]

1 Gli ingranaggi

Nei cinematismi gli *ingranaggi*, o ruote dentate, fungono da collegamento fra una parte che genera potenza ed un carico che la assorbe: il loro compito è di trasmettere momento meccanico o movimento angolare. Come tutti gli elementi meccanici, le ruote dentate non sono esenti da problematiche legate alla loro geometria, al materiale di cui sono costituiti e al tipo di movimento che compiono. Inoltre, alcuni campi di utilizzo, come quello aeronautico, richiede prestazioni più elevate unite a leggerezza ed affidabilità maggiori rispetto alle normali applicazioni. A tal fine sarebbe dunque utile una ruota dentata di nuova concezione, dotata di peso contenuto ma con alte frequenze proprie di rotazione. Sfruttando la composizione di più materiali si potrebbe riuscire a ridurre il peso totale incrementando le caratteristiche strutturali.

Si definisce una ruota di questo tipo come **ibrida** per via dell'accoppiamento composto da diverse classi di materiale.

Si noti come il mondo degli ingranaggi sia estremamente vasto e variegato: ogni meccanismo infatti richiede spesso una soluzione specifica per le proprie esigenze.

Nei paragrafi successivi sono definiti la nomenclatura, i parametri (validi per tutti gli ingranaggi), le geometrie più comuni e la meccanica fisica che sfruttano per il trasferimento della potenza o del moto.

1.1 Caratteristiche delle ruote dentate

Nella figura seguente sono riportati dei disegni esplicativi delle tipologie più comuni: il tipo più semplice è costituito dagli ingranaggi *cilindrici con denti diritti (spur gear)*, ovvero con un corpo principale cilindrico tozzo che termina con una corona di denti disposti perpendicolarmente all'asse di rotazione (si noti come la corona dentata può trovarsi sia all'esterno che all'interno) - fig. 2 A-B.

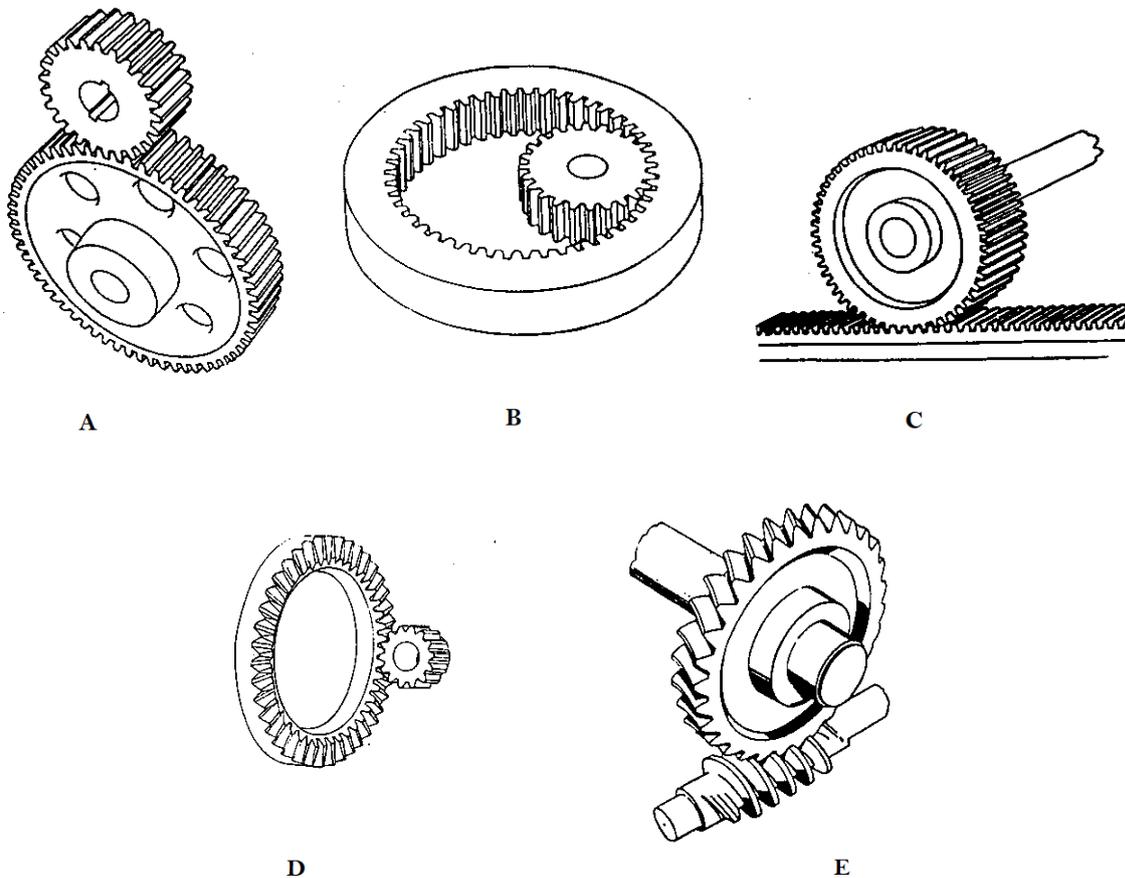


Figura 2: Esempi di ingranaggi e loro accoppiamenti.

Solitamente La trasmissione di movimento avviene tramite l'accoppiamento di due ingranaggi a raggio diverso, in cui la ruota a diametro maggiore è detta **corona**, mentre quella a diametro minore **pignone**. In caso di trasformazione del movimento circolare in spostamento lineare, al posto della corona si usa una *cremagliera* - fig. 2 C. Se i due assi non sono paralleli si possono usare ingranaggi a denti frontali o con *vite senza fine* - fig. 2 D-E ¹.

¹ Adams Clifford E., *Ingranaggi in materiale plastico: scelta e applicazioni* – [1]



Figura 3: Gearbox di un'automobile. Sono ben visibili in primo piano gli accoppiamenti corona - pignone.

1.1.1 Terminologia ed Elementi principali²

Gli ingranaggi classici sono formati da tre principali elementi:

1. La regione più importante per quanto riguarda il rendimento meccanico, è costituita dalla **dentiera** (*tooths*) o *corona dentata*. Questa è infatti la parte in cui avviene l'accoppiamento ed il trasferimento del lavoro.

La progettazione di un ingranaggio deve necessariamente considerare un buono studio della forma e dell'orientamento della dentatura. Per semplicità, nel presente testo si considererà solo il tipo a denti dritti; la forma, la direzione e la geometria della dentatura saranno trattate parzialmente poiché non sono significative ai fini dello studio proposto.

² Standard ISO 701 – ISO 1122-1 [46] [48]

2. La parte centrale, ovvero la regione in cui è situato il centro di rotazione, è detta **mozzo** (*pinion*) ed ha generalmente una geometria funzionale all'accoppiamento con un *albero* (si noti che tale albero può direttamente far parte della ruota oppure può essere collegato ad essa tramite un sistema di intagli ed incastri per evitare il reciproco slittamento).
3. La parte che collega la *dentiera* al *mozzo* è costituito dalla **cartella** (*web*), che sarà dunque soggetta agli sforzi di trasmissione del lavoro e alle forze inerziali imputabili alla rotazione.

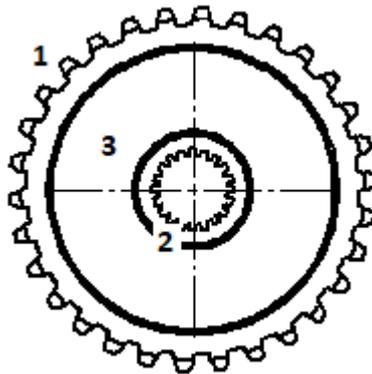


Figura 4: Le tre parti di una ruota dentata

Definiamo inoltre alcune grandezze tipiche delle ruote dentate:

- Il **passo** p di un ingranaggio è la distanza tra l'inizio di un dente e l'altro calcolata al raggio primitivo: esso rappresenta una grandezza fondamentale poiché per poter ingranare correttamente, condizione necessaria per due diverse ruote dentate è l'avere *uguale passo* al raggio primitivo.
- L'**addendum** a (o modulo M) ed il **dedendum** d sono rispettivamente la distanza fra la punta o la base del dente e il raggio primitivo. Si noti che il dedendum è una grandezza legata al modulo.
- **Interasse** I è la distanza fra i due centri di rotazione: si ottiene dalla somma dei due raggi primitivi.

Di seguito sono rappresentati, in figura e relativa tabella esplicativa, gli elementi che caratterizzano la dentatura e la geometria di un generico ingranaggio³ (In maiuscolo ci si riferisce alla corona mentre in minuscolo al pignone).

³ Soria Lodovico, *Tecnica degli ingranaggi* – [2]

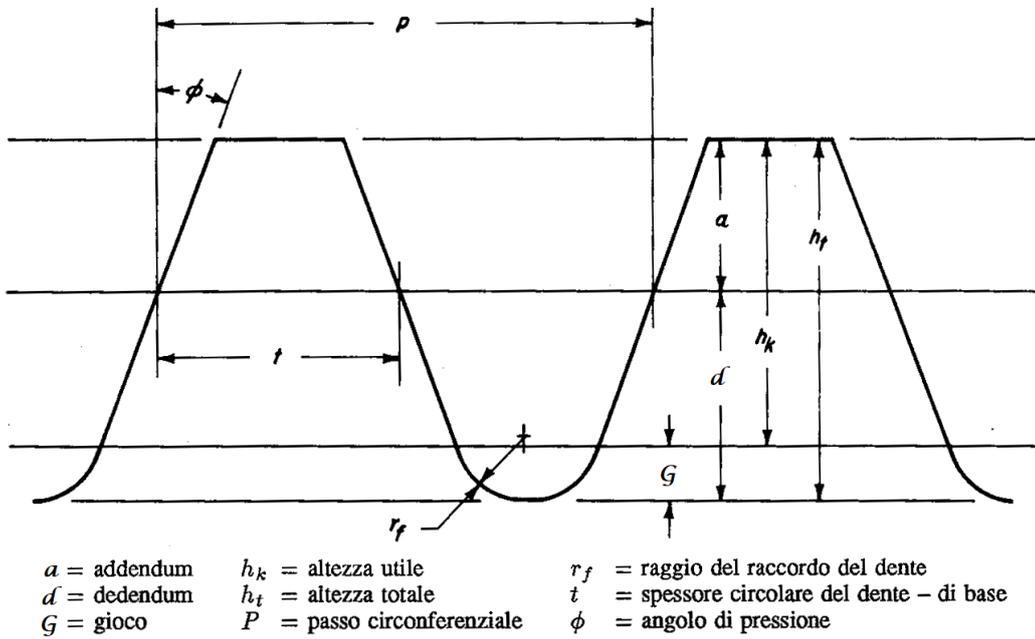
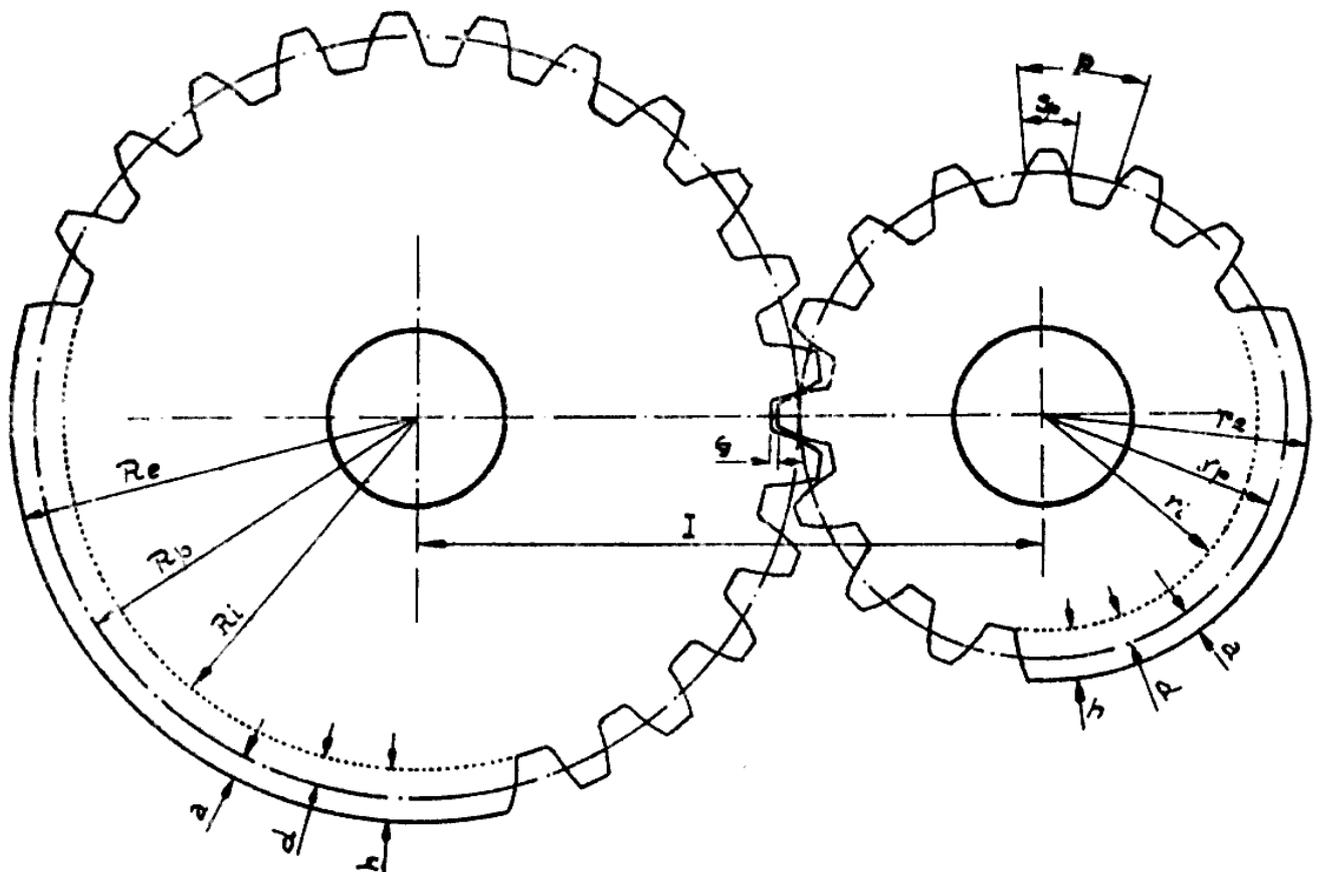


Figura 5: Particolare della dentatura di un ingranaggio cilindrico a denti dritti. [1]



R_e = Raggio esterno R_i = Raggio interno R_b = Raggio primitivo I = interasse p = Passo
 Le grandezze in minuscolo sono riferite al pignone mentre quelle in maiuscolo alla corona

Figura 6: Accoppiamento corona – pignone.

Tabella 1: Principali elementi degli ingranaggi.[2]

	Corona	Pignone
Numero di denti	Z	z
Modulo = Addendum	$M = a$	
Dedendum	$d = 7/6 M = 1,167 M$	
Rapporto di trasmissione	$\varphi = \frac{z}{Z} = \frac{N}{n}$	
Numero di giri	N	n
Raggio Primitivo	$R_p = \frac{Z M}{2}$	$r_p = \frac{z M}{2}$
Diametro primitivo	$2 R_p$	$2 r_p$
Diametro esterno	$D_e = M(Z + 2)$	$d_e = M(z + 2)$
Diametro interno	$D_i = M(Z - 2,334)$	$d_i = M(z - 2,334)$
Interasse	$I = \frac{zM + ZM}{2} = M \frac{z + Z}{2}$	
Angolo di pressione	α	α
Passo circolare	$p = \pi M$	
Spessore circolare dente	$S_p = p/2$	
Raggio di costruzione evolvente	$R_c = R_p \cos \alpha$	$r_c = r_p \cos \alpha$
Altezza dente	$h = a + d = 2,167M$	
Gioco a fondo dente	$G = d - a = 0,167M$	

1.2 Trasmissione del moto e della potenza

Gli ingranaggi in coppia e con diverso diametro, oltre a trasmettere il movimento sfruttano la capacità di modificare la velocità di rotazione ed il momento meccanico. Come indicato nella tabella precedente si ha, con buona approssimazione, il *rapporto di trasmissione*:

$$\varphi = \frac{z}{Z} = \frac{N}{n} = \frac{r}{R}. \quad (1.1)$$

La potenza totale del sistema si conserva (a meno di un fattore di rendimento), ma viene modificato il momento meccanico, che è pari al carico trasmesso f per il raggio:

$$M = f R. \quad (1.2)$$

Quindi il momento meccanico trasmesso è aumentato o scalato di un fattore pari al rapporto di trasmissione a cui si aggiunge il rendimento meccanico di trasmissione μ (generalmente intorno allo 0.97)² dovuto all'attrito fra i denti.

$$m = \mu \varphi M. \quad (1.3)$$

Si consideri ora una corona dentata a denti dritti (figura 5), se definito P lo sforzo utile a cui partecipa il dente, il *momento flettente* sarà

$$M = f h. \quad (1.4)$$

E dovrà essere eguagliato al *momento resistente* del dente

$$M_d = \sigma \frac{b S^2}{6}. \quad (1.5)$$

Dove b ed S sono le dimensioni della sezione di base del dente e σ è il *carico di sicurezza* del materiale, mentre f è la proiezione di P $f = P \cos \alpha$. (1.6)

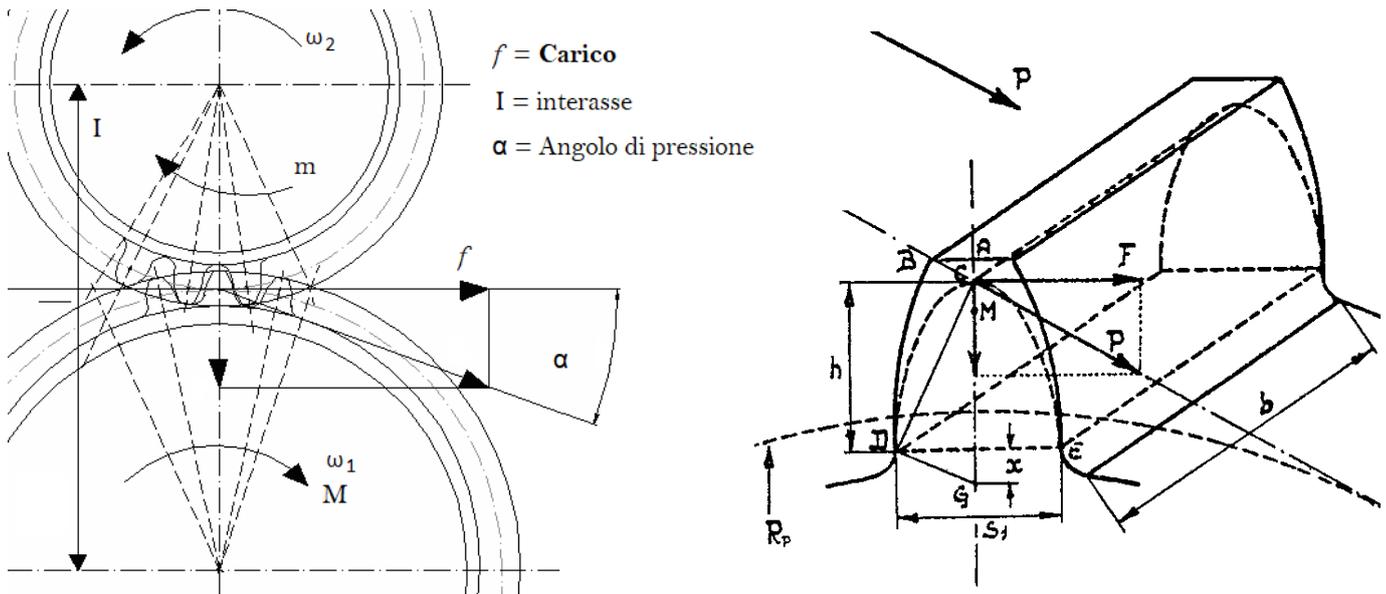


Figura 7: A sinistra: Vista frontale con momenti, forze e velocità angolari.

A destra: Vista tridimensionale del dente con carico F.- [2]

Uguagliando le relazioni (4) e (5) otteniamo lo sforzo tangenziale massimo:

$$P_{max} = \sigma \frac{b S^2}{6}. \quad (1.7)$$

Da cui, dato un determinato Passo e numero di denti che determina il parametro S, è possibile ricavare lo spessore della corona dentata "b" in funzione del tipo di materiale.

Dalle relazioni descritte concludiamo che in un accoppiamento pignone-corona si ha alla corona un numero di rotazioni ridotto al rapporto di trasmissione mentre la coppia è maggiore in quanto funzione del raggio e viceversa. Si noti anche che all'aumentare della differenza fra i due raggi, aumenta anche la differenza fra le velocità angolari.

2 Ingranaggi Classici e loro limiti

Gli ingranaggi disponibili normalmente nel mercato sono costituiti da un unico pezzo, ottenuto per colatura di un elemento liquido in uno stampo o rifinando un solido grezzo tramite lavoro di tornitura e *dentatrice*.

Il tipo di materiale più comune ed usato è il *metallo*, ma per applicazioni minori sono anche largamente diffusi i *polimeri*, mentre difficilmente sono impiegati ceramici in quanto “esploderebbero” per via delle forze centrifughe. La scelta fra una delle due classi di materiali dipende chiaramente dal tipo di uso a cui è destinato il componente. Gli ingranaggi classici *monocomponenti* presentano alcuni limiti fisici legati ai materiali e al tipo di lavoro o movimento che compiono. Si è già parlato nella sezione precedente dell’attrito presente nei denti ingranati fra due ruote da cui scaturisce un rendimento di trasmissione. Tale rendimento può aumentare con un preciso studio della forma del dente, una attenta manutenzione ed una corretta lubrificazione. Si noti tuttavia che non esiste un metodo esatto per la creazione di una geometria perfetta, ma solo metodi empirici o determinati dall’esperienza, seguite da prove e sperimentazioni.

Gli ingranaggi soggetti ad elevate velocità di rotazione, elevati sforzi e temperature⁴, sono soggetti a criticità quali deformazioni dovute alle forze centrifughe, modi vibrazionali che possono interferire con la forma della dentatura o con il movimento, produzione di forte rumore ecc. Le vibrazioni vengono percepite come problemi meccanici o bassa qualità complessiva dei meccanismi e possono condurre, riprodotte per alti numeri di cicli, a danni di deformazione permanente oltre ad innescare delle fratture interne che portano inevitabilmente alla rottura del pezzo per fatica. Tali inconvenienti possono essere mitigati irrobustendo la cartella, utilizzando cioè una sezione maggiore, che tuttavia comporta un conseguente aumento del peso totale. Quest’ultimo rimedio non è adatto a tutti gli ambiti (in primis quello aeronautico), in cui si ricerca sempre la soluzione a minor massa.

⁴ Si pensi alle velocità di rotazione dei motori aeronautici (30 000 RPM) - Modeling, Modal Properties and Mesh Stiffness Variation Instabilities of Planetary Gears NTRS NASA. [40]

2.1 Problemi meccanici

Per descrivere i problemi di cui possono soffrire gli ingranaggi, è necessario premettere che nella maggior parte dei casi essi sono “contenuti” in un **carter** (*casing o gearbox*), cioè un contenitore rigido che mantiene gli ingranaggi nelle proprie sedi. Alle volte lo scopo di una struttura di contenimento è soprattutto quello di proteggere ed isolare l'interno da altri ambienti. Infatti, le problematiche più diffuse sono strettamente legate all'ambiente in cui essi operano. Una struttura di protezione può inoltre consentire una *lubrificazione* migliore, grazie alla quale è possibile mantenere basse le temperature e l'attrito.

I fattori che maggiormente pregiudicano le prestazioni delle ruote dentate sono generalmente di due tipi:

- **Temperature di impiego** – O meglio la permanenza alle alte temperature.
- **Regimi rotativi** – Ovvero alti numeri di rotazione o la loro veloce variazione.

Lavorando in un ambiente con queste condizioni (anche entrambe contemporaneamente come potrebbe avvenire appunto nella gearbox di un motore aeronautico), gli ingranaggi sono soggetti a sforzi che possono condurre essenzialmente a due problematiche⁵:

- **Distorsioni** del corpo principale (o cartella) che conducono ad **errori di trasmissione** (*transmission error*), diminuendone il rendimento.
- **Vibrazioni** che a loro volta sono causa di *rumore*.

⁵ Smith James Derek, *Gear noise and vibration*, Dekker, New York 1999. [4]

2.1.1 Diminuzione delle vibrazioni

Una diminuzione delle vibrazioni conduce a miglioramenti immediati quali l'abbassamento del rumore e dei costi con conseguente aumento di efficienza di trasmissione e di affidabilità. In prima analisi, in un sistema di ingranaggi le vibrazioni sono imputabili al contatto fra i denti che, durante la rotazione, si trovano a "martellare" l'uno sopra l'altro. Dunque, una riduzione del rumore inizia da una attenta analisi della forma e del numero di quest'ultimi: in particolare, per determinati range di sforzi, è consigliabile un aumento del rapporto di condotta, ovvero alla diminuzione dell'angolo di pressione. Si noti tuttavia che queste configurazioni tendono ad avere dei denti più "alti" con relativi svantaggi (sezione della dentatura maggiore e meno resistente).

L'impiego di ingranaggi elicoidali (*dry fixed*), le cui punte dei denti non sono parallele agli assi di rotazione, aumenta la superficie di contatto riducendo il fenomeno del "martellamento" reciproco fra denti con conseguente abbattimento delle vibrazioni. Tuttavia, come è noto, in essi si sviluppa una forza di reazione parallela all'asse dovuta appunto alla "spinta" reciproca fra i denti. Inoltre, questo tipo di dentatura richiede una maggiore lubrificazione in quanto sede di maggiore strisciamento (spesso si ricorre ad un bagno d'olio). Al problema della forza di reazione si può ovviare con la geometria a **doppia elica** (*double helical*), inventata da André Citroën, la cui "V" annulla vicendevolmente le forze⁶.

Un accorgimento aggiuntivo è quello di dotare i denti di una leggera "bombatura" centrale (*crowning*). Si ha una maggiore efficacia di questo metodo in caso di carichi non troppo elevati.

Infine, per un ulteriore abbattimento dell'attrito fra i denti, si potrebbe *rivestire* le parti soggette a strisciamenti con polimeri a basso coefficiente d'attrito quali il *PTFE* (meglio conosciuto in ambito commerciale come Teflon®), con coefficiente d'attrito dell'ordine di 0.04.

⁶ Khurmi R. S., Gupta J.K., Theory of Machines, S.Chand, 2005 – [5]

2.2 Peso e resistenza dei materiali metallici e polimerici

Uno dei fattori che maggiormente determina il comportamento di un componente, è quello legato all'aspetto delle *masse totali*. Una riduzione di peso infatti comporta un conseguente miglioramento delle caratteristiche strutturali in quanto si verrebbero a creare meno sollecitazioni inerziali, oltre ovviamente a dei benefici in termini di costi totali.

Ovviamente, la riduzione di peso procede di pari passo con la scelta di un materiale a bassa densità. Di seguito sono riportate due tabelle con le *Densità* e le temperature massime dei polimeri e dei metalli più comunemente impiegati in campo industriale.

Tabella 2: Polimeri e loro caratteristiche

Materiale Polimerici	Densità (Kg/m³)	Temperatura di esercizio (° C)	Tensione massima di rottura $\sigma_R = [MPa]$	
Resina epossidica	1150	260	20 ÷ 100	Termoindurente
Resina Poliesteri	1200	150	20 ÷ 100	Termoindurente
Resina Poliimmidica	1500	450	20 ÷ 100	Termoindurente
Resina Fenolica	1700	180	20 ÷ 100	Termoindurente
PP	910	100	32	Termoplastico
PA - Nylon	1140	80	80	Termoplastico
Policarbonato	1200	130	70	Termoplastico
ABS	1080	80	46	Termoplastico
PEI - Ultem	1270	180	80÷100	Termoplastico
PET	1360	100	80	Termoplastico
PEEK	1320	120	96	Termoplastico
PTFE – Teflon	2100	260	30	Termoplastico
Aramidica - Kevlar	1500	180	1300	Termoplastico

Tabella 3: Metalli e loro caratteristiche

Materiali Metallici	Densità (Kg/m ³)	Temperatura massima di esercizio (° C)	Tensione massima di rottura $\sigma_R = [MPa]$
Magnesio (Mg)	1800	<150	300
Alluminio leggero (gruppo 9000 Al + Li)	<2600	150	500
Dural (Al + Cu)	2800	150	450
Ergal (Al + Zn)	2800	150	600
Titanio (Ti)	4400	500	1200
Acciaio (Fe + C <1%)	7900	450	>> 1200
Superleghe (a base di Nichel o cobalto)	8800	>1500	800 ÷ 1400

Si noti come al calare della temperatura massima di esercizio, sarà possibile l'impiego di materiali a più bassa densità. Infatti, i metalli hanno mediamente una densità maggiore rispetto ai polimeri, ma consentono temperature di impiego e resistenze maggiori. Dunque, per determinati range di temperatura non eccessivamente elevati, la sostituzione di una parte metallica con una polimerica comporterebbe una diminuzione della massa ma anche un peggioramento delle caratteristiche: a tal ragione i compositi giocano un ruolo chiave in quanto, mantenendo basse densità, raggiungono e in alcuni casi superano, le qualità dei metalli.

Alcuni dei polimeri sopraelencati, possono essere utilizzati come matrici per compositi con fibre rinforzate.

Le caratteristiche tecniche e produttive dei materiali compositi saranno trattate in dettaglio in capitoli successivi.

2.2.1 Limiti alle alte temperature di impiego

Vediamo nello specifico, le problematiche legate alla temperatura.

Si definisce la temperatura di impiego come la massima temperatura a cui possono essere soggetti i componenti affinché il materiale di cui sono costituiti, mantengano pressoché inalterate le caratteristiche chimico-fisiche.

Man mano che la temperatura aumenta, metalli e polimeri vanno incontro a due problematiche che ne deteriorano rapidamente le qualità:

- **OSSIDAZIONE**
- **CREEP (o Scorrimento viscoso)**

I metalli soffrono di *ossidazione* ed è probabilmente la più nota fra le due poiché è spesso visibile anche ad occhio nudo. Essa consiste in una reazione chimica in cui un ossidante (generalmente ossigeno) si lega ad un elemento formando appunto un *ossido*. All'aumentare delle temperature, il processo di ossidazione generalmente si velocizza. Gli ossidi, avendo natura differente dal metallo, se formati al suo interno causano indebolimento ed infragilimento. Si noti comunque che in alcuni metalli è sfruttata la capacità di formare spontaneamente ossidi superficiali in modo da formare una patina protettiva, come nel caso dell'Alluminio e del Titanio; come metodi di protezione ulteriori si può ricorrere a vernici ad alta resistenza, guaine isolanti o immersioni in sostanze protettive che evitano il contatto con l'Ossigeno.

Meno conosciuto è il fenomeno del *Creep o scorrimento viscoso* a cui possono andare incontro sia metalli che polimeri: un materiale impiegato ad alte temperature e soggetto a sforzi costanti può subire una lenta deformazione plastica. Le temperature di esercizio sono fissate in modo da evitare appunto l'insorgere dello scorrimento. Per rallentarlo è possibile inoltre sottoporre i componenti a procedimenti industriali quali *l'incrudimento e la ricottura* che migliorano la struttura interna del materiale.

Nell'immagine riportata di seguito è mostrato l'andamento della **resistenza specifica** (rapporto resistenza a trazione e densità) in funzione della temperatura.

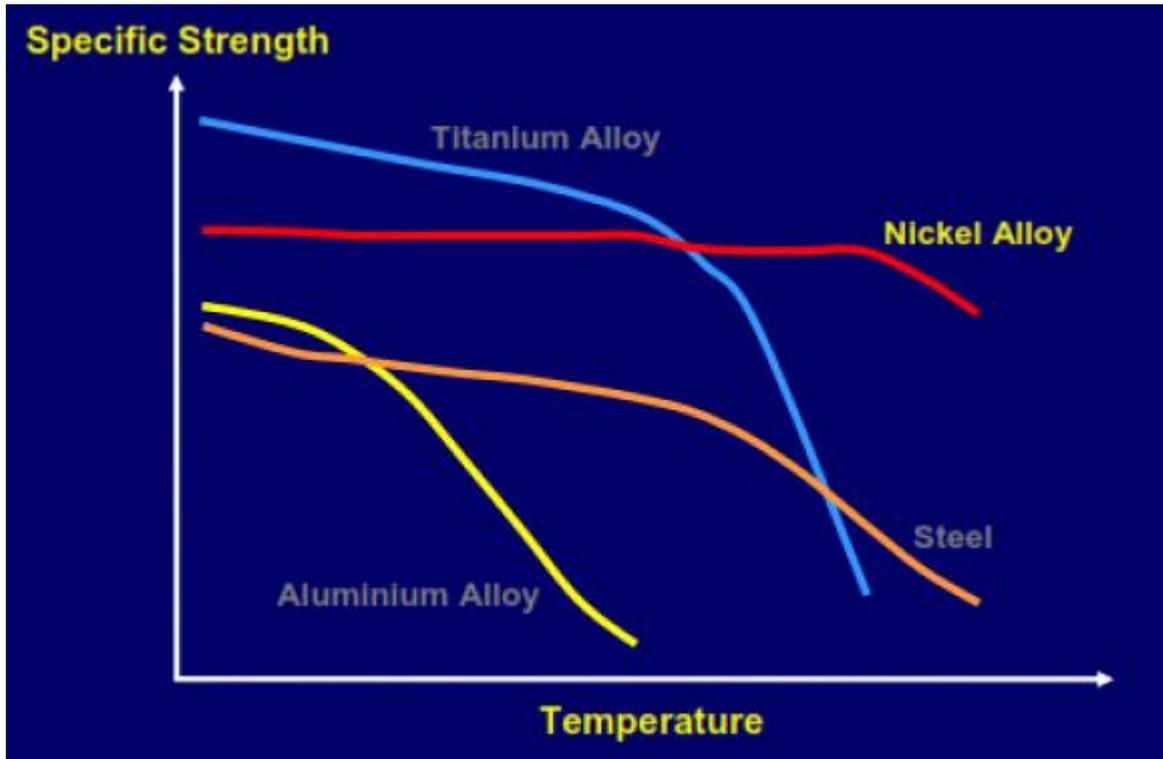


Grafico 1: Confronto fra i principali metalli in funzione della temperatura. Rolls Royce, Cervenka [28]

Dove la curva cala bruscamente si ha una perdita delle prestazioni e corrisponde quindi alla temperatura massima di impiego.

Le leghe di alluminio sono le migliori per rapporto peso resistenza essendo la maggior parte delle temperature di impiego molto inferiori a 150° C; materiali altoresistenziali, come l'acciaio o il titanio, sono richiesti dove è necessaria una notevole resistenza, ma comportano anche un aumento di peso.

Al fine di ottenere un miglioramento di prestazioni, l'aggiunta di parti in composito rappresenta una soluzione ragionevole in quanto in grado di ricoprire la grande maggioranza dei casi di esercizio. Consentendo anzi resistenza a fatica maggiore, condurrebbero anche ad un ampliamento dei campi di utilizzo.

3 Materiali compositi

I materiali compositi sono una classe di materiali le cui caratteristiche sono già note ormai da tempo ma che in tempi relativamente recenti sta riscontrando un notevole impiego e nei più svariati ambiti. Storicamente, la loro grande diffusione è stata limitata dal costo (soprattutto per quanto riguarda la fibra di carbonio) e a particolari ambiti, come ad esempio quello aerospaziale in cui la notevole riduzione di peso (fino al 35%)⁷, alta resistenza ed affidabilità bastavano a giustificare la spesa. Nell'ultimo decennio anche il campo automotive sta via via incrementando l'impiego grazie alla progressiva diminuzione dei prezzi e all'ottimizzazione dei processi industriali. È pertanto probabile che in un futuro prossimo, molti altri settori ne espandano l'utilizzo con il fine di ottimizzare le prestazioni e diminuire le emissioni.

Per definizione, i materiali compositi sono originati dall'unione di due *fasi* (generalmente si tratta proprio di categorie differenti) in modo da coniugarne le diverse caratteristiche. Lo scopo è di unire due diversi materiali, i cui pregi di uno possano sopperire ai difetti dell'altro, in modo da ottenere un nuovo materiale che macroscopicamente presenti caratteristiche di gran lunga superiori ai singoli materiali di partenza⁸. Le due fasi che lo costituiscono sono:

- **Rinforzo (o filamento).** – È la parte più interna (dispersa) e che deve resistere agli sforzi e conferire rigidità.
- **Matrice** – Costituisce la parte che non deve resistere agli sforzi ma deve fungere da protezione e sostegno per i filamenti.

⁷ Razavykia A., Delprete C., Rosso C., Baldissera P.: Functionality Analysis of Thermoplastic composite Material to Design Engine Components – [34]

⁸ Badini C., *Materiali compositi per l'ingegneria*, Celid, Torino, 2003 – [8]

La matrice è solitamente costituita da un materiale con caratteristiche uguali o inferiori a quelle del filamento. I compositi più comuni e ad alte prestazioni sono infatti derivanti dall'unione di matrici polimeriche con rinforzi in materiale metallico o ceramico altoresistenziale.

I compositi a matrice polimerica presentano un problema legato all'**assorbimento di acqua**. I polimeri tendono infatti ad assorbire naturalmente **umidità**, che ne deteriora le caratteristiche. Il componente ultimo ha dunque una vita utile limitata e legata all'ambiente di utilizzo. Per prevenire quest'ultima limitazione si può prevedere un rivestimento che prevenga l'assorbimento.

In questo progetto saranno trattate matrici polimeriche con rinforzi in ceramici, che consentono elevate prestazioni pur mantenendo basse densità.

I rinforzi sono costituiti generalmente da filamenti con lunghezza funzionale alla resistenza, disposti in modo ordinato o con geometrie particolari in modo da conferire certi gradi di anisotropia.

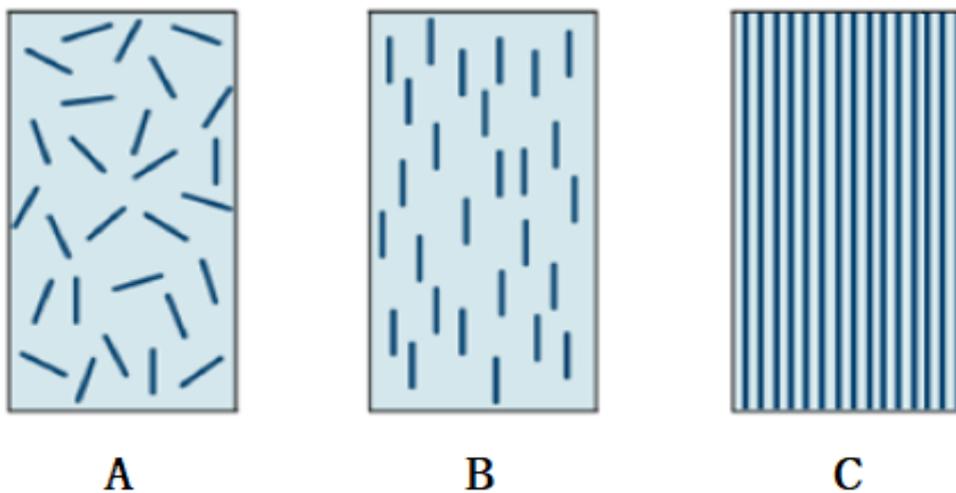


Figura 8: Tipi di rinforzi - A - Fibre corte disordinate. B- Fibre corte ordinate. C - Fibre lunghe ordinate. [33]

Il direzionamento del rinforzo conferisce al materiale caratteristiche **ortotrope**, per cui in una direzione (concorde alle fibre), presenterà proprietà analoghe a quelle del rinforzo, mentre nelle altre due a quelle della matrice. Le proprietà meccaniche delle fibre possono anche variare di molto poiché strettamente legate ai trattamenti termici o produttivi che hanno subito.

Oltre alla normale resistenza a sforzi continui, i filamenti *ceramici* presentano anche notevole **resistenza a fatica**: le fibre orientate infatti tendono a rallentare l'insorgere ed il propagarsi delle fratture. Per contro, tuttavia sono poco efficienti nel sopportare gli **urti**, per i quali hanno un comportamento fragile (non adatto all'ambiente aeronautico) e molto inferiore ad altre classi di filamenti, quali gli aramidici (es. giubbotti antiproiettili in Kevlar).

Costo dei materiali compositi

Il principale fattore limitante dei materiali compositi (soprattutto per i rinforzati ad alta resistenza in carbonio) è stato senza dubbio il **costo**. Grazie alla massiccia produzione di materia prima e allo sviluppo di nuove tecnologie, al giorno d'oggi tale problema risulta molto mitigato. Nelle figure di seguito è riportato l'andamento dei costi di mercato della fibra di carbonio negli anni e in rapporto ai materiali più usati.

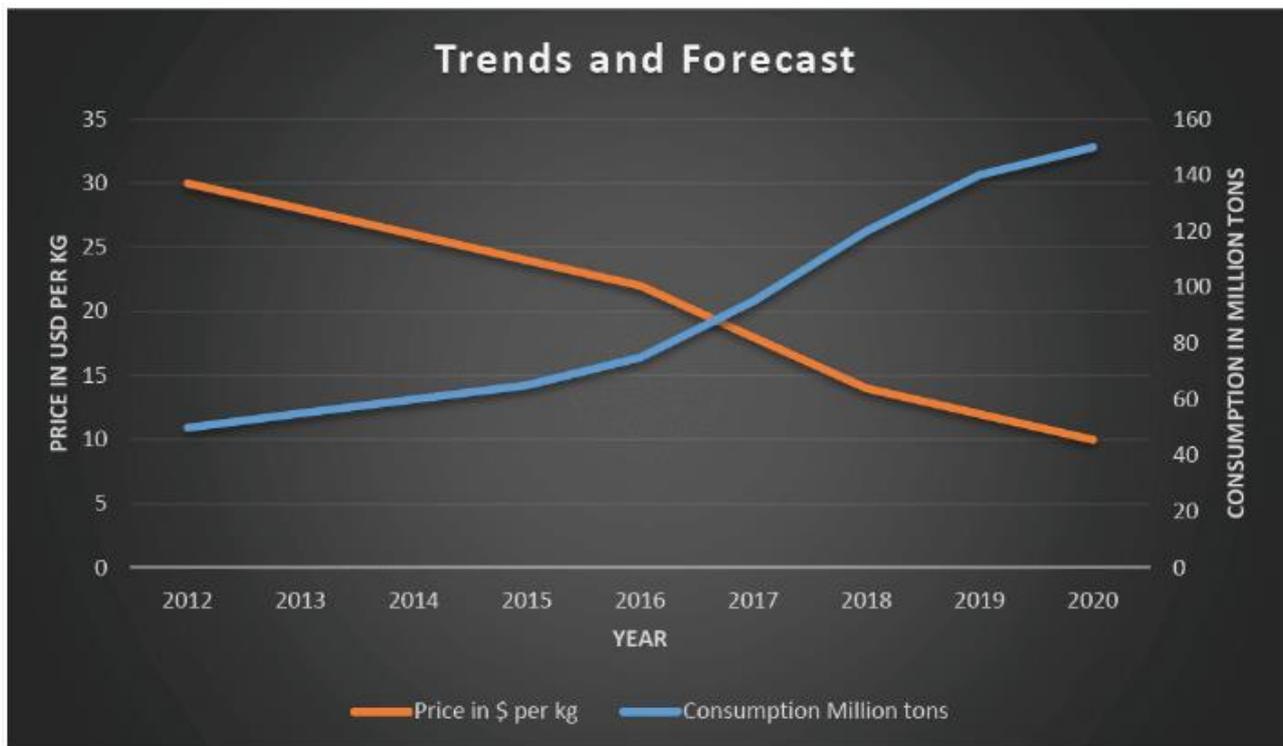


Grafico 2: Andamento del prezzo della fibra di carbonio. [18]

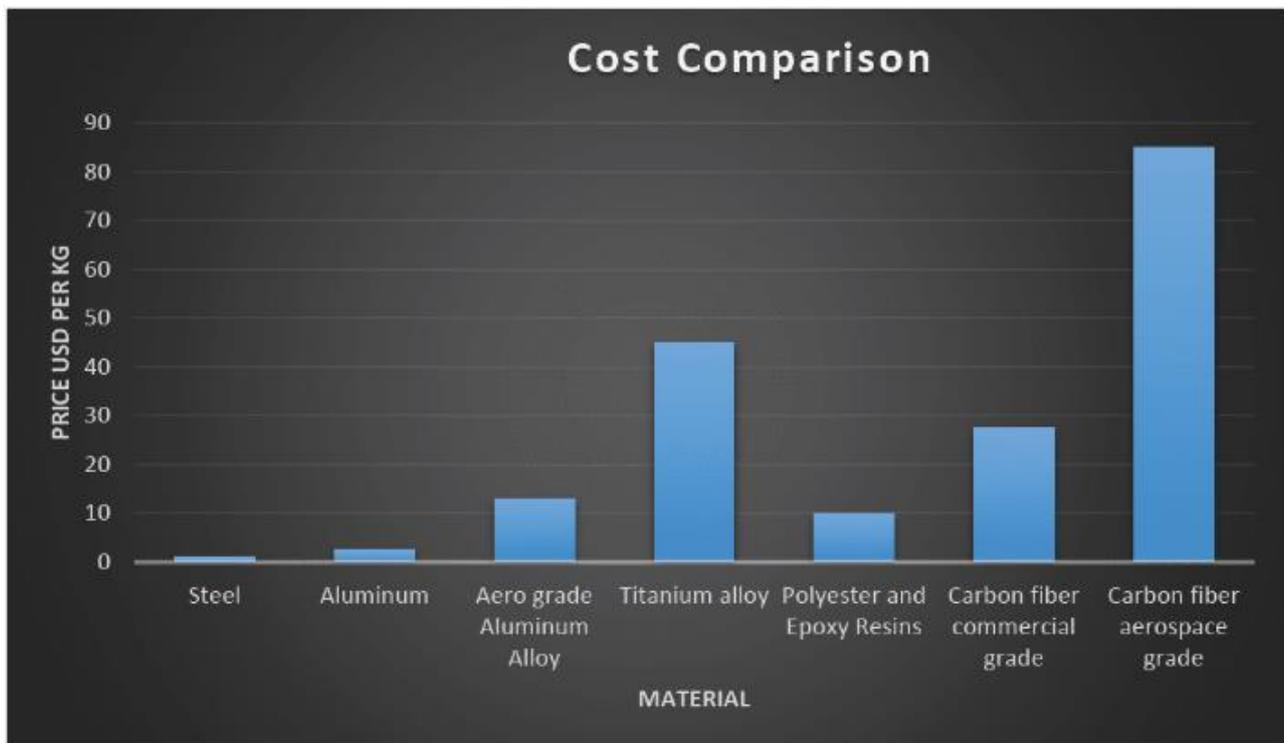


Grafico 3: Confronto fra i prezzi dei principali materiali industriali.

Altre tipologie di fibre, come le aramidiche o le silicee, si attestano comunque su prezzi molto più contenuti.

L'elevato costo di produzione di un componente in composito è tuttavia imputabile alla **lavorazione** e non alla produzione delle materie prime. Infatti, lo scarso utilizzo attuale fa sì che le tecniche produttive più diffuse siano poco più che delle lavorazioni manuali ad alto livello di specializzazione. In commercio sono reperibili tessuti già impregnati della matrice (**prepreg**) che, pur presentando un costo maggiore, presentano caratteristiche più omogenee e una maggiore facilità di lavorazione.

Il costo delle matrici è invece generalmente contenuto (essendo per lo più polimeriche). Si noti tuttavia che alcuni polimeri (come i termoindurenti), necessitano di accorgimenti di stoccaggio e di scadenza che alla lunga possono gravare sul bilancio totale.

3.1 Tipi di Fibre

I più noti pannelli in composito sono sicuramente quelli costituiti con fibre **ceramiche** quali *vetro, carbonio, allumina, boro* ecc., essendo i ceramici dei materiali ad altissima resistenza ma con il peso specifico contenuto. Anche le così dette fibre **aramidiche** (cioè polimeriche) sono dotate di caratteristiche di notevole importanza. Non verranno trattate le fibre metalliche in quanto potranno avere caratteristiche al massimo uguali a quelle di un componente convenzionale.

Nella tabella seguente sono riportate le caratteristiche meccaniche dei rinforzi e dei metalli utili al progetto di componenti resistenti e leggeri.

Materiale	Densità (kg/m³)	Modulo Elastico (GPa)	Carico di rottura (Gpa)	Coefficiente di Poisson
<i>Alluminio</i>	2780	73	483	0.33
<i>Titanio</i>	4430	110	950	0.31
<i>Acciaio</i>	7800	210	724	0.29
<i>Fibra di Vetro</i>	2540	75	3500	0.33
<i>Fibre di Carbonio</i>	1600-2000	230 - >500	2200 - 5000	0.3
<i>Fibra aramidica</i>	1400	75	1380	0.34

Tabella 4: Confronto metalli - compositi.

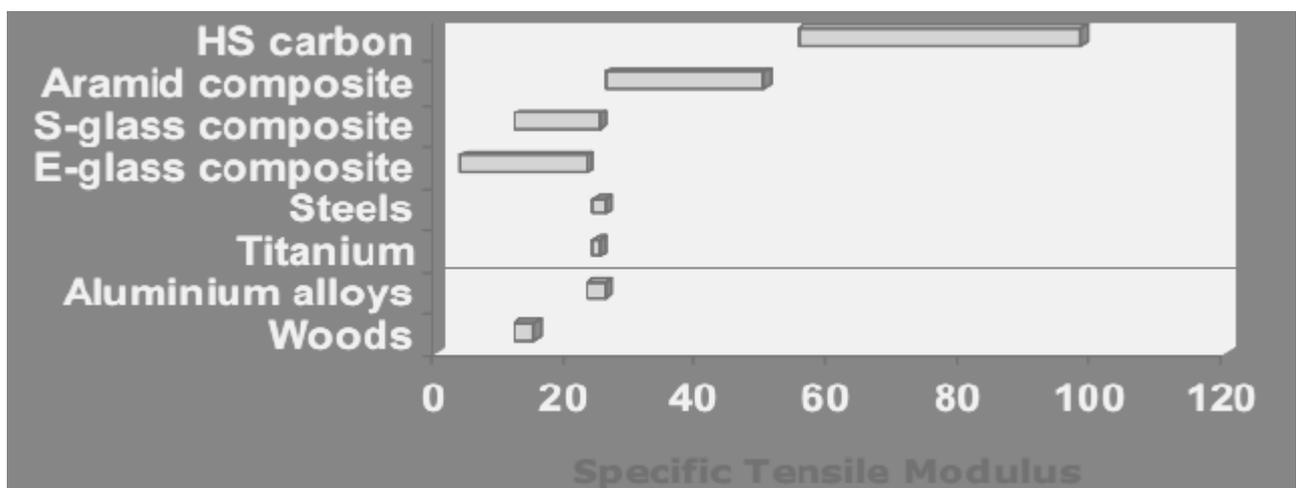


Grafico 4: Confronto fra le resistenze specifiche dei vari materiali.[42]

Come si evince dalla tabella e dal grafico sopra riportati, in cui sono mostrate in confronto con i più comuni metalli, carbonio e fibre aramidiche presentano caratteristiche superiori soprattutto in

termini di *resistenza specifica* σ/ρ . Inoltre, le caratteristiche delle fibre di carbonio possono variare in un range molto ampio, come si è detto grazie ai processi che hanno subito.

Come i metalli, i ceramici sono resistenti alle alte temperature ma generalmente elettricamente poco conduttivi (eccezion fatta per il carbonio).

3.2 Matrici polimeriche⁹

I materiali polimerici sono costituiti da molecole generalmente lunghe formate a loro volta fondamentalmente da atomi di carbonio ed idrogeno. Questa composizione consente una densità molto bassa mentre al contempo, la lunghezza delle molecole può generare delle reticolazioni più o meno complessa consentendo una buona plasticità e resistenza a fatica. Per contro, i polimeri tendono alla decomposizione se esposti ad agenti atmosferici quali raggi UV o umidità (che tendono ad assorbire).

Esistono svariate categorie di polimeri, ognuna con diverse caratteristiche utili a seconda del tipo di utilizzo e del range di temperatura da sopportare. Le classi di polimeri più utilizzati come matrici nei materiali compositi, sono essenzialmente i **termoindurenti** ed i **termoplastici**.

3.2.1 Polimeri termoindurenti

I polimeri termoindurenti hanno una struttura molto reticolata tramite forti legami covalenti. Una volta termoformati, non è più possibile lo scioglimento delle molecole.

Per l'utilizzo come matrici nei compositi, esistono quattro tipi di termoindurenti:

1. Resine poliestere
2. Resine epossidiche
3. Resine poliimmidiche
4. Resine fenoliche

⁹ Pedemonte E., *Fondamenti di struttura, proprietà e tecnologia dei polimeri*, ed. Nuova Cultura, Roma, 2011. [10]

Le più interessanti per l'ambito aerospaziale ed il presente progetto sono *poliestere ed epossidiche*. *Poliimmidiche e fenoliche* sono utili in presenza di elevate temperature ma presentano caratteristiche inferiori o elevate rigidità.

Le resine **poliesteri** sono le più utilizzate come matrici nei compositi. La vasta distribuzione è imputabile principalmente al prezzo molto contenuto e alla bassa viscosità che ne consente una elevata lavorabilità. Sono generalmente impiegate come matrice con rinforzi in fibra di vetro e per basse temperature. Tuttavia, rispetto alle epossidiche, presentano alcuni punti sfavorevoli quali: prestazioni e temperature d'impiego inferiori; maggiore assorbimento di umidità; alta percentuale di ritiro (4-10%).

Le resine **epossidiche** sono le più utilizzate in ambito aeronautico. La combinazione di caratteristiche meccaniche, temperatura di transizione vetrosa ed inerzia chimica ha reso i compositi epossidica/carbonio i principali concorrenti rispetto alle leghe di alluminio per la costruzione di componenti. Godono di eccellenti capacità adesive nei confronti di altri materiali, un'alta capacità di impregnazione (dovuta alla bassa densità), bassa percentuale di ritiro ed un minor assorbimento di umidità (anche se non trascurabile). Hanno tuttavia un costo più elevato oltre a necessitare maggiori accortezze per la produzione dei componenti.

Nella seguente tabella sono riportate le caratteristiche meccanico-fisiche delle due resine:

Tabella 5: Confronto caratteristiche resine poliestere ed epossidiche [8]

Proprietà	Resine poliestere	Resina Epossidica
Densità [Kg/m³]	1100-1500	1100-1400
Modulo elastico [GPa]	1.5-4.5	2-6
Coefficiente di Poisson	0.35	0.3
Carico di rottura [Gpa]	40-90	40-130
Temperatura di transizione vetrosa [k] (°C)	323-383 (50-110)	323-523 (50-250)
Assorbimento umidità %	0.2	0.1

In conclusione, le resine epossidiche si dimostrano le migliori al fine di progettare un componente per ambienti aeronautici, con unico punto a sfavore il costo mediamente superiore.

3.2.2 Polimeri termoplastici

I polimeri termoplastici sono costituiti da catene molecolari molto lunghe ma reticolate attraverso legami di Van der Waals o idrogeno. Per questa ragione, scaldando il materiale si ha una facile rottura di questi legami facendolo rammollire. Infatti, i termoplastici si prestano ad un riutilizzo e, una volta terminato il loro ciclo di vita, possono essere riformati e **riciclati**. Si noti tuttavia che i processi di riuso possono causare una degradazione, seppur minima, del materiale.

Sul mercato sono rintracciabili svariate tipologie di termoplastici che si prestano facilmente come matrici per compositi, i degni di nota sono i seguenti:

1. **PPS** o polifenilen-solfuro
2. **PEEK** o poli-etero-etero-chetone
3. **PEI** o Polietereimmide (nome commerciale Ultem)
4. **ABS** o acrilonitrile-butadiene-stirene
5. **PA** o comunemente noto come poliammide (nome commerciale NYLON)

Questi materiali propongono prestazioni particolarmente elevate e alla loro facilità di lavorazione proprio adatte per un uso in ambito industriale, automotive e aerospace: in particolare questi polimeri sono infatti detti **Tecnopolimeri**.

Di seguito si riporta una tabella con le relative caratteristiche meccaniche:

Tabella 6: Caratteristiche meccaniche dei polimeri termoplastici.

<i>Proprietà</i>	PPS	PEEK	PEI	ABS	PA
Densità [Kg/m³]	1350	1320	1270	1080	1130
Modulo elastico [GPa]	3.5	4	3.5	2.6	3
Coefficiente di Poisson	0.36-0.4	0.38	0.38-0.4	0.29	0.39
Carico di rottura [Gpa]	90	90-100	105	40	80
Temperatura di transizione vetrosa [k] (°C)	363 (90)	416 (143)	490 (217)	378 (105)	353 (80)
Assorbimento umidità %	0.25	0.1	0.18	0.2	1.3

PPS e PEEK sono semicristallini mentre PEI e ABS sono amorfi. Le matrici amorfe godono di alta deformabilità e tenacità, mentre le caratteristiche dei semicristallini dipendono dal grado di cristallinità: all'aumentare di questo valore infatti si ha un aumento di resistenza al creep, modulo elastico, densità ed un abbassamento della tenacità. Il grado di cristallinità è funzione della velocità di solidificazione e dalla presenza di fibre (come appunto per i compositi).

Tutti e quattro presentano caratteristiche molto simili fra di loro. Per applicazioni ad alta resistenza (e anche temperatura) sono molto utilizzati, in ambito ingegneristico, PEEK e PEI; per nuove tecnologie di produzione, quali l'additive manufacturing (o prototipazione rapida) con fibra lunga sono utilizzati l'ABS ed il NYLON.

3.3 Scelta dei materiali

Come specificato in precedenza, il presente progetto ha come scopo lo studio di un componente ibrido al fine di aumentarne le prestazioni meccaniche ed alleggerirne la massa totale. Per raggiungere tale scopo si è deciso di utilizzare dei laminati in composito a filamento ceramico (carbonio) ed aramidico (kevlar), mentre per quanto riguarda la matrice polimerica, viste le necessità di una facile produzione e riciclabilità, i polimeri più indicati sono sicuramente i *termoplastici*, ma sarà considerata anche una resina epossidica, ampiamente utilizzata per questo genere di progetti.

Volendo dunque fare una selezione delle combinazioni possibili, si sono scelti i seguenti materiali:

Matrici	Rinforzi
Resina epossidica	Fibra aramidica
PEI	Fibra di Carbonio HM

Si noti che il Nylon presenta una T di transizione vetrosa minore della t massima d'usabilità (che è circa 125°C) in quanto è un polimero semicristallino. Le combinazioni ottenute dall'unione di rinforzo e matrice genera un composito polimero-ceramico che avrà dunque degli aspetti positivi e negativi schematizzabili come segue:

PRO	CONTRO
Bassa densità	Costo medio-alto
Alta resistenza a trazione	Poco o per nulla saldabili
Alta resistenza a fatica	Bassa resistenza agli urti
Possibilità di creare pezzi ad alta complessità	Assorbimento di umidità
Eventuale riciclabilità	

3.4 Meccanica dei materiali compositi¹⁰

È considerata, al fine dei presenti calcoli, una piastra in composito a fibra lunga come schematizzato in fig. 11 con relativo sistema di riferimento. Si noti come le fibre siano disposte lungo l'asse 1.

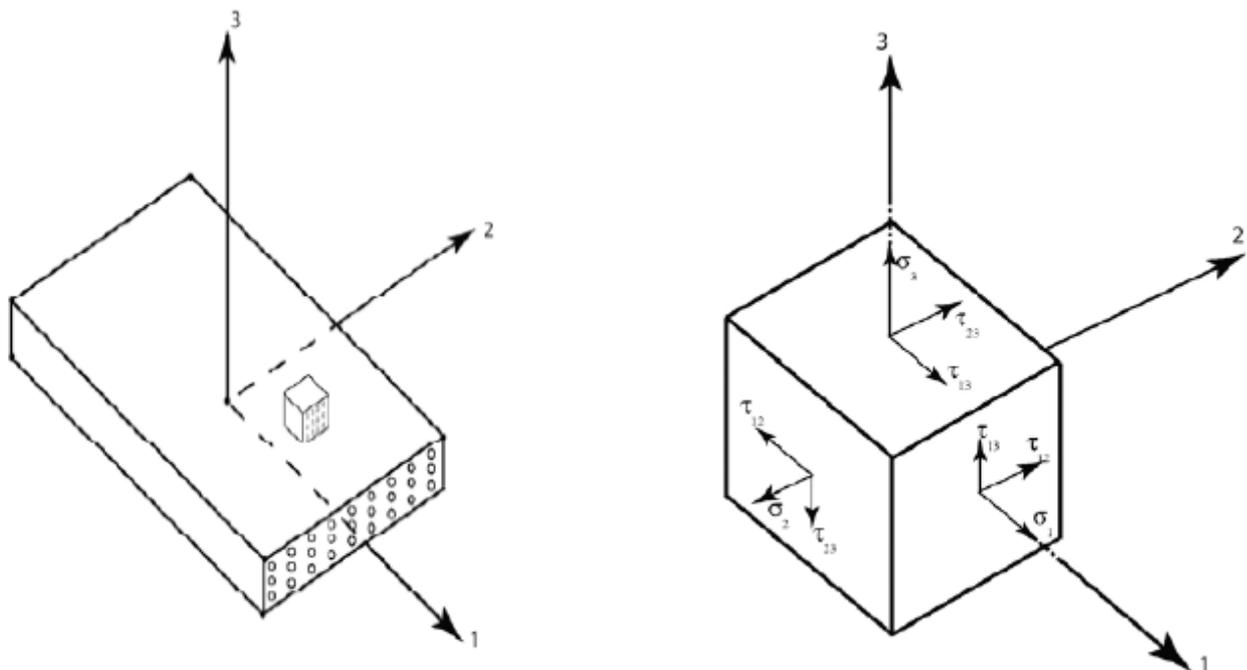


Figura 5: A sinistra- schematizzazione di un composito con sistema di riferimento; a destra- elemento fondamentale con relativi sforzi. [11]

¹⁰ Mechanics of composites material with MATLAB. George Z. Voyiadjis Peter I. Kattan, Springer [11]
 Modelli complessi per laminati compositi – Materiali compositi per l'ingegneria [8]

Si vuole dunque proporre un modello matematico che conduca alla creazione della matrice di rigidezza [D] al fine di predire il comportamento del materiale. Per quanto riguarda lo studio di laminati compositi, sono possibili più approcci. Il modello di meccanica classica prevede di considerare il materiale con caratteristiche macroscopiche omogenee in determinate parti (o direzioni) e di fare delle assunzioni relative al comportamento. L'approccio classico può, alle volte risultare troppo semplificato, ma comunque adatto allo studio di geometrie semplici. Negli anni, sono state apportate delle migliorie tramite l'introduzione dei calcoli agli elementi finiti (FEM), con la quale si analizza il comportamento nella generica sezione.

Per la previsione del comportamento nel modello classico, saranno necessarie le costanti elastiche e le proprietà meccaniche dei materiali.

3.4.1 Modello classico di un materiale composito

Il materiale in questo caso è da considerare come non omogeneo ma **ortotropo**. In particolare, da una cella elementare infinitesima è possibile ottenere i coefficienti della matrice [S] di accoppiamento tra deformazione e sforzi, dalla *legge di Hooke generalizzata*.

$$\varepsilon_i = \frac{\sigma_i}{E_i} - \nu_{ji} \frac{\sigma_j}{E_j} - \nu_{ki} \frac{\sigma_k}{E_k} \quad [4.1]$$

$$\gamma_{ij} = \frac{\tau_{ij}}{G_{ij}} \quad [4.2]$$

L'assunzione di materiale ortotropo comporta diversità delle proprietà nelle tre dimensioni. Tuttavia, sono trascurati gli accoppiamenti fra deformazioni longitudinali ε_i , sforzi di taglio τ_{ij} e scorrimenti γ_{ij} che abbiano $i \neq j$ (che diventano elementi nulli nella matrice).

Costruendo dunque il sistema delle deformazioni come il prodotto degli sforzi per la matrice [D]:

$$\{\varepsilon\} = [S]\{\sigma\} = \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad [4.3]$$

Dunque, per come abbiamo considerato l'elemento e per la simmetria della matrice [S], sono valide le seguenti relazioni:

$$\frac{\nu_{21}}{E_1} = \frac{\nu_{12}}{E_2}, \quad \frac{\nu_{31}}{E_1} = \frac{\nu_{13}}{E_3}, \quad \frac{\nu_{32}}{E_2} = \frac{\nu_{23}}{E_3}. \quad [4.4]$$

La matrice [S] ha determinante non nullo per cui è invertibile e l'inversa è la matrice costitutiva

$$\{\sigma\} = [S]^{-1}\{\varepsilon\} = [D]\{\varepsilon\} \quad [4.5]$$

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \sigma_3 \\ \tau_{23} \\ \tau_{13} \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1 - \nu_{23}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{21} - \nu_{31}\nu_{23}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{13} - \nu_{21}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{21} - \nu_{31}\nu_{23}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{1 - \nu_{13}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{32} - \nu_{12}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} & 0 & 0 & 0 \\ \frac{\nu_{13} - \nu_{21}\nu_{32}}{E_2 E_3 \Delta} & \frac{\nu_{32} - \nu_{12}\nu_{31}}{E_1 E_3 \Delta} & \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21}}{E_1 E_2 \Delta} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & G_{23} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & G_{31} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad [4.6]$$

$$\text{Dove } \Delta = \frac{1 - \nu_{12}\nu_{21} - \nu_{13}\nu_{31} - \nu_{23}\nu_{32} - 2\nu_{21}\nu_{32}\nu_{13}}{E_1 E_2 E_3} \quad \text{e} \quad G = \frac{E_i}{2(1 + \nu_{ij})}. \quad [4.7] [4.8]$$

Possiamo considerare in un composito del tipo considerato, la direzione 2 e 3 come isotrope, cioè dotate delle stesse caratteristiche. Ciò comporta che $E_2 = E_3$ e $\nu_{12} = \nu_{13}$. Per un materiale trasversalmente isotropo, come in questo caso dunque, sarà necessario conoscere quattro valori $E_1, E_2, \nu_{12}, \nu_{23}$; in particolare ci si aspetta nella direzione 1 delle caratteristiche proporzionali a quelle dei filamenti, mentre nelle altre direzioni, caratteristiche simili a quelle della matrice.

Si noti in ultima analisi che il materiale può essere soggetto, oltre alle sollecitazioni meccaniche, a variazioni imputabili all'assorbimento di umidità e ad espansioni termiche.

3.4.2 Piastra composita e tensioni nel piano

Data l'assimilabilità delle piastre a figure bidimensionali, si applica l'ipotesi semplificativa di considerarla come tale, al fine di rendere i calcoli molto meno onerosi e di applicarvi solo tensioni piane. Gli sforzi σ_3, τ_{13} e τ_{23} sono pertanto considerati nulli: tali assunzioni possono portare a cadere in difetto in concomitanza a giunzioni o spigoli.

Dalle assunzioni fatte in precedenza, è possibile riscrivere la matrice [D] come segue:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \varepsilon_3 \\ \gamma_{23} \\ \gamma_{13} \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & -\frac{\nu_{31}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & -\frac{\nu_{32}}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{\nu_{13}}{E_1} & -\frac{\nu_{23}}{E_2} & \frac{1}{E_3} & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{23}} & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{13}} & 0 \\ 0 & 0 & 0 & 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ 0 \\ 0 \\ 0 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad [4.9]$$

E avendo posto nulli i tagli 1-3 e 2-3, otteniamo l'annullamento di γ_{23} e γ_{13} .

Per semplicità riduciamo la matrice trascurando anche il termine ε_3 che sarà utile in iterazioni successive al fine di ridurre lo spessore della piastra.

La matrice diventa dunque:

$$\begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{1}{E_1} & -\frac{\nu_{21}}{E_2} & 0 \\ -\frac{\nu_{12}}{E_1} & \frac{1}{E_2} & 0 \\ 0 & 0 & \frac{1}{G_{12}} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} \quad [4.10]$$

E la relativa matrice che lega le tensioni alle deformazioni (per tensioni piane):

$$\begin{Bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \tau_{12} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} \frac{E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{\nu_{21}E_1}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ \frac{\nu_{12}E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & \frac{E_2}{1 - \nu_{12}\nu_{21}} & 0 \\ 0 & 0 & G_{12} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_1 \\ \varepsilon_2 \\ \gamma_{12} \end{Bmatrix} \quad [4.11]$$

3.4.3 Piastre in composito laminato

Nella maggioranza dei casi, i componenti sono soggetti a sforzi le cui direzioni sono ben note. A tal proposito risulta molto conveniente realizzare pannelli in composito formati dall'unione di più strati (detti layer) in ognuno dei quali le fibre sono orientate lungo un'unica direzione, parallela appunto allo sforzo. La scarsa resistenza a taglio o per direzioni trasversali viene mitigata dal direzionamento delle fibre mantenendo al contempo spessori minimi. Il prodotto finale risulta avere notevoli proprietà finali lungo le direzioni di interesse mantenendo spessori (e pesi) minimi che conducono a un rapporto resistenza peso elevato. I tessuti di partenza che formano gli strati di questo tipo presentano pesi dell'ordine del mezzo chilo per metro quadro, mentre generalmente pannelli a più strati raramente hanno spessori superiori al centimetro.

In questi casi è utile un approccio globale che tiene conto dell'angolo ϑ rispetto cui sono disposte le fibre. Si definisce stacking sequence la sequenza con cui sono disposti gli strati (ad esempio $0/+90^\circ/\pm 45^\circ$).

Si consideri un pannello di spessore H formato da n strati di spessore h_k nella cui sezione in mezzeria,

per comodità, è collocata la partenza di un sistema di riferimento xyz , con asse x concorde alla direzione 0 delle fibre e gli strati disposti lungo l'asse z ($|z_{max}| = |z_{min}| = \frac{H}{2}$). Sono valide anche le ipotesi della piastra di Kirchoff: assenza di scorrimenti interni fra gli strati e sezione del laminato sempre perpendicolare all'asse neutro del pannello.

È possibile ricostruire le relazioni tra spostamenti e deformazioni:
$$z = \frac{\partial w_0}{\partial x}. \quad (4.12)$$

in cui w è lo spostamento lungo l'asse z .

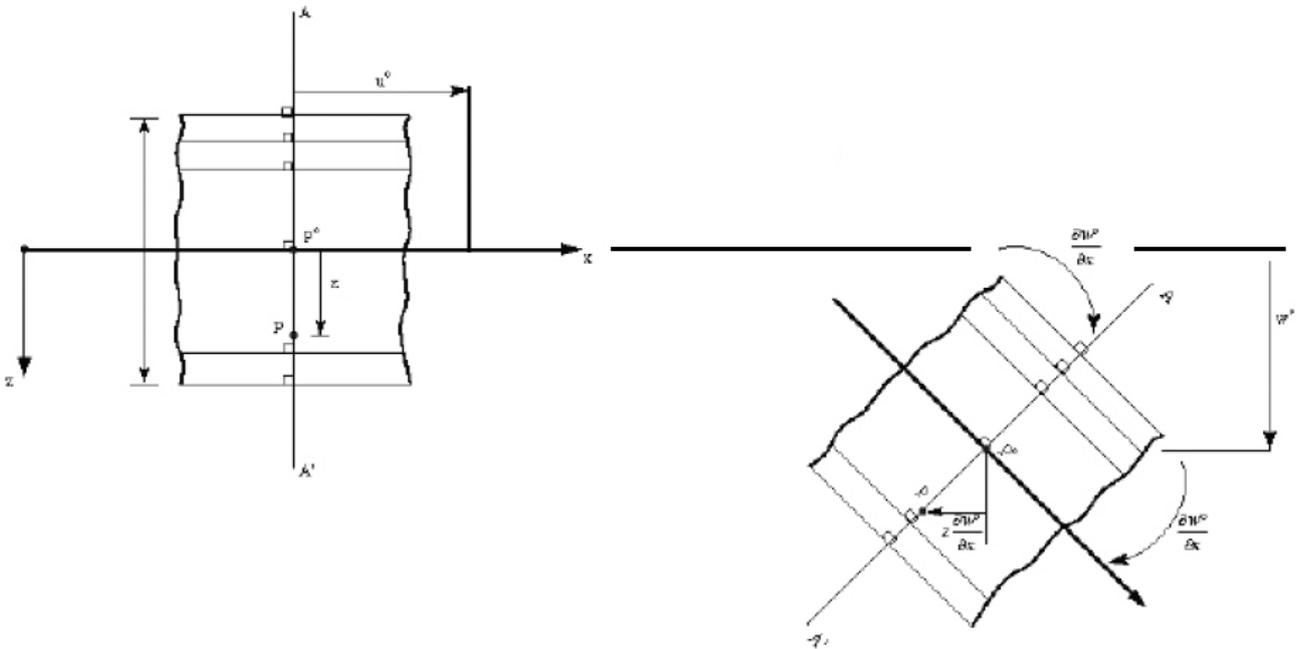


Figura 6: Schematizzazione piastra di Kirchoff.

Un generico punto P ha posizione u pari al punto P_0 posizionato nel piano medio più uno spostamento legato alla distanza da questo.

$$u = u_0 - z \frac{\partial w_0(x,y)}{\partial x}. \quad (4.13)$$

Mentre rispetto alle altre direzioni:

$$v = v_0 - z \frac{\partial w_0(x,y)}{\partial y}, \quad w = w_0(x, y).$$

Dalla posizione del punto si ricavano le deformazioni e le rotazioni:

$$\varepsilon_x(x, y, z) = \frac{\partial u(x, y, z)}{\partial x} = \frac{\partial u^0(x, y)}{\partial x} - z \frac{\partial^2 w^0(x, y)}{\partial x^2} = \varepsilon_x^0(x, y) + z k_x^0(x, y) \quad (4.14)$$

$$\varepsilon_y(x, y, z) = \frac{\partial v(x, y, z)}{\partial y} = \varepsilon_y^0(x, y) + z k_y^0(x, y) \quad (4.15)$$

$$\varepsilon_z(x, y, z) = \frac{\partial w(x, y, z)}{\partial z} = \frac{\partial w^0(x, y)}{\partial z} = 0 \quad (4.16)$$

Mentre per quanto riguarda scorrimenti e curvatura:

$$\gamma_{yz}(x, y, z) = \frac{\partial w(x, y, z)}{\partial y} + \frac{\partial v(x, y, z)}{\partial z} = \frac{\partial w^0(x, y)}{\partial y} - \frac{\partial w^0(x, y)}{\partial z} = 0 \quad (4.17)$$

$$\gamma_{xz}(x, y, z) = \frac{\partial w(x, y, z)}{\partial x} + \frac{\partial u(x, y, z)}{\partial z} = \frac{\partial w^0(x, y)}{\partial x} - \frac{\partial w^0(x, y)}{\partial z} = 0 \quad (4.18)$$

$$\gamma_{xy}(x, y, z) = \frac{\partial w(x, y, z)}{\partial x} + \frac{\partial u(x, y, z)}{\partial y} = \gamma_{xy}^0 + zk_{xy}^0 \quad (4.19)$$

$$k_{xy}^0 = -2 \frac{\partial^2 w^0(x, y)}{\partial x \partial y}$$

Si noti per cui che $\sigma_z \gamma_{yz} \gamma_{xz}$ risultano essere nulli. Continuando ora collegando tensioni e deformazioni tramite la matrice Q

$$\begin{Bmatrix} \sigma_x \\ \sigma_y \\ \tau_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} Q'_{11} & Q'_{12} & Q'_{16} \\ Q'_{12} & Q'_{22} & Q'_{26} \\ Q'_{16} & Q'_{26} & Q'_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 + zk_x^0 \\ \varepsilon_y + zk_y^0 \\ \gamma_{xy} + zk_{xy}^0 \end{Bmatrix}$$

Definendo a questo punto le forze ed i momenti per unità di lunghezza

$$N_x = \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \sigma_x dz \quad M_x = \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \sigma_x z dz$$

$$N_y = \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \sigma_y dz \quad M_y = \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \sigma_y z dz$$

$$N_{xy} = \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \tau_{xy} dz \quad M_{xy} = \int_{-\frac{H}{2}}^{\frac{H}{2}} \tau_{xy} z dz$$

Secondo la convenzione mostrata nella figura seguente

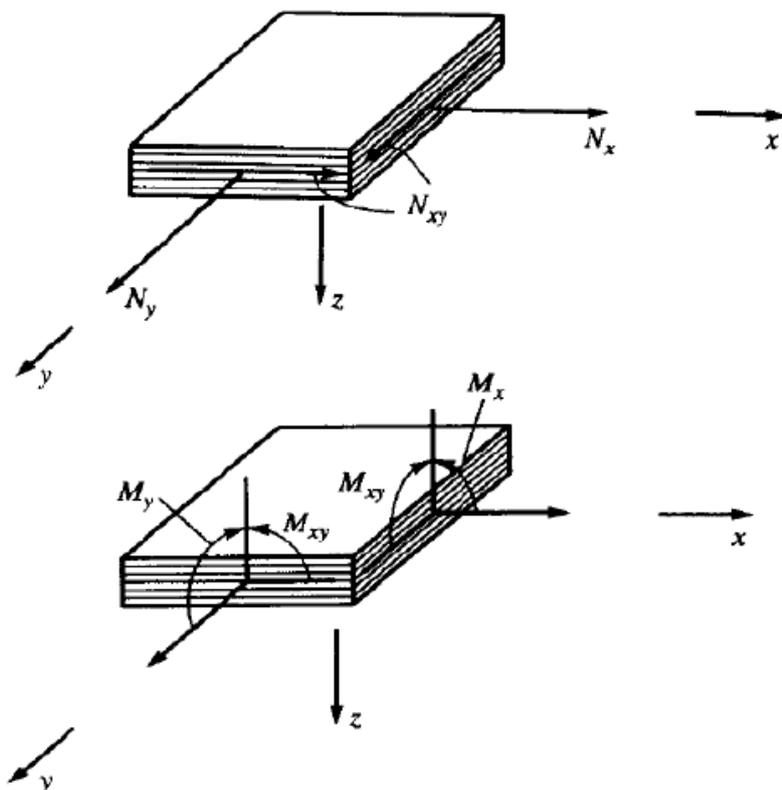


Figura 7: Convenzioni per le direzioni delle forze e dei momenti.

Il sistema diventa

$$\begin{Bmatrix} N_x \\ N_y \\ N_{xy} \\ M_x \\ M_y \\ M_{xy} \end{Bmatrix} = \begin{bmatrix} A_{11} & A_{12} & A_{16} & B_{11} & B_{12} & B_{16} \\ A_{12} & A_{22} & A_{26} & B_{12} & B_{22} & B_{26} \\ A_{16} & A_{26} & A_{66} & B_{16} & B_{26} & B_{66} \\ B_{11} & B_{12} & B_{16} & D_{11} & D_{12} & D_{16} \\ B_{12} & B_{22} & B_{26} & D_{12} & D_{22} & D_{26} \\ B_{16} & B_{26} & B_{66} & D_{16} & D_{26} & D_{66} \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \varepsilon_x^0 \\ \varepsilon_y^0 \\ \gamma_{xy}^0 \\ k_x^0 \\ k_y^0 \\ k_{xy}^0 \end{Bmatrix} \quad (4.20)$$

Dove gli elementi A B D sono dati dal principio di sovrapposizione degli effetti

$$A_{ij} = \sum_{k=1}^N Q'_{ij} (z_k - z_{k-1}) \quad B_{ij} = \frac{1}{2} \sum_{k=1}^N Q'_{ij} (z_k^2 - z_{k-1}^2) \quad D_{ij} = \frac{1}{3} \sum_{k=1}^N Q'_{ij} (z_k^3 - z_{k-1}^3)$$

In ultima analisi, i materiali laminati sono classificati in funzione del tipo di strati con cui sono composti:

- Laminati simmetrici sono costituiti da strati simmetrici rispetto ad un piano medio. In questo caso la matrice avrà tutte le componenti B nulle; inoltre le deformazioni sono dovute solo alle forze N.
- Laminati bilanciati sono costituiti da strati con orientamenti opposti ma incollati in punti qualsiasi. In Questo caso i componenti A_{16} e A_{26} sono sempre nulli.
- Laminati simmetrici e bilanciati sono costituiti da entrambi i casi contemporaneamente; per cui si annullano gli elementi sopracitati.
- Laminati cross-ply sono costituiti da strati i cui filamenti sono disposti sia a 0 che a 90° e intrecciati. In questo caso gli elementi A_{16} A_{26} B_{16} B_{26} D_{16} D_{26} sono nulli. A parità di spessore risultano avere prestazioni migliori lungo le due direzioni, ma mantengono bassa rigidità a taglio nel piano.

Nella maggior parte dei casi, gli orientamenti più utilizzati sono solitamente 0 , 90° e $\pm 45^\circ$.

Per applicazioni particolari, quali ad esempio quelle che prevedono impiego di forze a 360° , l'introduzione di ulteriori angolazioni permetterebbe una migliore distribuzione degli sforzi.

4 Processi di produzione

I processi di produzione riguardano i due tipi di componenti, ovvero la corona esterna e mozzo realizzati in metallo, e la cartella intermedia realizzata in materiale composito. La parte metallica, può essere prodotta tramite così detti *metodi tradizionale*, mentre per quanto riguarda la cartella, dovrà essere differenziata la produzione di pannelli con matrici termoindurenti e termoplastici.

È stato accennato in precedenza come il processo di produzione di un ingranaggio classico sia ampiamente conosciuto e perfezionato. Inoltre, risulta anche semplice ed economica al crescere del numero di componenti da produrre poiché richiede una lavorazione tramite macchinari comuni, quali torni per elementi a geometrie di rotazione (come il mozzo) e dentatrici per le geometrie dei denti. In un ingranaggio componibile, cioè non formato in più pezzi da *collegare*, mozzo e corona dentata esterna sono lavorabili con gli stessi procedimenti qualora siano da realizzare in materiale metallico. Una parte in materiale composito dovrà tuttavia essere prodotta con i metodi tipici di questa categoria di materiali.

Si vedrà dunque le metodologie più comuni, le più indicate ed eventuali nuove tecniche per la produzione di queste classi di materiali, in funzione del costo e del numero di componenti da produrre.

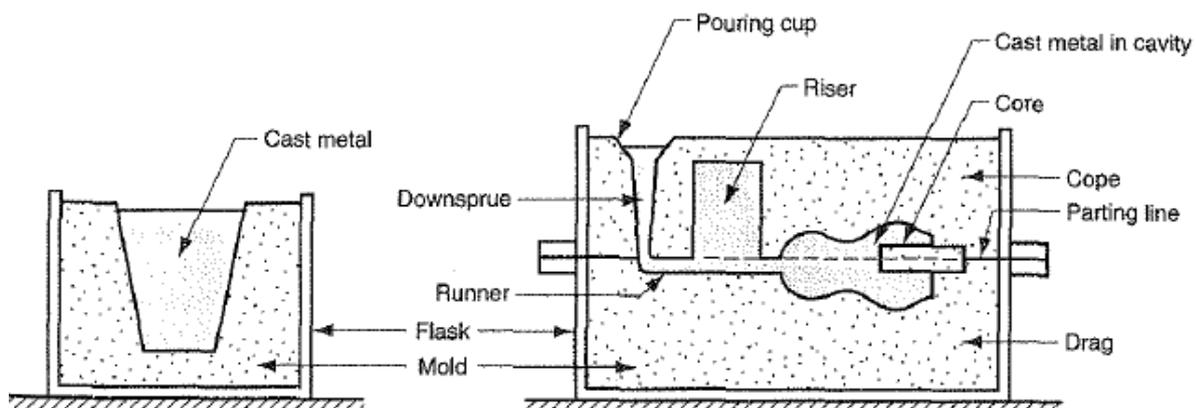


Figura 8: Particolare di uno stampo per metalli. [13]

4.1 Produzione tradizionale delle parti metalliche

Un componente finito e pronto per il montaggio è sempre ottenuto in seguito ad una lavorazione fine partendo da un *grezzo*. In ambito industriale, per ottenere un pezzo grezzo in metallo, le modalità sono essenzialmente due:

- **Fusione** – Sciogliendo il metallo per poi colarlo liquido in uno stampo.
- **Forgiatura** – Partendo da un pezzo di metallo difforme, surriscaldandolo per renderlo più plastico per poi conferire una formatura tramite pressione.

Fusione

All'interno di un crogiolo sono inseriti lingotti o rottami del metallo la cui temperatura sarà portata al di sopra del punto di fusione. Parallelamente è prodotto uno stampo (o un insieme) generalmente in un materiale che resista alle alte temperature (spesso si tratta di sabbia compressa).

Lo stampo può essere riempito per semplice gravità o iniettato con una certa pressione affinché siano evitate zone vacanti; in quest'ultimo caso si parla di **pressofusione** o stampo *in conchiglia* (Die casting) ed è più indicato per metalli a bassa viscosità e temperatura di fusione, quali l'alluminio.

La produzione per fusione è indicata qualora le unità da produrre siano **elevate in numero**, poiché il costo di produzione segue un andamento esponenzialmente decrescente all'aumentare del numero di pezzi. Le uniche spese consistono nella produzione dello stampo e nel caso di pressofusione, con un unico stampo (detto conchiglia), è possibile realizzare svariate centinaia di cicli di produzione.

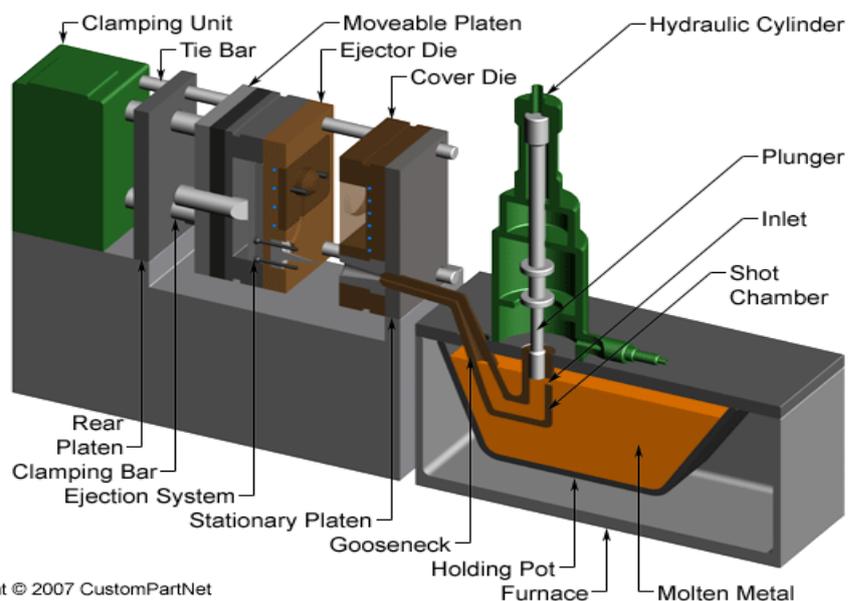


Figura 9: Macchinario per pressofusione con le relative parti

Forgiatura

Nel processo di forgiatura, un massello metallico di forma varia viene deformato plasticamente, solitamente dopo averlo fatto surriscaldare, venendo pressato attraverso uno o più stampi. La deformazione conferisce la forma desiderata senza rompere il pezzo.

La pressione applicata affina il grano cristallino conferendo migliori proprietà meccaniche e a fatica (poiché le cricche nascono generalmente in presenza di grani più rigidi e grandi).

La fucinatura, presenta caratteristiche di costo del tutto analoghe alla fusione ma rispetto a quest'ultima, presenta una maggiore velocità di produzione. I macchinari richiesti sono semplicemente una fornace per surriscaldare il metallo e delle presse con stampi per lavorarlo. Di contro, è poco indicata per la lavorazione di metalli molto duri quali le superleghe, il titanio, il nichel ecc., per cui sono in studio innovative tecniche di produzione (si pensi ad esempio all'additive manufacturing).

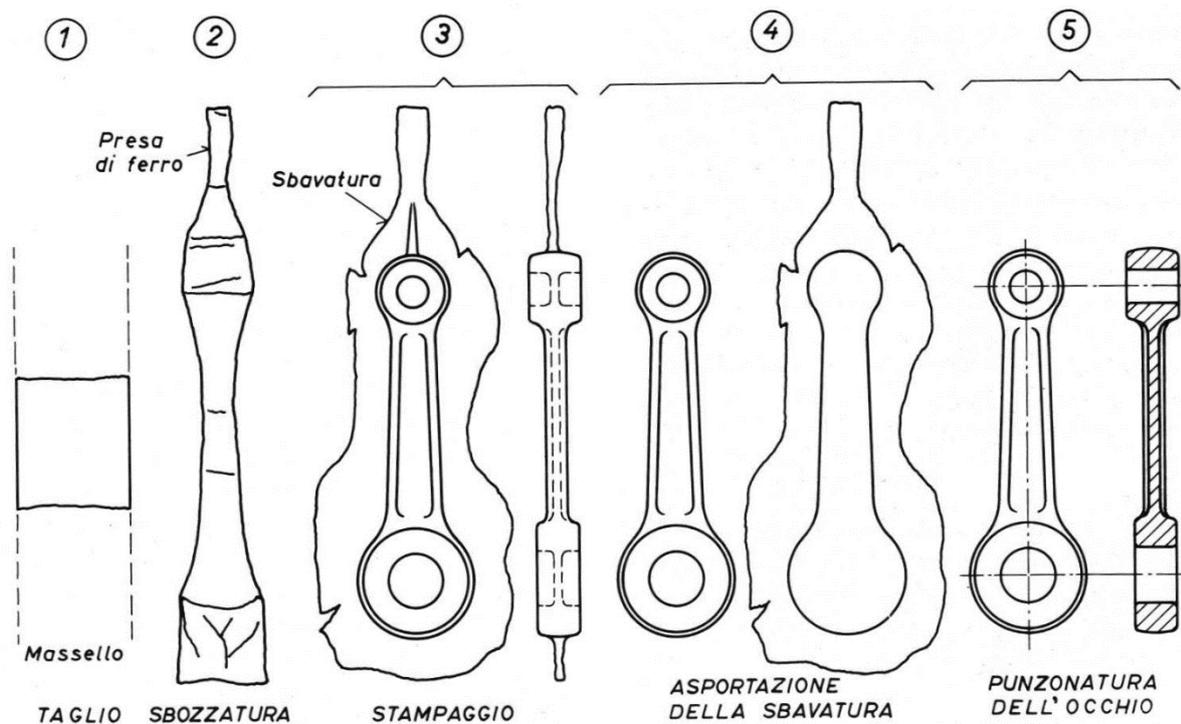


Figura 10: Fasi del processo di forgiatura con stampo. [13]

4.1.1 Lavorazioni di finitura

Sono raggruppate nelle lavorazioni di finitura tutti quei processi superficiali che, partendo da un pezzo grezzo, hanno come scopo la sua “pulitura” affinché rientri nei parametri del pezzo finito. I metodi sono fra i più svariati ma possono essere raggruppate in due categorie: lavorazioni meccaniche e lavorazioni chimiche.

Le lavorazioni meccaniche sono eseguite tramite *asportazione di truciolo*: inserendo il componente in macchine utensili, quali le *fresatrici* o i *torni* (i macchinari computerizzati più moderni possono svolgere più mansioni contemporaneamente), le superfici vengono rifinite grazie a degli inserti (in moto relativo rispetto al pezzo) che ne asportano una piccola porzione per volta, fino ad ottenere il risultato finale. Per le lavorazioni meccaniche, gli elementi chiave sono la geometria del componente e il grado di precisione con cui dovrà essere rifinito. Allo stato attuale dell’arte, con un unico macchinario moderno e computerizzato (sempre più comuni con l’avvento della *industry 4.0*), si è in grado di rifinire totalmente il pezzo. Di contro, sarà possibile lavorare un solo pezzo per volta, che andrà ad occupare la macchina; inoltre, sarà necessario cambiare l’inserto da lavoro regolarmente dopo un certo numero di lavorazioni eseguite per mantenere un certo grado di precisione.



Figura 15: Macchina a controllo numerico a 5 assi per lavorazioni di rifinitura. [millart.cn]

Meno comuni delle lavorazioni meccaniche sono le lavorazioni chimiche: esse infatti sfruttano l'azione attuata da un agente chimico (generalmente un *acido*) che, reagendo con il metallo, ne erode la superficie. Per evitare l'azione erosiva in alcune parti è possibile "mascherarle" con materiali resistenti all'agente chimico affinché non entrino in contatto. Elemento chiave per questa tecnica, consiste nel *tempo di esposizione* all'agente corrosivo, che ne determina la profondità di erosione.

Si ricorda inoltre che trattamenti chimici superficiali sono utili anche per proteggere e rendere più resistente il metallo sottostante.

In conclusione, le lavorazioni meccaniche sono più laboriose e lente data la possibilità di lavorare un pezzo per volta (indicativamente hanno una capacità dell'ordine delle centinaia di pezzi al mese¹¹), ma permettono di ottenere un risultato molto preciso. Sono perciò indicate per quei lavori in cui è richiesto un certo grado di precisione ed un numero totale di pezzi non troppo elevato. Le rifiniture tramite agente chimico non hanno un limite teorico di pezzi da trattare contemporaneamente, sono per cui adatte per numeri elevati di pezzi. Necessitano tuttavia di gradi di sicurezza e controlli elevati, per cui possono risultare più costosi.

4.1.2 Trattamenti termici

Una volta realizzata la forma finale, al fine di aumentarne le caratteristiche chimico-fisiche, i componenti metallici subiscono dei trattamenti termici. Questa lavorazione prevede un ciclo in cui viene fatta variare più o meno repentinamente la temperatura.

I trattamenti termici più comuni sono:

1. **Tempra:** effettuata tramite il surriscaldamento del metallo fino a superare la temperatura di austenitizzazione per poi raffreddarlo immergendolo in acqua o olio. Ha lo scopo di aumentare durezza e resistenza
2. Rinvenimento (o **invecchiamento**): Si effettua riscaldando e raffreddando lentamente il metallo e a più stadi, in modo da consentire una migliore diffusività degli elementi legati in esso. Ha principalmente lo scopo di mitigare gli effetti negativi della tempra.
3. **Bonifica:** è l'insieme di Tempra e Rinvenimento.

¹¹ M. Marchetti, Felli, *Tecnologie Aeronautiche*, Editrice ESA, Milano [13]

4. **Ricottura:** Si effettua tramite il surriscaldamento del metallo fino a superare la temperatura di austenitizzazione e mantenendola tale per un certo intervallo di tempo, scaduto il quale si lascia raffreddare lentamente. Lo scopo principale è quello di dotare il metallo di una struttura molto stabile ed uniforme.
5. **Normalizzazione:** Effettuata analogamente alla ricottura ma con raffreddamento più rapido (raffreddamento in aria aperta). Ha come scopo l'annullamento di tutti i processi termici precedenti, affinando la struttura cristallina.

Un componente finale non necessita di tutti i trattamenti, ma solo di alcuni mirati ad ottenere certe caratteristiche. Si noti inoltre che alcuni sono più indicati per determinati metalli come ad esempio l'acciaio o l'alluminio.

I trattamenti termici devono essere eseguiti con molta precisione ed attenzione, oltre ad avvenire in ambienti protetti e privi di potenziali agenti contaminanti, al fine di non peggiorare le caratteristiche di un materiale.

4.2 Produzione di compositi a matrice polimerica

Per la produzione di elementi in composito, non esistono metodi migliori di altri poiché ogni geometria necessita di una tecnica specifica che ne massimizzi le prestazioni. Per questa ragione ancora oggi molte lavorazioni sono eseguite *manualmente*. Nel corso degli anni, la tecnologia ha comunque permesso di automatizzare molti processi in modo da renderli via via più controllati e da ridurre il lavoro manuale. La produzione dei componenti necessita sempre di stampi che, per piccole produzioni sono generalmente in legno o in alluminio. La matrice termoindurente è inizialmente in fase *liquida* (e si mantiene tale in determinate condizioni), per poi divenire solida una volta effettuato un processo di **curing** all'interno di un'*autoclave* affinché venga esercitata una certa temperatura ed una certa pressione. Una volta solidificata tuttavia non sarà più possibile "rammollire" il polimero: i termoindurenti sono infatti una categoria di materiali non riutilizzabili. Viceversa, i materiali termoplastici sono a temperatura ambiente in fase solida. Affinché le fibre vengano inglobate in esse, necessitano di essere riscaldate fino a raggiungere la temperatura di transizione vetrosa, richiedendo quindi un processo specifico e più complesso. Si noti che polimeri amorfi (come il PEI), possono essere polverizzati in modo da creare una sorta di preimpregnati.

Infatti, le pelli in fibra sono sul mercato sia prive di matrice che **preimpregnate** (*prepreg*). La differenza fra le due consiste nelle generalmente migliori caratteristiche delle seconde rispetto ad un costo più contenuto delle prime. In fine, esistono metodi diversi a seconda che si tratti compositi a fibre di carbonio o a fibre di vetro.

4.2.1 Produzione di compositi con rinforzo ceramico e matrice termoidurente¹²

Vacuum Bagging

Questo processo consta di diversi passaggi ma mantiene comunque un livello basso di complessità. È adatto per piccole produzioni di elementi complessi poiché necessita di un notevole impiego manuale. Nella fase iniziale, le fibre possono essere o completamente prive di matrice o preimpregnate. Si inizia ricoprendo lo stampo con un primo strato di film distaccante (per facilitare l'estrazione), per poi essere tappezzato con le pelli. Ma prima che avvenga l'indurimento, sono disposti sulle pelli ulteriori strati che hanno essenzialmente il compito di assorbire eventuale matrice in eccesso e distribuire la pressione uniformemente. Nello specifico gli strati disposti in ordine sono:

- Peelplay: Il primo strato a contatto con il materiale e permette solo il passaggio della matrice in eccesso.
- Breather: uno strato di tessuto assorbente (generalmente feltro) che ha il compito di assorbire la matrice in eccesso e distribuire il carico del vuoto per ottenere una uniformità migliore del pezzo.
- Mesh: opzionalmente è possibile trovare una trama il cui scopo è di aumentare e migliorare la distribuzione della pressione sul componente.
- Vacuum bag: sottile strato polimerico in grado di mantenere il sottovuoto all'interno dello stampo. Viene collegato direttamente allo stampo tramite del nastro isolante ed è dotato di una valvola a cui è attaccata la pompa di aspirazione dell'aria.

A questo punto viene estratta l'aria all'interno dello stampo attraverso una pompa fino a raggiungere una pressione di 0.1 atm (determinata da un pressostato) e mantenuto in questo stato

¹² *Journal of Composite materials: A new cost-saving vacuum infusion process for fiber-reinforced composites.* [30]

fino all'indurimento; la pressione interna dovrà mantenere una perdita inferiore ai 125 mmHg/mi.¹³ Si noti che questo processo genera un elemento con rifinitura solo da un lato, mentre il lato a contatto con il peel-play rimane in uno stato opaco o ruvido.

Vacuum infusion

L'insieme di stampo e strati assorbenti/distaccanti è simile al processo di vacuum bagging. La differenza principale consiste nel fatto che le pelli di fibra sono prive della matrice quando lo stampo viene chiuso: la matrice è infatti contenuta in un serbatoio a pressione ambiente. Attraverso una valvola (la cui posizione è studiata in modo da ottenere una buona distribuzione della matrice e della pressione) viene creato il vuoto all'interno dello stampo, mentre attraverso una seconda viene collegato il serbatoio della matrice in modo che questa venga "risucchiata" per effetto della differenza di pressione che si genera fra lo stampo ed il serbatoio a pressione ambiente. Il principale aspetto negativo consiste nella difficile determinazione della posizione ideale dei punti di infusione della resina, richiedendo anche una matrice a bassa viscosità.

Questo processo è molto utilizzato in ambito aeronautico (ma anche automotive) grazie alla possibilità di poter creare anche componenti di notevoli dimensioni. Nel caso in cui le pelli vengano disposte in uno stampo a due facce (a conchiglia) il processo prende il nome di **resin transfer moulding (RTM)** e consente una produzione rapida di un numero elevato di componenti.

Spruzzatura (hand spray up)

La produzione di compositi non ad alte prestazioni (generalmente di rivestimento o ad assorbimento di sforzi distribuiti) prevede tecniche di produzione semi automatiche molto semplici. Costano di una "sminuzzatrice" che riduce le fibre in pezzi più o meno corti e le *spruzza* mischiando contemporaneamente la matrice verso lo stampo. Questo metodo consente un buon controllo del rapporto matrice-fibra ma necessita comunque di un operatore che la direzioni sullo stampo. I componenti prodotti con questa modalità sono generalmente molto voluminosi e ad uso strutturale. Inoltre, presentano solo una faccia rifinita e il tasso di inglobamento di bolle d'aria è generalmente alto a causa della meccanica con cui viene prodotto. Data la semplicità, questa tecnica di produzione è estremamente economica e veloce, tuttavia non produce componenti pregevoli: viene per lo più sfruttata per la creazione di carenature in ambito navale o automotive.

¹³ Standard Boeing per la produzione di parti in composito. [18] [43]

Lavorazione di prepreg

Come già accennato, sul mercato sono facilmente rintracciabili fogli di fibre già impregnate (detti *prepreg*). Questi materiali godono sicuramente di caratteristiche meccaniche migliori (il che li rende sicuramente ideali per il campo aerospaziale) poiché il processo industriale in cui vengono prodotte, conferisce una precisa percentuale di matrice, un'alta precisione e ripetibilità. Di contro, i preimpregnati risultano più costosi sia come materia prima, che per via dei metodi di lavorazione.

Filament Winding

Vista la sempre maggiore richiesta di parti in composito, si è cercato di rendere i processi produttivi più automatizzati possibile. Uno dei primi processi ideati è quello del *filament winding*: esso è più indicato per componenti aventi una geometria assialsimmetrica.

Una testa automatizzata viene messa in movimento reciproco rispetto ad un mandrino che dovrà poi successivamente essere rimosso dall'interno del pezzo. Le fibre possono essere preimpregnate, ricoperte all'uscita dalla testa o ricoperte in un secondo momento. A seconda del tipo di carico da sopportare e dall'inclinazione con cui sono avvolte le fibre, si avrà una deposizione:

- Circonferenziale: Per sopportare meglio carichi Tangenziali;
- Elicoidali: se la testa si muove formando un angolo compreso fra i 20° e gli 85°;
- Polari: Per angoli inferiori.

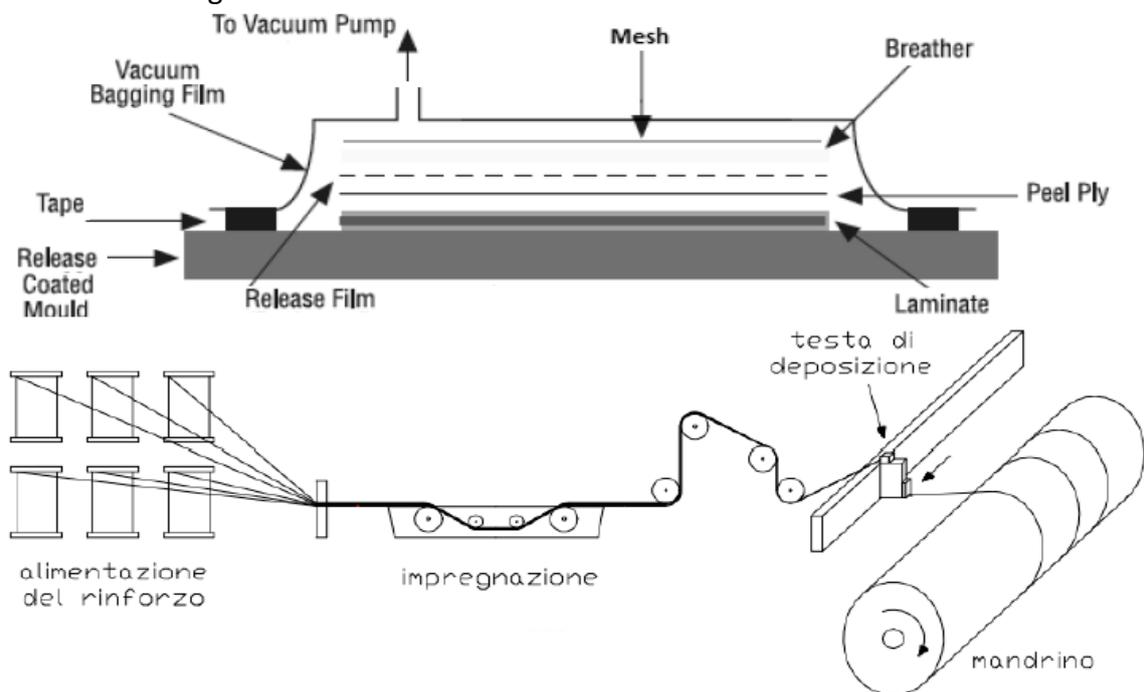


Figura 16: in alto - Elementi del Vacuum Bagging; in basso - processo del filament winding. [44]

Nel caso in cui lo stampo da eseguire abbia una geometria più complessa, sono recentemente stati sviluppati i metodi di **Automatic Tape Laying (ATL)** e **Automatic fibre Placement (AFP)** che sfruttano le capacità di macchine a controllo numerico (CNC a 5 assi) per “ripercorrere” le superfici complesse di file CAD. La differenza fra i due metodi consiste nella possibilità per la prima di depositare un solo filamento per volta (largo fra i 75 e i 300 mm, pressandolo attraverso un rullo con pressioni dell’ordine del decimo di MPa), mentre per la seconda di poter gestire più filamenti (anche più di 30 contemporaneamente). La velocità di deposizione è dell’ordine del m/s con accelerazioni di 2m/s^2 . Si noti che questi processi non sono da considerarsi “Additive manufacturing” in quanto necessitano di uno stampo per reggere le fibre e di un’autoclave per il processo di *Curing*.

Processo di Curing

La solidificazione della matrice è per lo più velocizzata mantenendo il componente ad una certa temperatura. Inoltre, per evitare la presenza di bolle ed aumentare l’adesione rinforzo-matrice, si mantiene il materiale ad un’alta pressione: Queste due caratteristiche possono essere raggiunte all’interno di un’autoclave. È possibile assimilare l’autoclave ad una sorta di “Pentola a pressione”, in grado di mantenere al suo interno temperature dell’ordine dei $150\text{-}200^\circ\text{C}$ e pressioni di 5-10 Bar.

Le alte temperature e pressione garantiscono un miglior processo di indurimento ed una migliore adesione fra gli strati del laminato, conferendo di conseguenza migliori caratteristiche meccaniche. I componenti inseriti al suo interno devono seguire un processo di curing ben preciso (indicato dal fornitore della matrice) – in fig.22 ne è riportato un esempio.

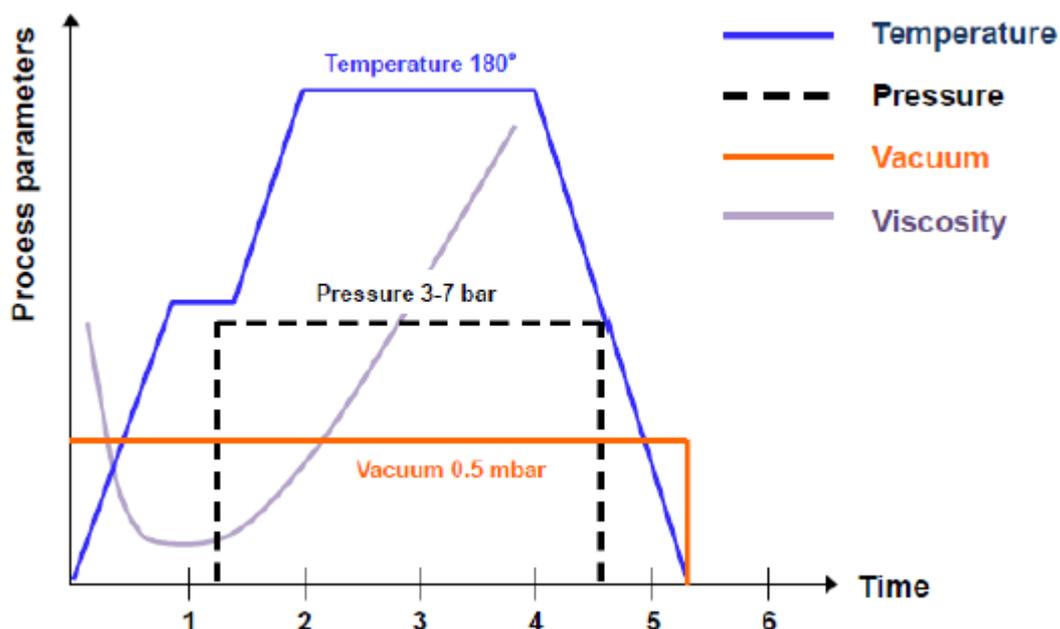


Grafico 5:
Schema
temporale di
un processo
di curing. [44]

4.2.2 Produzione di compositi a rinforzo ceramico e matrice termoplastica¹⁴

I compositi a matrice termoplastica godono di maggiore tenacità dovuta alla struttura non reticolata del materiale. Per quanto riguarda le modalità e le tempistiche di lavoro dei compositi termoplastici, si ha una maggiore rapidità di indurimento (in quanto non entrano in gioco reazioni chimiche) mentre i preimpregnati, essendo rigidi già in fase iniziale, per essere lavorati richiedono un riscaldamento ma non presentano appiccicosità (*tacking*), rendendo dunque più difficoltosa la laminazione. Si noti inoltre che i termoplastici ad alte prestazioni, richiedono temperature per la formatura maggiori anche dell'ordine dei 400°C, richiedendo di conseguenza metodi e macchinari specifici.

Creazione del preimpregnato – hot melt e powder coating

Le matrici termoplastiche sono solide a temperatura ambiente, per cui per creare un foglio di preimpregnato è possibile seguire due strade: una prima tecnica prevede di “rammollire” la matrice per inserirvi il rinforzo prima che ritorni solida (hot melt); una seconda tecnica può essere quella di polverizzare la matrice e di spruzzarla sul rinforzo creando fra i due una carica statica in modo da ottenere una migliore penetrazione (powder coating). In seguito ad entrambe le tecniche, il prodotto deve essere **consolidato** subendo una fase di riscaldamento, compattazione e raffreddamento.

Il consolidamento può avvenire anche per i termoplastici in autoclave, ma richiede condizioni di temperatura e pressione più elevate. Questo fa sì che la lavorazione dei termoplastici in autoclave risulti eccessivamente costosa.

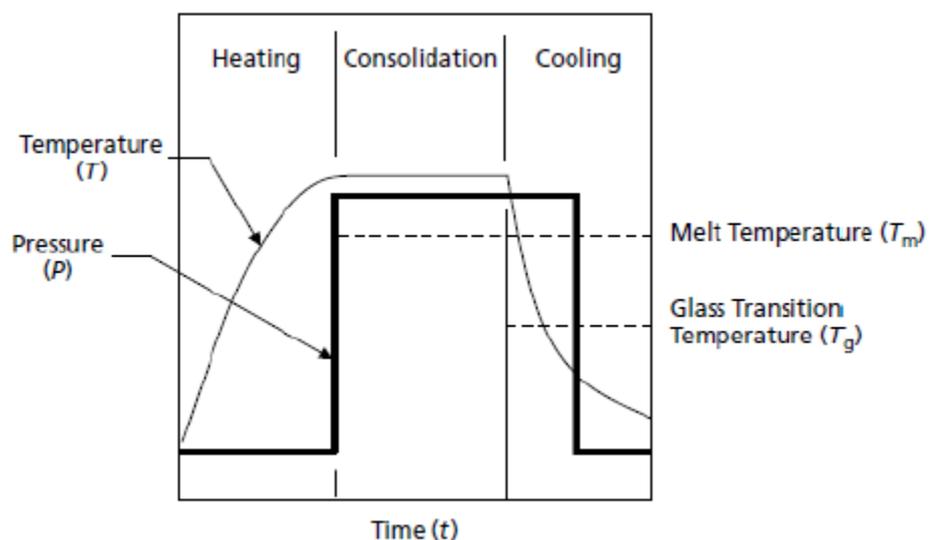


Grafico 6: Schema temporale del processo di consolidamento della matrice. [44]

¹⁴ G. Sala, L. Di Landro, A. Airoidi, P. Bettini, *Tecnologie e materiali aerospaziali* [44]

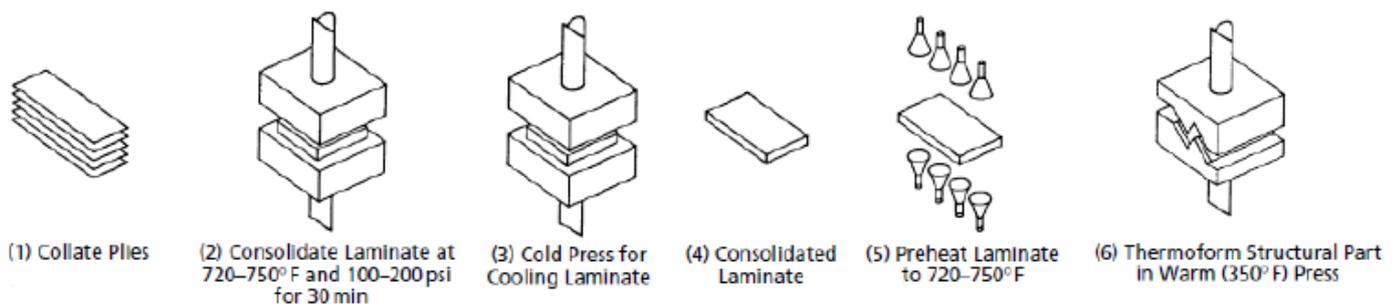


Figura 17: processo di consolidamento e termoformatura di un laminato. [44]

Termoformatura

A questo punto il laminato è pronto per una eventuale successiva formatura a caldo. La creazione del componente può comunque avvenire subito dopo la creazione del materiale (in modo da sfruttare la non completa rigidezza) o in secondo momento con l'ausilio di stampi riscaldati o fonti esterne.

Lo stampo e la lastra vengono riscaldati (con aria calda, raggi infrarossi ecc.) fino a temperatura maggiore della T_g (temperatura di rammollimento), chiusi con una pressione fra 10-50 Gpa e nuovamente raffreddati per ridurre eventuali deformazioni successive. È consigliabile rivestire con un cuscino in gomma le pareti dello stampo, in modo da omogenizzare la distribuzione di pressione. Si noti che nel caso in cui le fibre siano continue, non sarà possibile eseguire deformazioni normali al piano del laminato, ma solo a taglio o in leggera flessione.

Durante il processo di termoformatura, possono presentarsi fenomeni di percolazione e flussi trasversali della matrice (soprattutto lungo la direzione del rinforzo) che tende a disallineare gli strati del laminato; tuttavia tali fenomeni sono necessari al fine di deformare il materiale senza rotture, pieghe o buckling.

Oltre alla formatura in stampo, è possibile formare le lastre tramite un *diaframma a sottovuoto*. Richiede l'utilizzo di un'autoclave per termoplastici e di un lungo tempo di formatura. Inoltre, è consigliabile usare fogli non ancora consolidati, che facilitino la formatura e permettendo il raggiungimento di complessità maggiori.

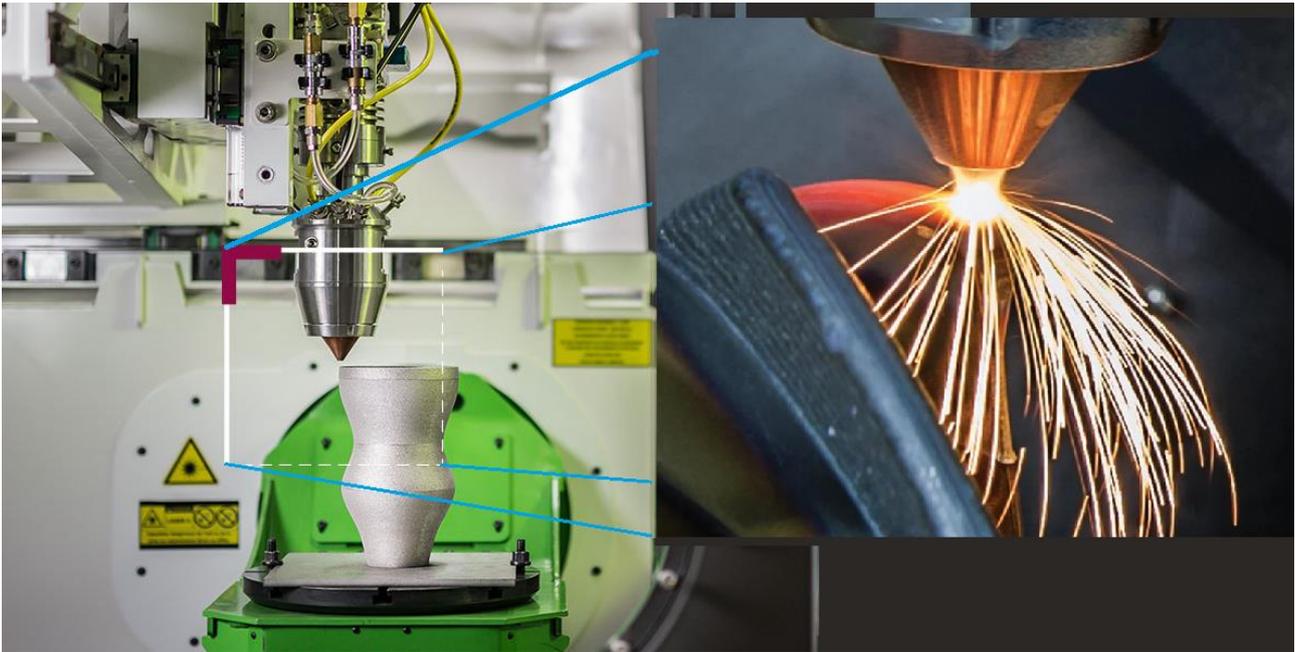


Figura 18: Particolare della testa di deposizione di una macchina a controllo numerico per l'AM. [15]

4.3 Produzione per additive manufacturing

Negli ultimi anni si sta assistendo ad un sempre maggiore sviluppo delle così dette tecnologie di “*Additive manufacturing*”. Il loro utilizzo è reso possibili grazie all’ormai diffusissimo CAD (Computer Aided Design) per la parte di progettazione e per i moderni macchinari CAM (Computer Aided Manufacturing) per la produzione.

Queste rivoluzionarie tecniche consentono, contrariamente a quanto avviene nelle lavorazioni convenzionali, di produrre un componente non per *asportazione* ma per *addizione* di materiale. L’elemento che rende ciò possibile è la testa depositatrice che, mossa in un percorso prestabilito dalla macchina a cinque assi, deposita più strati (*layer*) fino ad ottenere il pezzo completo e praticamente finito.

Storicamente le prime ad essere state sviluppate e, al giorno d’oggi, anche le più sfruttate e consolidate sono le tecniche additive per materiali polimerici (detta anche stampa 3D): come già accennato, un modello CAD tridimensionale subisce un processo di *slicing* viene cioè diviso in strati bidimensionali (detti *layer*). Sovrapponendo via via i vari *layer* si ottiene l’oggetto in tre dimensioni. Lo spessore degli strati è funzione del materiale di partenza e del metodo con cui viene aggiunto.

Per la produzione di elementi metallici, l'AM sta prendendo via via sempre maggiore importanza poiché la produzione per addizione ha come aspetto positivo *l'assenza quasi totale di scarti* e la possibilità di creare geometrie estremamente complesse (anche impossibili da realizzare con altre tecniche). Inoltre, alla fine della "stampa" il pezzo è praticamente finito, salvo altre lavorazioni speciali. Di contro, L'AM è ancora una tecnologia in fase di sviluppo e i prodotti realizzabili sono limitati; i macchinari risultano al momento relativamente costosi, pur essendo molto versatili e soprattutto, sono in grado di lavorare un solo pezzo per volta, il che rende questa tecnologia lenta per i ritmi industriali. In base al materiale di partenza e al tipo di addizione, il pezzo può presentare esternamente un effetto "*gradino*" dovuto al deposito di materiale per strati.

Si noti infine che al momento non esistono tecniche consolidate per la produzione di materiali compositi per AM, anche se sono in fase di studio e sviluppo dei macchinari specifici.

4.3.1 Produzione di parti metalliche per Additive Manufacturing

Per la produzione di parti metalliche, allo stato dell'arte attuale, il materiale di partenza è per lo più in fase di *polvere (o meglio microsferi)*. Più raramente sono adoperati fili o fogli da saldare.

Le tecniche di AM per i metalli sono suddivise in base al metodo di scioglimento del materiale grezzo:

- Metallo sciolto per mezzo di un fascio di elettroni – Electro Beam Melting (EBM)
- Metallo sciolto per mezzo di un raggio laser – Selective Laser Melting (SLM)

Electro Beam Melting (EBM)¹⁵

Il metodo è stato messo a punto dall'azienda *ARCAM* per conto di *AVIO*^[15] che ne sfrutta le potenzialità nel creare pezzi adatti all'ambiente aerospaziale. Il materiale grezzo da apporto si trova in fase di polvere e deve necessariamente essere un materiale **conduttivo**. Inizialmente ogni layer (dello spessore di 70-200 µm) è costituito da un "letto" di polvere depositato con un rullo (in modo da ottenere uno spessore ben preciso). A questo punto un fascio di elettroni scioglie la polvere in determinati punti, seguendo il percorso prestabilito al termine del quale viene nuovamente ricoperto col successivo strato di polvere. Questo processo gode degli aspetti positivi e negativi dell'AM, ma necessita di ulteriori accorgimenti: la camera di fusione deve essere mantenuta sottovuoto o in ambiente neutro (ad esempio in argon); il letto di polvere necessita un

¹⁵ ARCAM – Additive solution. [16] [17]

preriscaldamento (dell'ordine del migliaio di gradi centigradi); si ha un alto assorbimento energetico (dell'ordine dei 3kW).

Questo metodo, anche grazie alle ultime peculiarità riportate, è particolarmente adatto per la produzione di componenti in materiali difficili da lavorare (primo fra tutti il Titanio). Inoltre, i componenti finiti presentano ottime caratteristiche finali. La velocità di produzione è dell'ordine dei 60 cm³/h il che lo rende lento rispetto ai normali processi industriali: si noti comunque che il tempo di produzione viene ammortizzato qualora vengano prodotti elementi complessi e già rifiniti.

Selective Laser Melting (SLM)

Il processo di produzione è analogo al precedente, ma il materiale grezzo (non per forza un metallo) viene sciolto tramite un raggio laser ad alta energia. Rispetto al metodo a fascio di elettroni, l'aggiunta per raggio Laser ha un grado di precisione maggiore creando strati fra i 30 e i 50 µm, necessita di un preriscaldamento dell'ordine dei 200°C, mantiene un basso assorbimento energetico (intorno ai 300 W) ma ha dei tempi di realizzazione maggiori, procedendo fra i 2 e i 10 cm³/h.



VS.



- | | |
|--|---|
| <ul style="list-style-type: none"><input type="checkbox"/> Only on conductive materials<input type="checkbox"/> High Power (3 kW)<input type="checkbox"/> Hot process (700-1000°C)<ul style="list-style-type: none">▪ Less stress, less distortion▪ Fine microstructure▪ Better material properties<input type="checkbox"/> Under vacuum<ul style="list-style-type: none">▪ higher recyclability of powders▪ No contamination▪ Stable process<input type="checkbox"/> Surface finishing c. Ra 10 µ | <ul style="list-style-type: none"><input type="checkbox"/> No limits → techno-polymers<input type="checkbox"/> Low Power (400W)<input type="checkbox"/> Cold process<input type="checkbox"/> No vacuum, Ar, N₂<input type="checkbox"/> Lower machine costs, rich material portfolio<input type="checkbox"/> Surface finishing c. Ra 4 µ |
|--|---|

Figura 19: Confronto fra EBM e SLM. [42]

Gli elementi metallici prodotti per AM hanno comunque caratteristiche fisiche analoghe a quelli prodotti tramite i metodi convenzionali. Infatti, una volta terminata la “stampa”, il componente è a tutti gli effetti un pezzo monolitico in metallo ed è in grado di subire eventuali trattamenti termici che annullino eventuali stress termici residui.

4.3.2 Produzione di compositi per Additive Manufacturing

Nonostante le applicazioni additive per materie plastiche siano allo stato dell’arte attuale molto diffuse, sono ancora in fase di studio dei metodi per l’inserimento di rinforzi in modo da ottenere componenti dei compositi. La lavorazione per addizione di polimeri è per la maggior parte realizzata tramite deposizione di resina (fase liquida) o per estrusione di filo (fase semisolida o solida). Per la creazione di un eventuale composito a matrice polimerica, in funzione del tipo di matrice, si dovrà ponderare una scelta in base alla sua fase iniziale. Al momento le tecniche più promettenti sfruttano polimeri *termoplastici* sotto forma di filo che, portati al punto di fusione, vengono attraversati da fibre di rinforzo. Tuttavia, questi polimeri godono di caratteristiche fisico-meccaniche mediamente inferiori.

Fused Deposition Modelling (FDM)

Il processo di FDM consiste nella deposizione di un filamento plastico (portato a fusione) lungo un percorso prestabilito fino a comporre, strato dopo strato, un solido tridimensionale. La testa depositatrice è l’organo che si occupa di riscaldare il filamento fino a raggiungere la fusione e di estruderlo facendolo attaccare via via lungo un piano parallelo fino a completare tutto lo strato. In particolare, l’ugello della testa deve essere mantenuto, con precisione, ad una distanza dal piano pari allo spessore del layer. Si noti anche che lo spessore di estrusione è funzione della velocità della testa di deposizione e della portata di estrusione. La differenza di temperatura fra la fase molle e solida del polimero superano i 200°C, per cui il componente può risentire di deformazioni dovute al gradiente termico (*warping*): per tali ragioni è necessario un piano preriscaldato o un ambiente che mantenga un graduale raffreddamento. Un altro aspetto critico è costituito dalla porosità risultante del materiale: durante “l’intrecciamento” dei filamenti, possono rimanere intrappolate delle bolle d’aria con pressioni anche di 2 Bar.

Tecnologie AM per compositi a matrice termoplastica

Per una prototipazione rapida, sono già presenti sul mercato delle “stampanti 3D” in grado di processare compositi a fibre lunghe in matrice polimerica. La Markforged¹⁶ ad esempio produce un macchinario in grado di processare fibre lunghe inserite in matrice di PA (Nylon®). Sono rintracciabili inoltre dei materiali grezzi (filamenti per addizione) già costituiti da fibre immersi in polimeri. Per la lavorazione di tecnopolimeri quali PEI e PEEK sono comunque in studio delle tecniche: per il momento si sfrutta l’addizione per matrice in fase di polvere, ma è possibile reperire anche macchinari in grado di stampare con termoplastici ad alte prestazioni.

4.4 Scelta del processo produttivo

La produzione di un qualsiasi pezzo è funzione di numerosissimi elementi chiave. Primi fra tutti sono sicuramente il costo del materiale grezzo ed il numero di componenti da produrre, a cui va aggiunto il costo della lavorazione. Esigenze di mercato rendono generalmente stabili i valori delle prime due variabili, per cui si può cercare di ottimizzare i costi migliorando l’efficienza della fase di lavorazione. Un altro elemento chiave è il rapporto del numero di elementi prodotti nell’intervallo di tempo (che è generalmente orario o giornaliero ecc.).

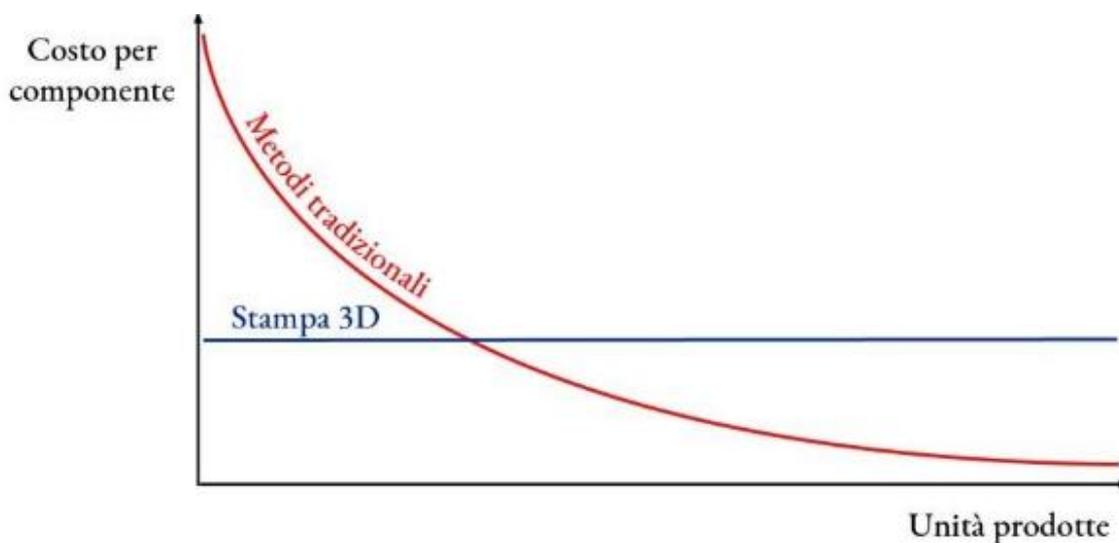


Grafico 7: confronto efficienza metodi di produzione convenzionali rispetto all'AM.

¹⁶ Markforged – Industrial Additive Manufacturing Platform [14]

In base a questi fattori, sia l'additive manufacturing che i metodi tradizionali godono di aspetti positivi e negativi. Come accennato in precedenza, le tecniche di addizione permettono di ottenere componenti estremamente complessi, che necessitano minimi trattamenti e senza scarti ma con volumi di produzione ridotti a parità di tempo. Va anche precisato che queste nuove tecniche sono al momento piuttosto costose in rapporto al numero di pezzi prodotti. Per cui, nel caso sia necessario affrontare anche un investimento per l'acquisto dei macchinari necessari, l'AM è più efficace per la produzione di elementi complessi e a numero ridotto. Mentre le tecniche di produzione convenzionali sono di gran lunga più efficienti qualora il componente da produrre sia a geometria semplice ed in quantità elevata.

Per quanto riguarda nello specifico la produzione delle parti in composito, il metodo di produzione sarà scelto in funzione alla geometria. Da ciò è dunque influenzato il costo finale (e l'efficienza totale del processo produttivo).

Tabella 7: Confronto tra i processi produttivi con relativi costi. [8]

Processo	Ciclo produttivo (tempo)	Costo apparecchiatura (€x1000)	Costo stampo (€)	Valore prodotto per ciclo (€)	Valore per ora (€)	Efficienza (*)
Stampaggio	3 minuti	75	7500-30000	1,5-7,5	30-150	547-2142
Autoclave	8 ore	225	1500	15-150	1,8-18	12-118
Filament winding	4 ore	30-150	1500	15-150	3,7-37	178-375
Formatura	10-60 minuti	7,5-15	450-1500	1,5-15	9-15	1500-1800
Spruzzatura	3 ore	7,5	150-750	7,5-37	3-12	600-2400
Manuale	5 ore	0	150-750	7,5-37	2	15000

(*) Efficienza del processo = Valore prodotto per ora X 10⁶ / capitale totale investito

5 Tecniche di giunzioni

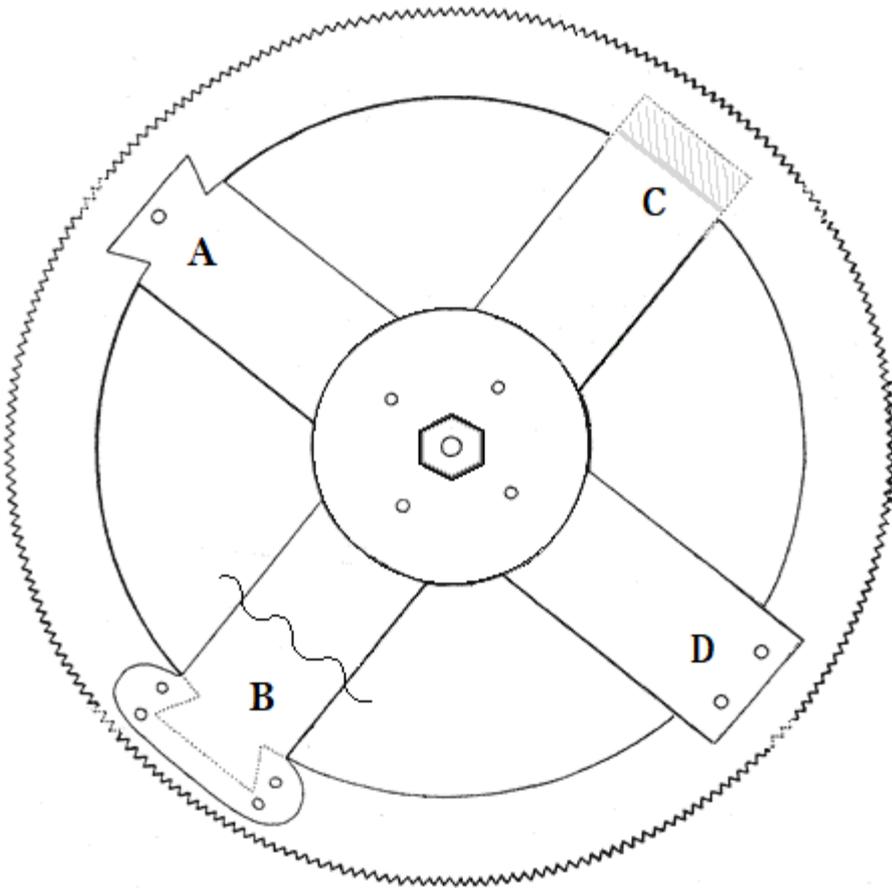
Le giunzioni sono elementi o tecniche tramite cui si realizza l'unione di due o più elementi per mantenerli in una determinata posizione reciproca durante lo svolgimento di un compito. Agiscono dunque da vincoli per limitare il movimento. La giunzione più semplice è la **saldatura** che, tramite la formazione di legami molecolari, unisce le parti iniziali in un'unica "macrostruttura". La saldatura è tuttavia un tipo di giunzione *continua* e *non smontabile*, ovvero per riottenere le parti d'origine bisogna necessariamente rompere o tagliare il componente. In secondo luogo, la saldatura può essere eseguita solo fra materiali della stessa classe (ovvero metallo-metallo o polimero-polimero), per cui non risulta effettuabile fra un metallo ed un polimero come nel caso in analisi.

Componenti in materiali di classi diversi possono comunque essere uniti tramite l'impiego di giunzioni *discontinue* e *meccaniche*. I metodi storicamente più usati in ambito industriale, automotive e aerospaziale, sono la **rivettatura** e l'**imbullonatura**¹⁷. In tempi più recenti, con l'impiego dei materiali compositi, sono molto utilizzati anche gli **incollaggi**. Si tenga presente infatti che i materiali compositi necessitano di accorgimenti particolari e le normali giunzioni meccaniche non sempre risultano adatte, anche se le matrici termoplastiche risultano più avvantaggiate potendo contare su una maggiore varietà.

Vanno in ultima analisi menzionate la giunzione geometrica che sfrutta gli *incastri* per limitare gli spostamenti (largamente usata per l'accoppiamento albero-mozzo) e la giunzione tramite spina. Tuttavia, in questi casi si hanno generalmente uno o più gradi di libertà, per cui è generalmente utilizzata simultaneamente ad altre giunzioni.

¹⁷ Un velivolo con rivestimento metallico può necessitare più di due milioni di rivetti - G. Sala, L. Di Landro, A. Airoidi, P. Bettini, Tecnologie e materiali aerospaziali. [44]

Nel presente testo saranno trattate la rivettatura, l'imbullonatura e l'incollaggio che meglio si adattano all'unione di diversi materiali (quali metalli e polimeri) soggetti a forti sforzi di taglio. Inoltre, sono estremamente economici e semplici da realizzare.



*Figura 20: Ruota dentata formata da dentatura a "corona" e cartella a "raggera". Sono visibili:
A - Una giunzione geometrica rivettata che ne limita lo scorrimento.
B - Una giunzione geometrica con una placca di mantenimento.
C - incollaggio.
D - Rivettatura.*

5.1 Incollaggi

Gli incollaggi costituiscono una giunzione discontinua e non smontabile. Si basano sull'utilizzo di **sostanze adesive** interposte fra le due parti da collegare. Sul mercato sono reperibili una grande varietà di adesivi, sia solidi che liquidi. Per effettuare una giunzione incollata bisogna tener conto della natura dei materiali da unire, le superfici, i carichi ma anche la natura dell'adesivo: ciò rende l'utilizzo degli incollaggi più complesso rispetto agli altri metodi di giunzione.

Aspetti fondamentali degli incollaggi sono la leggerezza e il basso ingombro che li rende particolarmente adatti per tutti gli impieghi in cui sono richiesti spazi e pesi contenuti. Per tale ragione sono essenziali in campo aerospaziale, ma anche molto comuni nel settore edile, automotive e nautico. A questi si aggiunge la fondamentale caratteristica di non concentrare gli sforzi in singoli punti ma di distribuirli su una superficie.

Nelle giunzioni incollate, il trasferimento del carico avviene tramite sforzo di taglio lungo la linea di giunzione, ma lo studio della distribuzione degli stress al suo interno risultano più complesso.

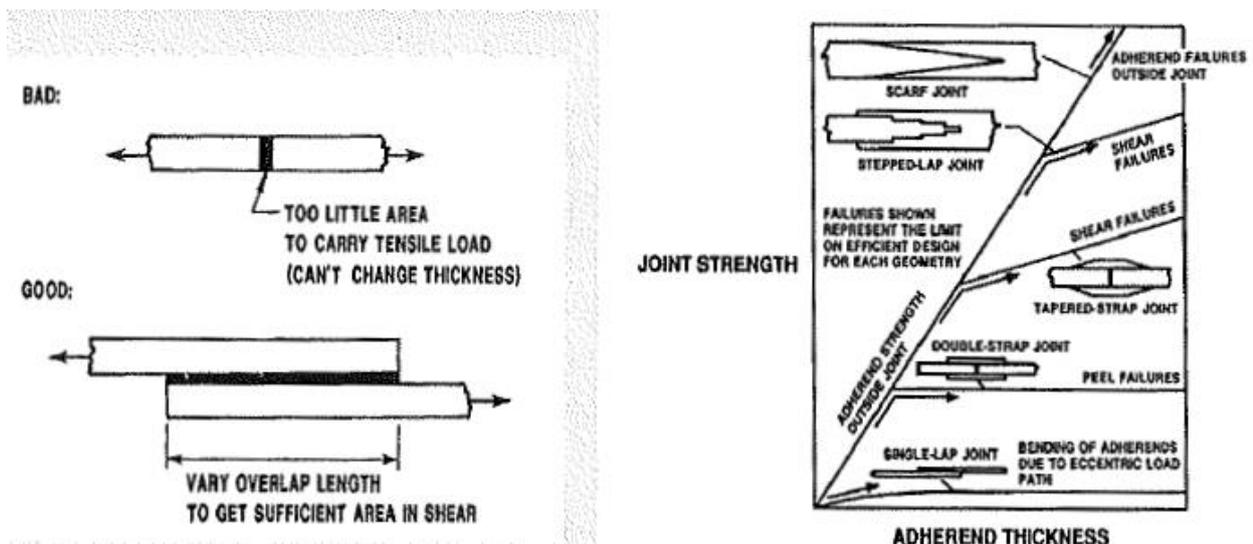


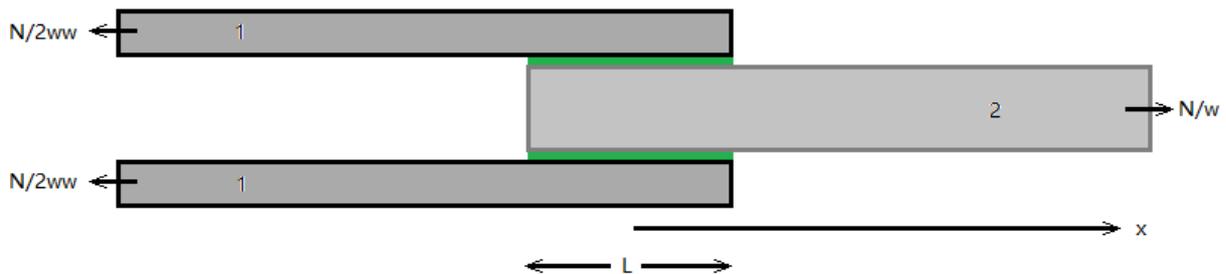
Figura 21: Confronto fra i vari tipi di giunzioni incollate e la loro relativa resistenza. [43]

5.1.1 Dimensionamento degli incollaggi¹⁸

Come si è spiegato in precedenza, gli sforzi sono agenti su superfici; per cui gli aspetti da tenere in considerazione sono:

- Rigidezza delle parti da unire.
- Resistenza a taglio dell'adesivo.
- Direzione in cui è applicato il carico.

Inoltre, è ipotizzato in prima approssimazione un comportamento elastico lineare degli elementi da giuntare e sollecitazione a taglio uniforme lungo lo spessore dell'adesivo.



Considerando due elementi incollati con doppia sovrapposizione (dove col pedice 1 ci si riferisce all'elemento 1 ed analogamente col 2) tramite un adesivo con modulo elastico G_a e massimo scorrimento angolare in campo elastico γ_a , a cui è applicato un carico bilanciato ($N_1=N_2$).

In un tratto Δx si avrà:

$$\gamma = \frac{u_2 - u_1}{t_a} \quad (6.1)$$

Dove t_a è lo spessore dell'adesivo. A questo punto differenziando si ottiene:

$$\frac{d\gamma}{dx} = \frac{1}{t_a} \left[\frac{du_2}{dx} - \frac{du_1}{dx} \right] \quad (6.2)$$

Sostituendo all'interno della 6.2 e differenziandola ulteriormente si ottiene:

$$\frac{du_2}{dx} = \frac{T_2}{2Et}, \quad \frac{du_1}{dx} = \frac{T_1}{Et} \rightarrow \frac{d^2\gamma}{dx^2} = \frac{1}{t_a Et} \left[\frac{1}{2} \frac{dT_2}{dx} - \frac{dT_1}{dx} \right] \quad (6.3)$$

Dove le T rappresentano le forze interne agli elementi per unità di lunghezza. Lungo il segmento Δx

avviene un incremento dello sforzo pari a $\frac{dT}{dx} = \tau \rightarrow \begin{cases} \frac{dT_1}{dx} = -\tau \\ \frac{dT_2}{dx} = 2\tau \end{cases}$ che sostituendo nella 6.3

¹⁸ Teoria delle giunzioni – Incollaggi. Enrico Cestino. [46]

$$\frac{d^2\gamma}{dx^2} = \frac{2}{t_a Et} \tau = \frac{2 G_a}{t_a Et} \gamma = \lambda_a^2 \gamma \rightarrow \frac{d^2\gamma}{dx^2} - \lambda_a^2 \gamma = 0 \quad (6.4)$$

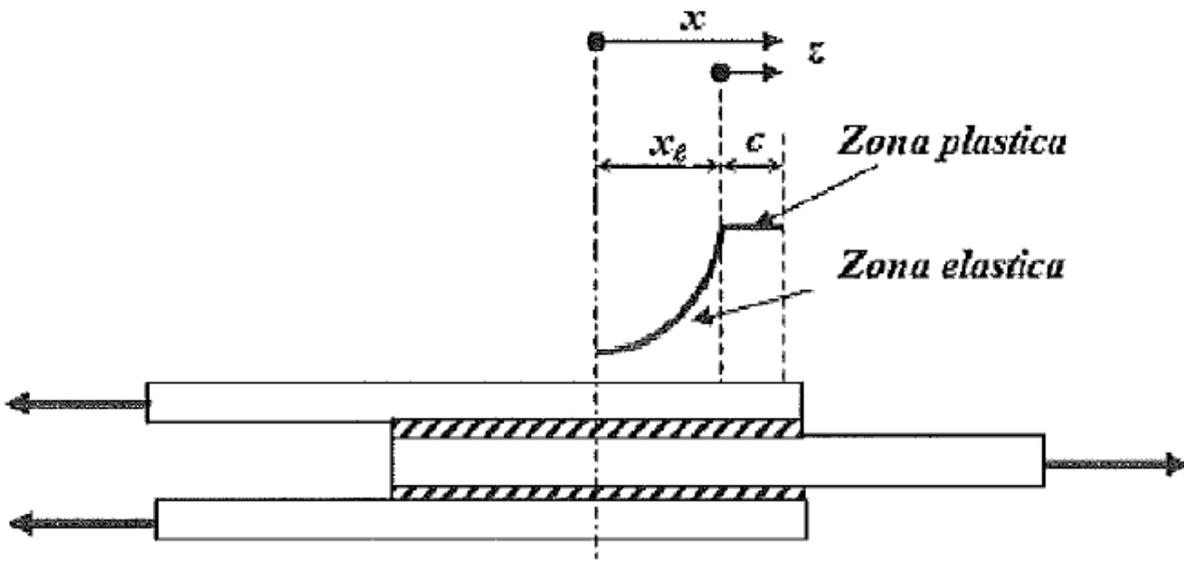
A questo punto sono aggiunte le condizioni a contorno

1. $\tau(x) = \tau(-x)$ che è la condizione di simmetria.
2. $x = \frac{L}{2}$: $\rightarrow T1 = 0; T2 = \frac{N}{w}$ Che è l'equilibrio agli estremi.

Per cui si ottiene
$$\frac{d\tau}{dx} \left(per\ x = \frac{L}{2} \right) = \frac{2 G_a}{t_a Et} \left[\frac{1}{2} T2 - T1 \right] \left(per\ x = \frac{L}{2} \right) = \frac{2 G_a}{t_a Et} \frac{N}{2w} \quad (6.5)$$

Con
$$\tau = \frac{N}{4w} \gamma_a \frac{\cosh(\gamma_a x)}{\sinh(\gamma_a \frac{L}{2})} \quad -L/2 \leq x \leq L/2. \quad (6.6)$$

Da queste relazioni si deduce che un aumento della lunghezza conduce ad un aumento della resistenza solo se produce un abbassamento della massima deformazione. Gli sforzi seguono un andamento a campana rovesciata. Si noti che al crescere di L, la distribuzione dei carichi diventa sempre più disomogenea rendendo il giunto poco efficiente: per cui esiste una area di sovrapposizione ottimale.



Dato lo sforzo N/w è possibile dimensionare lo spessore t_a e le caratteristiche dell'incollaggio con la seguente formula:

$$\frac{N}{w} = 2 t_a Et \left[\gamma_a \lambda_a \tanh \left(\lambda_a \left(\frac{L}{2} - c_F \right) \right) \cosh(\lambda_P c_F) + \frac{G_a}{G_p} \gamma_a \lambda_p \sinh(\lambda_P c_F) \right]. \quad (6.7)$$

Dove G è il modulo elastico tangenziale, γ è lo scorrimento angolare, le grandezze in a sono in campo elastico, le grandezze in F sono riferiti alle situazioni limite (a rottura) e in P le intermedie alle due.

5.2 Giunzioni meccaniche

Le giunzioni meccaniche sfruttano un componente intermedio che blocca il movimento reciproco di altre due parti. Per agire su tutte le parti necessitano di un **foro** e di estremi (**testa** e **controtesta**) appositamente modellati. La peculiarità delle giunzioni meccaniche consiste nel trasmettere le forze in modo *concentrato* (in prossimità della giunzione appunto).

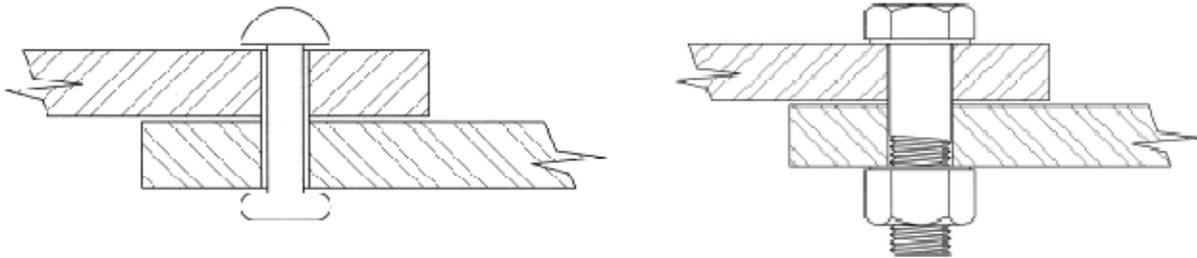


Figura 22: Giunzioni meccaniche – A destra una giunzione rivettata (non smontabile); a sinistra un accoppiamento vite-bullone (smontabile).

Le giunzioni meccaniche sono suddivise in smontabili e non (fig.8). Ovviamente sono caratterizzate da determinati vantaggi rispetto agli altri metodi:

- Non dipende dai tipi di materiale da collegare, ma solo dai componenti.
- Per smontare l'assieme non è necessario danneggiare le parti in quanto è sufficiente smontare la singola giunzione.
- La facilità di smontaggio consente una manutenzione ed un'ispezione facilitata.
- La resistenza della giunzione è funzione del materiale di cui è composta (generalmente metalli).
- Non viene alterata la composizione chimica delle parti da giuntare e non necessitano di preparazione delle superfici (a parte una foratura).
- Sono molto economici e facilmente riparabili.

Un ulteriore vantaggio può consistere nel fatto che le giunzioni meccaniche, in alcuni casi, possono migliorare la resistenza rispetto ad un componente singolo, separando i materiali ed impedendo così la propagazione di cricche, tuttavia dipende da svariati fattori come geometria e i tipi di sforzi.

A questi vantaggi si associano tuttavia anche degli svantaggi:

- Concentrano gli sforzi in prossimità dei fori, dove cioè il componente è indebolito.
- I fori hanno un comportamento deleterio sul comportamento a fatica.
- Non possono essere applicati a tutti i materiali.
- Necessitano di particolari accorgimenti per l'utilizzo sui compositi.
- Hanno basso rapporto resistenza/peso rispetto agli altri metodi con conseguente bassa efficienza strutturale.
- Tendono a formare un *gioco* con il foro per elevati sforzi, cicli o variazioni di temperatura.

A seconda di come agiscono i carichi, possiamo suddividere le giunzioni in due casi: sforzi agenti *parallelamente* all'asse della giunzione sono contrastati solo dalla resistenza della giunzione. A causa della loro scarsa efficienza, sono poco sfruttati in ambito aeronautico. Nel caso di uno sforzo a taglio ovvero con carichi agenti *perpendicolarmente* all'asse della giunzione, lo sforzo è contrastato dall'attrito fra le parti o dalla reazione vincolare del gambo.

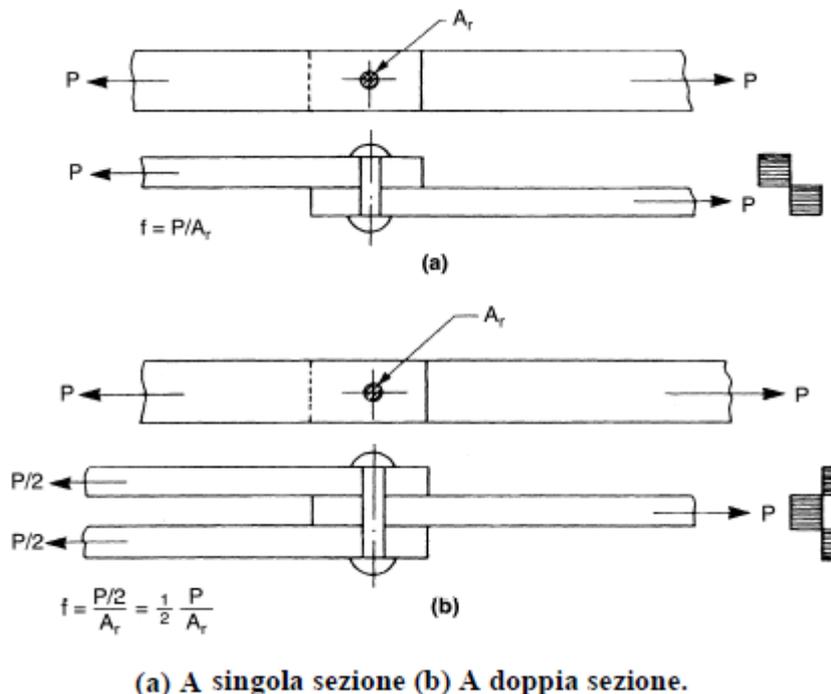


Figura 23: Giunzione soggetta a taglio. [44]

Distinguiamo inoltre giunzioni a singola sezione e a doppia sezione (fig. 9). In quest'ultimo caso, lo sforzo viene diviso equamente e ripartito fra la parte superiore ed inferiore.

5.2.1 Rivettatura

La rivettatura sfrutta come elemento principale il **rivetto**. Costituiscono una giunzione a carattere permanente poiché per essere rimosso deve essere recisa una parte. Ne esistono una grande varietà e generalmente sono costituiti in un materiale plasticamente deformabile, in modo da poter adeguatamente chiudere la controtesta per creare il serraggio. Il processo di chiusura della controtesta può avvenire per *ribattitura* qualora la parte sia raggiungibile, oppure tirando un elemento interno al rivetto che ne varia lo spessore (rivetti a strappo). (fig. 10) Si noti come ci siano diverse forme delle teste a seconda delle funzioni richieste, delle forme dei macchinari utilizzati o di esigenze particolari (come quelle aerodinamiche per le teste svasate).

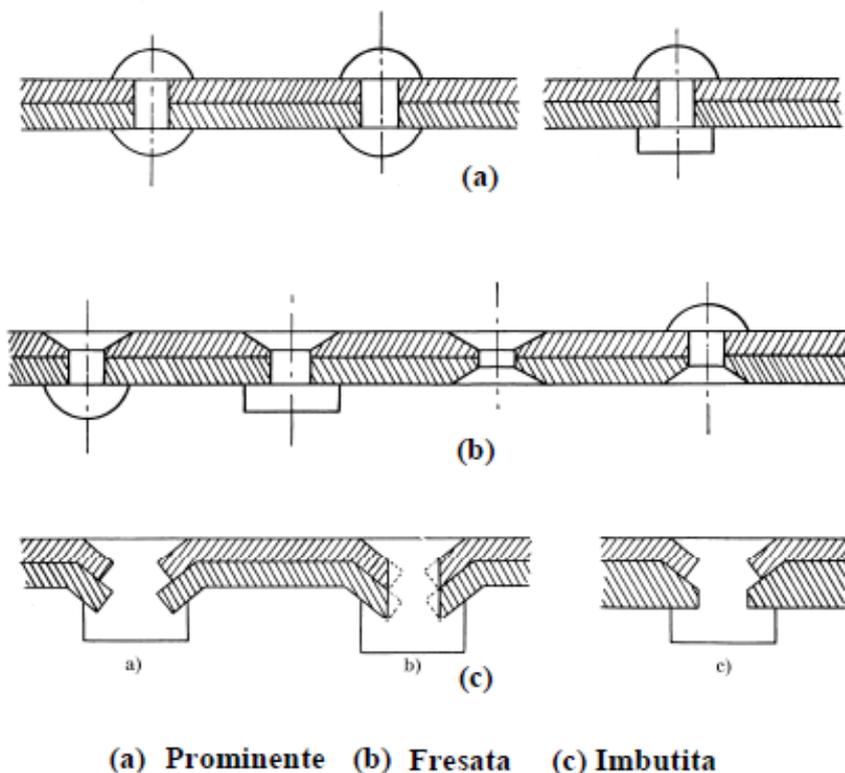


Figura 24: Tipologie di ribattitura in funzione della forma di testa.

Le giunzioni rivettate sono concepite per resistere unicamente a sforzi di taglio mentre sono generalmente trascurati gli sforzi paralleli all'asse. Sono comunque ammessi sforzi di trazione non superiori al 5% del carico di rottura a taglio.

Per far passare il rivetto, è generalmente richiesto un foro cilindrico nelle parti con diametro più grande del 2-3%.

5.2.2 Imbullonatura

L'accoppiamento vite-dado costituisce una *giunzione smontabile* che richiede l'*accessibilità* ad entrambe le parti ed è detto **bullone**. L'assemblaggio è molto semplice e consiste nell'inserimento di un elemento filettato (vite) in un dado (madrevite) ed applicando un serraggio con coppia rotativa ad uno dei due, si fissano sfruttando l'*attrito fra i filetti*. La coppia di serraggio del bullone deve essere determinata con precisione al fine di non sotto o sovraccaricare la giunzione. In generale offrono una forza di serraggio maggiore rispetto ai rivetti.

5.2.3 Dimensionamento dei giunti meccanici

Si noti che il dimensionamento dei bulloni è del tutto analogo a quello dei rivetti.

Nella figura seguente sono schematizzate le quattro tipologie di rottura principali.

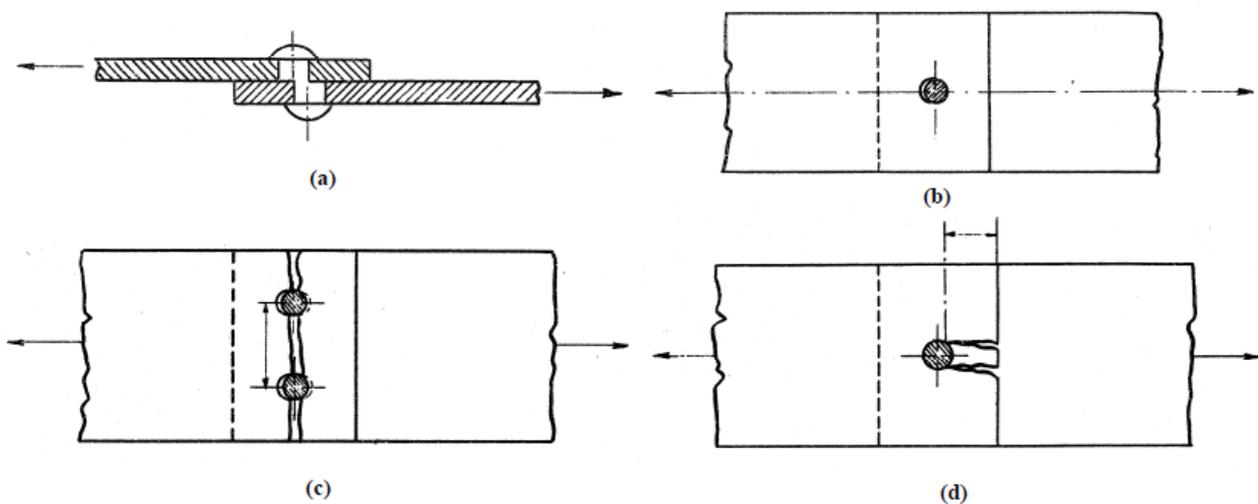


Figura 25: Modalità di rottura di una giunzione discontinua.

A - Tranciamento. B - ovalizzazione del foro. C - Rottura della lamiera. D - Strappo. [44]

Per dimensionare correttamente il diametro del foro e la distanza da mantenere dal bordo, possiamo utilizzare le seguenti formule:

Tranciamento del giunto (o fattore di forma)

$$\frac{F}{\left(\frac{\pi d^2}{4}\right)} < \tau_{giunto}$$

Ovalizzazione del foro

$$\frac{F}{d s} < \sigma_{res. lamiera}$$

Rottura del componente

$$\frac{F}{s(l-d)} < \sigma_{lastra}$$

Strappo al bordo

$$\frac{F}{2hs} < \tau_{lastra}$$

Dove F è la forza di trazione; d , l , s ed h sono le caratteristiche del foro e del componente (diametro, larghezza e spessore del pezzo e distanza dal bordo); σ sono gli sforzi normali e τ gli sforzi di taglio. Dunque, noti lo sforzo da sopportare e le caratteristiche dei componenti, è possibile dimensionare correttamente la giunzione.

Ci sono altre regole empiriche per il dimensionamento dei rivetti da tener conto. Lo standard militare richiede un diametro della testa contrapposta del giunto rivettato 1,4 volte più grande di quello del corpo cilindrico. L'altezza deve essere 0,3 volte più ampia del diametro del foro. Con tutti i parametri citati, è possibile calcolare la lunghezza desiderata del rivetto.

5.2.4 Giunzione meccanica nei materiali compositi

Il vantaggio dei materiali compositi consiste nella possibilità di creare componenti di grandi dimensioni e con geometrie complesse senza la necessità di giunzioni. Allo stato dell'arte attuale, non sempre è possibile farne a meno, tuttavia ne consentono una forte diminuzione, con conseguente risparmio di peso. L'unione di due parti in cui almeno una è realizzata in materiale composito, sarebbe senza dubbio più semplice con un incollaggio; l'incollaggio è inoltre da preferire quando si ha a che fare con laminati molto sottili. Tuttavia, come trattato in precedenza, le sostanze adesive comunemente rintracciabili in commercio soffrono di alcune problematiche che spesso ne limitano le funzionalità. Per tal motivo in molti casi, per le giunture fra materiali compositi sono ancora preferite le giunzioni meccaniche.

L'incollaggio fra elementi termoplastici risulta generalmente meno efficiente rispetto ai termoindurenti per via della loro natura chimica. Tale efficienza può essere aumentata con trattamenti superficiali o chimici.

Il principale problema con i compositi risiede nel fatto che, in prossimità di fori sollecitati dal gambo del giunto, variano le caratteristiche meccaniche e non si comportano in modo lineare come un

materiale omogeneo ed ortotropo. A livello microscopico si ha la comparsa di piccole cricche e delaminazioni che aumentano la cedevolezza: questa bassa resistenza è detta *problema di Bearing*. Dunque, per questa categoria di materiali non sono ammissibili accoppiamenti con gioco o interferenza. La soluzione è l'uso di una boccia che, una volta introdotta nel foro, vada ad espandersi in modo da ottenere il giusto diametro. La pressione che la boccia dovrà applicare è data dal grafico in figura 11.

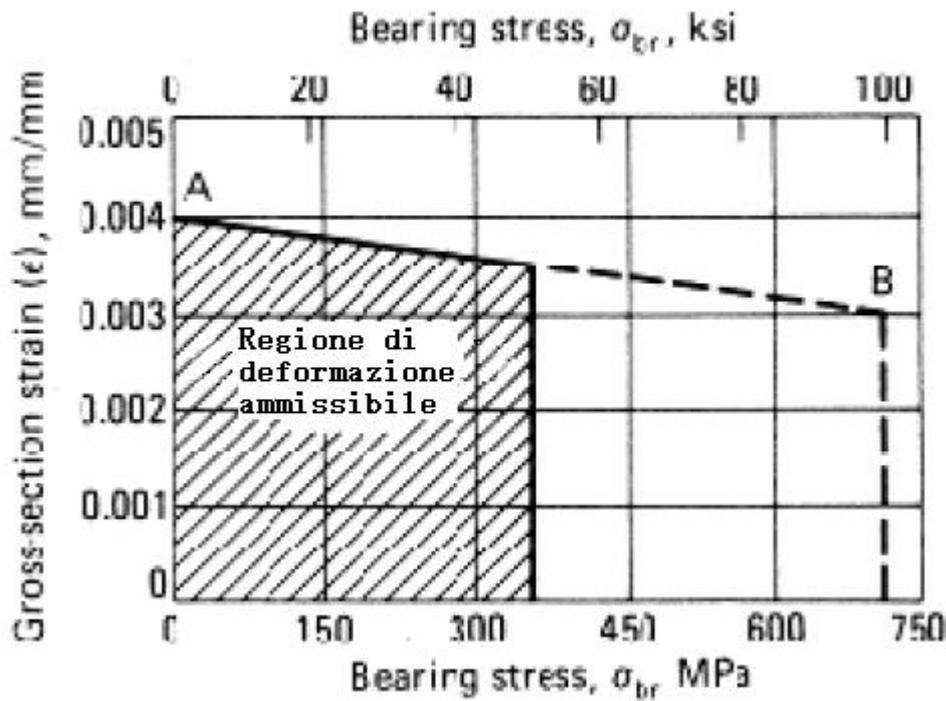


Grafico 8: Diagramma delle deformazioni ammissibili in funzione dello sforzo di Bearing. [44]

6 Modello di un ingranaggio ibrido

Sono state precedentemente definite le parti ed i materiali di cui è composto un ingranaggio classico. Il presente testo propone l'analisi di una ruota dentata con *dentiera e mozzo* costituite nei classici metalli quali alluminio e acciaio, mentre la parte di collegamento fra le due, detta appunto *cartella*, realizzata in materiale composito.

Le finalità di questa particolare conformazione sono soprattutto la **riduzione di peso**, ottenibile grazie alla bassa densità tipica dei compositi a matrice polimerica e l'eventuale **aumento delle prestazioni meccaniche** ad opera della maggiore stabilità e resistenza delle fibre ceramiche.

Per ottenere i miglioramenti sopracitati, sarà necessario eliminare la maggior parte della cartella in metallo ed applicare dei pannelli laminati in composito. Si noti infatti che la cartella in composito non può essere realizzata e collegata in modo da seguire la geometria di una analoga in metallo che collega le altre parti. I metodi per unire il metallo ed il composito, come elencato in precedenza, sono:

1. **Giunzione a Incollaggi.**
2. **Giunzione con Rivettatura/imbullonatura o tramite spinotto.**
3. **Assemblaggio Geometrico.**

Si è già parlato dei metodi di giunzione, delle loro caratteristiche e del dimensionamento. Si tenga presente che sono fra di loro analoghi ma ognuno gode di punti deboli o di forza rispetto agli altri. Per il collegamento dei diversi materiali è possibile adoperare anche più tipi di giunzione contemporaneamente, al fine di aumentarne la resistenza.

6.1 Specifiche di costruzione con giunzione

La corona dentata ed il mozzo hanno di solito uno spessore maggiore rispetto alla cartella (da 2 a quattro volte). Data la difficoltà di collegamento, non è possibile eliminarla del tutto e sarà necessario mantenere una sottile striscia di regione (sia nella corona esterna che nel mozzo) in cui applicare l'adesivo o i fori per le giunzioni meccaniche, come mostrato in figura 33. Tale spessore tuttavia dovrà essere correttamente dimensionato in funzione dell'area di incollaggio o del diametro dei fori per resistere al carico massimo ma evitare l'eccesso di peso.

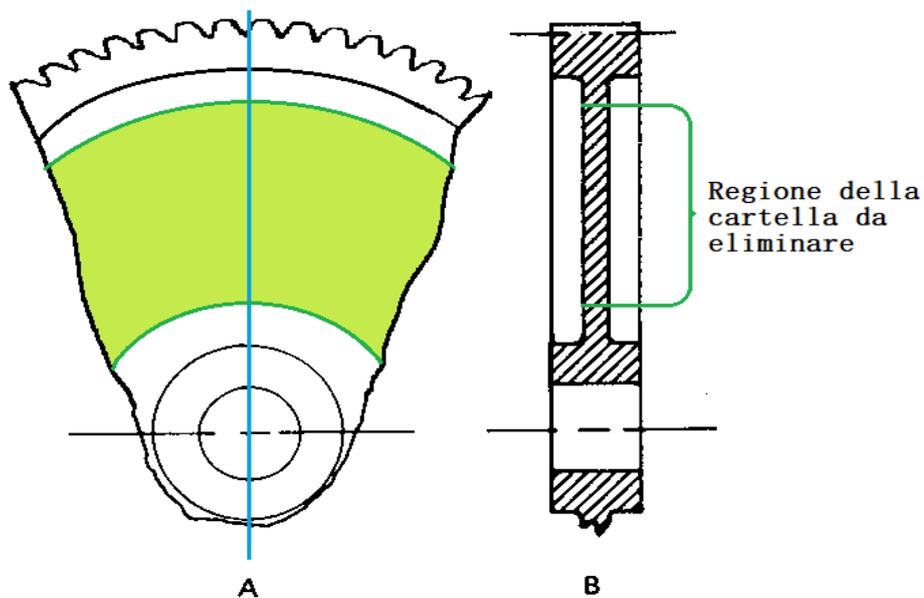


Figura 26: Vista frontale (A) e laterale in sezione (B) di un ingranaggio in cui è evidenziata la parte di cartella da eliminare.

Nella striscia rimanente saranno dunque collegate, con le metodologie sopra elencate, due piastre (una per lato) in composito.

Il volume eliminato, posto dunque in mezzo alle due piastre, può rimanere vuoto o venir riempito in modo da formare un pannello **sandwich** (fig. 34).

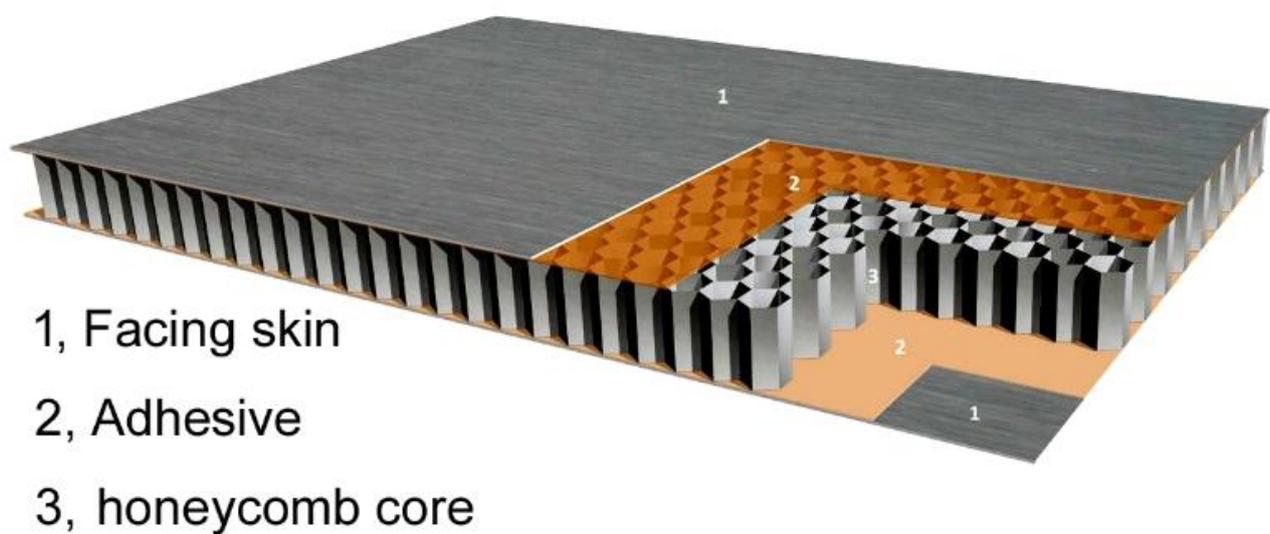


Figura 27: Pannello sandwich. Sono ben visibili le tre parti di cui è composto ed il core in honeycomb. [29]

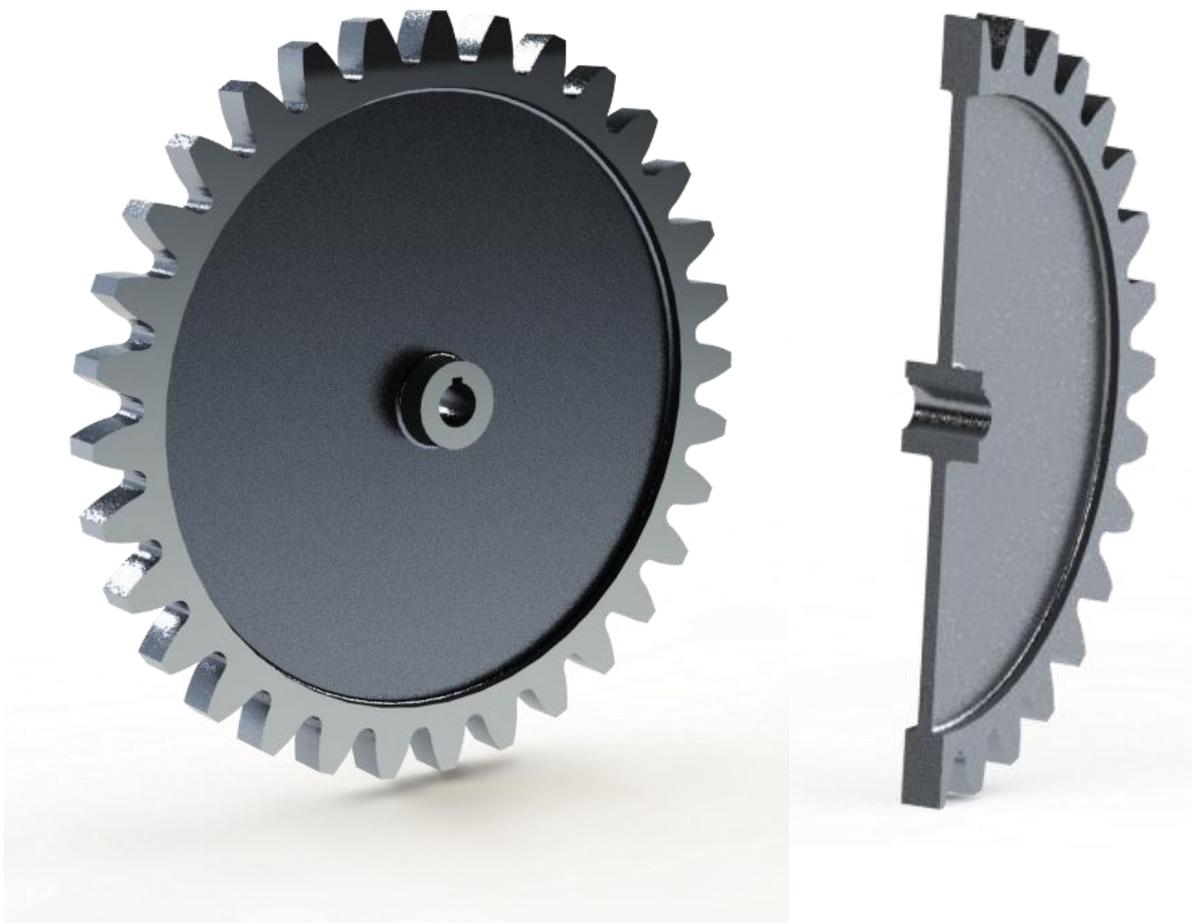
I pannelli sandwich, analogamente a quanto avviene nei compositi, hanno comportamento statico superiore a quello che avrebbero i singoli elementi di cui è composto. Sono resistenti a sforzi di taglio e flessionali distribuiti, mentre hanno difficoltà in presenza di carichi concentrati.

La conformazione generale prevede due **piastre** (ad esempio in composito laminato) incollate ad un **core** che, per mantenere una bassa densità, potrà essere costituito da una schiuma o da una struttura esagonale detta "*honeycomb*" in metallo leggero o cartone irrigidito.

6.2 Modello CAD

Di seguito sono riportate delle rappresentazioni CAD (con relativa sezione) del componente così ottenuto, realizzate tramite il software SolidWorks¹⁹. Si è anche riportato il modello di un ingranaggio classico per meglio mettere in mostra le differenze.

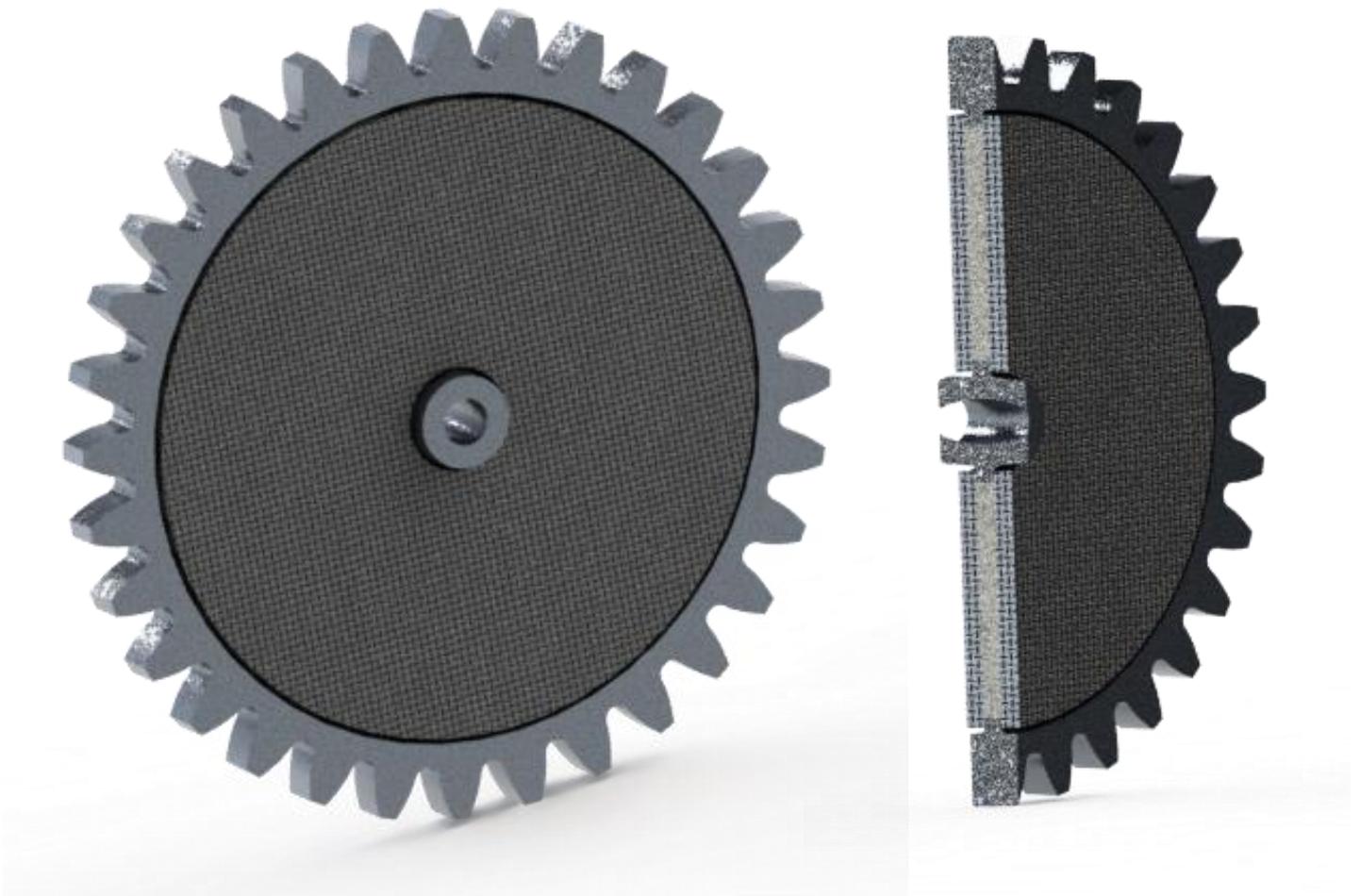
Modello di ingranaggio classico



¹⁹ SolidWorks, software sviluppato dalla Dassault Systèmes SE. [19]

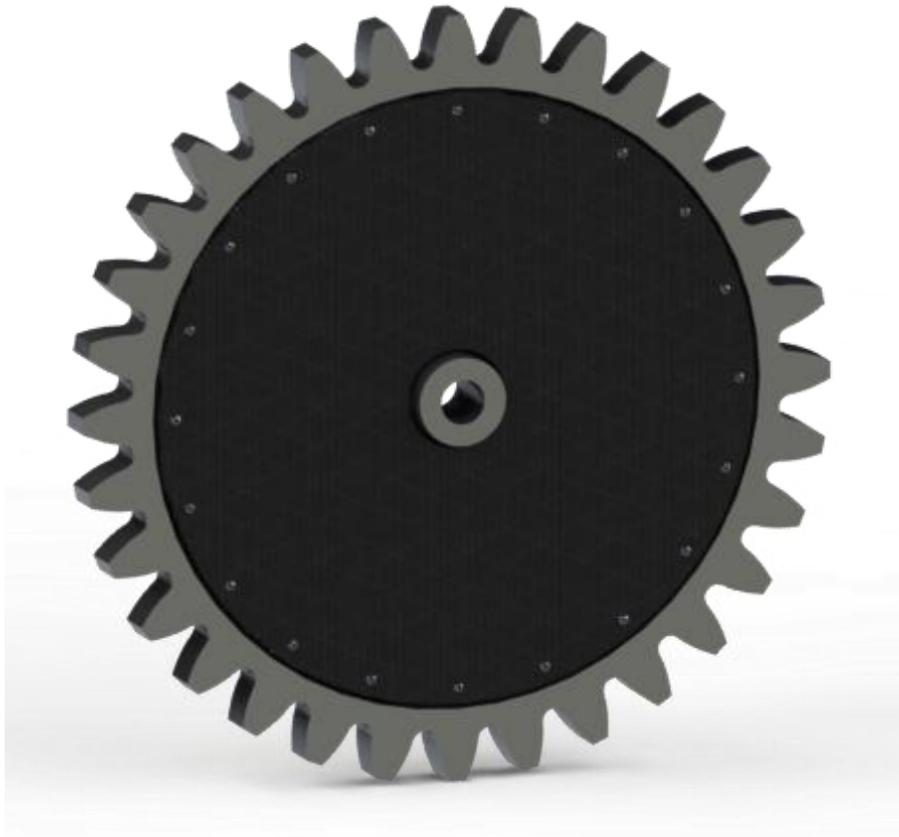
Giunzione con incollaggio e core in schiuma

Il modello con incollaggio prevede due piastre laterali ed un core riempitivo. La figura di destra è una vista in sezione nella quale sono visibili: le piastre attaccate tramite delle strisce alla corona esterna e al mozzo; il core realizzato in schiuma.

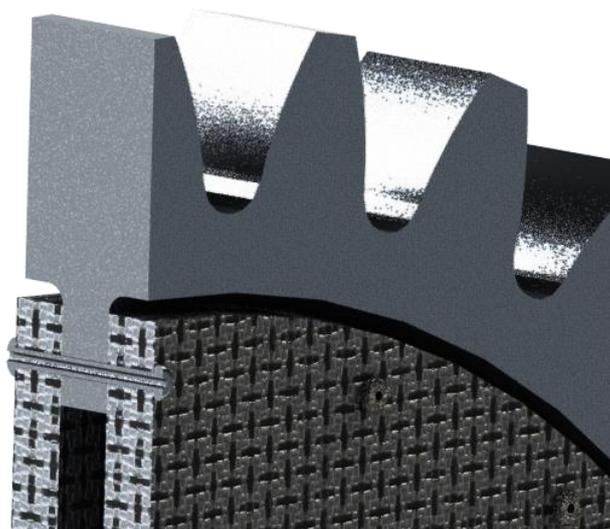


Giunzione meccanica

Nella prima figura si nota la giunzione con rivetti equidistanti eseguita lungo tutto il perimetro della piastra in composito.

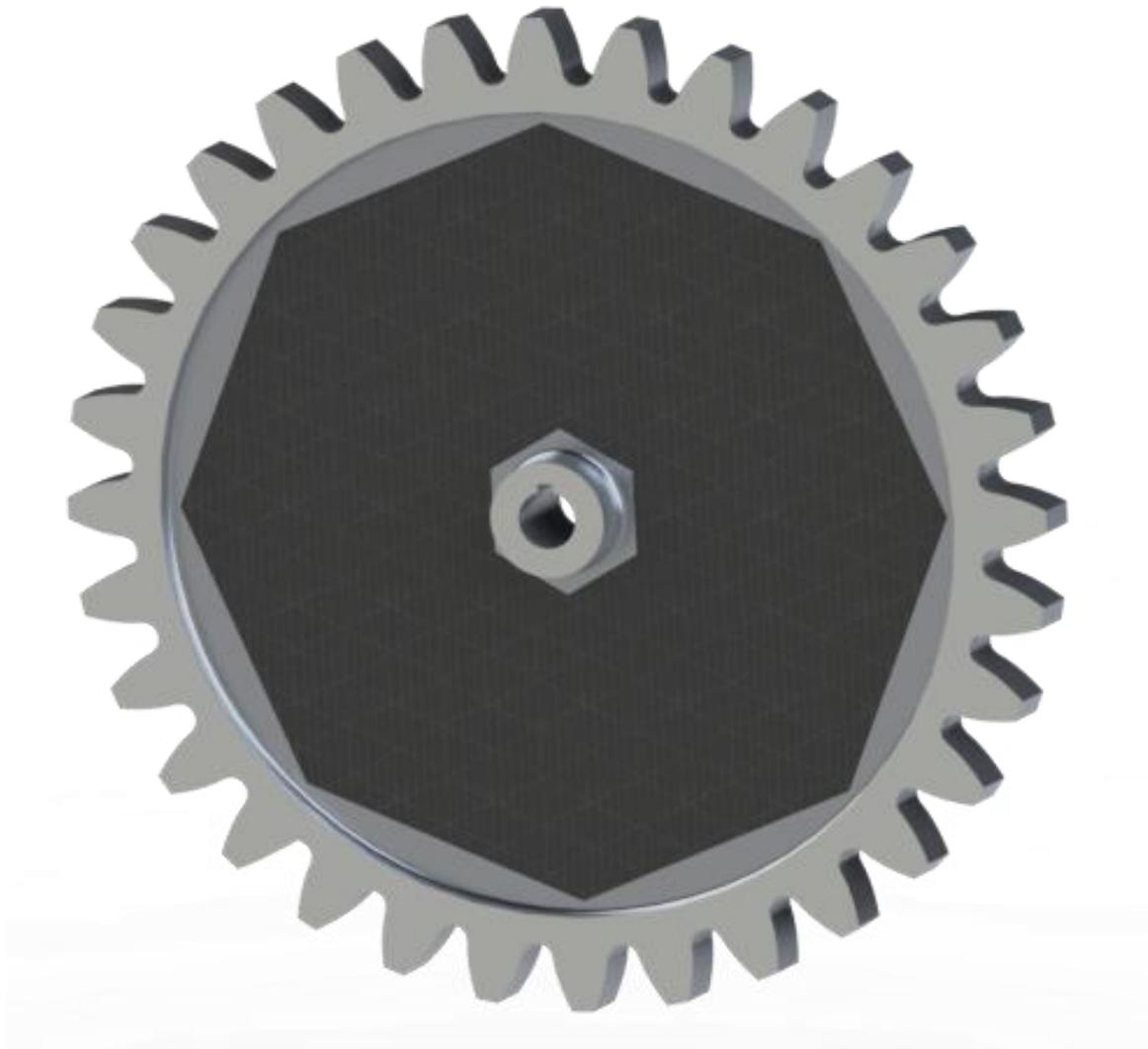


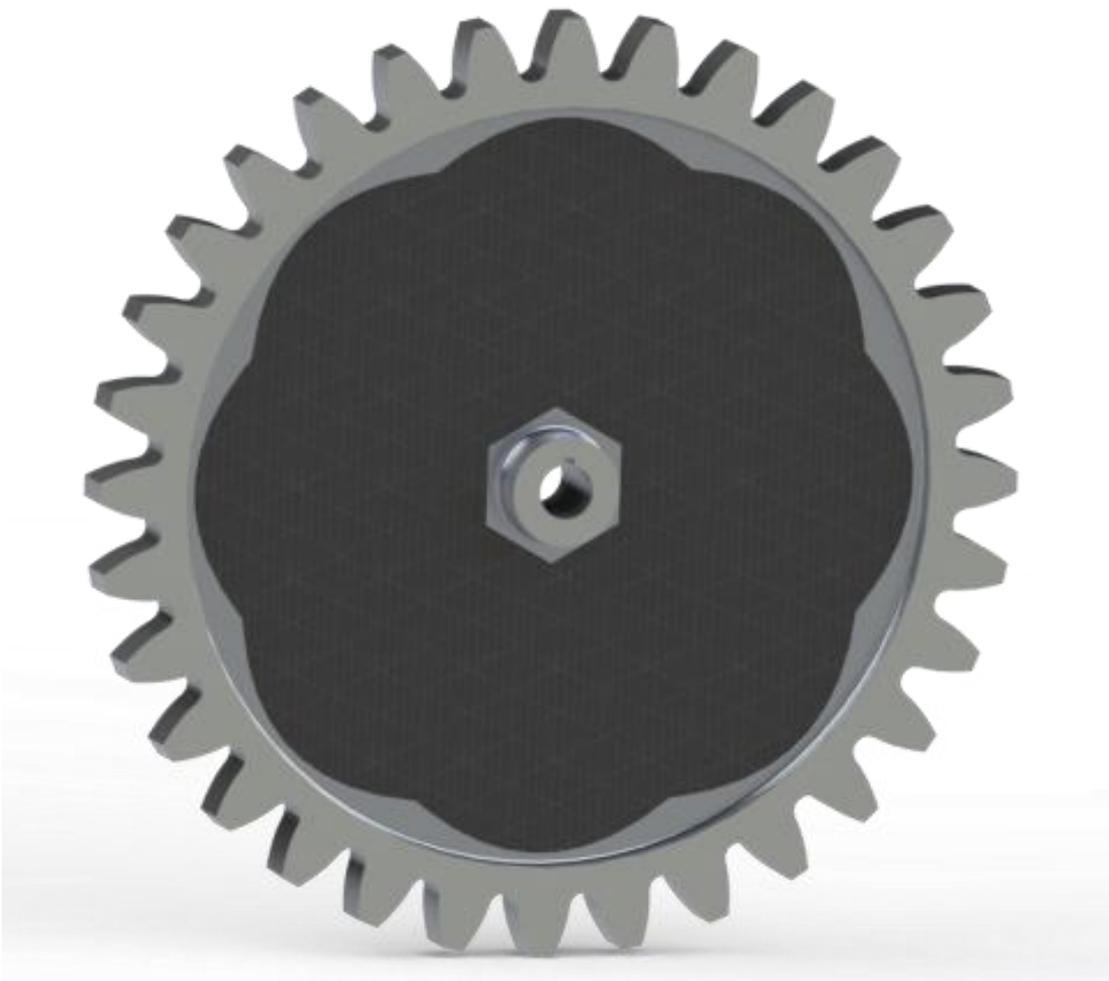
Nell'immagine riportata sotto è proposta una sezione con ingrandimento di un rivetto. È possibile notare come quest'ultimo attraversi tutti e tre le parti del componente.



Collegamento geometrico

L'ultima soluzione prevede cartella, corona dentata e mozzo opportunamente sagomati per "incastrarsi". Si noti come la geometria di incastro può variare di molto, come mostrata nella seconda figura.





Forme più articolate possono essere associate a scanalature (in modo da formare una geometria “millerighe”), per cercare di ottenere incastrigli migliori.



Figura 28: Spessore con scanalature millerighe. Piaggio aerospace [26]

7 Analisi di una ruota dentata ibrida

Nel seguente capitolo dunque si conducono gli studi delle caratteristiche di un ingranaggio ibrido costituito con le modalità descritte nel capitolo precedente. Saranno definite in primis le specifiche dei materiali adottati, passando poi alle specifiche geometriche ed infine le analisi fisiche vere e proprie con relativi risultati ricavati dalle simulazioni effettuate tramite software.

7.1 Caratteristiche fisiche dei materiali adottati

Di seguito sono riportati in tabella ed in dettaglio i materiali selezionati nei capitoli precedenti, con le caratteristiche meccanico-fisiche di cui vengono dotati in funzione del processo di lavorazione.

METALLI

Tabella 8: Dati fisici dei metalli considerati.

Materiali	Tecnica di lavorazione	Densità [Kg/m³]	Modulo di Young E[GPa]	Modulo di Poisson ν	Modulo di taglio G [GPa]	Modulo a compressione K [GPa]	Tensione massima di rottura $\sigma_R = [MPa]$
<i>Alluminio</i>	Convenzionale - Laser melting	2770	71	0.33	26.67	69.6	310
<i>Acciaio</i>	Convenzionale - EBM	7850	210	0.305	80.48	179.12	>>1200
<i>Titanio</i>	Convenzionale o SPf ²⁰ - EMB	4400	110	0.325	40.4	100.7	1100

²⁰ SPf (super plastin forming) – caratteristica del Titanio di diventare estremamente lavorabile ad alte T.

COMPOSITI

Tabella 9: Dati fisici dei compositi considerati

Materiali	Densità [Kg/m³]	E1 [GPa] 0° (x)	E2 [GPa] 90° (y-z)	Poisson 1 ν (xy)	Poisson 2 ν	Modulo di taglio x G [GPa]	taglio y-z G [GPa]
<i>Carbon UD - Resina</i>	1540	209	9.45	0.27	0.4	5.5	3.9
<i>Carbon UD (55%)-PEI</i>	1550	128.7	7.6	0.28	0.35	4.8	2.97
<i>Kevlar49 UD (60%) - Resina</i>	1400	76	5.5	0.34	0.4	2.1	1

Per i materiali composti sono stati inseriti due valori di modulo elastico E, coefficiente di poisson ν e modulo di taglio G poiché si tratta di materiali ortotropi. I valori indicati col numero uno si riferiscono alla direzione principale (x), mentre con la grandezza due si riferiscono alle altre direzioni (non resistenti in questo caso y e z).

Si è inoltre scelto di considerare materiali composti unidirezionali per una maggiore facilità di calcolo e perché più semplici da produrre.

7.2 Descrizione del sistema

L'elemento ingranaggio ibrido sarà individuato da tre elementi distinti:

1. La *corona dentata* esterna - semplificata ad un anello privo di denti (con sezione a "T" nel caso ibrido).
2. La *Cartella* – Formata da due piastre ed eventualmente un core.
3. Il mozzo - anch'esso schematizzato ad un anello (con sezione a "I" nel caso ibrido).

Data la natura radiale degli ingranaggi, la cartella avrà geometria anulare e sarà costituita da un pannello laminato con strati a fibra continua unidirezionale²¹.

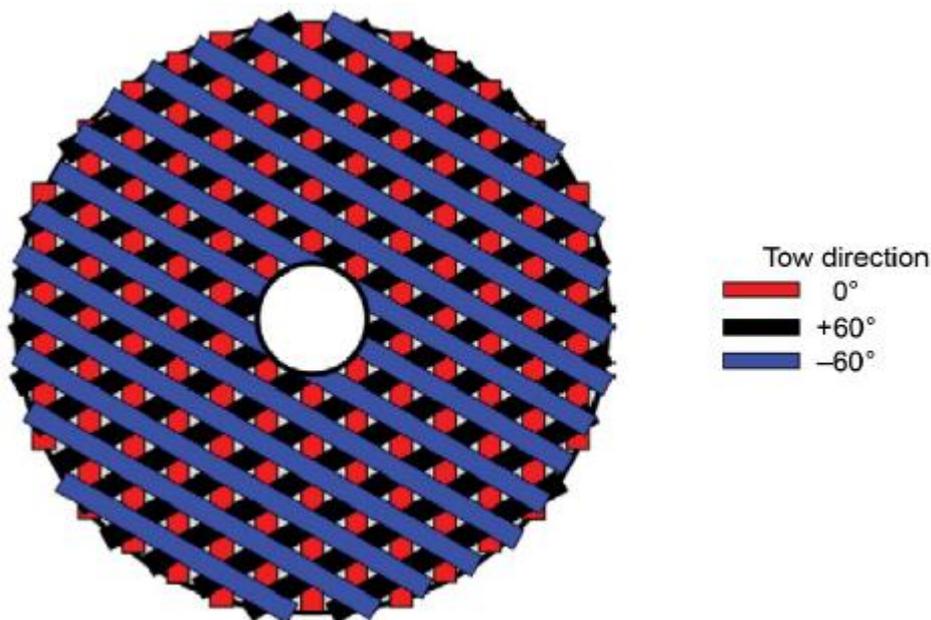


Figura 29: Esempio di strato intrecciato con fibre a 0/+60/-60°. [39]

Ogni pannello (stack) è formato dai 9 ai 24 strati simmetrici, con spessore variabile da 18 a 6.75mm. Le fibre sono sfalsate di 60° in modo da ottenere la migliore omogeneità possibile delle caratteristiche in ogni direzione.

²¹ Si è scelto un ply unidirezionale per la semplicità di impiego e di lavorazione (ottenibile sia con additive manufacturing che con metodi tradizionali, manuali o automatici).

7.3 Analisi agli elementi finiti

La simulazione del sistema sopra definito avverrà tramite il *metodo degli elementi finiti (FEM)* e, sfruttando le equazioni alle derivate parziali, si giungerà ad una stima approssimata molto verosimile alla realtà. Per effettuare tale tipo di analisi verrà sfruttato il software ANSYS Workbench²².

Sarà dunque necessario, definita la geometria ed i materiali, generare una griglia che divida il corpo in piccoli elementi finiti detta *mesh*. In fine sarà poi necessario inserire le condizioni di vincolo e di carico a cui sarà soggetto il corpo.

Le analisi che saranno svolte nello specifico sono del tipo:

- **Statica** – Per verificare, a parità di resistenza, la differenza di peso.
- **In resistenza** – Per verificare l'effettiva superiorità in resistenza di alcuni materiali.
- **Modale** – Per individuare le frequenze proprie del corpo e verificare delle eventuali possibilità di risonanza.

7.3.1 Definizione delle geometrie, della mesh e dei carichi.

Una volta inseriti i materiali (sezione engineering data), si passa alla sezione dedicata alla creazione della geometria.

Si è scelto di considerare un ingranaggio di dimensioni medie con le seguenti caratteristiche:

- Raggio primitivo (raggio esterno): 15cm.
- Spessore alla spalla della corona esterna e del mozzo: 1cm.
- Diametro foro al mozzo (raggio interno): 1,5cm
- Profondità della corona esterna e del mozzo: 3cm

La cartella è simulata come un elemento "shell", ovvero con spessore trascurabile rispetto alle altre dimensioni. Per il calcolo della massa viene comunque considerato uno spessore.

²² Ansys, Inc. Società sviluppatrice di software di simulazione fisica. – [25]

La **mesh** è una divisione del solido in elementi di piccole dimensioni, in modo da formare una griglia di punti e superfici. Si è scelto di usare una dimensione standard degli elementi di circa 8mm in modo da ottenere un buon equilibrio fra onere di calcolo ed accuratezza del risultato. La griglia si infittisce in prossimità dei punti in cui si vuole avere un miglior calcolo dei valori.

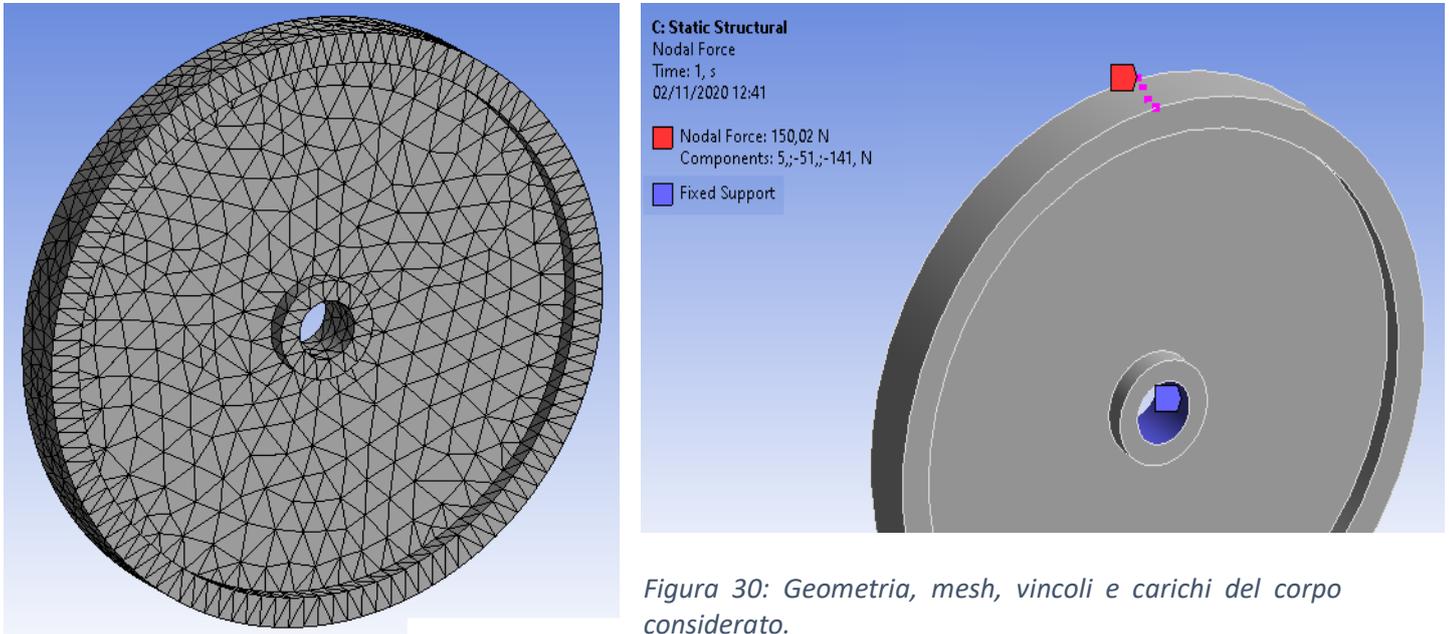


Figura 30: Geometria, mesh, vincoli e carichi del corpo considerato.

Vincoli e carichi:

La regione interna del mozzo è impostata fissa come incernierata, dunque con spostamento nullo lungo le tre direzioni xyz.

Mentre nella regione più esterna si è considerato un carico medio di 100N moltiplicato per un fattore di sicurezza di 1.5 che lungo le tre componenti diventa:

x	y	z
5 N	-51 N	141 N

Il carico è applicato esternamente con un elemento *RBE3* in modo da simulare lo scambio di forze fra due ruote ingranate.

Per l'analisi modale, sono considerate tre regimi di rotazione, con **velocità angolare e frequenza:**

ω_1	ω_2	ω_3
3000 RPM	15000 RPM	30000 RPM
50 Hz	250 Hz	500 Hz

7.3.2 Analisi statica

L'analisi statica è stata eseguita in modo da paragonare in peso il componente ibrido e quello convenzionale a parità di caratteristiche meccaniche. Per far ciò si è applicato il medesimo sforzo (continuo nel tempo) e vincolo ai due sistemi.

Confronto acciaio monocomponente – composito al carbonio -resina

Per un sistema descritto in precedenza realizzato in *ACCIAIO strutturale S275N*, si ha una massa complessiva di 7.5 kg. Applicando un carico di 150 N si ottiene una deformazione dell'ordine dei $1.4 \cdot 10^{-6}$ m (Area arancione).

Per la configurazione ibrida sono considerati due pannelli da 24 strati (spessore 1.8 cm): a parità di deformazione, il componente ibrido presenta un peso di 6.9 kg.

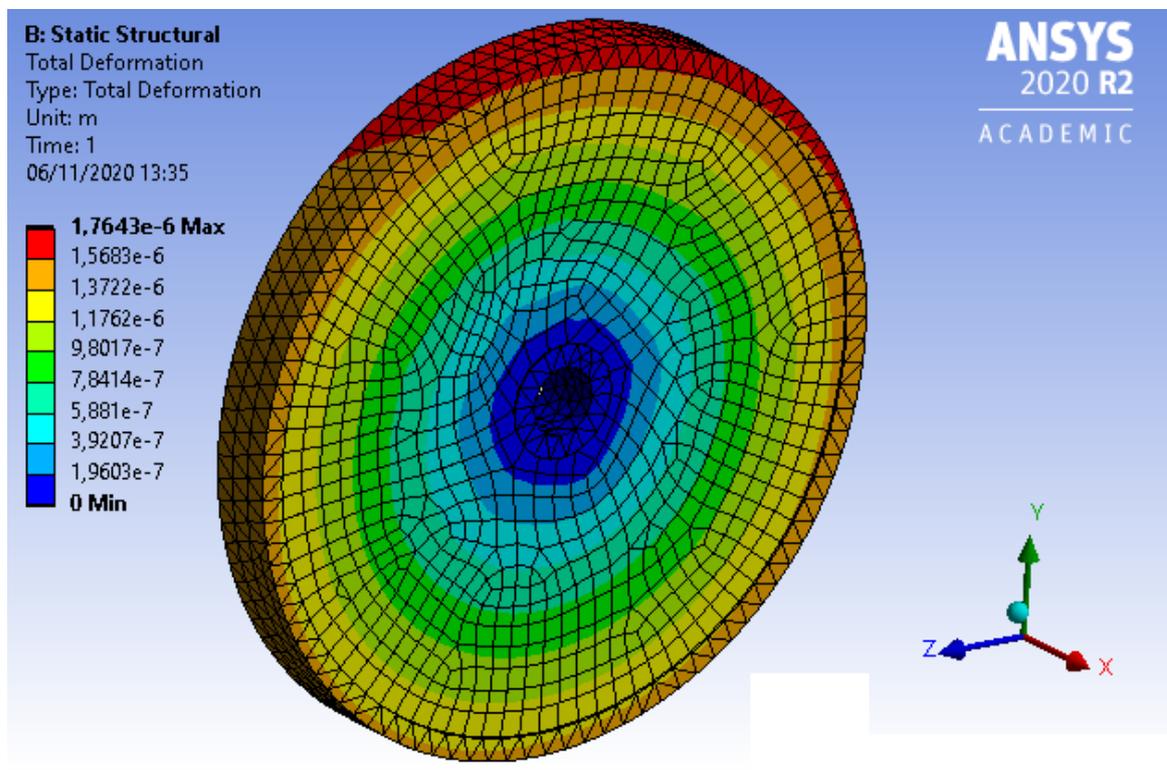


Figura 31: Deformazione del componente ibrido acciaio – composito. Si noti come il campo di deformazione sia molto omogeneo per le regioni a raggio costante.

Confronto titanio – composito al carbonio-resina

Cambiando con il *Titanio -6Al-4V*, per una massa complessiva di 4,44 kg all'applicazione dei 150 N si ottiene una deformazione di $2.8e^{-6}$ m. Per l'analogia conformazione ibrida sono considerate due piastre da 12 strati a parità di deformazione si ha un peso di 3.75 kg.

Confronto alluminio monocomponente – Carbonio-resina

In fine con una lega in *alluminio*, per una massa di 2.61 kg applicando lo sforzo di 150 N si ottiene una deformazione di $4 e^{-6}$ m.

Per la conformazione ibrida sono considerate due piastre formate da 9 strati. Applicando il medesimo sforzo si ottiene una deformazione dell'ordine dei $3 e^{-6}$ m, con una massa di 2.05 kg.

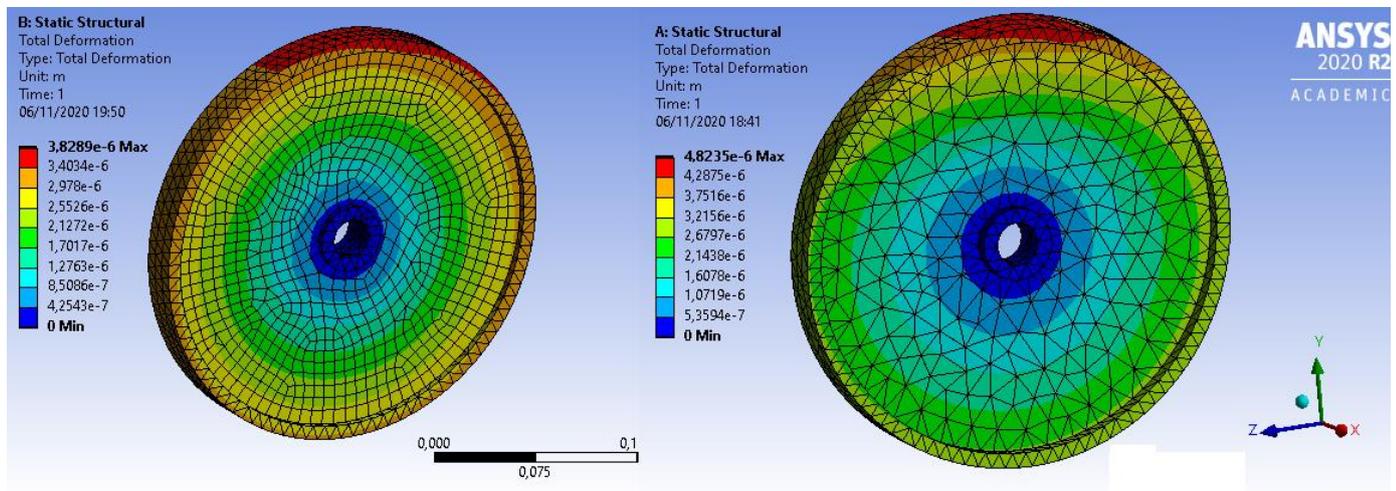


Figura 32: confronto fra la deformazione del sistema ibrido (sinistra) e la conformazione monometallica (destra) in Alluminio.

Pannelli in composito a matrice termoplastica

Sono considerate ora per il componente ibrido, due piastre in composito laminato con rinforzi in carbonio e matrice polimerica termoplastica (*PEI*).

ACCIAIO – Carbon-PEI e Titanio – Carbon-PEI

Un componente ibrido con corona esterna e mozzo in *acciaio* a parità di peso di un analogo sistema classico, subisce una deformazione dell'ordine dei $2.3 \cdot 10^{-6}$ m, dunque maggiore. Il composito termoplastico possiede caratteristiche fisiche inferiori all'acciaio e la parte sostituita non è in grado di compensare il guadagno in massa.

Viceversa, sia con *titanio* (piastre da 15 strati) che con *alluminio* (piastre da 6 strati), per deformazioni paragonabili si hanno dei pesi rispettivamente di 3.96 e 2.08 kg. In questi casi, data la maggiore rigidità del composito, si ottengono migliori prestazioni nella conformazione ibrida.

Pannelli con rinforzo in kevlar

Per tutti e tre i sistemi ibridi metallo-kevlar/resina si riscontra un peggioramento delle caratteristiche, riconducibile alle qualità meccaniche inferiori delle fibre aramidiche. Nel sistema con alluminio (metallo con caratteristiche paragonabili), per una deformazione dell'ordine dei $4 \cdot 10^{-6}$ m sono necessari 2.8 kg contro i 2.61 kg del convenzionale.

Risultati

Si ripropongono graficamente dunque i valori ricavati, per deformazioni analoghe, che rivelano efficienze diverse in funzione dei diversi rinforzi.

Si riporta nella pagina seguente un grafico che evidenzia la diminuzione di massa necessaria per avere l'analogia resistenza allo sforzo: l'asse delle ascisse indica il peso totale del componente (espresso in Kg); ogni barra esprime il peso del relativo ingranaggio, che sia esso realizzato totalmente in metallo o con cartella in composito.

Nello specifico si ottiene, nella maggior parte dei casi, un peso inferiore sostituendo la regione della cartella con due piastre in composito a rinforzo ceramico (barre arancioni e grigie).

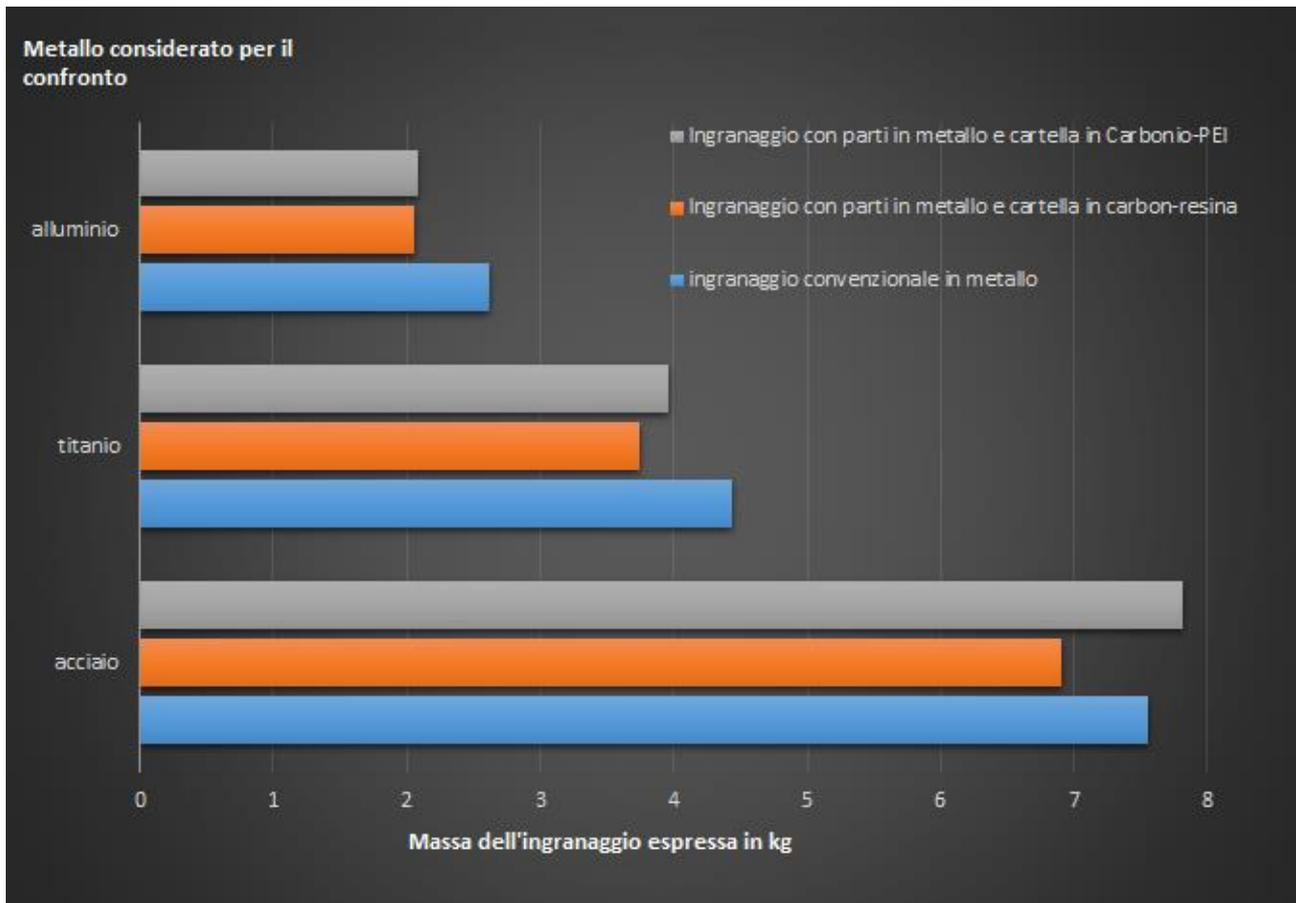


Grafico 9: Confronto fra le masse delle rispettive configurazioni.

7.3.3 Analisi in resistenza

Altro punto critico è costituito dalla resistenza a rottura dei diversi materiali. Metalli e compositi hanno comportamenti e carichi di rottura ben diversi.

Per analizzare il comportamento della ruota dentata si è applicato, nel modello in una sezione che idealizza il punto di contatto, uno sforzo con intensità crescente nel tempo in modo da simulare un carico che porti alla rottura del componente. Per ogni intervallo, raccogliendo i dati di sforzo e relativa deformazione, sarà poi possibile estrapolare un grafico che indichi il comportamento macroscopico del componente. In funzione del comportamento grafico saranno dedotti i limiti fisici a cui è possibile sottoporre la ruota dentata.

Il tipo di elementi considerato è *SOLID187* (elementi a 10 nodi) e l'estrazione degli autovalori avviene con routine *QRDAMP*.

I valori sono estratti da un nodo prossimo alla regione di applicazione dello sforzo (punto in rosso)

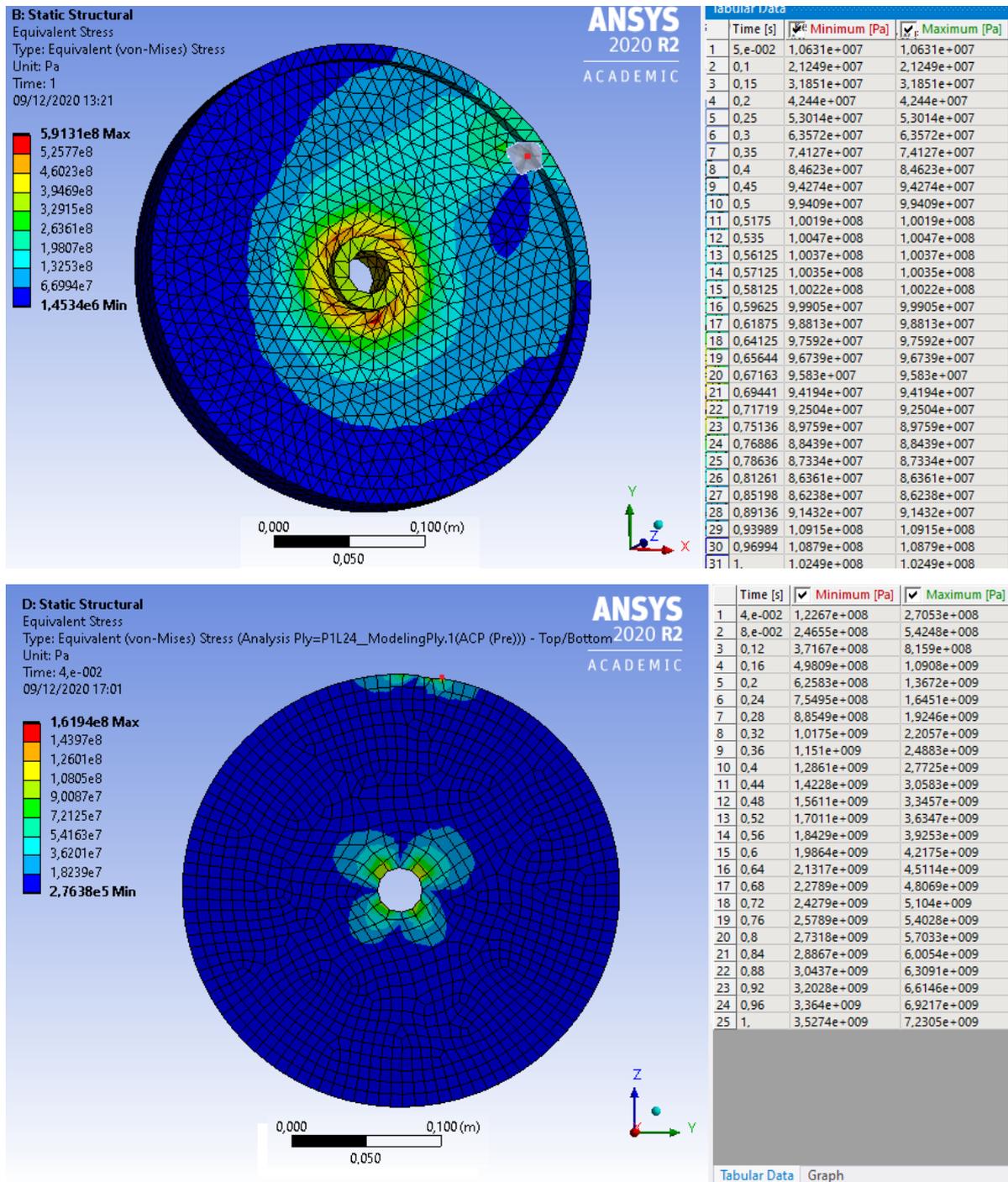


Figura 33: Grafici dello stress di una ruota dentata interamente in alluminio (sopra) e una con cartella in carbon-PEI (sotto). A lato sono indicati i valori riscontrati nel nodo considerato (punto in rosso).

I valori di carico massimo individuati nello specifico per un ingranaggio interamente in metallo e con le dimensioni riportate precedentemente sono:

- Circa 200 kN per portare a deformazione plastica (e poco dopo rottura) il componente in acciaio -linea in Blu.
- Circa 500 kN per portare a deformazione plastica (e poco dopo rottura) il componente in Titanio – Linea in Arancione.
- Circa 150 kN portare a deformazione plastica (e poco dopo rottura) il componente in Alluminio – Linea in Grigio.

Sono invece necessari sforzi ben più alti per il componente ibrido:

- Oltre 700 kN per il componente con cartella in carbon resina epossidica (non si raggiunge la rottura) – Linea in giallo.
- Oltre 600 kN per il componente con cartella in carbonio-PEI (non si raggiunge la rottura) – Linea in celeste.

Questi materiali necessitano quindi di sforzi più elevati prima di giungere a rottura.

Nelle pagine seguenti sono riportati in tabella i valori di sforzo - deformazione nei vari step determinati ed un grafico che dispone gli ingranaggi costituiti con i diversi materiali in funzione dei carichi a cui possono resistere.

Tabella 10: Valori di sforzo e deformazione per i diversi sistemi considerati.

Acciaio		Titanio		Alluminio		C-Epoxy		C-PEI	
Stress [kN]	Strain [m]								
3,19E+07	1,89E-04	2,53E+07	3,11E-04	2,12E+07	3,54E-04	2,00E+07	2,00E-04	7,00E+07	6,00E-04
6,38E+07	3,77E-04	7,56E+07	9,32E-04	3,19E+07	5,30E-04	9,00E+07	6,00E-04	2,71E+08	2,86E-03
9,46E+07	5,57E-04	1,01E+08	1,24E-03	4,24E+07	7,06E-04	2,81E+08	1,84E-03	5,42E+08	5,73E-03
1,10E+08	6,44E-04	1,76E+08	2,16E-03	5,30E+07	8,82E-04	4,75E+08	3,04E-03	8,16E+08	8,62E-03
1,18E+08	6,89E-04	2,00E+08	2,47E-03	6,36E+07	1,06E-03	5,80E+08	3,68E-03		
1,25E+08	7,38E-04	2,74E+08	3,38E-03	7,41E+07	1,23E-03	8,65E+08	5,53E-03		
1,30E+08	7,93E-04	2,98E+08	3,67E-03	8,46E+07	1,41E-03	9,52E+08	6,10E-03		
1,34E+08	8,52E-04	3,32E+08	4,07E-03	9,43E+07	1,57E-03	1,13E+09	7,38E-03		
1,42E+08	9,99E-04	3,40E+08	4,15E-03	9,94E+07	1,64E-03				
1,48E+08	1,15E-03	3,46E+08	4,19E-03	1,00E+08	1,65E-03				
1,51E+08	1,38E-03	3,45E+08	4,18E-03	1,00E+08	1,65E-03				
1,54E+08	1,83E-03	3,29E+08	4,16E-03	1,00E+08	1,64E-03				
1,57E+08	2,39E-03	3,22E+08	4,24E-03	1,00E+08	1,63E-03				
1,63E+08	3,41E-03	3,17E+08	4,41E-03	1,00E+08	1,63E-03				
1,68E+08	4,24E-03	3,14E+08	4,68E-03	1,09E+08	2,83E-03				

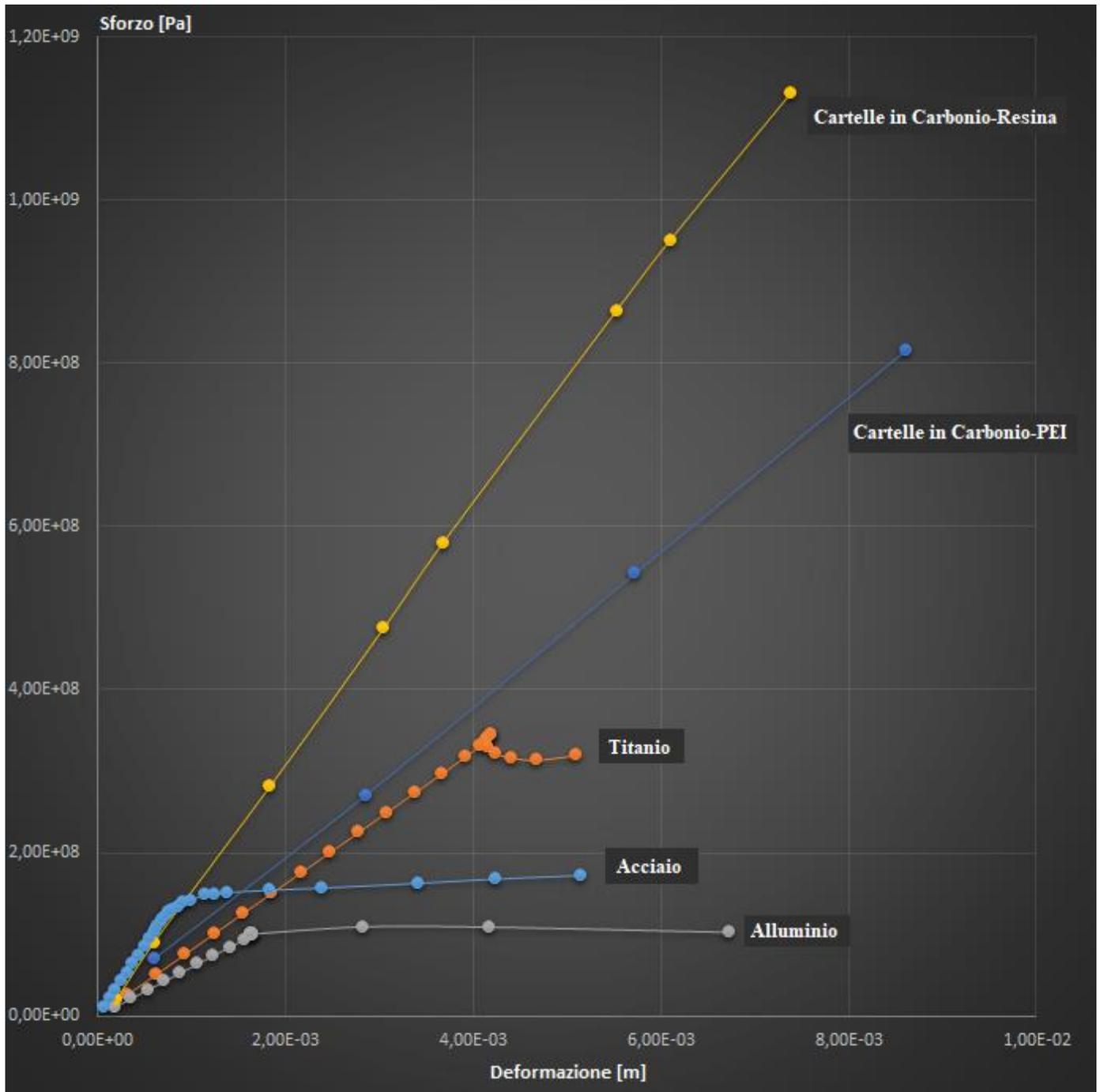


Grafico 10: Confronto in resistenza dei diversi materiali.

I componenti realizzati interamente in metallo comprendono carichi massimi più contenuti rispetto a quelli ibridi, poiché raggiungono prima un punto di “snervamento” (nel grafico corrisponde al punto in cui la curva cambia direzione) subendo una *deformazione plastica*. I componenti ibridi invece non raggiungono lo snervamento hanno una rottura di tipo “fragile” (ovvero rimangono nella *regione elastica* fino al sopraggiungere della rottura).

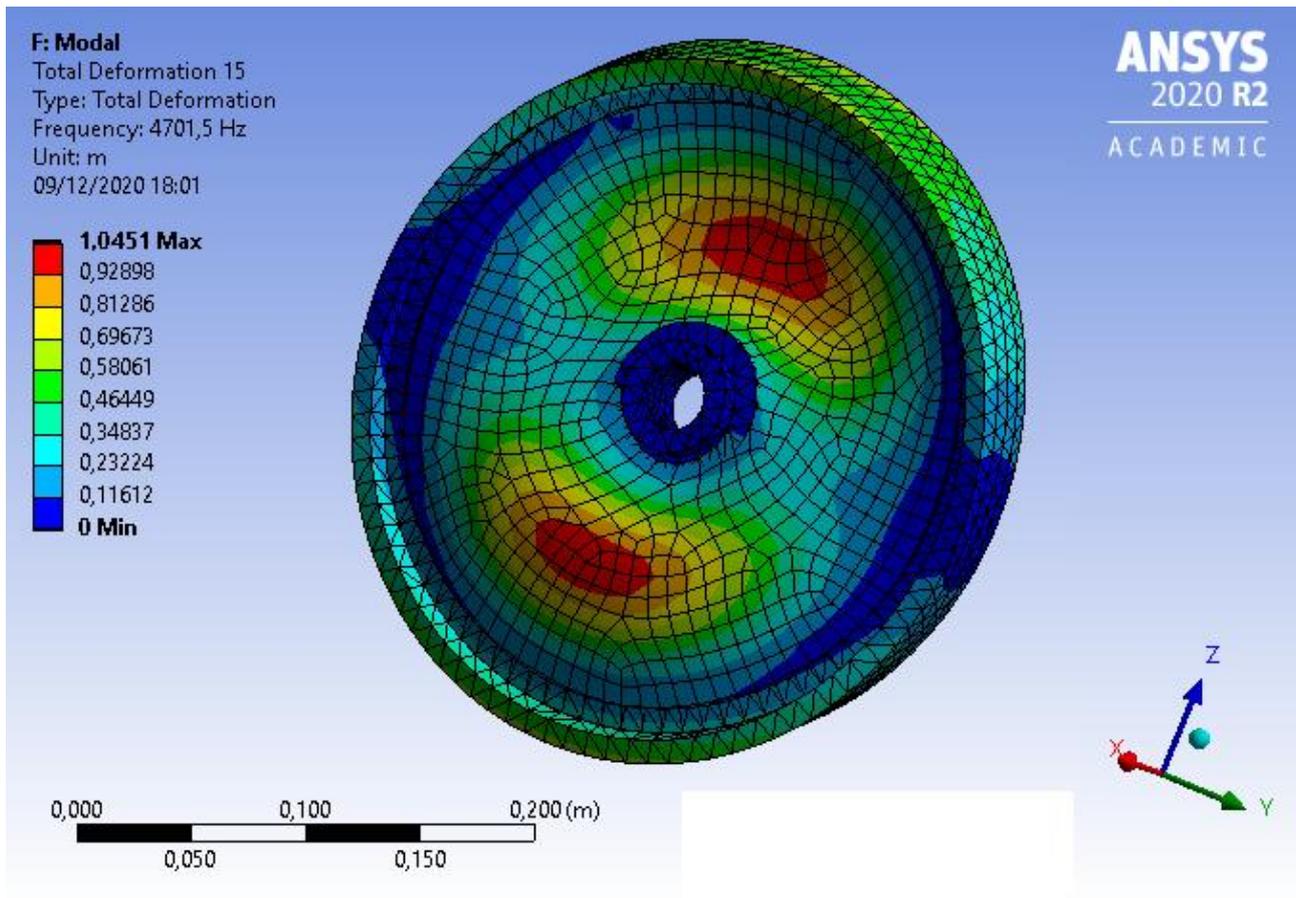


Figura 34: Uno dei possibili modi propri di vibrare di un ingranaggio con parti in Titanio e cartella in carbonio-Epossidica.

7.3.4 Analisi modale

L'analisi modale consiste nello studio delle proprietà dinamiche del sistema nel dominio delle frequenze. Lo scopo principale è quello di progettare il sistema in modo da evitare vibrazioni di risonanza che lo condurrebbero inevitabilmente alla rottura o affaticamento precoce. Inoltre, si possono mostrare le modalità con cui il sistema risponde alle differenti tipologie di carichi dinamici.

Per lo studio in analisi, si è considerato il componente come descritto nei paragrafi precedenti, ma semplificato in elementi sia "Shell" (regione della cartella) che 3D (corona dentata e mozzo) per ridurre l'onerosità del calcolo. Anche in questo caso è generata una mesh con elementi di circa 8mm ed impostato un incastro nella regione interna del mozzo.

Considerando i primi 20 modi otteniamo le seguenti frequenze proprie (esprese in Hz):

Tabella 11: Modi propri calcolati per le diverse conformazioni.

Modi	ACCIAIO	ACC/ C- epoxy	ACC/ C- PEI	Titanio	Ti/ C-epoxy	Ti/ C-PEI	Alluminio	Al/ C-Epoxy	Al/ C-PEI
1	332,76	418,59	415,45	307,47	452,81	3,93E+02	337,35	485,62	423,71
2	333,14	421,35	4,18E+02	307,91	455,27	3,95E+02	337,78	487,95	426
3	447,09	651,55	671,69	413,03	649,28	5,93E+02	453,27	674,71	622,47
4	681,28	852,36	800,17	608,85	961,55	7,93E+02	679,67	1050,8	869,14
5	681,42	1858,3	1732,2	608,98	2087	1,73E+03	679,81	2309,4	1913
6	922,01	1862,6	1736,1	814,62	2092,7	1,73E+03	914,56	2316	1917,5
7	1797,60	2574,2	2452,5	1610,1	2709,9	2,34E+03	1795,50	2831	2464,8
8	1797,70	2590,7	2469,1	1610,1	2725,3	2,36E+03	1795,60	2846,1	2479,5
9	2699,70	3528,9	3289,4	2491,4	3883	3,29E+03	2735,50	4297,4	3626,4
10	2853,10	3529,9	3290,6	2628,7	3884,1	3,29E+03	2888,70	4298,7	3627,8
11	2855,60	4732,5	3888,3	2631,6	4681,6	3,88E+03	2891,50	4669,4	3869,6
12	3384,10	5173,9	4253,7	3036,3	5086,7	4,23E+03	3383,10	5059,2	4204,3
13	3384,70	5262,4	4322,2	3036,9	5175,9	4297,4	3383,70	5148,7	4272,9
14	3537,50	5305,7	4701,5	3250,6	5591	4,66E+03	3576,90	5766,7	4806,5
15	3539,40	5305,9	4764,9	3252,5	5657,1	4,72E+03	3578,80	5767,5	4834,5
16	3761,20	5487,1	4799,8	3351,3	5668	4,73E+03	3746,60	5850,8	4874,5
17	3761,50	5558,9	4937	3351,7	5701,5	4,94E+03	3746,90	6332,1	5296,4
18	4894,70	5598,3	4,94E+03	4489,5	5701,8	4,94E+03	4944,60	6332,2	5312,3
19	4895,20	6358,4	5,28E+03	4489,9	6438	5,28E+03	4945,00	6456,2	5436,5
20	5336,40	6377,4	5,30E+03	4791,8	6457,7	5,29E+03	5337,00	6475,6	5436,8

È possibile notare che le versioni ibride presentano sempre delle frequenze proprie *più alte* rispetto all'analogo componente costituito tutto in metallo.

Ciò comporta una diminuzione delle vibrazioni con conseguente miglioramento della trasmissione.

Nella pagina seguente sono riportati quattro immagini a confronto di alcuni modi di vibrare di un ingranaggio costituito interamente in titanio (a sinistra) e con cartella in carbonio-epossidica a destra: si noti come la stessa modalità vibrazionale (forma di deformazioni analoghe) si presenti a frequenze molto più alte.

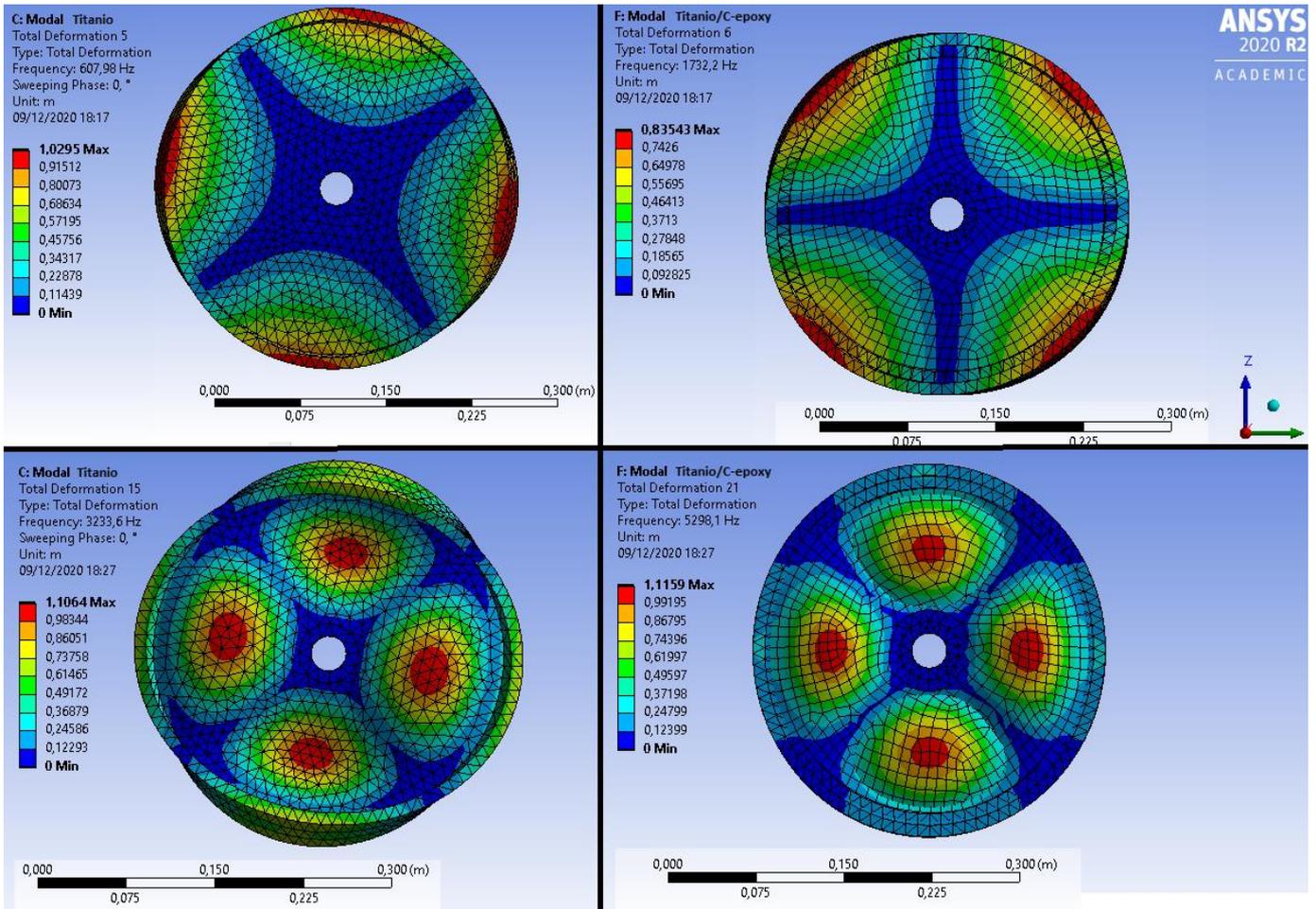
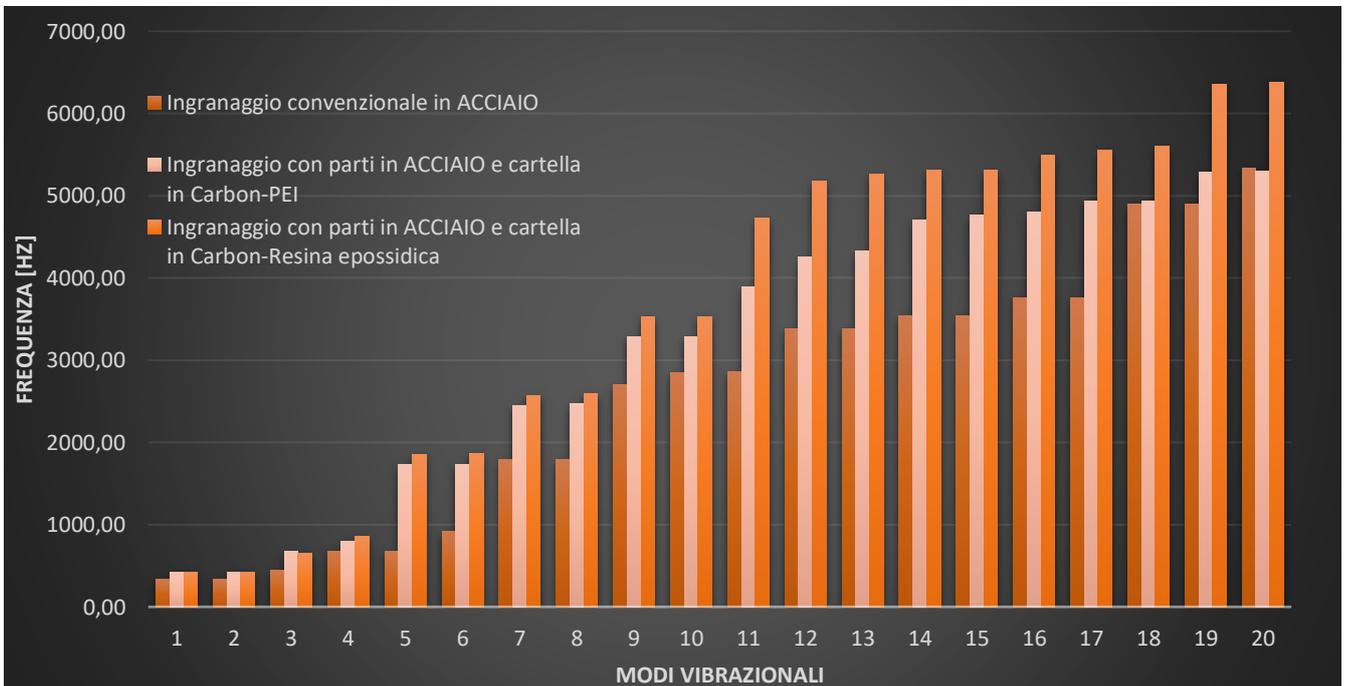


Figura 35: Confronto fra le frequenze a cui avvengono analoghi modi vibrazionali in funzione dei materiali.

Di seguito invece sono riportati i grafici degli aumenti di frequenza ottenuti:



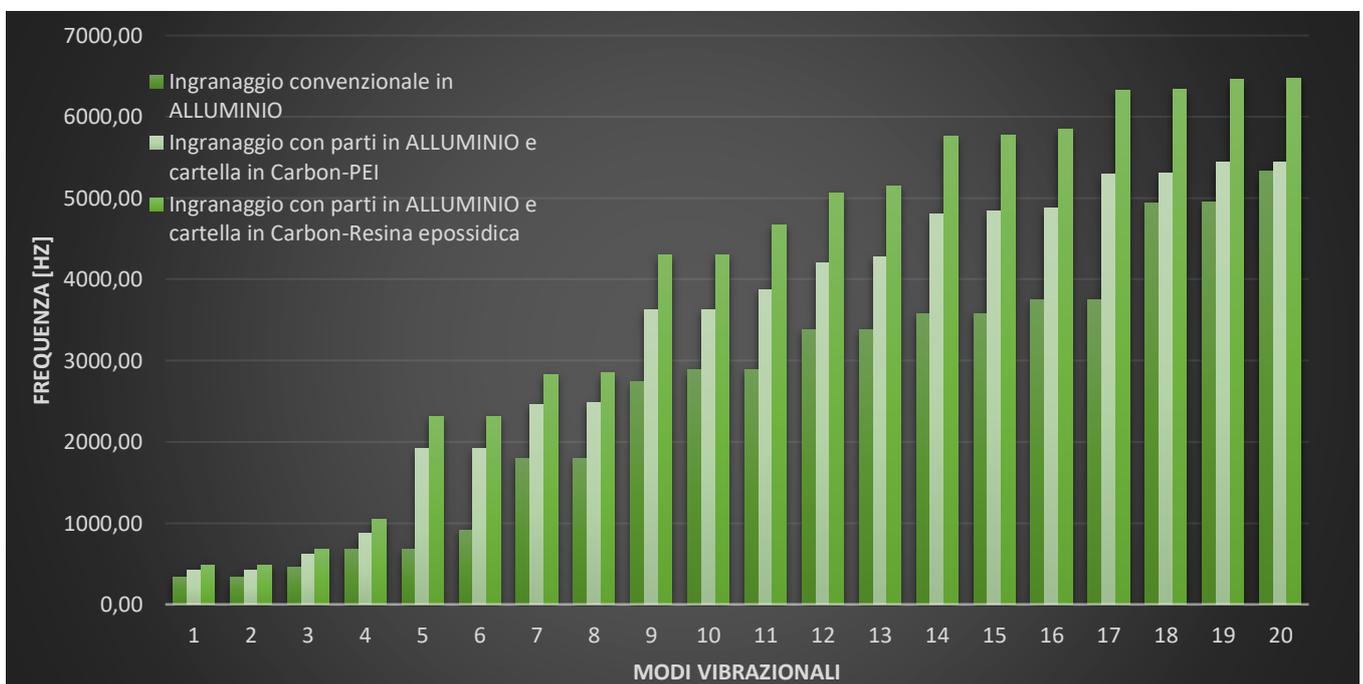
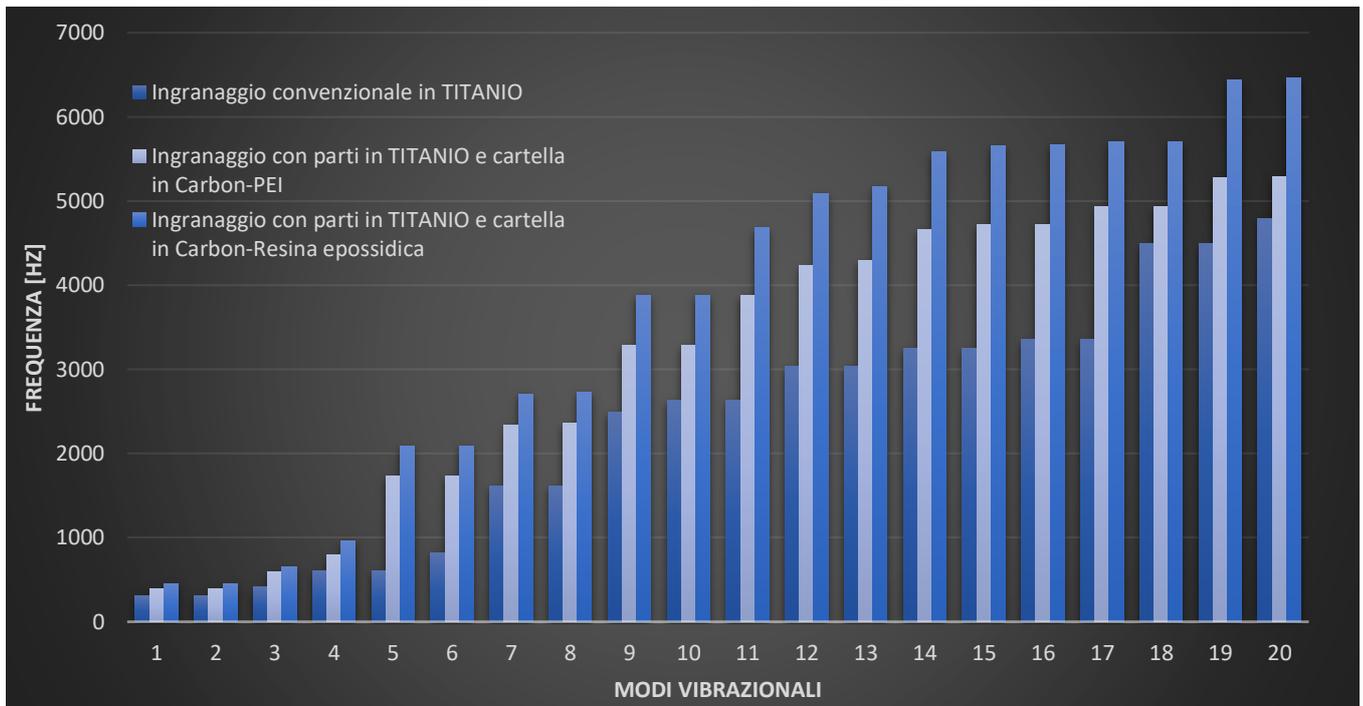


Grafico 11: Confronto fra le frequenze proprie nelle varie configurazioni.
 a pagina precedente - Ingranaggio con elementi in Acciaio; in alto -Ingranaggi con elementi in Titanio;
 in basso -Ingranaggi con elementi in alluminio.

8 Conclusioni

Si giunge dunque alla conclusione dell'analisi in oggetto: come ci si auspicava, l'unione fra elementi metallici e compositi conduce ad effetti benefici rispetto al sistema convenzionale metallico.

Come ampiamente descritto e indicato dai valori nei capitoli precedenti, si conclude che la sostituzione della cartella di un ingranaggio con pannelli in materiale composito, conduce a molteplici miglioramenti, sfruttabili soprattutto in quei campi in cui si ricerca sempre una maggiore leggerezza e resistenza (come può essere il campo aerospaziale ma anche quello automotive).

Miglioramenti

In particolare, si rimarca dunque che è possibile ottenere:

1. ***Aumento della resistenza:***

Uno degli effetti più importanti consiste nel notevole aumento della resistenza, ovvero un aumento dei carichi massimi ammissibili che comporta di conseguenza una migliore affidabilità e durabilità del componente.

2. **Diminuzione di peso:**

Un effetto utile per quei campi in cui si richiede la maggior leggerezza possibile; la diminuzione di peso è imputabile ovviamente all'uso di elementi molto leggeri quali i ceramici ed i polimeri che, combinati formano un composito con qualità superiori a quelle dei metalli comuni.

3. **Aumento delle frequenze proprie:**

Molti dei problemi noti degli ingranaggi, quali rumore, imperfezioni alla trasmissione ed invecchiamento precoce, sono imputabili alle vibrazioni. Un aumento delle frequenze proprie conduce ad una diminuzione delle vibrazioni (riduzione del rumore) ed una minore possibilità di incrociare le velocità critica che condurrebbero a conseguenze nefaste per il pezzo o per l'intera gearbox.

Va comunque precisato che tali miglioramenti sono più evidenti ed indicati all'aumentare delle dimensioni della ruota dentata (*all'aumentare del raggio della cartella*), poiché strettamente legati all'uso dei pannelli compositi. Per ingranaggi di piccole dimensioni o comunque con cartelle ben ottimizzate con fori ed alleggerimenti, gli aspetti positivi sarebbero eclissati dalla complessità di realizzazione della cartella composita e dalla necessità di giunzione, comportando di fatto un probabile peggioramento generale, senza contare il costo di produzione maggiore che non verrebbe ben recuperato.

La diminuzione di peso è anche funzione della dimensione della corona dentata e del mozzo: per elevati spessori della dentatura o del mozzo, si avrebbe una minor diminuzione di peso. Visto il mantenimento della regione più esterna (in metallo e quindi potenzialmente più pesante), la configurazione ibrida degli ingranaggi mantiene pressoché inalterato il suo momento d'inerzia rispetto all'asse di rotazione (poiché dipendente dai punti più lontani dall'asse), ciò fa sì che ingranaggi ibridi siano efficaci anche in quelle applicazioni in cui fanno da accumulatori di energia rotativa come ad esempio i *volani* nei motori alternativi.

Metodi di produzione

Non si può indicare in prima analisi un metodo più efficace per la produzione degli ingranaggi ibridi. Va infatti attentamente studiata una tecnica di lavorazione commisurata ai materiali, alla complessità della geometria, alle giunzioni (anche più contemporaneamente) ed al numero di parti da produrre: si noti infatti che per piccole produzioni saranno più indicate lavorazioni con basso tenore produttivo quali le lavorazioni manuali o per additive manufacturing, che manterrebbero però prezzi relativamente alti. Metodi industriali più efficienti saranno necessari per un alto numero

di parti, richiedendo macchinari adatti ma potendo anche contare su una diminuzione di costo all'aumentare del numero di pezzi da produrre.

Sviluppi futuri

Vi sono poi ancora alcuni aspetti da chiarire o migliorare per quanto riguarda la geometria o comunque la conformazione generale degli ingranaggi ibridi.

In primis, l'introduzione di un *core* fra i due pannelli (che si in honeycomb o in schiuma) potrebbe condurre ad ulteriore aumento della resistenza; seguirebbero aggiuntive analisi modale e del peso poiché varierebbero in conseguenza, magari in modo iterativo per raggiungere un punto di ottimo.

È da approfondire anche la parte relativa alle *giunzioni* poiché, se da una parte non esiste a priori una migliore dell'altra, vanno anche attentamente dimensionate in modo da non peggiorare peso e resistenza dove sarebbe possibile miglioramenti; in molti casi si potrebbero sfruttare anche giunzioni ibride formate sia da meccaniche che incollaggi per ottenere il massimo rendimento da entrambe.

In fine, è da studiare una migliore forma della cartella, in modo da distribuire in modo più efficiente gli sforzi. Come è possibile notare dalle immagini dell'analisi a resistenza (figura 33), essi si concentrano nella regione in prossimità del mozzo: un inspessimento (che potrebbe essere dato anche da un "allontanamento" localizzato delle pelli del pannello composito) in tale area condurrebbe a migliori distribuzioni. Anche l'utilizzo di diversi metalli per corona dentata e mozzo, in base alle intensità dei carichi ed alle deformazioni, potrebbe portare ad ulteriori alleggerimenti.

Una volta chiariti anche questi aspetti, sarebbe più semplice indicare processi industriali per la relativa fabbricazione. Con il progredire della tecnica si auspica che tecnologie quali l'Additive manufacturing o la stampa 3D consentano maggiori volumi produttivi e una migliore lavorazione dei compositi in modo da sfruttare anche questi metodi dal potenziale così elevato.

Bibliografia

1. Adams Clifford E., *Ingranaggi in materiale plastico: scelta e applicazioni*, ed. Tecniche nuove Milano, 1991.
2. Soria Lodovico, *Tecnica degli ingranaggi*, ed. Vigonglo, Torino 1949.
3. Dudley Darle, *Manuale degli ingranaggi*, Tecniche nuove, Milano, 1996.
4. Smith James Derek, *Gear noise and vibration*, Dekker, New York 1999.
5. Khurmi R. S., Gupta J.K., *Theory of Machines*, S. CHAND, India, 2005
6. Michel Biron, *Thermoplastics and thermoplastic composites*, William Andrew Publishing, 2018
7. P. M. Dean Jr., *Gear Manufacture and Performance*, ASM, Metals Park, OH 1974
8. Badini C., *Materiali compositi per l'ingegneria*, Celid, Torino, 2013.
9. Adams Clifford E., *Ingranaggi in materiale plastico: scelta e applicazioni*, ed. Tecniche nuove Milano, 1991.
10. Pedemonte E., *Fondamenti di struttura, proprietà e tecnologia dei polimeri*, ed. Nuova Cultura, Roma, 2011.
11. George Z. Voyiadjis Peter I. Kattan, *Mechanics of composites material with MATLAB*, Springer
12. SAE, *wheel standards manual*, Warrendale, Society of Automotive Engineers, 2001.
13. M. Marchetti, Felli, *Tecnologie Aeronautiche*, Editrice ESA, Milano
14. Podda F., Minetola, Galati, *Modellazione, produzione e testing di materiali compositi a fibra lunga realizzati mediante additive manufacturing*, Politecnico di Torino, 2018.

Sitografia

15. Airbus - <https://www.airbus.com/>
16. ARCAM EBM - <http://www.arcam.com/>
17. Avio Aero (GE) - <https://www.avioaero.com/>
18. The Boeing Company - <https://www.boeing.com/>
19. Dassault Systèmes - <https://www.3ds.com/>
20. General Electric - <https://www.ge.com/it/>
21. Standard internazionali (ISO) - <https://www.iso.org/home.html>
22. Knovel, servizio lettura online - <https://app.knovel.com/web/index.v>
23. NASA, agenzia governativa USA - <https://www.nasa.gov/>
24. Materie plastiche Musola Metalli - <https://www.materieplastiche.eu/>
25. ANSYS Software inc. - <https://www.ansys.com/>
26. Piaggio aerospace - <http://www.piaggioaerospace.it/it>
27. Pratt & Whitney - <https://prattwhitney.com/>
28. Rolls Royce civile aerospace - <https://www.rolls-royce.com/>
29. smartCAE - <https://www.smartcae.com/>

Report tecnici

30. *Journal of mechanical Engeneering science*: Quasi-static and dynamic analyses of thin-webbed high-speed gears: Centrifugal effect influence
31. *Journal of Composite materials*: A new cost-saving vacuum infusion process for fiber-reinforced composites:
32. A novel technique for in-situ manufacturing of functionally graded materials based polymer composite spur gears.
33. *Emerald insight*: 3D printing for continuous fiber reinforced thermoplastic composites: mechanism and performance

34. Razavykia A., Delprete C., Rosso C., Baldissera P.: Functionality Analysis of Thermoplastic composite Material to Design Engine Components, Politecnico di Torino, 2020.
35. Frattura ed Integrità Strutturale: Analisi basata sugli sforzi locali della resistenza a fatica di giunzioni incollate di materiali compositi; Gruppo Italiano Frattura, 1971-8993
36. Frattura ed Integrità Strutturale: Studio delle prestazioni di giunzioni incollate ibride; Gruppo Italiano Frattura, 1971-8993 (Online)

NASA:

37. Handschuh R.F., Roberts G., Sinnamon R., Stringer D., Dykas B., Kohlman L.; *Hybrid Gear Preliminary Results - Application of Composites to Dynamic Mechanical Components.* - Technical Report Server (NTRS) NASA/TM-2012-217630, Glen research Center, Ohio.
<https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20160004240&hterms=hybrid+gear&qs=N%3D0%26Ntk%3DAI%26Ntt%3Dhybrid%2520gear%26Ntx%3Dmode%2520matchallpartial>
38. Handschuh Robert F., LaBerge Kelsen E., DeLuca Samuel, Pelagalli Ryan, NASA
Vibration and Operational Characteristics of a Composite-Steel (Hybrid) Gear. NASA/TM-2014-216646, Glenn Research Center, Ohio.
<https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20140012833&hterms=hybrid+gear&qs=N%3D0%26Ntk%3DAI%26Ntt%3Dhybrid%2520gear%26Ntx%3Dmode%2520matchallpartial>
39. Johnston J., Roberts G., Miller S., - *A Design Methodology for Optimizing and Integrating Composite Materials in Gear Structures.* – NASA/TM-2019-220060, Glenn Research Center, Ohio.
<https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20190030897&hterms=hybrid+gear&qs=Ntx%3Dmode%2520matchallpartial%26Ntk%3DAI%26N%3D0%26No%3D10%26Ntt%3Dhybrid%2520gear>
40. Parker R.G., Lin J., Modeling, Modal Properties and Mesh Stiffness Variation Instabilities of Planetary Gears, Technical Report Server (NTRS) NASA/CR-2001-210939, 2001 Ohio State University.

41. Evaluation of a Variable Thickness Hybrid Composite Bull Gear

<https://ntrs.nasa.gov/search.jsp?R=20180004818&hterms=hybrid+gear&qs=N%3D0%26Ntk%3DAI%26Ntt%3Dhybrid%2520gear%26Ntx%3Dmode%2520matchallpartial>

Materiale didattico

42. Biamono S., *Materiali per l'aerospazio*, Politecnico Di Torino, 2018

43. Romeo G., *Tecnologie Aerospaziali*, Politecnico di Torino, 2018

44. G. Sala, L. Di Landro, A. Airoidi, P. Bettini, *Tecnologie e materiali aerospaziali*, Politecnico di Milano, 2016.

Normative

45. SAE HS-330 *Wheel Standards Manual*, 2001

46. ISO 701 international Gear Notation

47. ISO 1328-1-2 Accuracy of Cylindrical gears

48. ISO 1122-1 Vocabulary of gear Terms

49. AGMA American gear manufactures association

50. FAR 25.853 Omologazione di resistenza alle fiamme