



UNIVERSITÀ
DEGLI STUDI
DI PADOVA

UNIVERSITA' DEGLI STUDI DI PADOVA

Dipartimento di Ingegneria Industriale DII

Corso di Laurea Magistrale in Ingegneria Aerospaziale

Studio di una compliant morphing wing attuata tramite shape
memory alloys

Laureando: Simone Nordera

Matr. 1179103

Relatore: Prof. Mirco Zaccariotto

Anno Accademico 2019/2020

Indice

Abstract	1
Introduzione.....	5

Capitolo 1 Morphing wings

1.1 Panoramica di una tecnologia moderna	9
1.1.1 Tra biomimetica e progresso	9
1.1.2 Benefici e complessità di progettazione	12
1.1.3 Design di una morphing structure	14
<u>1.1.3.1 Considerazioni relative al peso</u>	17
1.2 Classificazione su base geometrica	19
1.2.1 Trasformazioni nel piano	20
<u>1.2.1.1 Span morphing</u>	20
<u>1.2.1.2 Chord morphing</u>	22
<u>1.2.1.3 Sweep morphing</u>	22
1.2.2 Trasformazioni fuori dal piano.....	24
<u>1.2.2.1 Dihedral/Gull morphing</u>	24
<u>1.2.2.2 Twist morphing</u>	26
1.2.3 Trasformazioni del profilo alare.....	27
<u>1.2.3.1 Camber morphing</u>	27
1.2.4 Sistemi dalle multiple tecnologie	30
1.3 Smart structures	32
1.3.1 Auxetica a nido d'ape.....	32
1.3.2 Tubi a rigidità variabile	33
1.3.3 Multi-stable	33
1.3.4 A geometria ondulata	34
1.4 Smart materials	36
1.4.1 Materiali piezoelettrici	38
1.4.2 Metalli magnetostrittivi	40

1.4.3 Shape memory polymers	41
1.4.4 Polimeri elettroattivi.....	43

Capitolo 2

Shape memory alloys

2.1 Aspetti fenomenologici e fisici della trasformazione di fase	47
2.1.1 Martensite e Austenite a livello microscopico	47
2.1.2 Effetto memoria.....	51
2.1.3 Superelasticità	55
<u>2.1.3.1 Accoppiamento termomeccanico</u>	59
2.2 Un attuatore smart	61
2.2.1 Parametri prestazionali	61
2.2.2 Sistema di attuazione.....	65
<u>2.2.2.1 Meccanismi di recupero</u>	67
<u>2.2.2.2 Sistemi di controllo termico</u>	69
2.2.3 Comportamento a fatica	70
2.2.4 Attuatore di morphing wings.....	73

Capitolo 3

Compliant mechanisms

3.1 Analisi funzionale e strutturale	77
3.1.1 La flessibilità come elemento chiave	77
3.1.2 Vantaggi e svantaggi	80
3.1.3 Analisi di meccanismi per piccole e medie deflessioni.....	82
3.1.4 Modello del corpo pseudo-rigido per grandi deflessioni	85
3.1.5 Elementi e meccanismi.....	89
3.2 Compliant morphing wing	91
3.2.1 Valutazione delle tipologie di meccanismo	91
3.2.2 Belt rib concept	92

Capitolo 4

Progettazione di una compliant morphing wing

4.1 Considerazioni e analisi preliminari	95
4.1.1 Contenuti e finalità del progetto.....	95
4.1.2 Modellazione geometrica 3D	100
<u>4.1.2.1 Compliant structures</u>	103
4.1.3 Cavo di Nitinol come attuatore	107
<u>4.1.3.1 Modello strutturale</u>	108
<u>4.1.3.2 Modello termomeccanico</u>	109
4.1.4 Analisi aerodinamica del profilo di base.....	112
4.2 Modellazione agli elementi finiti	114
4.2.1 Assunzioni di progetto	114
4.2.2 Geometria & Mesh.....	115
4.2.3 Proprietà	118
4.2.4 Condizioni al contorno	119
4.2.5 Loadcases e Analisi.....	122
4.3 Post-processing e risultati	123
4.3.1 Metodo iterativo per la determinazione dei carichi aerodinamici.....	123
4.3.2 Analisi dei risultati	125
<u>4.3.2.1 Risultati relativi alla struttura</u>	126
<u>4.3.2.2 Risultati relativi allo shape memory alloy</u>	128
<u>4.3.2.3 Risultati relativi alle prestazioni aerodinamiche</u>	133
4.3.3 Rielaborazioni e considerazioni aggiuntive	135
<u>4.3.3.1 Studio analitico della termodinamica dell'attuatore</u>	138
<u>4.3.3.2 Sviluppi futuri</u>	142
 Conclusioni	 145
 Ringraziamenti	 147
 Riferimenti bibliografici e web	 149

Abstract

Questo lavoro di tesi è incentrato sullo studio di recenti tecnologie impiegabili nel settore aeronautico e sull'analisi di un modello agli elementi finiti sviluppato come applicazione degli argomenti studiati. La tecnologia aeronautica oggetto di studio è la *morphing wing*; essa consiste in un'ala in grado di modificare la sua geometria al fine di migliorare le performance aerodinamiche o incrementare la manovrabilità del velivolo. A seconda dello scopo che si intende raggiungere, esiste una grande varietà di tecniche di *morphing* impiegabili nell'ala di un UAV, riassunte in un'ordinata classificazione. Ogni tecnica di *morphing* può poi essere implementata sfruttando strutture o meccanismi diversi; la scelta principale è tra meccanismi convenzionali a cerniere e corpi rigidi messi in moto da un motore elettrico o meccanismi *compliant* attuati tramite *smart materials* (talvolta associati a *smart structures*, come strutture auxetiche a nido d'ape, a rigidità variabile, a più stati di equilibrio o a geometria ondulata). Questi ultimi rappresentano un'opzione moderna e innovativa, e pertanto su di essi è concentrato il presente elaborato. L'utilizzo di *smart materials* come attuatori ha l'obiettivo di produrre uno spostamento in output a seguito di un input elettrico. Alcuni esempi di *smart materials* impiegati come attuatori (sebbene possano avere anche la funzione di sensori) sono le leghe e polimeri a memoria di forma, i polimeri elettroattivi e i piezoelettrici.

La *morphing wing* studiata in questo progetto ha lo scopo di modificare la curvatura del profilo; essa è attuata tramite *shape memory alloys* ed è costituita da un meccanismo interno *compliant* di distribuzione dei carichi e degli spostamenti. Gli *shape memory alloys* (nome commerciale Nitinol) sono dei materiali che presentano due fasi diverse (martensite e austenite) a seconda dello stato tensionale e della temperatura; il passaggio di fase conseguente alla variazione di questi parametri può comportare trasformazioni geometriche e fenomeni fisici come l'effetto memoria e la superelasticità. Un meccanismo *compliant* consente grandi spostamenti tramite la flessione di parti strutturali molto sottili che sostituiscono le tradizionali cerniere; anche la pelle ha una conformazione *compliant*, in quanto le variazioni della curvatura del profilo avvengono in regime elastico sfruttando la geometria della struttura.

Dopo lo studio dei componenti principali che costituiscono la *morphing wing* scelta, si procede con la modellazione 3D della struttura completa e con l'analisi agli elementi finiti in appositi software. Il sistema è costituito da due cavi di Nitinol come attuatori, un meccanismo interno in acciaio a forma di doppio quadrilatero articolato dotato di *cross-axis flexural pivot compliant* e una pelle in alluminio modellata bidimensionalmente, mentre la struttura interna fissa di

mantenimento dei carichi viene trascurata in quanto non coinvolta nella tecnologia di *morphing*. La geometria è stata definita in SolidWorks, mentre l'analisi strutturale viene eseguita in MSC Marc. Tramite il riscaldamento e il raffreddamento degli attuatori, l'intera struttura si deforma e cambia la curvatura del profilo, evidenziando, in particolare, l'abbassamento del *trailing edge*; ciò avviene per effetto di un accurato assemblaggio e dimensionamento dei componenti. La variazione della curvatura ha lo scopo di incrementare il coefficiente di portanza, ma deve avvenire nel rispetto dei limiti strutturali di resistenza dei materiali. La simulazione fornita da MSC Marc permette sia di osservare gli spostamenti della struttura che di verificare le tensioni che si generano sia nei cavi di Nitinol che presso le cerniere *compliant* del meccanismo, le zone più sollecitate a tensione. All'analisi strutturale è affiancata un'analisi aerodinamica (in X Foil) dal duplice scopo: ricavare le pressioni aerodinamiche che si generano ad una determinata velocità di crociera e calcolare la variazione del coefficiente di portanza durante l'azionamento del sistema. I risultati ottenuti sono coerenti con i modelli costitutivi adottati ed evidenziano un miglioramento delle performance aerodinamiche rispettando i limiti di resistenza.

Introduzione

L'elaborazione di una tesi dà l'occasione ad uno studente di applicare il background di conoscenze acquisite durante gli studi universitari in un settore di interesse personale in linea con la formazione ricevuta. Il percorso accademico ha fornito gli strumenti necessari per sperimentare nel settore aeronautico, approfondendo tematiche parzialmente studiate ed esaminando progetti in fase di sviluppo. La ricerca dell'argomento più adatto è stata dettata principalmente dalla curiosità personale e dal desiderio di fornire un contributo per la ricerca scientifica. La modernità e la forte impronta ingegneristica sono i motivi per cui le *morphing wings* attuate tramite *smart materials* sono state scelte come oggetto di questo elaborato; inoltre, tale argomento permette non solo di essere analizzato dal punto di vista teorico, ma anche riprodotto in un solutore numerico per simularne il comportamento in condizioni reali di attuazione.

Il settore delle *morphing wings* rappresenta una realtà in forte espansione negli ultimi anni, grazie ai recenti sviluppi sia di materiali dalle prestazioni uniche che di software dalle capacità di analisi sempre più spinte. Inoltre, il sempre più esigente e competitivo mercato richiede velivoli dalle prestazioni maggiori e che riescano a soddisfare molteplici requisiti di missione; se prima erano necessari più velivoli per soddisfare diverse missioni, ora l'impiego delle *morphing wings* consente ad un solo velivolo di adattarsi all'operazione di volo richiesta. Il design di un simile sistema rappresenta una prova ardua per un progettista, in quanto deve massimizzare l'aumento delle performance ma minimizzare l'incremento di massa conseguente all'introduzione della tecnologia di *morphing*. Sebbene tale progettazione sia complessa e richieda parecchio tempo, rappresenta in contemporanea una sfida motivante e stimolante, che permette di fondere la fantasia richiesta dal design con la scienza dei materiali e l'ingegneria aeronautica, non come un puro esperimento accademico ma come un progetto finalizzato a soddisfare delle possibili e reali richieste del mercato. Per questo motivo, si è deciso di sviluppare un modello di *morphing wing* al simulatore oltre a studiarne i componenti approfonditamente, per dimostrare i miglioramenti di prestazioni che tale sistema comporta in determinate condizioni di volo, pur garantendo la resistenza dell'intera struttura; tutto ciò è stato realizzabile tramite l'impiego di software di analisi strutturali e aerodinamiche.

La trattazione di questo argomento e la relativa modellazione agli elementi finiti hanno richiesto la conoscenza di numerosi prerequisiti. Questo progetto ingloba molteplici campi della fisica, la meccanica, la termodinamica, l'elettrotecnica, la scienza dei solidi e l'aerodinamica, e sono

stati sia esaminati da un punto di vista teorico che gestiti nel simulatore come condizione al contorno o parametro di output. La scienza dei solidi e l'aerodinamica sono i settori in cui è richiesta maggior preparazione, in particolare essere in grado di creare modelli agli elementi finiti ed eseguire analisi; nel caso dello studio strutturale, l'analisi è non lineare e accoppiata. Oltre a questi software, la conoscenza di altri programmi come Excel e Matlab permette di rielaborare i dati in maniera efficiente e molto duttile. Alle conoscenze fisiche, si accompagnano poi le capacità ingegneristiche, in particolare gli studi di ottimizzazione, dimensionamento, risparmio energetico, efficienza, sistema di controllo, progettazione d'insieme, massimizzazione delle prestazioni aerodinamiche e minimizzazione delle masse. Infine, è necessario informarsi dettagliatamente sugli argomenti chiave da trattare, ossia le *morphing structures*, gli *shape memory alloys* e i meccanismi *compliant*.

La tesi è suddivisa in due parti principali: la prima parte descrive lo stato dell'arte degli argomenti chiave precedentemente elencati, definendone le proprietà, i vantaggi e gli svantaggi, ma anche riportando esempi ed applicazioni nel settore aeronautico; la seconda parte è incentrata sulla descrizione del modello sviluppato e dei risultati ottenuti. Sono presenti complessivamente quattro capitoli.

Nel primo capitolo viene spiegato cosa si intende per *morphing wing*, quali sono i benefici che comporta l'impiego di tale tecnologia e quali sono i componenti di cui è composta. A causa dell'elevato numero di tecniche di *morphing* adottabili, una dettagliata classificazione permette di comprendere in maniera più schematica e ordinata come possono essere impiegate in un velivolo a seconda dello scopo. La varietà di strutture innovative e di *smart materials* che possono essere utilizzati in questo sistema ha portato alla stesura di due paragrafi in cui si propongono vari esempi di meccanismi e dispositivi finalizzati ad incrementare la deformabilità della struttura o a svolgere un lavoro meccanico.

Il secondo capitolo è totalmente incentrato sullo *smart material* scelto, la lega a memoria di forma (Nitinol). Il capitolo inizia con una visione generica dell'argomento descrivendo la fisica alla base della struttura e del funzionamento di questo materiale, per poi concentrarsi sul suo impiego come attuatore e infine trattare il caso specifico di attuatore per una *morphing wing*. Dopo aver descritto il comportamento del materiale a livello microscopico, si presentano i due principali fenomeni che si evidenziano a livello macroscopico: l'effetto memoria e la superelasticità. La definizione delle proprietà termostrutturali e il confronto con altri *smart materials* permette di comprendere le conseguenze dell'impiego di uno *shape memory alloy*

come attuatore. Infine, vengono riportati due esempi di *morphing wings* attuate tramite leghe a memoria di forma tratti da articoli accademici.

Il terzo capitolo descrive le strutture *compliant*, poiché il meccanismo interno di trasformazione degli spostamenti possiede cerniere allo stato solido che lavorano a flessione. Dopo aver introdotto l'argomento, a seconda dell'intensità della flessione vengono esposti due processi di analisi diversi, uno teorico per flessioni più contenute e uno più pratico ma approssimativo per flessioni più accentuate. Successivamente, vengono proposti alcuni esempi di elementi *compliant* comuni e di applicazioni in una *morphing wing*.

Nel quarto ed ultimo capitolo, si illustra il progetto personale intrapreso, dalle assunzioni iniziali di modellazione fino all'ottenimento dei risultati. La prima parte specifica i contenuti e le finalità del progetto, spiega come è stata realizzata la geometria 3D e come vengono gestiti gli *shape memory alloys* nel software agli elementi finiti; si presenta, inoltre, il programma per le analisi aerodinamiche, X Foil, descrivendo come vengono ricavati i parametri di prestazione per il profilo e le condizioni di volo imposti. Di seguito, si illustrano i passaggi che hanno portato alla realizzazione dell'intero modello e come è stata gestita l'interfaccia tra il software strutturale e quello aerodinamico. Infine, si riportano i risultati di spostamento, deformazione e tensione delle strutture e dell'attuatore, per il quale vengono anche tracciati diversi grafici che ne descrivono il comportamento per l'intero processo; oltre ai risultati strutturali, vengono determinati anche quelli aerodinamici. Il capitolo termina con la rielaborazione del lavoro svolto, la discussione dei risultati ottenuti e la proposta di possibili sviluppi futuri.

Capitolo 1

Morphing wings

1.1 Panoramica di una tecnologia moderna

1.1.1 Tra biomimetica e progresso

Da sempre, l'uomo osserva il mondo che lo circonda e apprende nuove conoscenze studiando ciò che la natura gli offre, così da poter acquisire nuove abilità e sfruttare tali elementi a proprio vantaggio. È stato guardando il volo degli uccelli che egli ha cominciato a domandarsi come alcune specie animali possano volare e se sia mai possibile riprodurre tale abilità; gli studi e i vari esperimenti hanno portato ai primi aeroplani dei fratelli Wright e infine ai velivoli moderni. Ma la natura non smette mai di insegnare ed è stato sempre attraverso l'osservazione del moto e dell'anatomia di varie specie animali, sia insetti che uccelli, che nella mente dell'uomo è sorta una nuova idea di volo, predisponendo le basi per una concezione di velivolo molto più dinamico e duttile. Ciò che si è notato è che gli uccelli cambiano tipologia di volo in base alle funzioni richieste, quindi modificano lo sbattere delle ali o l'apertura alare, in termini sia di ampiezza che di orientazione, a seconda dello scopo che vogliono ottenere. Questi fattori cambiano durante le fasi di decollo e di atterraggio, di picchiata, di volo stazionario, ecc..., e di conseguenza cambia il movimento imposto alle ali, così da ottenere le massime prestazioni con il minimo sforzo. Ispirandosi a tale comportamento, ricercatori ed ingegneri stanno cercando di riprodurre la medesima capacità di adattabilità alle condizioni esterne anche nei velivoli per ottimizzare le operazioni di volo. Ogni aereo, infatti, si trova ad affrontare diverse condizioni di volo ed ognuna di esse richiede una diversa geometria per essere soddisfatta nel migliore dei modi; può richiedere un profilo aerodinamico differente, una maggiore lunghezza dell'ala, un angolo di freccia più marcato o altro ancora. Un velivolo dotato di un solo profilo alare potrà soddisfare solo una condizione di ottimo in fase di crociera.

Questa metodologia trova le sue radici già con i fratelli Wright, che dotarono il loro aereo di cavi che venivano attuati direttamente dal pilota a bordo, con lo scopo di effettuare una torsione

dell'ala e così migliorare il controllo del rollio. Con l'avanzare della tecnologia, della rigidità delle strutture e delle velocità richieste, un simile meccanismo di attuazione era improponibile, e per questo la ricerca si è concentrata, tra le altre cose, sui sistemi da adottare per migliorare le performances nelle varie fasi di volo. Nel secolo scorso, il progresso in questo settore è stato incostante e alternava periodi di scarsa ricerca a periodi di notevole sviluppo; questo andamento era legato principalmente a due fattori: la tecnologia e il tipo di missione. Il primo fattore è legato ai nuovi materiali, meccanismi ed attuatori che vengono nel tempo sviluppati, assieme ai software e ai risolutori che ora un progettista ha a disposizione. Il secondo è legato agli scopi di una missione (civile o militare) e alle richieste del mercato, assieme al tipo di velivolo su cui ci si concentra (aerei, elicotteri o droni); anch'essi fenomeni che variano nei decenni. Forti investimenti furono fatti nella prima metà del Novecento dall'industria militare, per ottenere aerei da combattimento all'avanguardia e con l'abilità di soddisfare diversi requisiti di missione. In tempi moderni, invece, un maggiore interesse è rivolto ai UAVs (*Unmanned Aerial Vehicles*), ossia i velivoli a controllo remoto, privi di pilota a bordo; questi droni, oltre ai vantaggi in termini di sicurezza per l'uomo nel settore militare e di semplicità di controllo, possono essere prodotti anche con dimensioni molto ridotte (in quei casi prendono il nome di MAVs, *Micro Aerial Vehicles*), e i bassi carichi aerodinamici permettono l'utilizzo di tecniche di *modificazione strutturale* che non sarebbero applicabili ad aerei di grandi dimensioni.

La tecnologia di *morphing* che è stata maggiormente studiata e che già da decenni viene comunemente impiegata nell'aviazione civile riguarda di dispositivi per il flap e lo slat; tali sistemi permettono uno spostamento localizzato di una porzione dell'ala per modificare la curvatura del profilo aerodinamico al fine di aumentare la portanza nelle fasi di decollo e atterraggio. Il vantaggio portato da questi meccanismi è quindi non da poco, ma l'idea di un velivolo che possa adattare l'intera sua struttura ad ogni condizione di volo porterebbe ad una capacità di controllo e di ottimizzazione delle prestazioni indubbiamente superiore. Il concetto che rappresenta questa capacità di un aereo di adattare la propria forma ad ogni condizione di volo per ottenere performances migliori è *morphing aircraft*, mentre se si sta considerando un fenomeno che coinvolge unicamente l'ala si preferisce il termine più specifico *morphing wing*. La maggior parte dei meccanismi sviluppati trova impiego proprio nell'ala, visto che le prestazioni aerodinamiche dipendono prevalentemente da essa, ma varie tecnologie sono state adottate anche in altre parti dell'aereo, come nella parte anteriore della fusoliera (*incident nose*, Figura 1.1a), nelle pale di motori ad elica e degli elicotteri (Figura 1.1b) e in componenti a "V"

(*chevrons*) presenti negli ugelli di alcuni motori aerei (Figura 1.1c); la deformazione di questi ultimi ha l'effetto di diminuire il rumore prodotto dal flusso in uscita [1]. Meccanismi simili possono essere adottati anche per velivoli alternativi come il dirigibile mostrato in Figura 1.1d, i cui timoni e stabilizzatori sono controllati attivamente da polimeri elettroattivi (EAP). Visto il loro impiego specifico a seconda dell'esigenza, anche i carrelli d'atterraggio (Figura 1.1e) vengono solitamente considerati delle *morphing technologies*, sebbene la loro struttura non richiami quell'idea di deformabilità e adattamento come avviene per sistemi più *smart*.



Figura 1.1a. *Incident nose variabile* [2].



Figura 1.1b. *Elica a curvatura variabile* [3].



Figura 1.1c. *Impiego di shape memory alloys sui "chevrons" di un Boeing 777-300ER* [1].



Figura 1.1d. *Timoni e stabilizzatori di un dirigibile mossi da EAP* [1].



Figura 1.1e. *Carrello d'atterraggio mobile* [2].

1.1.2 Benefici e complessità di progettazione

I principali vantaggi associati all'impiego di una struttura che varia la propria geometria in fase di volo possono essere raggruppati in due categorie, ossia a seconda se il fine sia l'ottimizzazione delle prestazioni aerodinamiche o la maggiore manovrabilità. Migliorano le performances aerodinamiche quelle tecniche atte ad accrescere il coefficiente di portanza (L), diminuire il coefficiente di drag (D), aumentare il rapporto L/D (portanza rispetto al drag), ecc... I flap e gli slat sono degli esempi di meccanismi che portano ad un aumento del coefficiente di portanza massimo e per questo vengono adottati nelle fasi di decollo e atterraggio; un altro esempio è la variazione dell'angolo di freccia (*sweep angle*), che conviene aumentare in prossimità di velocità transoniche per diminuire il drag e diminuire a basse velocità per accrescere il rapporto d'aspetto. In altri casi, invece, si adottano strutture a geometria variabile per accrescere la controllabilità di un velivolo, ossia perfezionare le manovre di rollio, imbardata o beccheggio, in termini sia di precisione nel controllo sia di rapidità della manovra; variando l'angolo di freccia, ad esempio, si può notare un miglioramento nel controllo delle manovre di beccheggio. Il caso dell'angolo di freccia evidenzia come agendo su un determinato fattore si possono avere vantaggi relativamente sia alle prestazioni aerodinamiche sia alla manovrabilità; questo avviene perché le due categorie sono interconnesse e sono entrambe legate ai carichi aerodinamici, per cui la variazione di un parametro dell'ala ha effetti su più aspetti del volo di un velivolo.

Un altro esempio che dimostra la trasversalità e la molteplicità dei benefici associati al controllo attivo di un unico elemento è relativo alla lunghezza dell'ala; a basse velocità, conviene che l'ala sia più lunga per incrementare la portanza (aumentando la superficie a parità di pressione), mentre, ad alte velocità, un accorciamento dell'ala porterebbe ad una diminuzione della resistenza aerodinamica. La variazione della lunghezza dell'ala ha effetti anche sulla rapidità nelle manovre di rollio, ad esempio, in quanto i carichi aerodinamici da contrastare aumentano con l'allungamento dell'ala. Se il controllo di un parametro dell'ala porta a tali vantaggi, è facile intuire come la capacità di controllare più di un fattore possa portare a benefici ancora superiori e ad alti livelli di manovrabilità, permettendo così ad un aereo di svolgere missioni fino ad ora non realizzabili con un singolo velivolo; inoltre, mantenendo l'aereo per gran parte del tempo di volo in una condizione di ottimo si risparmia sul carburante, potendo così rimanere in volo per più tempo e beneficiando in termini di costi.

Adottare tecnologie di *morphing* su ogni aereo sarebbe sempre una scelta ragionevole, se non fosse per i problemi legati alla complessità del design e al peso aggiunto. La principale difficoltà nel design consiste nel creare un sistema che sia in grado di cambiare la sua forma come da requisito, ma che sia anche capace di mantenere i carichi aerodinamici in ogni condizione di volo. A questa problematica è da associare anche un'altra difficoltà, valida non tanto per sistemi già affermati come il flap ma soprattutto per le nuove tecniche di *morphing* che si servono di attuatori più *smart* e di strutture innovative: la mancanza di una metodologia sistematica nella creazione di tale prodotto. Mentre per tecnologie come il flap le prestazioni cinematiche e dinamiche sono ormai standardizzate, *morphing structures* più moderne con caratteristiche *compliant*, come quelle implementate in certi droni, richiedono una progettazione più impegnativa e variabile a seconda del mezzo che si sta considerando. La necessità di una progettazione alternativa alle tecnologie già ampiamente note è legata al tentativo di risolvere il secondo problema, ossia l'aumento della massa; creare dei dispositivi più leggeri non solo favorirebbe aerei di grandi dimensioni, ma permetterebbe di applicare le stesse anche per droni di piccole dimensioni. La minimizzazione della massa è una delle sfide che da sempre accompagna i progettisti del settore, e l'introduzione di *morphing technologies* porta inevitabilmente ad un aumento della massa; l'obiettivo è quello di stabilire se l'impiego di quest'ultime porti a dei vantaggi che superano l'aumento della massa dovuto alle stesse. Da tale situazione deriva l'analisi e l'applicazione di meccanismi e materiali ricercati che rendono la struttura più leggera rispetto a quella costituita da collegamenti rigidi messi in moto da sistemi pneumatici. Tali sistemi devono garantire le deformazioni e gli spostamenti richieste da requisito ma devono essere in grado di mantenere l'integrità strutturale e sostenere i carichi aerodinamici; è da tutto ciò che deriva la complessità del design.

Altre problematiche da affrontare sono relative al sistema di potenza, che deve essere adeguatamente dimensionato e garantire sufficiente energia per l'intera durata del volo, al sistema di controllo, che, servendosi di adeguati sensori, deve essere efficiente e rapido nell'avvertire i segnali in ingresso e realizzare l'effetto desiderato in output, e alla ridondanza, che porta a maggiori livelli di sicurezza ed affidabilità. Riguardo quest'ultima caratteristica, vari attuatori (come gli *smart materials*, paragrafo 1.4) e meccanismi di distribuzione del carico presenti in prototipi moderni sono solitamente accomunati dal fatto che, anziché venire impiegati in un'unica posizione, sono distribuiti sull'intera struttura d'interesse, comportando in tal modo buoni livelli di ridondanza a scapito di un trascurabile aumento della massa, vista la loro leggerezza.

1.1.3 Design di una morphing structure

Sebbene flap, slat e carrelli di atterraggio vengano solitamente considerati delle *morphing structures*, si preferisce ora attribuire a tale concetto una connotazione più moderna, che richiama l'idea di una struttura che si deforma con linee morbide e continue sia internamente che esternamente. Una tale struttura è composta solitamente dai seguenti elementi:

- un attuatore. Esso è il sistema che, dopo aver ricevuto il segnale di input, fornisce lo spostamento che permette la deformazione complessiva della struttura. Può essere un meccanismo idraulico, pneumatico, piezoelettrico, magnetico, ecc... e dalle forme più diversificate. Deve essere accuratamente progettato e dimensionato per ottenere i livelli di deformazione desiderati e deve garantire un controllo accurato e sufficientemente rapido. Le sue dimensioni, il peso e il volume sono dei parametri che devono essere ottimizzati, ma molto importanti da conoscere sono anche la vita a fatica e la banda passante, oltre alle proprietà meccaniche, termiche ed elettriche, a seconda della natura dell'attuatore. Da tenere in considerazione è, inoltre, lo spazio entro cui si muove lo stesso, in modo che non entri in contatto con il resto della struttura se non previsto; è importante ricordarsi che il moto dell'attuatore comporterà di conseguenza un movimento (solitamente più accentuato) anche in altre parti della struttura, per cui l'intero sistema deve tener conto dello spazio di moto dei singoli componenti. Esso si presenta all'interno di una struttura (che sia un'ala o un'elica) in forma distribuita e il numero di attuatori è anch'esso oggetto di dimensionamento. Affinché l'attuatore compia il richiesto spostamento, è necessario conoscere la forza che esso deve generare e la potenza che deve essere messa a disposizione per generarla. Maggiori dettagli riguardanti i meccanismi di attuazione verranno forniti nel paragrafo 1.4.
- un sistema di potenza. Esso deve fornire l'energia sufficiente per permettere all'attuatore di compiere il suo scopo, ma deve anche garantire il suo utilizzo per l'intera durata del volo. La quantità di energia accumulata nel sistema di potenza deve tenere quindi in considerazione un fattore di sicurezza da moltiplicare alla quantità di energia che si prevede essere necessaria per la durata prevista. Uno studio in parallelo tra attuatore e sistema di potenza deve essere fatto anche per evitare il rischio che una non adeguata quantità di energia erogata possa superare i limiti di assorbimento dell'attuatore; ad esempio, una corrente troppo elevata che viene trasmessa all'interno di fili metallici potrebbe portare alla fusione di quest'ultimi.

- un meccanismo di amplificazione del moto. Talvolta, lo spostamento generato dell'attuatore non è sufficiente a generare la deformazione richiesta oppure, per motivi di ingombri, il moto dell'attuatore non avviene nella zona di maggiore interesse. Ciò comporta la necessità di introdurre nel sistema una struttura che ha lo scopo di trasmettere e/o amplificare il moto. I principali meccanismi adottati sono due: catene di corpi molto rigidi che traslano e ruotano tra di loro attorno a delle cerniere e strutture dette *compliant*, ossia a sezione variabile, che permettono il moto del meccanismo sfruttando le sue proprietà elastiche. Sistemi convenzionali come flap e carrelli di atterraggio si servono di meccanismi di corpi rigidi in quanto le loro proprietà sono ampiamente note già da molto tempo, così come è facilmente descrivibile il loro moto dall'analisi della cinematica della catena. La difficoltà nel rimpicciolire tali meccanismi per essere impiegati in droni di piccole dimensioni (di notevole interesse negli ultimi decenni) e i problemi legati all'usura e ai pesi maggiori che essi comportavano hanno fatto sì che, in tempi recenti, l'interesse si spostasse maggiormente verso le strutture *compliant*, le quali, però, richiedono un'accurata analisi strutturale affinché soddisfino i requisiti di deformazione entro i limiti di tensione massima consentiti. Le strutture compliant saranno affrontate in dettaglio nel Capitolo 3. Il design prevede la scelta del tipo di meccanismo e del materiale da adottare e l'analisi relativa allo spazio di moto, le proprietà meccaniche e, in particolare, il comportamento a flessione, gli attriti e l'effetto dovuto alle forze interne ed esterne alla struttura.
- un rivestimento esterno. Ogni ala di aereo è dotata di una pelle esterna che si presenta con la forma del profilo aerodinamico stabilito e che ha lo scopo di sostenere le pressioni lungo tutto il profilo così da trasferire poi i carichi aerodinamici alla struttura interna. Il design della pelle di una *morphing wing* è una delle sfide maggiori per un progettista, poiché essa deve essere elastica abbastanza da essere deformata ma contemporaneamente deve essere sufficientemente rigida per mantenere i carichi aerodinamici e la forma del profilo alare. Alcune soluzioni sono state trovate tramite l'impiego di materiali compositi a matrice elastomerica rinforzata da fibre, strutture ondulate (*corrugated structures*) o materiali a modulo elastico variabile, tipo gli *shape memory polymers*, la cui rigidità cambia con la temperatura. È bene notare che anche strutture di questo tipo vengono definite *compliant*, in quanto i grandi spostamenti avvengono in regime elastico e in assenza di componenti aggiunti e di spazi vuoti. Questo concetto di rivestimento esterno può essere applicato non solo alle ali degli aerei

ma anche ad altri elementi, come alle pale degli elicotteri o a quelle delle turbine. Si evidenzia anche come questa idea di pelle sia molto diversa da quella applicata ai flap dei comuni aerei, la cui pelle è staccata da quella del corpo fisso e il flusso d'aria scorre tra le due parti.

- una struttura interna. L'intero sistema descritto fino ad ora è ciò che permette la deformazione del corpo ma non ha effetti considerevoli sulla rigidità e sulla resistenza dell'ala, e la pelle da sola non è sufficiente a sostenere l'insieme dei carichi aerodinamici e del peso del velivolo; per questo motivo, è necessaria una struttura interna che (generalmente) non interviene in tutto ciò che riguarda le tecniche di *morphing* ma che dia la giusta rigidità all'aereo per l'intera durata del volo. Il legame tra essa e il resto della struttura è a scelta del progettista e le opzioni sono innumerevoli: possono essere due sistemi totalmente divisi oppure essere interconnessi, con, ad esempio, frazioni della struttura portante adibite al *morphing*. Lo "scheletro" interno di un'ala è solitamente costituito da un sistema di centine e longheroni vincolati alla fusoliera dell'aereo. A tale struttura vengono talvolta aggiunti dei sistemi di *locking* che hanno lo scopo di scaricare sullo scheletro i carichi quando questi, come conseguenza del design di progetto, vengono eccessivamente distribuiti sugli attuatori.
- un sistema di controllo e di sensori. Ai vari componenti interni sono collegati dei sensori che forniscono informazioni relative alla posizione e/o ad altri parametri come la temperatura e lo stato di deformazione. Un sistema di controllo confronta tali parametri con quelli richiesti e invia il segnale all'attuatore se i due valori sono diversi. La logica di controllo e i sensori utilizzati dipendono fortemente dall'attuatore scelto; ad esempio, se un cavo di *shape memory alloy* (che si deforma al variare della sua temperatura) è scelto come attuatore, conviene inserire dei sensori termici che monitorano la temperatura effettiva del cavo, così che la logica di controllo confronti il valore misurato con quello richiesto. Il sistema di controllo può svolgere anche una funzione di *cut-off*, imponendo quei limiti che non devono essere superati per evitare danni al sistema o situazioni indesiderate (come la temperatura massima, nel caso precedente) e associandovi la conseguente soluzione (ad esempio, uno spegnimento del sistema di potenza). Un'ulteriore cosa importante da sapere è la rapidità con cui un segnale viene percepito, confrontato e la successiva risposta viene imposta; al tempo che impiega il sistema per eseguire queste operazioni è da aggiungere quello che l'attuatore impiega per convertire il segnale ricevuto all'azione concreta di spostamento.

Tutti questi elementi trovano spazio nella progettazione di una *morphing structure* e lavorano in contemporanea, ognuno svolgendo la sua funzione: il sistema di potenza fornisce l'energia all'attuatore che sposta il meccanismo legato alla pelle esterna, la quale si deforma e si piega, mentre lo scheletro interno sostiene la struttura e il tutto è controllato dai sensori e regolato dal sistema di controllo. Nonostante questi componenti siano di solito in comune a tutte le *morphing structures*, il design varia a seconda del tipo di struttura (un'ala, un'elica, un alettone, ecc..) e dallo scopo che deve adempiere: una progettazione atta a modificare la curvatura del profilo alare non può essere la stessa che si propone di variare l'angolo di freccia dell'ala.

Un ultimo aspetto del design da tenere in considerazione è l'insieme di strumenti e di software che si ha a disposizione per effettuare le analisi e le verifiche del progetto. È proprio grazie a queste che oggi possiamo servirci di tecniche, di meccanismi e di materiali improponibili fino a qualche decennio fa. Solutori di fluidodinamica computazionale (CFD) e di analisi strutturale, assieme a software di CAD 3D e di ottimizzazione geometrica, rappresentano alcuni strumenti fondamentali per la progettazione di un sistema dinamico sottoposto a fenomeni di aeroelasticità. Per confermare i risultati forniti dai risolutori, una volta terminato il design si è soliti passare alla parte sperimentale, qualora le risorse lo permettano, sia in termini di costi che di strumentazione in possesso. I risultati forniti dalla parte sperimentale vengono così confrontati con quelli del simulatore, i quali dovrebbero essere tanto più simili quanto entrambi i lavori sono stati eseguiti in maniera corretta.

1.1.3.1 Considerazioni relative al peso

Uno dei grafici più comunemente adottati in fase di design è quello che confronta il rapporto peso/superficie con il rapporto spinta/peso. Il primo termine, definito in inglese come *wing loading*, è il rapporto tra il peso totale del veicolo in fase di decollo (TOGW, *take-off gross weight*) e la superficie dell'ala di riferimento, mentre il secondo quoziente (*Thrust loading*) indica il rapporto tra la totale spinta dei motori al livello del mare e il TOGW [4]. In base a questi parametri, un velivolo si può posizionare in un determinato punto del grafico. Dalla figura 1.2, si può notare come ogni categoria di velivoli tenda a rimanere all'interno di una certa area: missili UAV hanno un alto rapporto W/S vista la superficie ridotta delle loro ali, mentre gli aerei ultraleggeri, necessitando di un alto rapporto d'aspetto, manifestano un basso *wing loading*. Si è spiegato precedentemente come le tecniche di *morphing* consentano ad un velivolo di operare in diverse condizioni di volo e di soddisfare requisiti di missione che altrimenti richiederebbero velivoli differenti; uno dei metodi di una *morphing wing* per soddisfare più

funzioni consiste proprio nel variare il *wing loading*. Mantenendo costante la spinta e il peso dell'aereo, una variazione della superficie dell'ala dal 20% al 50% è richiesta, ad esempio, per cambiare la classe di un velivolo da aereo da elevate altitudini a *combat fighter*.

Il rapporto peso/superficie è uno dei cinque parametri base che influenzano le prestazioni aerodinamiche di un velivolo, assieme al rapporto spessore/corda del profilo, all'angolo di freccia, alla lunghezza dell'ala e alla variazione della corda lungo l'ala (*wing taper*). Oltre a variare in base alla superficie, esso cambia anche in base al peso complessivo del velivolo; questo deve essere quanto più basso possibile, ma l'aggiunta di meccanismi di *morphing* porta inevitabilmente ad un aumento del peso totale. In fase di progettazione è necessario, pertanto, verificare che l'aumento del peso e la variazione di superficie dati dalla tecnologia aggiunta siano tali che il *wing loading* evidenzi un cambiamento di classe del velivolo. Un'analisi preliminare relativa al TOGW può essere effettuata nel seguente modo:

$$W_{TOGW} = W_{empty} + W_{fuel} + W_{payload}$$

Il peso totale è dato dalla somma del peso del velivolo vuoto con quello del carburante e del payload (equipaggio, mezzi, ecc...). Il peso "vuoto" può essere espresso come:

$$W_{empty} = mW_{TOGW} + \delta + \Delta W_{morph}$$

dove ΔW_{morph} è il peso relativo al meccanismo di *morphing* aggiunto, δ rappresenta il peso di tutto ciò che è indipendente dal payload e dal volo, come ad esempio l'avionica di bordo o gli armamenti militari, mentre m è un coefficiente associato ad una particolare classe di aereo (Tabella 1.1) e varia nel tempo a seconda della tecnologia e dell'abilità nel rendere più leggero il velivolo; ad esempio, l'impiego di materiali compositi porterebbe a diminuire il valore di m .

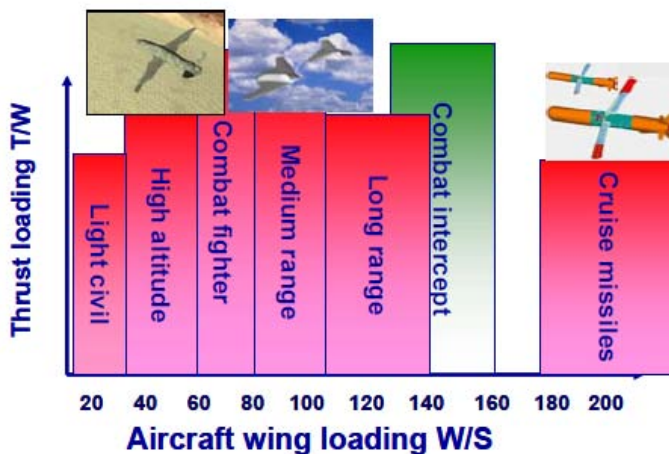


Figura 1.2. Tipici valori di wing loading per differenti classi di velivoli[4].

Classe di velivolo	m
Military bomber	0.35
Jet fighter	0.5
Jet transport	0.44
Twin turbo-prop	0.56
Flying boat	0.67
Homebuilt	0.45

Tabella 1.1. Coefficienti m per classe di velivolo.

1.2 Classificazione su base geometrica

A causa della varietà delle morfologie e delle funzionalità delle *morphing structures*, l'introduzione di una classificazione relativa alle varie tecnologie porterebbe ad una comprensione più ordinata dell'insieme. Vari autori hanno proposto un loro metodo di classificazione. Un primo metodo è quello proposto da Ajaj et al. [2], che consiste nello stabilire due categorie principali in base alla funzionalità e al principio di distribuzione del meccanismo. La prima categoria prende il nome di *Discrete Morphing* e racchiude meccanismi come flap, slat e carrelli di atterraggio. Sono caratterizzati dal fatto di possedere una singola funzionalità, di essere applicati solo in una zona precisa della struttura e di venire azionati solitamente per brevi intervalli di tempo; tali tecnologie sono ormai fortemente note e impiegate nel settore sia civile che militare. La seconda categoria, invece, è il cosiddetto *Continuous Morphing*, la cui tecnologia è ancora in fase di sviluppo ma dai vantaggi superiori alla precedente; tale tecnologia può essere impiegata all'intero corpo del velivolo e agire per tutta la durata del volo, così da mantenere continuamente le condizioni ottimali. Essa è caratterizzata anche dalla capacità di soddisfare requisiti multipli in termini sia di prestazioni che di controllo.

Una classificazione alternativa, e che verrà di seguito trattata nel dettaglio, è quella fornita da Barbarino et al. [5], che si basa su considerazioni di tipo geometrico (Figura 1.3). Le tre principali categorie racchiudono le seguenti caratteristiche oggetto di *morphing*:

- trasformazioni nel piano: lunghezza dell'ala, della corda e dell'angolo di freccia;
- trasformazioni fuori dal piano: torsione, flessione e piegamento dell'ala;
- trasformazioni del profilo: curvatura e spessore del profilo alare.

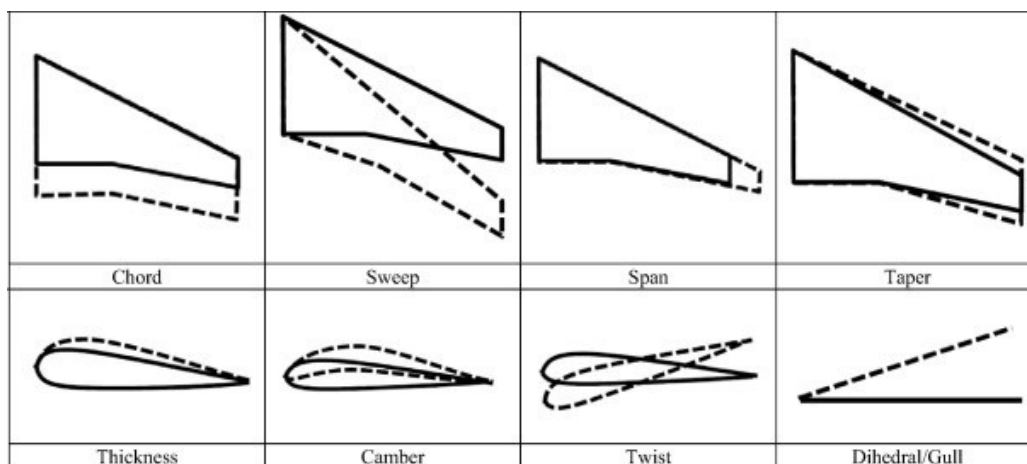


Figura 1.3. Le principali trasformazioni di un'ala [6].

1.2.1 Trasformazioni nel piano

Le tecnologie di *morphing* che agiscono sul piano dell'ala hanno lo scopo principale di controllarne l'apertura alare (*span*), la corda o l'ampiezza dell'angolo di freccia (*sweep*). Tutti e tre i fattori influiscono sul rapporto d'aspetto, un parametro geometrico di cui è dipendente il rapporto portanza-resistenza e che consiste nel rapporto tra il quadrato dell'apertura alare e la corrispondente superficie; un maggiore rapporto d'aspetto consente voli più lunghi e duraturi, modifica la pendenza della curva del coefficiente di portanza e l'inerzia dell'aereo. Le metodologie di variazione dell'apertura alare sono state sviluppate originariamente per applicazioni soprattutto militari, mentre le tecniche di controllo della lunghezza della corda sono state applicate principalmente alle pale delle eliche degli elicotteri.

1.2.1.1 Span morphing

Ali con una elevata apertura alare manifestano una maggiore efficienza del carburante e permettono voli più lunghi, ma portano ad un peggioramento della manovrabilità e a velocità di crociera ridotte; d'altra parte, aerei con un basso rapporto d'aspetto sono più veloci e facilmente manovrabili, ma evidenziano una bassa efficienza aerodinamica. A parità di portanza, un aumento della lunghezza dell'ala porta ad una maggiore distribuzione della portanza sulla superficie alare; di contro, aumenta anche il momento alla base dell'ala in flessione a causa della superficie maggiore. Per una data condizione di volo, un altro fattore che aumenta con l'apertura alare è la deformazione dell'ala dovuta ai carichi aerodinamici e alla maggiore flessibilità, come evidenziano le analisi aeroelastiche; ciò comporta la necessità di aumentare la rigidità flessionale dell'ala. L'apertura alare è solitamente inversamente proporzionale alla velocità di crociera e permette di affrontare operazioni di volo varie, dalla planata graduale alla picchiata ad alta velocità. La manovrabilità migliora in termini di controllo del rollio, in quanto lo smorzamento dinamico aumenta con la lunghezza dell'ala a causa della conservazione del momento angolare. Tale tecnica è stata utilizzata anche per migliorare il controllo dei missili, ma, in tal caso, è necessario tenere in considerazione che, in fase di apertura massima, tanto maggiore è la massa delle ali rispetto al corpo centrale, tanto più complessa da prevedere diventa la dinamica del missile.

Il meccanismo principale è quello telescopico ed è solitamente composto da una serie di elementi sovrapposti che traslano relativamente fino alla posizione richiesta (Figura 1.4); il

sistema di attuazione è solitamente di natura pneumatica, mentre per i MAV può essere di natura piezoelettrica. L'aggiunta degli elementi telescopici e dell'attuatore porta ad un notevole aumento del peso, che deve essere confrontato con i vantaggi che tale tecnologia porta in termini di prestazioni; per questo motivo, in fase di progettazione si esegue una stima delle masse che può essere semi-empirica (tramite il confronto dei dati con modelli già presenti) oppure agli elementi finiti [7].

Lo *span morphing* può essere impiegato anche alle pale dei velivoli ad elica. L'estensione delle pale viene solitamente effettuata per mezzo della forza centrifuga aumentando la velocità di rotazione; la semplicità di tale metodo permette, oltre a ridurre le complessità di progettazione del meccanismo, di risparmiare sulle risorse di energia. Considerevoli vantaggi risultano dall'applicazione di questa tecnologia ad un convertiplano, un velivolo dotato di propulsori ad elica montati su gondole rotanti poste alle estremità delle ali (Figura 1.5); la rotazione di questi meccanismi permette al velivolo di sfruttare la portanza tipica degli elicotteri in fase di decollo verticale e la spinta di un aereo ad elica in fase di crociera. Una lunghezza maggiore delle pale porta ad una portanza più elevata in fase di decollo, a minori esigenze di potenza e ad un rumore emesso dal rotore (*BVI noise, blade vortex interaction*) più attenuato. Riducendone la lunghezza, invece, si ottiene un aumento della velocità di volo; quest'effetto deriva dalle minori velocità delle estremità delle eliche che comportano una riduzione della resistenza aerodinamica e, di conseguenza, un aumento dell'efficienza del sistema propulsivo (diminuendo così il consumo di carburante). Un'ulteriore conseguenza data da pale più corte è la riduzione del rumore percepita in cabina e quindi un miglioramento del comfort dei passeggeri. Di contro, però, l'impiego di un meccanismo di *span morphing* aggiunge peso al velivolo e complessità al sistema.

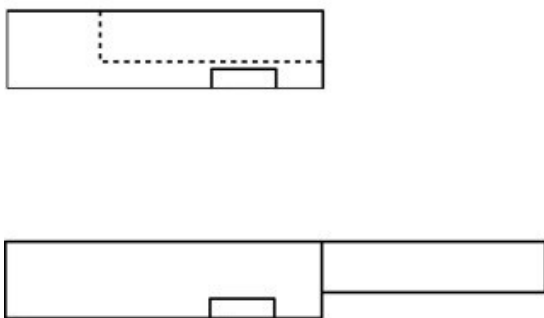


Figura 1.4. Esempio di *span morphing* [8].



Figura 1.5. Decollo verticale di un convertiplano [9].

1.2.1.2 Chord morphing

Il *chord morphing* prevede il controllo della lunghezza della corda di un profilo alare. A causa della presenza delle strutture di sostegno interne all'ala, dei serbatoi e di altri componenti, questa tecnica non ha trovato larga applicazione nelle ali degli aerei, mentre ha riscontrato più successo nelle pale degli aerei ad elica. Uno dei pochi esempi di *chord morphing* in un'ala è quello proposto da Reed et al. [10] e consiste in un sistema formato da una serie di centine fisse alternate da centine movibili lungo la direzione della corda; un motore a corrente continua e un meccanismo a filettatura spingono le centine verso il *trailing edge*, aumentando la lunghezza della corda. Come per le altre tecnologie, i principali svantaggi di questo sistema sono la massa aggiunta e la complessità di progettazione, ma non da meno è anche il problema legato alla pelle, che deve essere sufficientemente elastica da consentire l'allungamento della corda; una soluzione favorevole proposta da vari autori (sia per le ali che per le eliche) è rappresentata dagli *shape memory polymers*, il cui modulo elastico può essere controllato variandone la temperatura. Nei velivoli ad elica, una corda più lunga in fase di decollo permette di migliorare le prestazioni aerodinamiche, aumentare il peso massimo sostenibile e diminuire le necessarie richieste di potenza. Le notevoli difficoltà di progettazione a livello strutturale e i limitati vantaggi se paragonati ad altre tecniche di *morphing* sono il motivo per cui la ricerca in tale settore non ha subito un grande sviluppo.

1.2.1.3 Sweep morphing

La ricerca e lo sviluppo di tecnologie finalizzate a variare l'angolo di freccia derivano dalla richiesta del mercato di aerei dalle prestazioni e velocità sempre maggiori, in modo da oltrepassare la barriera del suono. Fino alla Seconda guerra mondiale, l'unico modo per spingersi a velocità soniche era quello di usare ali dal basso rapporto d'aspetto e dal basso rapporto spessore-corda del profilo, ma la resistenza aerodinamica che risentivano era comunque troppo elevata, limitandone così le prestazioni. Ora, la soluzione che permette ad un aereo di raggiungere velocità supersoniche consiste nell'impiego di ali dal maggiore angolo di freccia (Figura 1.6); il problema di tale soluzione sono le basse qualità di manovrabilità e portanza a velocità fortemente subsoniche. Una tecnologia che permette di controllare l'ampiezza dell'angolo di freccia facendolo variare a seconda dell'operazione di volo rappresenta il giusto compromesso per soddisfare i vari requisiti sia a velocità subsoniche che

supersoniche; ali dall'alto rapporto d'aspetto permettono di facilitare operazioni quali decollo e atterraggio, mentre ali dall'ampio angolo di freccia consentono all'aereo di superare la barriera del suono. I vantaggi di usare *swept wings* incrementano con la velocità, ossia in quelle condizioni in cui gli effetti dovuti alla compressibilità dell'aria sono accentuati, sebbene la pendenza della curva della portanza con l'angolo d'attacco tenda a diminuire all'aumentare dell'angolo di freccia. Un ulteriore aspetto da prendere in considerazione è lo spostamento del centro di gravità e del centro aerodinamico, in quanto ha effetti sulla stabilità del velivolo.

Il meccanismo di attuazione è di natura pneumatica e trova applicazione soprattutto nella flotta aerea militare (jet); uno degli esempi più famosi è il Grumman F-14 Tomcat (Figura 1.7), entrato in servizio nel 1974 e le cui ali possono variare l'angolo di freccia da 20° a 68° e muoversi anche in maniera asimmetrica. Le principali complicazioni di tale dispositivo sono legate alle complessità strutturali e alle penalità in termini di massa. La ricerca moderna sta cercando di risolvere questi problemi concentrandosi sullo studio di meccanismi di attuazione alternati e più leggeri, così da poter essere applicati anche ai MAVs.

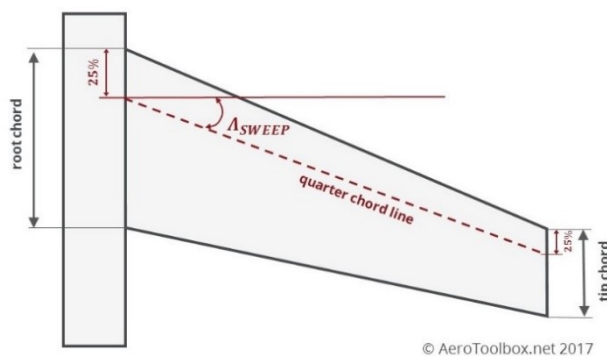


Figura 1.6. Calcolo dell'angolo di freccia di un'ala [11].



Figura 1.7. Grumman F-14 Tomcat in fase di volo [12].

1.2.2 Trasformazioni fuori dal piano

Alcune tecniche di *morphing* non agiscono sul piano della superficie alare, bensì su uno di quelli ad esso perpendicolare, ossia sul piano del profilo alare oppure su quello ortogonale alla velocità di volo; i fenomeni presi in esame sono la torsione, la flessione e il piegamento dell'ala (o di una struttura alternativa); le tecniche di flessione dell'ala non saranno di seguito discusse a causa dello scarso sviluppo in tale settore.

1.2.2.1 Dihedral/Gull morphing

L'angolo di diedro è l'angolo che la superficie alare forma con il piano orizzontale e può essere positivo, negativo o nullo (Figura 1.8); un angolo di diedro nullo indica che le ali sono orizzontali. Il controllo attivo di questo parametro, anche in maniera asimmetrica, ha il principale obiettivo di operare sulle manovre di rollio e, in particolare, un angolo di diedro positivo porta a stabilizzare il velivolo. Se una perturbazione provoca un momento di rollio all'aereo, la forza peso non viene perfettamente bilanciata dalla portanza e, di conseguenza, l'aereo tende a scivolare dalla parte dell'ala abbassata (Figura 1.9). Questo fenomeno induce un flusso d'aria, la cui velocità si somma con la velocità di volo. Se le ali sono caratterizzate da un angolo di diedro positivo, il flusso investirà l'ala abbassata con un angolo d'attacco maggiore rispetto a quello dell'ala opposta; la portanza maggiore che ne consegue induce un momento di rollio che tende a riportare l'aereo alla configurazione orizzontale [13].

In alcuni casi, anziché controllare l'angolo di diedro dell'intera ala si preferisce restringere la superficie d'azione ad una zona limitata alle estremità delle ali (Figura 1.10); gli effetti che ne risultano sono simili ai precedenti, ed inoltre si ha un controllo maggiore dei fenomeni vorticosi che si manifestano presso le estremità e che influiscono sulla resistenza aerodinamica. Questa tecnica prende il nome di *gull morphing* e offre molteplici alternative di design (Figura 1.11). Le operazioni di piegamento possono infine essere portate a condizioni ancora più spinte, con le ali che si ripiegano su loro stesse (Figura 1.12); questa azione, eseguibile solamente a terra, ha lo scopo di diminuire il volume occupato dal velivolo così da poter esserne contenuti in maggiore quantità in un unico spazio, quale un hangar. I meccanismi d'attuazione sono prevalentemente di natura pneumatica.

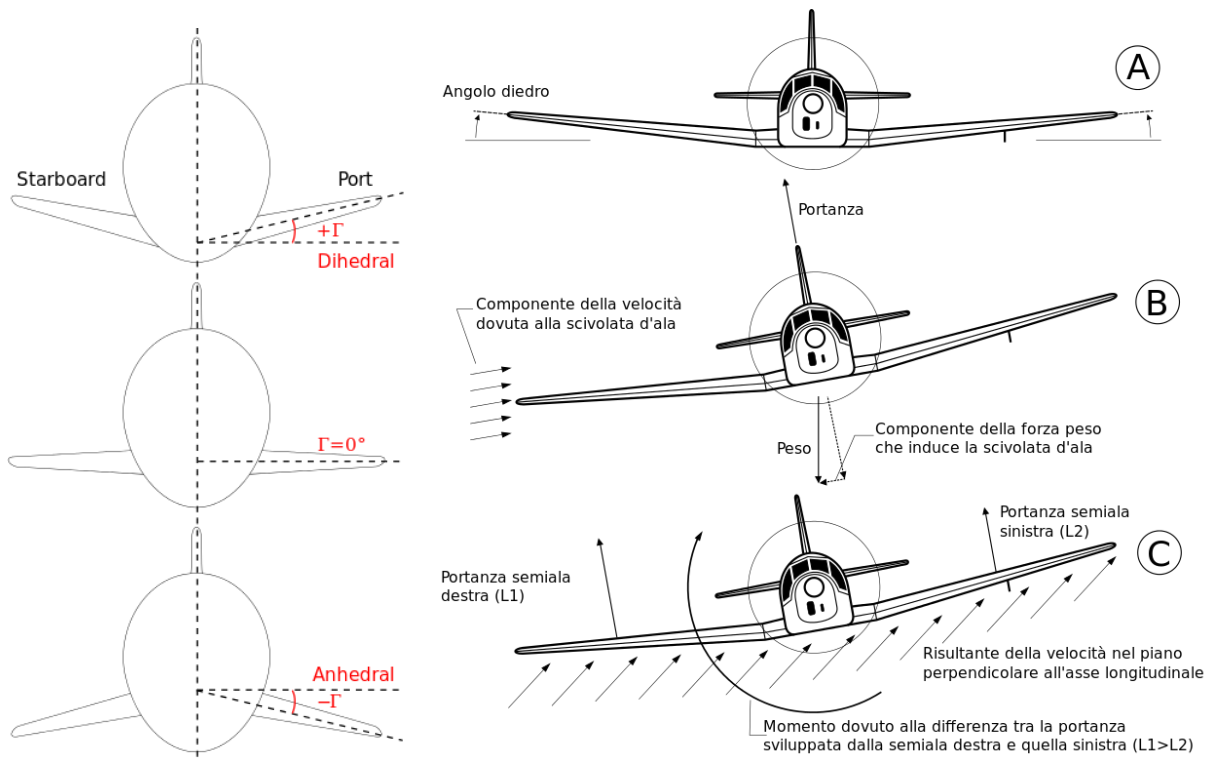


Figura 1.8. *Differenti angoli di diedro [14].* **Figura 1.9.** *Descrizione dell'effetto dell'angolo di diedro [13].*



Figura 1.10. *Piegamento parziale di un'ala di un XB-70 [15].*

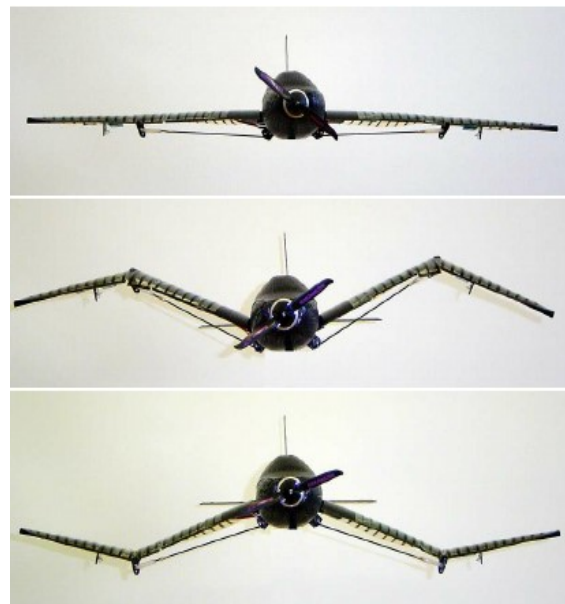


Figura 1.11. *Alternative di gull morphing [16].*



Figura 1.12. *Piegamento totale delle ali di un Douglas Skyraider [17].*

1.2.2.2 Twist morphing

Il controllo della torsione dell'ala è la più antica forma di *morphing* ed è stata impiegata per la prima dai fratelli Wright a inizio '900. Tale tecnica consiste in una rotazione del profilo alare che varia lungo l'apertura dell'ala, accentuandosi presso le estremità esterne delle ali (Figura 1.13); ciò comporta una variazione dell'angolo d'attacco e, di conseguenza, ha effetti sulle performance aerodinamiche e sulla manovrabilità, migliorando soprattutto il controllo del moto di rollio. Uno studio condotto da Kaygan e Ulusoy [18] mostra come sia il coefficiente di portanza che quello di drag aumentino con l'angolo di torsione, ma complessivamente il rapporto L/D varia con l'angolo di attacco, perciò, a seconda della condizione di volo, sarà richiesta una torsione positiva o negativa alle ali. La differente distribuzione di portanza che si genera sulla superficie alare variando l'angolo di torsione genera un momento attorno l'asse longitudinale del velivolo che permette il controllo del rollio.

Uno dei principali (e più antichi) metodi di variazione dell'angolo di *twist* si serve del carico aerodinamico come principio di attuazione e di meccanismi interni per variare la rigidità torsionale dell'ala, così da comportarne una torsione per effetto dell'aeroelasticità. Negli ultimi decenni, il maggiore interesse rivolto ai UAVs e ai MAVs ha portato all'implementazione di tecnologie alternative per controllare il twist e l'attenzione maggiore si è concentrata sugli attuatori piezoelettrici, per la loro ampia banda passante, gli alti valori di densità di potenza e le dimensioni compatte, e gli *shape memory alloys*, per gli alti valori di forza di output e la loro capacità di essere prodotti sotto varie forme, come fili, superfici e tubi, potendo così svolgere una funzione sia strutturale, che di attuazione, che di superficie di controllo.

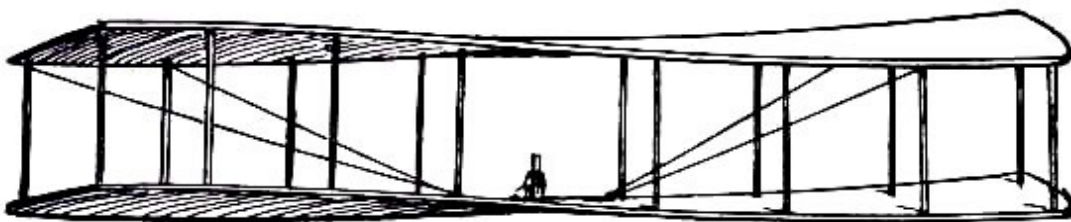


Figura 1.13. Torsione delle ali dell'aereo dei fratelli Wright.

1.2.3 Trasformazioni del profilo alare

Le principali trasformazioni del profilo alare sono due: variazione dello spessore e alterazione della curvatura (*camber*). Di seguito verranno trattate esclusivamente le tecniche di trasformazione della curvatura, tralasciando quelle relative al solo spessore.

1.2.3.1 Camber morphing

Con curvatura del profilo si intende il luogo dei punti che definisce la forma geometrica del profilo (Figura 1.14). Le tecniche di controllo hanno lo scopo di modificarne la forma così da portare a dei vantaggi in termini di portanza o manovrabilità. In regime subsonico, a seconda dell'operazione di volo, curvature differenti sono necessarie per ottimizzare le prestazioni e aumentare il coefficiente di portanza; pertanto, quante più configurazioni una struttura è in grado di effettuare, tanto più efficiente sarà l'aerodinamica del velivolo. A ciò consegue un alto rapporto portanza-resistenza e quindi vantaggi in termini di autonomia di volo e di consumo del carburante. Le trasformazioni del profilo possono avvenire in specifiche regioni, come presso il *trailing edge* e il *leading edge*, oppure possono coinvolgere l'intera geometria; possono, inoltre, essere applicate alle ali degli aerei così come alle pale delle eliche, per le quali permettono anche di risolvere i problemi relativi allo stallo e al rumore.

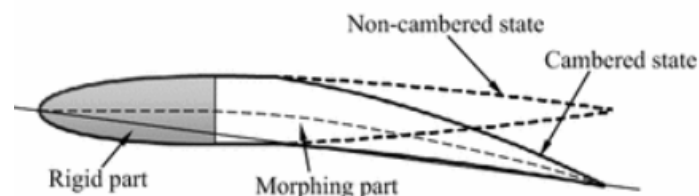


Figura 1.14. *Differenti curvature di un profilo alare.*

Di tecnologie e meccanismi che agiscono sulla curvatura ne esistono numerose tipologie e da decenni vengono impiegate su velivoli sia commerciali che militari. Uno dei principali fattori che caratterizzano una tecnica di *morphing* è l'attuatore, che può essere convenzionale (con meccanismo idraulico, pneumatico, a motore elettromagnetico,...) oppure *smart* (con materiali piezoelettrici, a memoria di forma, a magnetostrizione, ecc...); i meccanismi convenzionali (o concentrati) sono utilizzati prevalentemente sugli aerei ad ala fissa, mentre gli attuatori *smart* (impiegati in maniera distribuita) sono applicati sia alle ali degli aerei sia alle pale delle eliche. Altro fattore di differenziazione è il meccanismo interno di distribuzione degli spostamenti, che può essere formato sia da un sistema di bracci e cerniere, sia da una struttura di tipo *compliant*.

I moderni aeroplani sono tutti dotati di sistemi composti da attuatori convenzionali e meccanismi a cerniera, mentre per i più recenti UAVs l'attenzione maggiore è rivolta alla progettazione di meccanismi *compliant* controllati da *smart materials*; nonostante ciò, non esistono solamente queste due categorie, ma esistono anche molti altri casi di sistemi ibridi. Anche la pelle attorno al profilo può essere *compliant* (quindi deformandosi in regime elastico) oppure rigida ma discontinua, con porzioni del profilo attraversate dal flusso d'aria. Una pelle *compliant* sfrutterebbe meglio il carico aerodinamico ma richiede maggior impegno progettuale; una soluzione è quella di servirsi di materiali fortemente anisotropi, con una bassa rigidità assiale nel piano della superficie (per deformarsi al variare della curvatura) ed una alta rigidità flessionale fuori dal piano (per resistere alle deformazioni causate dai carichi aerodinamici).

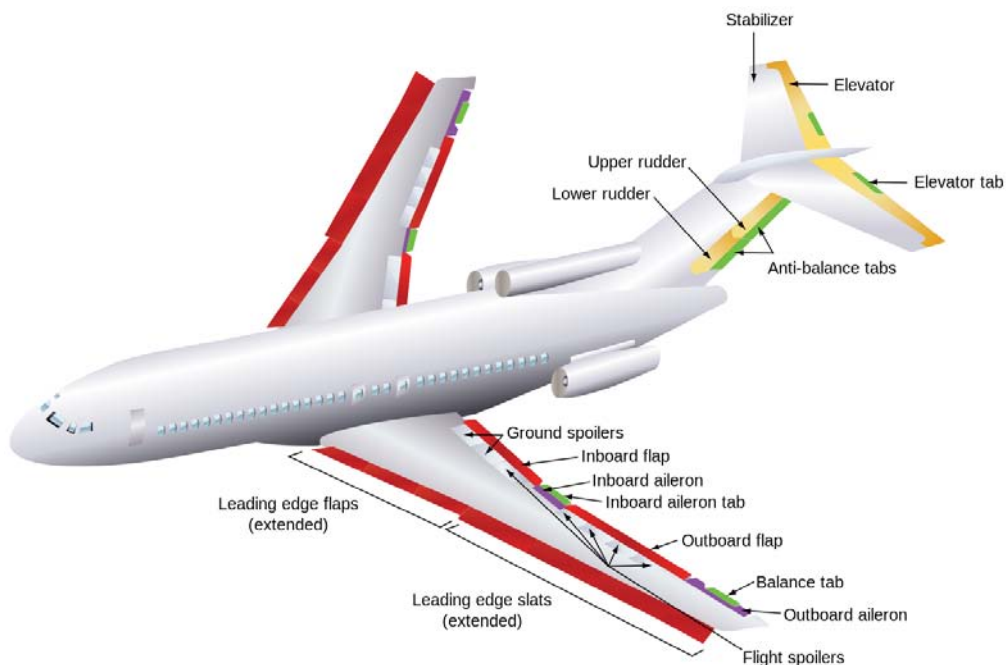


Figura 1.15. Superfici di controllo di un Boeing 737.

Il meccanismo convenzionale presente negli aerei è la più semplice forma di *camber morphing* e si basa sull'attivazione delle superfici di controllo (Figura 1.15), ossia di dispositivi atti a deflettere il flusso d'aria incidente la struttura così da migliorare le prestazioni aerodinamiche; su un aereo, le superfici di controllo che influiscono sulla curvatura del profilo si trovano sulla parte anteriore dell'ala sotto forma di slats (Figura 1.16), sulla parte posteriore dell'ala come flaps (Figura 1.17), e presso la coda come timone e stabilizzatori. Azionando una superficie di controllo, la curvatura del profilo alare aumenta e così anche l'angolo d'attacco, a cui consegue un incremento della portanza.

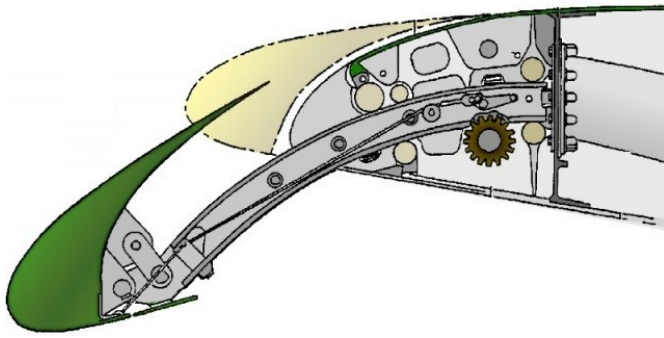


Figura 1.16. Meccanismo di slat di un aereo.



Figura 1.17. Ala di un aereo con flap abbassato.

Tra gli *smart materials*, i più applicati nel controllo della curvatura del profilo sono i piezoelettrici e gli *shape memory alloys*. I materiali piezoelettrici garantiscono un'elevata rapidità di risposta, nonostante il basso grado di deformabilità, e per questo sono adatti per il controllo delle vibrazioni. Possono essere sotto forma di pile o di *piezobimorph* (struttura a sandwich composta da materiale piezoelettrico presso le superfici esterne ed uno strato più elastico all'interno). Nelle pale delle eliche, essi sono impiegati per azionare il flap sia anteriore che posteriore e per modificare la curvatura delle estremità delle pale. Nel caso di un'ala, invece, i piezoelettrici sono più usati per piccoli UAVs o MAVs, mentre per velivoli di maggiori dimensioni vengono maggiormente impiegate le leghe a memoria di forma. Queste leghe si comportano da muscoli artificiali che si estendono e si contraggono con la temperatura, generando così forze e deformazioni che sono in grado di inflettere una superficie, che sia il flap di un UAV o l'elica di una turbina eolica. Questi materiali sono solitamente sotto forma di cavi e le due rispettive estremità sono legate ad una struttura fissa e al meccanismo di trasmissione del moto collegato alla pelle. Il loro dimensionamento deve essere adatto per sostenere i carichi massimi e garantire le deformazioni richieste anche sotto l'azione delle forze aerodinamiche; il dimensionamento, inoltre, è strettamente dipendente dall'elasticità della struttura a cui esso è legato. Per effettuare il moto di ritorno del flap e ripristinare la curvatura indeformata, all'attuatore a memoria di forma è spesso associato un meccanismo di recupero, che può essere un componente elastico oppure un altro cavo della stessa tecnologia.

1.2.4 Sistemi dalle multiple tecnologie

Sebbene la classificazione precedentemente esposta portasse a differenziare i vari velivoli in base alla tecnologia adottata, esistono alcuni droni ed aerei che si servono di più tecnologie di *morphing* utilizzabili anche contemporaneamente così da rispondere con un movimento ibrido. La varietà di strutture e di meccanismi che ne risulta è considerevole, ma per un'adeguata progettazione è necessario confrontare i vantaggi che ogni tecnica porta con l'aumento di peso che ne consegue, oltre a dover sviluppare un sistema di controllo efficiente che riesca a gestire ogni elemento. Un esempio di *morphing aircraft* è quello proposto da Neal et al. [19], che ha analizzato e costruito un drone UAV in grado di variare la lunghezza dell'ala (*span*), l'angolo di freccia (*sweep*) e l'angolo di torsione (*twist*), ed ogni parametro può essere controllato in maniera indipendente per le singole ali; inoltre, anche la coda del velivolo può essere allungata o compressa con il fine di controllare la posizione del centro aerodinamico. Ciò che ne risulta è un sistema con 7 gradi di libertà da controllare in maniera indipendente. La figura 1.18 mostra alcune delle configurazioni che l'UAV può ricoprire; in essa, la variazione della lunghezza alare (Δb), della coda (t) e dell'angolo di freccia (Λ) sono espresse come percentuale della loro massima variazione. Questo modello prevede un aumento dell'apertura alare del 44%, una variazione dell'angolo di freccia da 0° a 40° e una rotazione del profilo alare di $\pm 20^\circ$. Il rapporto d'aspetto può aumentare del 131% passando dalla configurazione con ali corte e chiuse a quella con ali allungate e aperte. Essendo ogni parametro indipendente, è possibile creare una serie infinita di configurazioni date dalle varie tecnologie entro i rispettivi valori massimi e minimi.

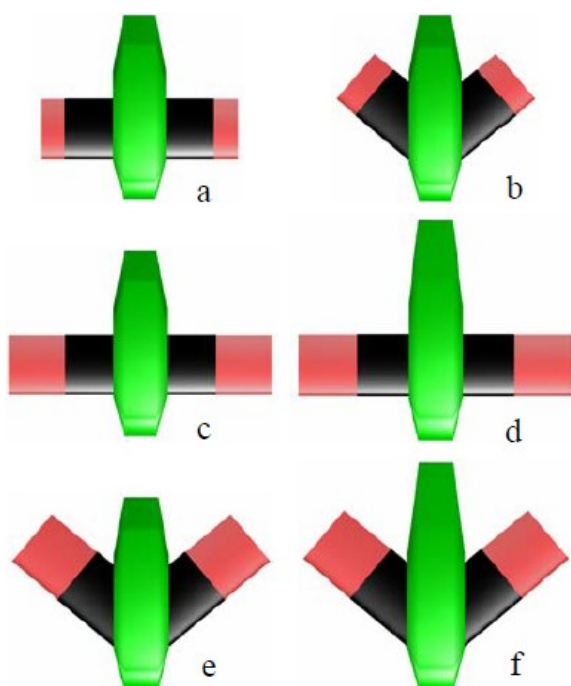


Figura 1.18. Varie configurazioni del *morphing aircraft* [19].

a) $\Delta b=0, t=0, \Lambda=0$

b) $\Delta b=0, t=0, \Lambda=100\%$

c) $\Delta b=100\%, t=0, \Lambda=0$

d) $\Delta b=100\%, t=100\%, \Lambda=0$

e) $\Delta b=100\%, t=0, \Lambda=100\%$

f) $\Delta b=100\%, t=100\%, \Lambda=100\%$

L'attuatore utilizzato per variare la lunghezza delle ali e della coda è di tipo pneumatico lineare, poiché esso è più leggero di quello idraulico ed elettromeccanico e gli spostamenti sono considerevoli. Per il *twist* è stato usato un piccolo attuatore pneumatico rotazionale che produce il momento necessario per mettere in torsione l'ala, mentre l'angolo di freccia è guidato da un sistema elettromeccanico a "vite di comando" (*lead screw*), per la sua capacità di resistere all'azione aerodinamica (Figura 1.19).

Il modello è stato poi costruito e inserito in una galleria del vento per raccogliere i risultati prestazionali (Figura 1.20). Dall'analisi emerge che un aumento dell'angolo di freccia sposta il centro di massa verso la parte posteriore del velivolo, mentre ha effetti minori sul coefficiente di portanza (C_L), che diminuisce leggermente; un contemporaneo aumento dell'apertura alare porta ad incrementare sia lo spostamento del centro di massa che il coefficiente di portanza. Per quanto riguarda la resistenza aerodinamica, si può notare che per bassi valori del C_L il coefficiente di drag è minore se le ali sono corte e aperte, mentre per alti valori del C_L il coefficiente di drag è minore se le ali sono lunghe e chiuse; inoltre, il C_L massimo aumenta con l'apertura alare.

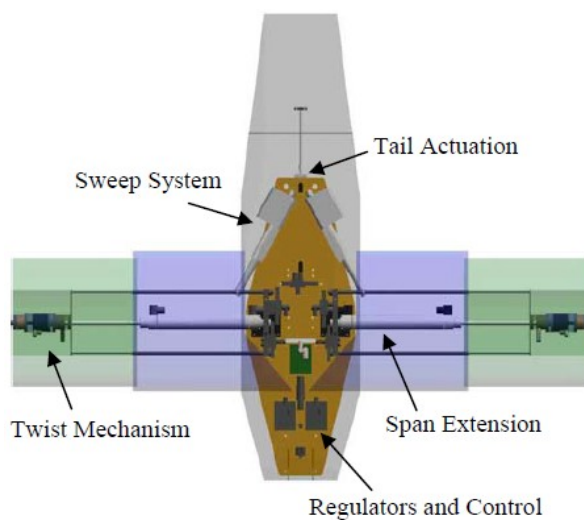


Figura 1.19. *Illustrazione della struttura interna del drone [19].*

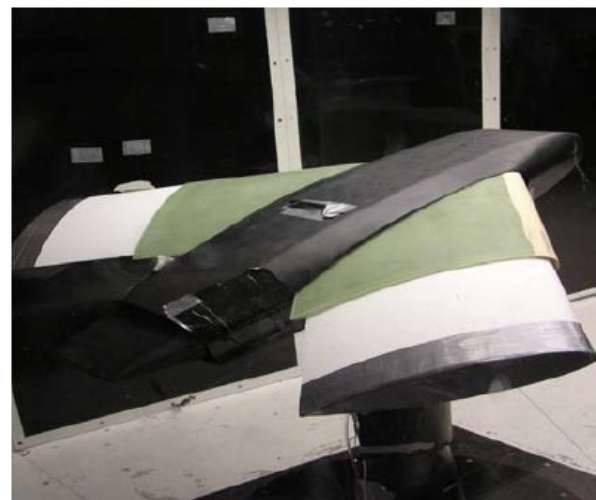


Figura 1.20. *Modello sperimentale sottoposto a test [19].*

1.3 Smart structures

Si è precedentemente visto che i componenti base di una *morphing wing* sono l'attuatore, il meccanismo di trasporto del moto e la pelle, oltre al sistema di potenza e alla struttura interna fissa. A questi elementi vengono talvolta associate delle strutture o dei meccanismi che possono aiutare a soddisfare una determinata funzione, come favorire le deformazioni o sostenere carichi maggiori; queste strutture possono agire in parallelo ad un componente principale oppure farne parte, migliorandone l'efficienza. Di seguito, vengono presentate alcune strutture di questo tipo, e ciò che le accomuna è l'innovazione data dal loro utilizzo in questo campo; infatti, strutture simili sono state impiegate all'interno di velivoli solo di recente e quasi esclusivamente per UAVs, e non per aerei dotati di meccanismi convenzionali. Queste strutture vengono definite *smart*, perché non svolgono solo una statica azione strutturale, ma sono *self-adaptive*, ossia modificano la loro geometria o le loro proprietà per adattarsi all'ambiente.

1.3.1 Auxetica a nido d'ape

Un primo esempio è quello della struttura auxetica a nido d'ape. Essa può essere presente all'interno dell'intera ala oppure in una frazione, ma coinvolgendo tutto il profilo. Ha una struttura reticolare a celle esagonali (ma esistono anche forme diverse) e la sua peculiarità consiste nell'aver un coefficiente di Poisson nullo o negativo; questo significa che, se sottoposta a deformazione assiale, non subisce una contrazione lungo le direzioni perpendicolari ma resta invariata oppure si dilata. Questa tecnologia è stata adottata in ali dalla lunghezza variabile (*span morphing*), così da sostenere i carichi in ogni configurazione (Figura 1.21), ma strutture simili sono state utilizzate anche per il *chord morphing*. I sistemi auxetici possono avere la funzione di supporto oppure fungere anche da attuatore nel caso in cui vengono posti a pressurizzazione; in quest'ultimo caso, l'applicazione di una pressione differenziale all'interno delle varie celle porta queste ad espandersi in maniera diversa dando origine a forme alternative della struttura e a curvature differenti [20].

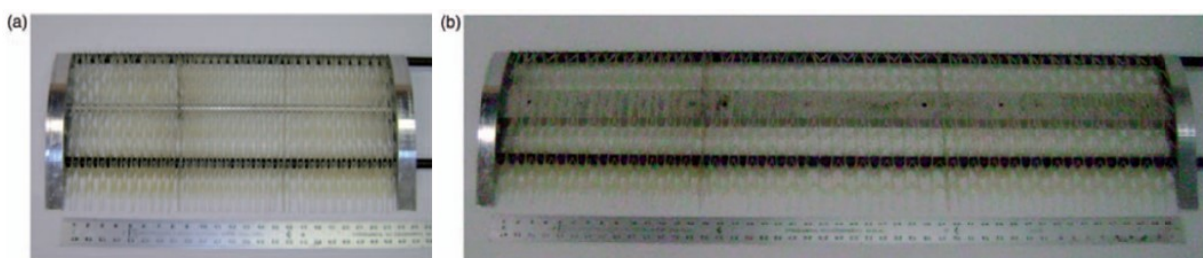


Figura 1.21. Ala *span morphing* con coefficiente di Poisson nullo nello stato contratto (a) ed esteso (b) [1].

1.3.2 Tubi a rigidità variabile

La richiesta di una *morphing wing* di essere sia deformabile che in grado di sostenere i carichi porta allo sviluppo e all'impiego di strutture come i tubi a rigidità variabile. Essi vengono utilizzati, ad esempio, per comporre la pelle delle ali *twist morphing*, hanno struttura composita e possono basarsi su diversi principi di funzionamento. I tre tipi principali di tubi a rigidità variabile sono costituiti da fibre ad azionamento pneumatico (*pneumatic muscle fibers*) immerse in una matrice flessibile, fibre di carbonio in una resina di *shape memory polymers* (la cui rigidità varia con la temperatura) e tubi F²MC (*fluidic flexible matrix composite*). Per quest'ultimo caso, la rigidità del tubo è controllata dalla pressione di un fluido al suo interno; l'incompressibilità del fluido e la struttura anisotropa del tubo causano un forte aumento della rigidità quando pressurizzato. Prove sperimentali hanno dimostrato che una pelle composta da tubi F²MC può raggiungere rapporti di rigidità (pressurizzata/a riposo) di 55.5, mentre il massimo valore teorico è di 120. Per ottenere valori ancora più alti di rapporto tra i moduli, è possibile unire gli F²MC ad una matrice di *shape memory polymers*, raggiungendo valori di rapporto di 140.

1.3.3 Multi-stable

Un altro genere di struttura finalizzato a soddisfare le richieste di deformabilità e rigidità tipico delle *morphing wings* è quello *multi-stable* (Figura 1.22); esso consiste in una struttura di tipo *compliant* con due o più stati di equilibrio stabile che corrispondono a configurazioni geometriche differenti, mentre i passaggi tra i vari stati hanno luogo in maniera rapida e fortemente instabile. Questi sistemi presentano un'elevata rigidità quando si trovano in uno stato di stabilità, mentre hanno una rigidità minore durante le fasi di transizione; essi permettono di effettuare grandi spostamenti senza l'uso di meccanismi convenzionali. Altri vantaggi sono la bassa richiesta di energia per passare da una configurazione all'altra e che il consumo di potenza non è necessario per mantenere la nuova posizione acquisita [21]. Di contro, un tale sistema non permette quella manovrabilità ottimizzata per ogni condizione di volo che è solitamente auspicabile in una *morphing wing*. L'impiego di questa struttura in un meccanismo di attuazione richiede un'accurata progettazione delle geometrie ed un'attenta scelta del materiale; le prestazioni di un materiale come meccanismo a più stati di equilibrio dipende, infatti, dai trattamenti subiti e dalla quantità di energia di deformazione elastica immagazzinabile. Strutture di questo tipo sono state utilizzate per *morphing technologies* finalizzate al controllo dell'angolo di freccia, della curvatura e dell'angolo di torsione.

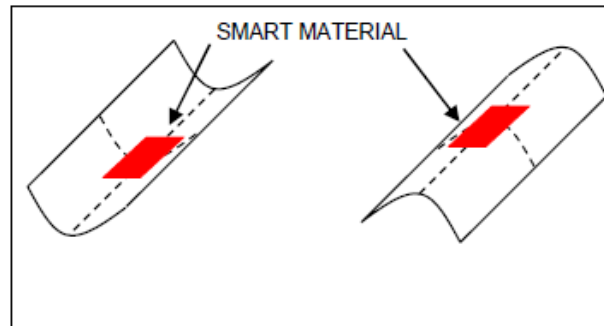


Figura 1.22. Due configurazioni d'equilibrio in una struttura multi-stabile attivata tramite un piezoelettrico [21].

1.3.4 A geometria ondulata

La pelle di un'ala ha generalmente una superficie esterna liscia per motivi aerodinamici, ma in certi casi può essere progettata con una porzione a geometria ondulata (*corrugated structure*). Una tale struttura ha la proprietà di subire grandi deformazioni in una direzione permettendo la rotazione attorno un'asse, ma consente anche piccole deformazioni attorno agli altri assi (Figura 1.23); essa è pertanto una struttura con proprietà anisotrope. Viene applicata soprattutto alle ali e agli alettoni per il controllo della flessione, del piegamento e dell'angolo di diedro. A seconda della velocità di volo, sulla superficie ondulata si possono creare dei vortici; per evitarne la formazione, si può cercare di rendere la superficie esterna più liscia, come, per esempio, riempiendo le scanalature con della gomma elastica. La progettazione di porzioni della struttura dalla forma ondulata consente di gestire in maniera più efficiente lo stato di deformazione complessivo, favorendo l'adempimento dei requisiti di spostamento e di tensioni interne massime. Le figure 1.24a e 1.24b mostrano una *morphing wing* dalla curvatura variabile in forma schematica e come prototipo sperimentale; si può notare come una porzione della pelle sia ondulata, così da diminuire le deformazioni da compressione che conseguono l'abbassamento del *trailing edge*. Nel suo complesso, la figura 1.24a mostra tutti i principali componenti di una *morphing wing*: la struttura interna e la pelle della parte anteriore del profilo sono fisse e finalizzate al mantenimento dei carichi e al controllo della forma del profilo alare, mentre la parte posteriore è composta da una struttura *compliant* e da una pelle flessibile (con una parte ondulata), il tutto controllato tramite degli attuatori piezoelettrici.

Sebbene le strutture analizzate in precedenza rappresentino tecnologie molto diverse tra loro (e ne esistono altre ancora), non è escluso che un modello ne racchiuda molteplici al suo interno oppure che ne impieghi una versione ibrida, come, ad esempio, una pelle con geometria ondulata e *multi-stable* utilizzata per il *camber morphing*.



Figura 1.23. Struttura ondulata per il controllo dell'angolo di diedro e del twist [1].

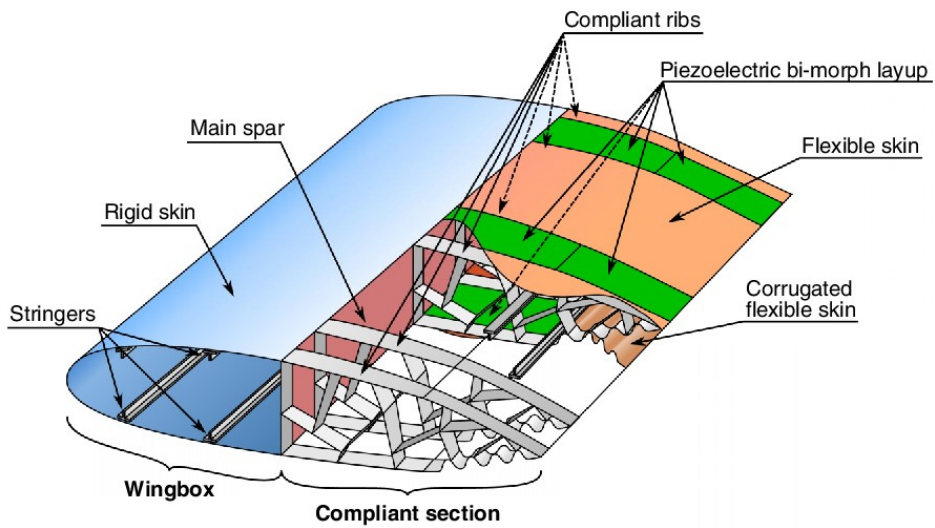


Figura 1.24a. Componenti principali di una compliant morphing wing con superficie ondulata [22].

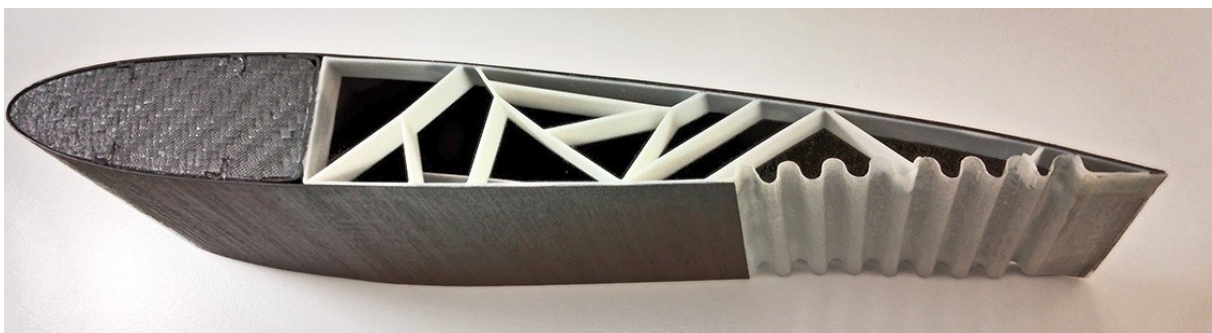


Figura 1.24b. Modello sperimentale di compliant morphing wing con superficie ondulata [23].

1.4 Smart materials

In tempi recenti, la sempre più spinta ricerca di sistemi che migliorano le prestazioni di un velivolo e ne diminuiscono il peso ha portato allo sviluppo di tecnologie innovative, impiegate come componenti della struttura o come meccanismi di attivazione. Nei capitoli precedenti, sono stati proposti alcuni metodi per rendere più leggera una struttura, ad esempio tramite l'uso di materiali compositi oppure di meccanismi *compliant*; livelli di innovazione ancora superiori si raggiungono con le *smart structures*, strutture dalle proprietà geometriche ricercate che hanno effetti sulla rigidità dell'intero sistema. L'adattamento di queste strutture avviene generalmente in maniera passiva a seguito dell'azione di un attuatore, come nel caso della struttura auxetica che si deforma con l'allungamento dell'ala a causa dell'attivazione di un meccanismo pneumatico. La scelta dell'attuatore influisce sulle prestazioni e sul peso del sistema e, pertanto, ricercare meccanismi di attuazione alternativi sempre più efficienti è necessario per rendere più innovativa la tecnologia nel suo insieme. A questo scopo, un'attenzione crescente è stata rivolta agli *smart materials*, una tipologia di materiale che risponde naturalmente ad uno stimolo ambientale; la loro funzione non è solo strutturale ma anche di meccanismo attivo, ossia ad un input risponde con un output, a seconda delle proprietà del materiale. L'attivazione del materiale deriva quindi dalle caratteristiche intrinseche del materiale, e non dipende da configurazioni di sistemi meccanici come avviene per un meccanismo idraulico; a ciò conseguono vantaggi a livello di peso, ma le prestazioni variano a seconda del caso considerato.

Lo stimolo che li porta ad attivazione può essere la tensione meccanica, la deformazione, la corrente elettrica, il campo magnetico, il calore, la luce o radiazioni alternative. L'output che producono può essere una forza, uno spostamento, calore o luce. Questa proprietà di restituire un output a partire da un input viene detta *self-actuating* e rappresenta la funzione che ha uno *smart material* come attuatore. Ma un tale materiale può essere usato anche per un altro scopo, ossia per svolgere la funzione di sensore; a seguito di cambiamenti ambientali, può rispondere generando un segnale elettrico o magnetico o subendo una deformazione che può essere misurata per descrivere il fenomeno che li ha causati. Questa proprietà prende il nome di *self-sensing* (mentre per le *smart structures* valeva la proprietà *self-adaptive*). All'interno di una *morphing wing*, questi *materiali intelligenti* possono essere pertanto impiegati sia come meccanismi di attuazione, sia come sensori, sebbene entrambe le proprietà siano praticabili solo per alcuni di essi.

I principali *smart materials* sono i materiali a memoria di forma, i piezoelettrici, i magnetostrittivi e i polimeri elettroattivi; i materiali a memoria di forma possono essere sotto forma di leghe metalliche, di polimeri o di compositi, mentre i piezoelettrici sono solitamente dei ceramici o dei compositi. Un aspetto che li accomuna è l'alta densità di energia. Nella tabella 1.2, per ogni materiale sono descritte alcune delle proprietà principali e specificata la natura degli stimoli. Come si può notare, gli SMA e i piezoelettrici ceramici sono pesanti (hanno una densità 2-3 volte quella dell'alluminio) ma sopportano stress elevati, per cui rispondono ad uno stimolo con forze notevoli; d'altra parte, i polimeri a memoria di forma e i polimeri elettroattivi possono subire deformazioni centinaia o migliaia di volte superiori ai piezoelettrici, sono più leggeri ma poco resistenti. Viste le differenze in termini di proprietà strutturali, di frequenza d'attivazione e di natura dello stimolo, è compito del progettista capire quale materiale sia il più adatto per soddisfare lo scopo preposto; si ricorda inoltre che, a seconda del materiale scelto, è necessario collegare il sistema ad un centro di controllo e *sensing* che gestisca il trasferimento dei segnali tra ogni componente. Di seguito vengono spiegate le caratteristiche e le applicazioni principali dei materiali precedentemente elencati, ad eccezione delle leghe a memoria di forma che verranno trattate del dettaglio nel prossimo capitolo.

Materiale	Densità [g/cm ³]	Stress max [MPa]	Deformazione max [%]	Frequenza di attuazione	Stimolo			
					S	E	M	T
Shape memory alloy (SMA)	6.4-6.5	400-700	8	Lenta	X		X	
Shape memory polymers (SMP)	0.92	2-10	50-100	Lenta	X	X	X	X
Ceramici piezoelettrici	7.5-7.8	100	0.1	Veloce	X	X		
Compositi piezoelettrici	3.79	34-41	1.5	Veloce	X	X		
Polimeri elettroattivi	1-2.5	10-30	300	Veloce	X	X		
Magnetostrizione	9.2	100	2	Veloce	X		X	

Tabella 1.2. *Principali proprietà e natura dello stimolo per ogni smart material.*

1.4.1 Materiali piezoelettrici

La piezoelettricità è la proprietà di alcuni materiali cristallini di generare una differenza di potenziale se sottoposti a deformazione meccanica (effetto piezoelettrico diretto) o di subire una deformazione se sottoposti ad una differenza di potenziale (effetto piezoelettrico inverso); la deformazione avviene lungo una sola direzione, a seconda di come viene applicata la tensione elettrica. A livello microscopico, i cristalli hanno una struttura (cubica o romboidale) che permette loro di essere deformati lungo uno dei tre assi. Per far acquisire al materiale l'effetto piezoelettrico, esso viene riscaldato e immerso in un campo elettrico, così da farlo polarizzare; una volta raffreddato, il materiale ha tutte le celle deformate nella stessa direzione. La polarizzazione porta alla formazione di dipoli elettrici all'interno della struttura; in assenza di un carico esterno, questi sono perfettamente bilanciati e pertanto lo stesso potenziale elettrico è presente sulle facce opposte dei cristalli. Quando il corpo è posto a tensione meccanica, il cristallo viene deformato e la neutralità elettrica scompare, dando origine ad una carica positiva su una faccia e una negativa sulla faccia opposta; le cariche si invertono al passaggio da trazione a compressione. Se si collega il materiale ad un circuito elettrico, viene generata una corrente. In alternativa, se si sottopone il corpo ad una differenza di potenziale, esso si contrae o si espande, proporzionalmente al potenziale applicato. L'effetto piezoelettrico diretto può essere usato come sensore, poiché emette un segnale elettrico che può essere ricevuto e studiato dal sistema di controllo per rilevare la deformazione che l'ha causato. L'effetto piezoelettrico inverso, invece, trova applicazione come metodo di attuazione; a seconda della corrente imposta, il dispositivo si deformerà compiendo del lavoro meccanico.

La risposta del materiale ad una tensione elettrica è molto rapida; l'alta frequenza di risposta è uno dei motivi principali per cui viene impiegato come attuatore. La forza di output è tra le più alte tra gli *smart materials* (ma meno delle leghe a memoria di forma), mentre le deformazioni a cui può essere sottoposto sono le più basse; allo stato ceramico, sono dell'ordine del 0.1% della lunghezza, mentre raggiungono il 1.5% se in forma composita. Oltre alle maggiori deformazioni, un piezoelettrico composito è più leggero, ma sopporta stress più bassi.

Attuatori piezoelettrici ceramici e compositi trovano applicazione principalmente sulle pale delle eliche, per modificare la curvatura del profilo o l'angolo di torsione, ma possono essere impiegati anche sopra una superficie alare. Il loro scopo è quello di migliorare le performances aerodinamiche ma anche ridurre le vibrazioni e i rumori, fenomeni tipici degli elicotteri. Si presentano spesso sotto forma di dischi singoli o come pile, così da moltiplicare il loro effetto,

oppure di strati attaccati alla superficie esterna. In quest'ultimo caso, la contrazione o l'estensione assiale del materiale porta la superficie inferiore a flessione, modificandone la curvatura (Figura 1.25).

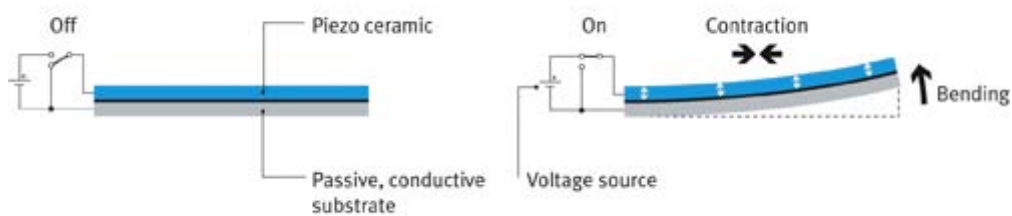


Figura 1.25. Flessione di una superficie provocata da uno strato di materiale ceramico piezoelettrico [24].

Piezoelettrici ceramici ad X sono stati utilizzati su un BK117 S7045 con lo scopo principale di diminuirne il rumore attuando dei flap lungo le eliche (Figura 1.26a e 1.26b); i risultati hanno mostrato una diminuzione dell'intensità delle vibrazioni del 90%, pari a 0.05 g [25,26]. Tra i piezoelettrici compositi, i LIPCA (*Lightweight Piezo-Composite Actuator*) rappresentano una soluzione molto più leggera dei ceramici, garantendo forze elevate e maggiori spostamenti; permettono un buon grado di flessibilità nel design, gestendo le proprietà meccaniche a seconda del tipo e della disposizione delle fibre, del numero di strati sovrapposti, dello spessore del prepreg e del tipo di matrice; l'uso di un prepreg con matrice epossidica ha l'ulteriore vantaggio di non richiedere strati adesivi nel comporre il dispositivo [27].

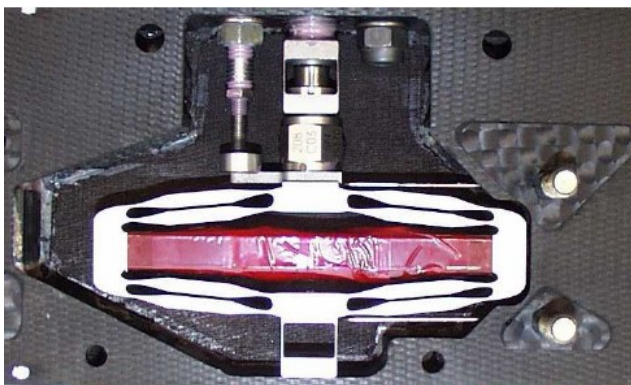


Figura 1.26a. Attuatore piezoelettrico ad X [26].

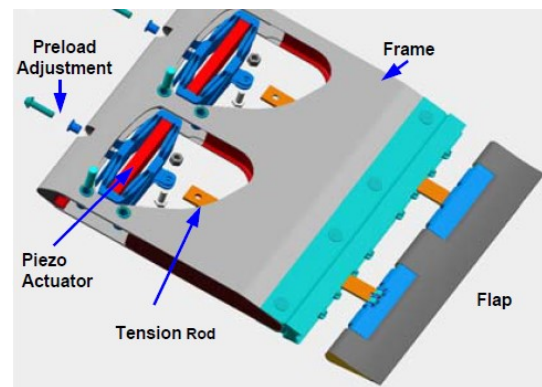


Figura 1.26b. Meccanismo di attuazione del flap di un'ala tramite un materiale piezoelettrico [25].

1.4.2 Metalli magnetostrittivi

La magnetostrizione è la proprietà di alcuni materiali ferromagnetici di subire delle deformazioni se sottoposti ad un campo magnetico. L'effetto si evidenzia in alcune leghe piuttosto che altre; il Terfenol D ($Tb_{0.4}Dy_{0.7}Fe_2$) è una delle leghe più comuni tra gli attuatori magnetostrittivi poiché presenta le maggiori deformazioni. Il parametro che viene considerato per valutare l'effetto magnetostrittivo in un metallo è la magnetostrizione a saturazione, ossia la variazione relativa di lunghezza di un provino sottoposto ad un campo magnetico dallo stato demagnetizzato alla saturazione magnetica [28]; oltre un certo valore di campo magnetico, l'espansione del materiale si arresta al suo valore massimo (Figura 1.27). Il motivo della deformazione indotta nel metallo è legato al diverso orientamento dei domini associati ai dipoli magnetici interni che tendono ad allinearsi al campo magnetico. L'attivazione di questo non porta, però, solo ad un cambiamento della forma del materiale, ma anche ad un riscaldamento per effetto Joule; questo fenomeno è indesiderato perché rappresenta una perdita energetica. Le deformazioni massime che un tale strumento può presentare sono di circa il 2%, tollera tensioni elevate e paragonabili ai piezoelettrici, ma sono delle leghe pesanti, con la densità maggiore tra gli *smart materials*; inoltre, richiede bassi livelli di tensione di attivazione e ha un'elevata velocità di risposta.

Meccanismi basati sulla magnetostrizione trovano applicazione nell'attuazione di motori e sistemi idraulici per varie *morphing technologies*, spesso in parallelo ai dispositivi piezoelettrici [29]. La realizzazione di multistrati di film sottili di Terfenol D ha esteso il loro campo di applicazione al settore dei MEMS, esigendo valori molto bassi di campo magnetico (millesimi di tesla). Oltretutto, questi metalli possono essere utilizzati anche come sensori, dal momento che l'effetto magnetostrittivo è reversibile (e prende il nome di effetto Villari): quando un materiale ferromagnetico subisce una deformazione, avviene un cambiamento del suo stato di magnetizzazione, che è determinabile e calcolabile.

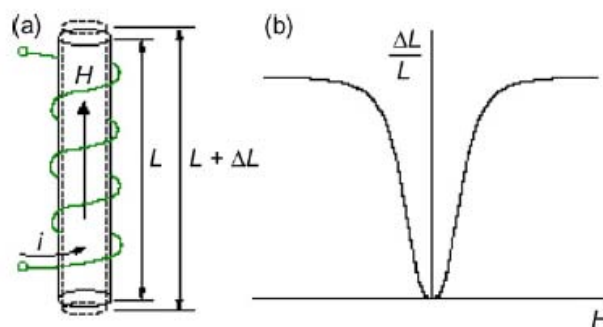


Figura 1.27. Esempio di dispositivo magnetostrittivo (a) e relativo grafico deformazione-campo magnetico (b) [29].

1.4.3 Shape memory polymers

I polimeri a memoria di forma (SMPs) sono dei materiali che sono in grado di ritornare da uno stato deformato alla forma originale se sottoposti ad uno stimolo esternodiedro; tale fenomeno prende il nome di effetto memoria ed è la caratteristica in comune con gli *shape memory alloys*. Il recupero di forma che manifestano è notevole, dal momento che possono subire deformazioni che raggiungono il 100% della lunghezza iniziale; sono inoltre leggeri, ma presentano una bassa resistenza. Altri fattori che li caratterizzano sono il basso costo (sia del materiale che del processo produttivo), la facile lavorabilità e la natura biocompatibile e biodegradabile.

Tra gli *smart materials*, i polimeri a memoria di forma sono quelli che possono essere attivati dalla più grande varietà di fonti esterne, come il calore, l'elettricità, la luce, il magnetismo, le radiazioni e reazioni chimiche [30]. Qualsiasi sia lo stimolo, ciò che si deve verificare nei polimeri è un cambiamento di temperatura, poiché, a seconda della temperatura, cambiano le proprietà meccaniche del materiale. A basse temperature, il materiale si presenta in uno stato vetroso, rigido (ma dal comportamento elastico) e con un modulo di Young che supera i 3 GPa, mentre a temperature più alte manifesta un comportamento viscoso-elastico, gommoso, con un modulo di Young di 1-10 MPa; il fenomeno che avviene è pertanto un cambiamento di rigidità ed è dovuto alle diverse configurazioni delle catene di polimeri al variare della temperatura. Per innescare l'effetto memoria, i procedimenti a cui viene sottoposto il materiale (Figura 1.28) sono i seguenti [31]:

- gli SMPs si presentano nello stato vetroso a basse temperature;
- un aumento della temperatura permette loro di essere deformati;
- si raffredda il materiale mantenendolo in tensione;
- la rimozione del vincolo (sempre a basse temperature) rende il materiale metastabile;
- un aumento di temperatura porta il materiale a tornare alla forma originaria.

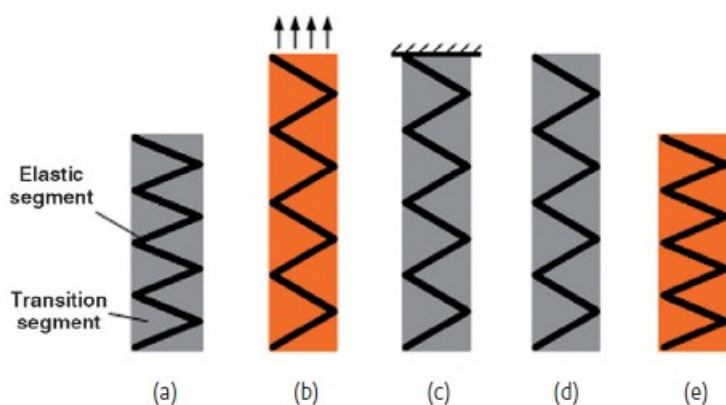


Figura 1.28. Fasi principali dell'effetto memoria di uno *shape memory polymer* [31].

Le temperature di transizione tra i due stati non appartengono ad un intervallo limitato come vale per gli *shape memory alloys*, ma ad un range più ampio, e ciò consente loro di poter presentarsi con forme diverse a seconda di come viene programmato il controllo delle temperature all'interno del materiale. Il passaggio del corpo da uno stato all'altro è spesso accompagnato da un cambiamento del colore.

I polimeri a memoria di forma possono essere termoplastici o termoindurenti; esperimenti hanno dimostrato che i polimeri termoplastici tendono a perdere l'effetto memoria dopo alcune serie di cicli, per cui sono i termoindurenti i più utilizzati in questo settore. Per descrivere il comportamento di questi polimeri e dell'effetto memoria, sono state condotte prove in laboratorio e sviluppati due approcci teorici. Il primo metodo si basa sulla teoria viscoelastica, quindi considera il materiale come una combinazione di tre elementi semplici: una molla (per l'effetto elastico), uno smorzatore (per le proprietà viscosi) e un elemento che rappresenta la frizione interna; la loro disposizione in serie o in parallelo descrive il comportamento viscoelastico del corpo. Il secondo metodo invece suddivide il comportamento del materiale in due fasi, una fase di congelamento e una fase di attivazione, alternandosi tra le due a seconda della temperatura.

Per sopperire alla debolezza strutturale degli *shape memory polymers*, sono stati sviluppati dei materiali compositi a matrice polimerica (SMPCs) che presentano una maggiore rigidità e resistenza; sono solitamente caratterizzati da una buona qualità superficiale e, a seconda delle fibre aggiunte, possono variare altre proprietà come conducibilità elettrica e termica. La funzionalità degli elementi a rigidità costante (le fibre) è quella di mantenere i carichi strutturali, mentre quella della matrice è di fornire legami variabili tra gli elementi a rigidità costante a seconda dello scopo [32]. Quando è richiesta integrità strutturale, la matrice è a bassa temperatura, così da collegare rigidamente le fibre, un po' come avviene per un comune composito; in modalità *morphing*, invece, l'aumento di viscosità della matrice ad alta temperatura rende disconnessi gli elementi a rigidità costante, che traslano se sottoposti a tensione, portando così a grandi spostamenti (Figura 1.29).

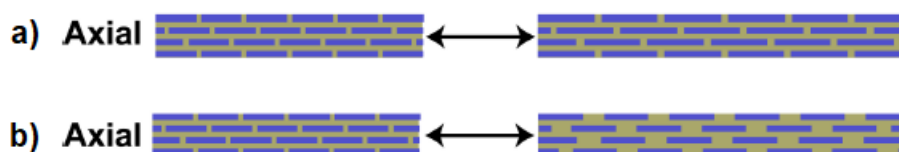


Figura 1.29. SMPC sottoposto a trazione assiale a basse temperature (a) e ad alte temperature (b) [33].

Come attuatore principale, gli SMPs vengono raramente utilizzati nel settore aeronautico, a causa delle basse forze di recupero, mentre trovano impiego più frequente in ambiente spaziale, potendo trascurare il problema del peso e delle forze aerodinamiche; una struttura composta da polimeri a memoria di forma trova applicazione in ambiente spaziale come, ad esempio, attuatore di meccanismi telescopici e *deployable*. Nel settore aeronautico, invece, gli SMPs vengono sfruttati per la loro capacità di adattamento della rigidità e svolgono principalmente il ruolo di materiale per la pelle delle *morphing wings*; mantenendo la pelle nello stato vetroso in fase di volo, la struttura riesce a mantenere i carichi aerodinamici, mentre, quando è richiesta una variazione della forma per ottimizzare una condizione di volo, si aumenta la temperatura (tramite delle resistenze, ad esempio [33]) per rendere più deformabile il corpo.

1.4.4 Polimeri elettroattivi

I polimeri elettroattivi (EAP) sono dei materiali che subiscono una deformazione meccanica se stimolati elettricamente; tollerano deformazioni che raggiungono il 300% della loro lunghezza ed hanno un'elevata velocità di risposta allo stimolo. Questo loro comportamento è il motivo per cui ad essi è stato affibbiato il termine di "muscolo artificiale", e per lo stesso motivo può essere impiegato come attuatore. Le tensioni meccaniche che sono in grado di mantenere sono basse, ma possiedono il vantaggio di essere molto leggeri, flessibili e di richiedere una bassa potenza [34]; la rigidità e la resistenza del materiale possono essere incrementate, ad esempio, tramite l'aggiunta di particelle o nanoparticelle al carbonio.

I dispositivi basati su polimeri elettroattivi si dividono in due categorie principali: elastomeri dielettrici (DE) e polimeri ionomerici metallici compositi (IPMC). Gli elastomeri dielettrici manifestano le maggiori deformazioni e hanno tempi di risposta più brevi, ma necessitano di una tensione elettrica molto alta per essere attivati (dell'ordine del kV); gli IPMC funzionano a basso potenziale ma hanno una bassa efficienza energetica e frequenza di attivazione.

Gli elastomeri dielettrici sono dei materiali dall'alta densità di energia elastica, e trasformano l'energia elettrica in lavoro meccanico. Sono costituiti da un elastomero (ad esempio gomma naturale) compreso tra due strati di elettrodi, spesso sotto forma di polvere. Gli elettrodi sono collegati ad un circuito elettrico a cui è applicata una certa differenza di potenziale; questa genera tra le due superfici un campo elettrico e quindi una forza di attrazione elettrostatica, che si manifesta come pressione elettrostatica. Questa pressione porta a compressione l'elastomero

interno, facendolo restringere lungo lo spessore ed espandere sul piano delle superfici. Una volta azzerata la tensione elettrica, l'elastomero torna alla sua forma originaria. La pressione elettromeccanica che agisce è pari a due volte la pressione elettrostatica ed è calcolabile come:

$$P_{em} = \varepsilon_0 \varepsilon_r \frac{U^2}{z^2}$$

dove ε_0 è la permittività nel vuoto, ε_r è la costante dielettrica relativa dell'elastomero, U la tensione elettrica e z lo spessore.

Un attuatore composto da elastomeri dielettrici è solitamente costituito da una serie di film di elastomeri sovrapposti e intervallati da elettrodi secondo uno schema preciso, ossia tale da ottenere una deformata prestabilita. Il fenomeno di base da cui deriva tale processo è il seguente: incollando due elastomeri uno sopra l'altro, di cui solo uno è compreso tra i due strati di elettrodi, l'espansione planare che si verifica a seguito dell'accensione del circuito viene ostacolata dall'inerzia del secondo elettrodo, e ciò che si verifica è una flessione del corpo intero (Figura 1.30).

I polimeri elettroattivi IMPC, invece, sono formati da una membrata idratata compresa tra due superfici di un materiale nobile come l'oro o il platino. La membrana ha al suo interno molecole d'acqua e ioni positivi e negativi in equilibrio elettrostatico; le molecole d'acqua sono legate agli ioni positivi. Quando viene applicata una differenza di potenziale, gli ioni negativi si muovono verso l'anodo, mentre gli ioni positivi si spostano verso il catodo, portando con loro le molecole d'acqua [35]. La concentrazione di molecole è superiore nel catodo, che significa un volume maggiore; ciò comporta una contrazione presso la zona anodica e quindi una flessione del dispositivo (Figura 1.31). Le superfici di oro o platino servono ad aumentare la conduttività del materiale e a prevenire l'evaporazione dell'acqua quando stimolata elettricamente.

Le applicazioni degli strumenti a polimeri elettroattivi sono numerose, dalla biomimetica (per simulare il volo di insetti o uccelli, vista la leggerezza e la velocità di attuazione del dispositivo) alla robotica spaziale; di recente, il loro utilizzo ha subito un notevole incremento nel campo dei MEMS. Un esempio del loro impiego come attuatori di una *morphing structure* è relativo al controllo della direzionalità dei timoni e degli stabilizzatori di un dirigibile (vedi Figura 1.1d), velivolo che per essere meno denso dell'aria necessita di componenti più leggeri possibile [36]; uno strato di elastomeri dielettrici unisce la parte fissa delle alette con la superficie di controllo

che può essere così fatta ruotare attorno la “cerniera attiva” (Figura 1.32). Inoltre, come i piezoelettrici, anche gli EAP possono essere utilizzati come sensori sfruttando il procedimento opposto: a seconda delle deformazioni che subisce il dispositivo, viene indotta una tensione elettrica che si traduce in un segnale che può essere rilevato e identificato.

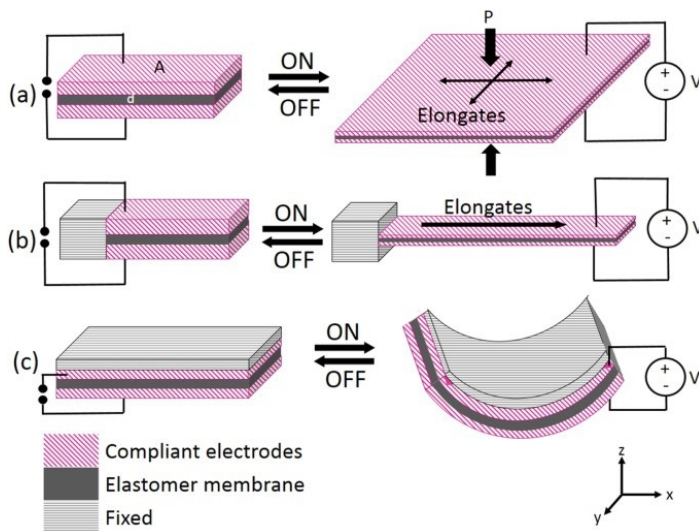


Figura 1.30. Attuazione del DE in direzione planare (a), unidirezionale (b) e a flessione (c) [37].

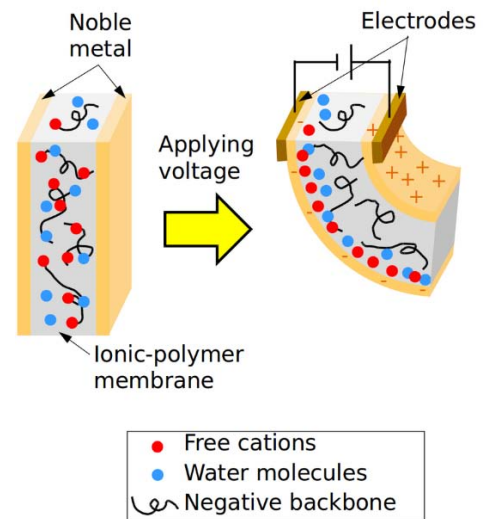


Figura 1.31. Illustrazione di un IMPC nello stato neutro e in fase di attivazione [38].



Figura 1.32. Active hinge in EAP della superficie di controllo di uno stabilizzatore di un dirigibile [36].

Capitolo 2

Shape memory alloys

Gli *shape memory alloys* (SMA) sono dei materiali dalla composizione bifasica caratterizzati da proprietà differenti a seconda della temperatura. Lo studio di questi materiali ha origine alla metà del '900, quando si scoprì che le leghe CuZn e CuAl potevano alternare due fasi distinte in maniera reversibile, ma è stato solo nel 1963 che si scoprì una lega dalle buone proprietà meccaniche che era in grado di presentarsi in due fasi differenti e manifestare un effetto memoria, mutando forma al passaggio tra una fase e l'altra: il Nitinol, una lega di nichel e titanio. Tale proprietà ha permesso al materiale di essere impiegato in contesti ingegneristici, come strumento di attuazione o come sensore. Nei paragrafi seguenti, verranno descritti i fenomeni fisici propri del materiale e successivamente le sue applicazioni nel mondo ingegneristico.

2.1 Aspetti fenomenologici e fisici della trasformazione di fase

2.1.1 Martensite e Austenite a livello microscopico

Le due fasi in cui si può presentare una lega a memoria di forma sono la martensite e l'austenite; a basse temperature, si presenta sotto forma di martensite, mentre, a temperature più alte, è composta da austenite [39]. I termini martensite ed austenite erano stati originariamente intesi per indicare esclusivamente le due fasi dell'acciaio, ma ora tali termini hanno assunto un significato più generico, applicabile anche ad altri metalli, non riferendosi al materiale specifico ma indicando i prodotti di una trasformazione.

Il passaggio tra fasi avviene allo stato solido e prende il nome di trasformazione martensitica. Le trasformazioni allo stato solido possono essere di due tipi: diffusive o displasive. Le trasformazioni diffusive consistono nella migrazione di specie atomiche nel materiale, cambiandone la composizione chimica, e sono dipendenti dal tempo. Le trasformazioni

displasive prevedono un riarrangiamento delle strutture atomiche in configurazioni di maggiore stabilità energetica, non ne alterano la composizione chimica e sono indipendenti dal tempo. Le trasformazioni martensitiche appartengono al secondo tipo, e dipendono unicamente dalla temperatura. Queste trasformazioni di fase sono del primo ordine, quindi viene liberato del calore mentre si forma la martensite ed esiste un range di temperatura entro cui le due fasi coesistono. Il passaggio tra le due fasi, infatti, non è netto ma graduale, con una fase che può essere espressa come percentuale del volume totale, variando con la temperatura dal 0% al 100% entro il range caratteristico, oltre il quale è presente solo martensite o solo austenite.

Dal punto di vista cristallografico, la trasformazione da austenite a martensite avviene seguendo due passaggi principali: la deformazione reticolare e l'accomodamento. L'austenite ha una struttura cristallina fissa, con celle dalla forma univoca e una collocazione precisa degli elementi che la compongono. Il primo concetto da prendere in considerazione durante un passaggio di fase è la deformazione reticolare (detta *Bain strain*) e rappresenta tutti i movimenti atomici necessari a produrre la nuova struttura a partire dalla precedente. La figura 2.1 riporta la progressione della trasformazione da austenite a martensite; si può notare come le due fasi siano distinte attraverso un'interfaccia che si sposta con l'avanzamento della trasformazione e come ogni atomo si sposti di una quantità molto piccola.

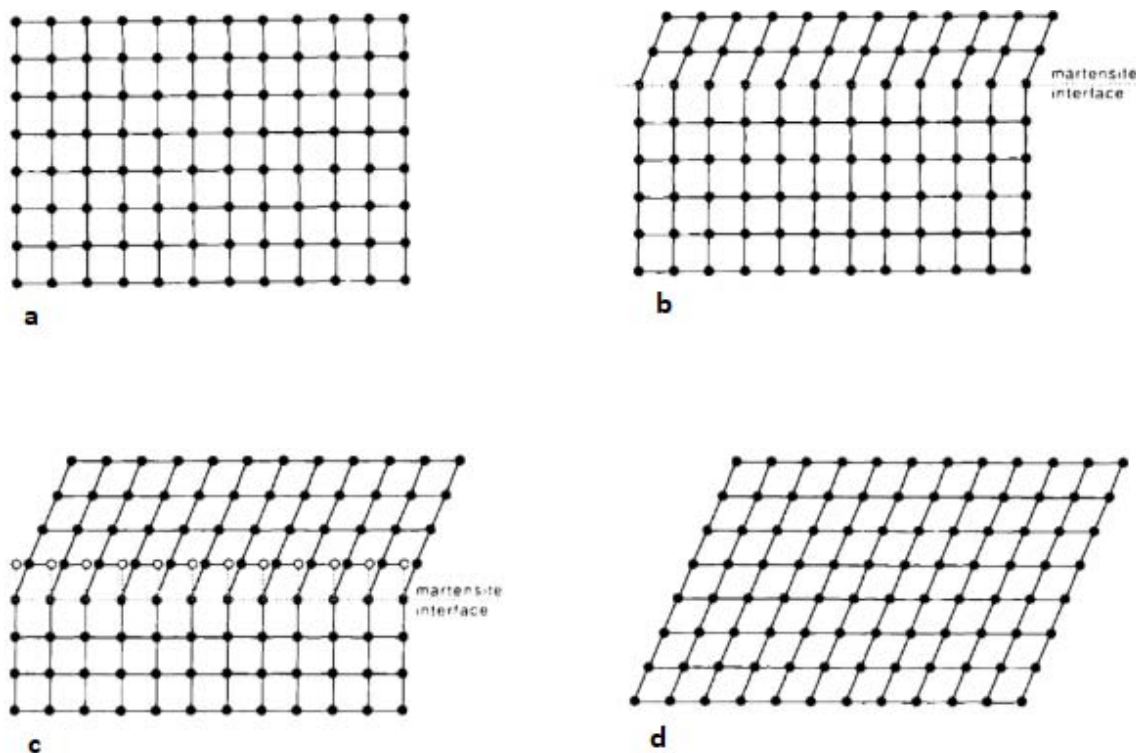


Figura 2.1. Passaggi della trasformazione da austenite (a) a martensite (d) [39].

La seconda parte della trasformazione è detta *lattice-invariant shear* e rappresenta la forma che assume il reticolo di martensite. La struttura creatasi nel passaggio precedente ha spesso sia una forma che un volume diverso dagli originali, come avviene per l'acciaio; nel caso del Nitinol, invece, la trasformazione di fase è accompagnata solo da un cambiamento della forma, non del volume. Ciò significa che l'intera struttura martensitica si adatta in modo tale che non presenti un cambiamento di volume; le tipologie di struttura che può presentare sono pertanto due: *slip* e *twinning* (Figura 2.2). Entrambi i fenomeni presentano un volume uguale a quello in forma austenitica e si formano con un movimento di taglio tra celle atomiche. Il primo tipo di sistemazione prevede uno scorrimento reciproco tra gli strati atomici, comportando una rottura dei legami tra gli elementi e una struttura finale permanente. Il *twinning*, invece, consiste in una sistemazione delle celle in maniera alternata e speculare tra i vari strati di atomi; non prevede rotture di legami né passaggi irreversibili. Il secondo tipo di struttura è più mobile della prima, ossia necessita di una quantità minore di energia per essere deformata. Entrambi i tipi di accomodamenti possono essere presenti alla formazione della martensite, ma la tipologia *twinning* è (e deve essere) prevalente; questo avviene a causa della minore energia che richiede il *twinning* rispetto lo *slip*.

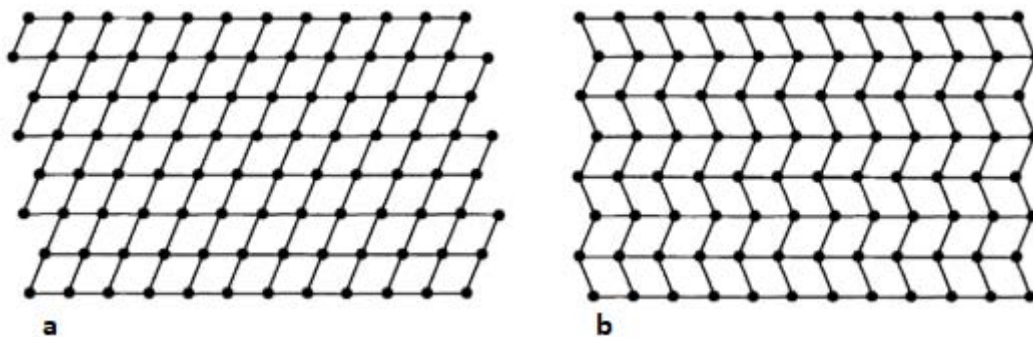


Figura 2.2. Struttura a scorrimento (a) e twinning (b) [39].

Le due direzioni delle celle in figura 2.2b prendono il nome di varianti; nell'illustrazione 2D sono sempre due, mentre tridimensionalmente sono più numerose e dipendono dalla lega. L'applicazione di una tensione meccanica porta facilmente alla deformazione delle celle lungo la direzione che più soddisfa lo stress applicato; questo fatto può portare alla riorientazione di tutte le celle lungo un solo variante e quindi ad un macroscopico cambiamento della forma. Questo processo prende il nome di *detwinning* (Figura 2.3); le due forme estreme prendono il nome di *twinned martensite* (Figura 2.3a) e *detwinned martensite* (Figura 2.3b).

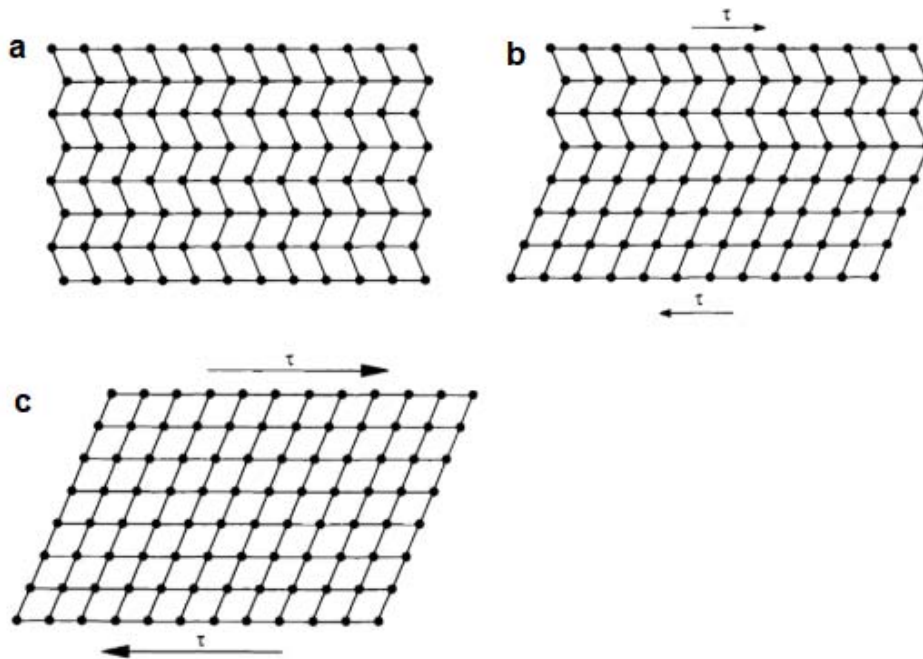


Figura 2.3. Passaggi da martensite twinned a martensite detwinned a causa di uno sforzo di taglio [39].

Il cambiamento di fase ha conseguenze sulle proprietà fisiche del materiale, specie quelle meccaniche. Il limite di snervamento della forma martensitica ha valori molto più bassi rispetto alla forma austenitica, poiché la martensite si può deformare per *detwinning* e richiede una bassa energia di attivazione, mentre l'austenite si può deformare plasticamente solo per moto di dislocazioni. All'aumentare della deformazione, la martensite passa da 100% *twinned* a 100% *detwinned*, oltre cui si deforma elasticamente fino a cedere di nuovo, questa volta irreversibilmente tramite movimento di dislocazioni (Figura 2.4); il comportamento meccanico del materiale verrà espresso più nel dettaglio nel prossimo paragrafo.

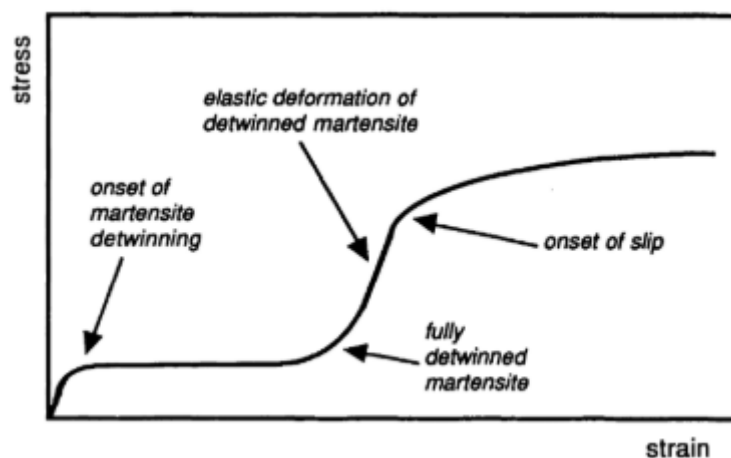


Figura 2.4. Comportamento meccanico di una lega a memoria di forma [39].

2.1.2 Effetto memoria

Un'analisi delle trasformazioni martensitiche richiede la conoscenza di quattro temperature caratteristiche, ovvero le temperature di inizio e fine trasformazione in martensite (M_S e M_F) e di inizio e fine trasformazione in austenite (A_S e A_F). In condizioni di carico esterno assente, un ciclo termico con il materiale inizialmente in forma austenitica segue i seguenti passaggi (Figura 2.5): l'austenite viene raffreddata fino alla temperatura M_S dalla quale inizia il processo di cambiamento di fase che si conclude alla temperatura M_F . Il successivo riscaldamento non segue lo stesso percorso termico della fase precedente, ma rimane in forma martensitica per temperature generalmente più alte di M_S e M_F ; la trasformazione in austenite parte dalla temperatura A_S per concludersi ad A_F . La trasformazione da austenite a martensite prende il nome di trasformazione diretta, mentre quella da martensite ad austenite è detta trasformazione inversa. Questo comportamento origina un fenomeno di isteresi che si ripete ciclicamente (Figura 2.6). Macroscopicamente, non ci sono variazioni di forma tra le due fasi. Le temperature di transizione variano a seconda della lega che si sta considerando, differendo tra loro anche di centinaia di gradi; oltre che dal tipo di lega, dipendono anche dai trattamenti termomeccanici subiti. Gli intervalli di transizione tra *start* e *finish* sono generalmente di circa 20°C per entrambe le fasi. Un'ulteriore temperatura da tenere in considerazione è M_d , che rappresenta una temperatura limite da non superare; il motivo verrà trattato più avanti.

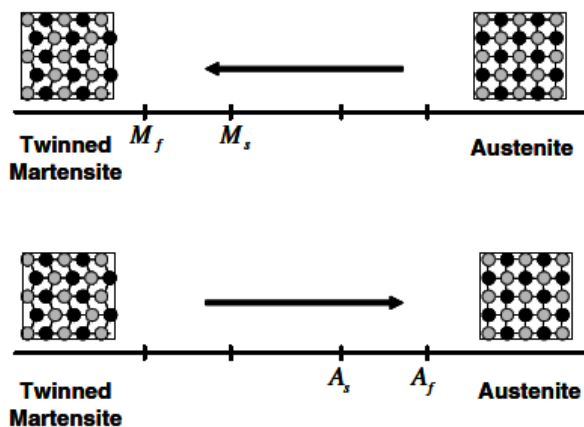


Figura 2.5. Passaggio di fase in assenza di carico [40].

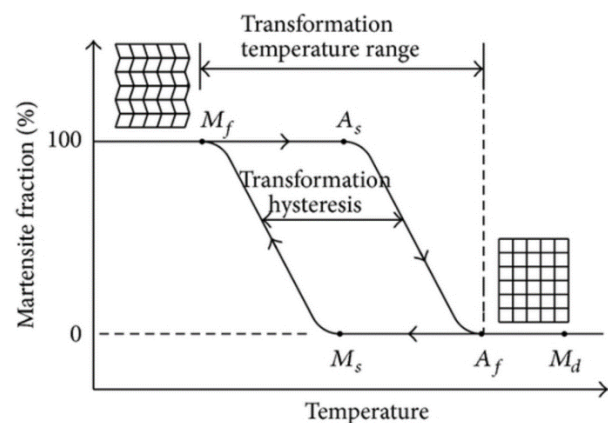


Figura 2.6. Isteresi di fase in un ciclo termico [41].

Le varie fasi e forme che il materiale può assumere al variare della temperatura e dei carichi meccanici applicati possono essere rappresentate in un diagramma di fase, un grafico suddiviso in aree precise, ognuna delle quali rappresenta una configurazione del materiale. Il grafico che sarà di seguito considerato è quello stress-temperatura; sull'asse delle ascisse devono essere

note le temperature di transizione di entrambe le fasi. Una trasformazione in assenza di carico come quella in figura 2.5, altro non è che uno spostamento orizzontale lungo l'asse delle ascisse.

Se un carico viene applicato alla martensite a temperatura costante, questa si deformerà nella configurazione *detwinned*. Il materiale avrà un comportamento elastico fino ad una certa tensione, alla quale inizierà il *detwinning*. Con l'avanzare della deformazione, l'energia che viene introdotta nel sistema, anziché accumularsi nel materiale sotto forma di energia elastica, viene in gran parte liberata per mezzo della riorientazione delle celle in un'unica direzione. In un grafico *stress-strain*, questo fenomeno si manifesta in un cambiamento della pendenza della curva, quindi in una variazione della rigidità. Durante il *detwinning*, il corpo si comporta in maniera meno rigida, e le grandi deformazioni che hanno luogo alla fine del processo portano solo ad un leggero aumento della tensione. Se i carichi applicati sono maggiori, la martensite *detwinned* si deformerà elasticamente con lo stesso modulo di Young della forma iniziale. Le tensioni di inizio e fine *detwinning* sono indicate dai simboli σ_S e σ_F . Una volta rimosso il carico, il corpo tende a riacquisire la forma iniziale tramite un recupero elastico dalla pendenza pari al modulo di Young, ma, a causa del precedente *detwinning*, si ritroverà con una deformazione residua: questa prende il nome di deformazione di trasformazione ϵ_T . La figura 2.7 rappresenta la struttura della martensite sottoposta ad un ciclo di carico e scarico oltre i limiti di snervamento a basse temperature [40], mentre la figura 2.8 mostra il grafico tensione-deformazione per il medesimo processo; si noti la deformazione residua successiva alla rimozione del carico.

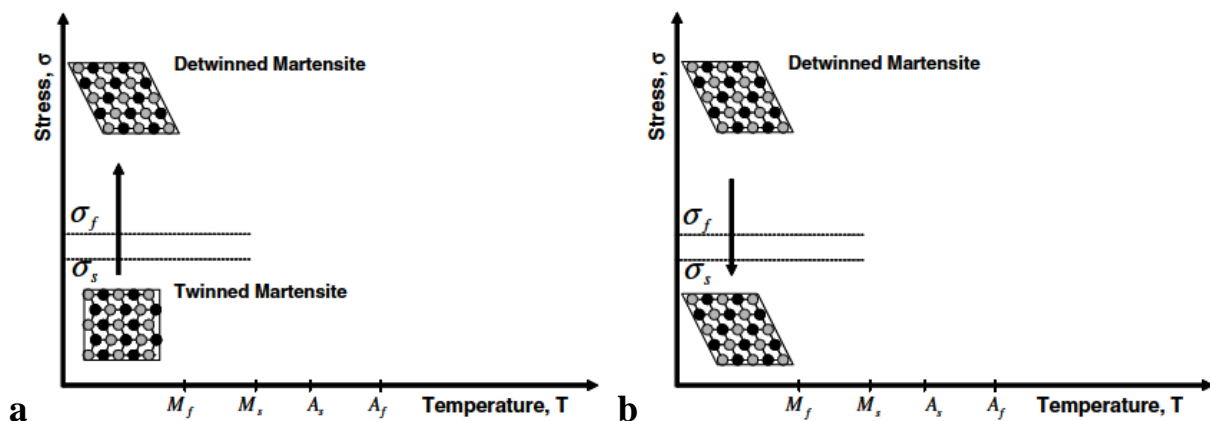


Figura 2.7. Fase di carico (a) e scarico (b) della martensite in un grafico σ - T [40].

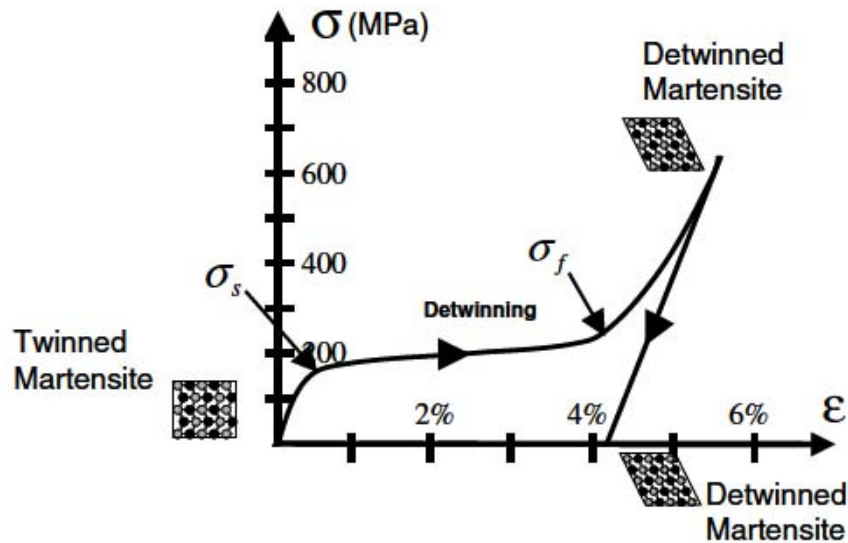


Figura 2.8. Ciclo meccanico in un grafico σ - ϵ [40].

Poiché l'austenite ha un'unica forma delle celle, un aumento di temperatura (sempre in condizioni di assenza di carico) porta la martensite *detwinned* a diventare austenite manifestando un cambiamento macroscopico della forma, tornando alla sua forma originaria indeformata: questo fenomeno prende il nome di effetto memoria (Figura 2.9). Un successivo raffreddamento non riporterebbe la struttura alla forma martensite *detwinned*, ma martensite *twinned*, non essendoci forze che deformano il materiale (come in figura 2.5); questo comportamento unidirezionale viene detto *one-way shape memory effect*. Esistono casi di materiali che manifestano un comportamento *two-way*, per il quale si verificano cambiamenti di forma sia aumentando che diminuendo la temperatura; questa proprietà può essere imposta attraverso una serie di trattamenti termomeccanici (detti *training*) che causano cambiamenti microstrutturali tramite la ripetizione di percorsi di carico. In questa trattazione, ci si concentrerà sul comportamento *one-way*.

L'attivazione ciclica dell'effetto memoria segue i seguenti passaggi (Figura 2.10):

- Raffreddamento in assenza di carico da austenite ad alta temperatura a martensite a bassa temperatura, che sarà nella forma *twinned* (A-B);
- Applicazione di una tensione crescente alla martensite a temperatura costante fino ad essere il più possibile nella forma *detwinned*, manifestando grandi deformazioni (B-C);
- Azzeramento del carico a temperatura costante, riportando una deformazione residua (C-D);
- Riscaldamento in assenza di carico con recupero della forma originaria (D-A).

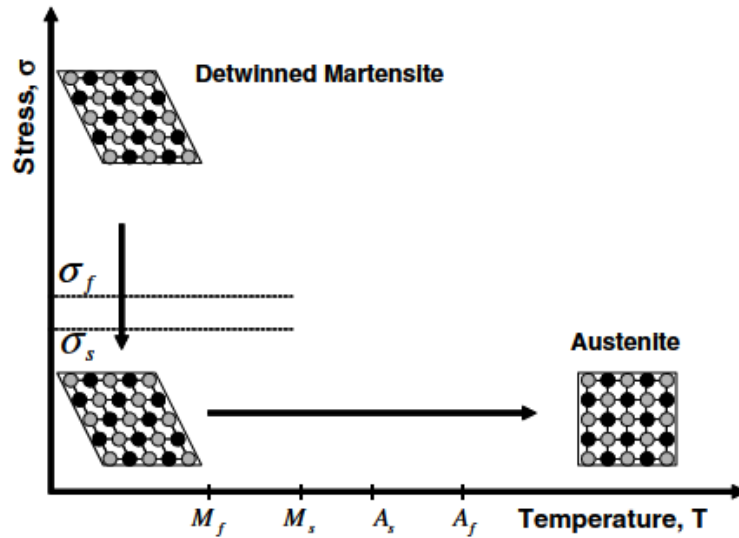


Figura 2.9. Recupero di forma al passaggio da martensite detwinned ad austenite tramite riscaldamento [40].

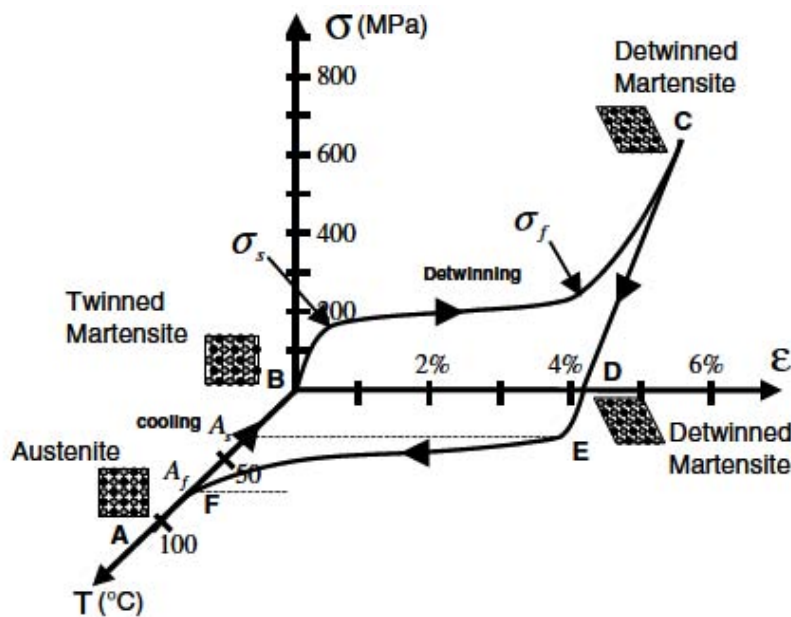


Figura 2.10. Rappresentazione triassiale dell'effetto memoria in forma ciclica [40].

I passaggi precedentemente elencati avvengono quando la temperatura è costante (e in sola forma martensitica) o quando il carico è nullo, ma le condizioni reali a cui è sottoposto un materiale possono essere molteplici e non seguire i passaggi specifici e ordinati appena visti. Una condizione alternativa è quella di una variazione di temperatura quando la tensione è costante e diversa da zero. Analisi sperimentali hanno dimostrato che le temperature di transizione dipendono dalla tensione a cui è sottoposto il materiale e crescono linearmente all'aumentare della tensione, indipendentemente dal tipo di carico (trazione o compressione). Questo significa che una trasformazione inversa avviene ad intervalli di temperatura tanto

maggiori quanto più elevato è lo stress applicato; superato un certo stress, la martensite si trova nella forma *detwinned* ed un aumento di temperatura comporterà direttamente l'effetto memoria, senza la necessità che il materiale venga scaricato (Figura 2.11). Un successivo raffreddamento originerà nuovamente la struttura deformata martensitica. Le temperature di transizione sono univoche per ogni condizione di carico e possono essere facilmente calcolate conoscendo la pendenza delle curve di demarcazione.

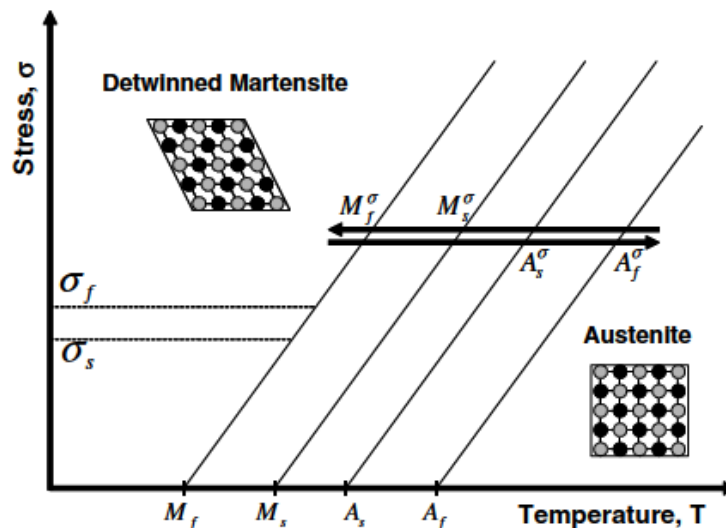


Figura 2.11. Effetto memoria a tensione costante non nulla [40].

2.1.3 Superelasticità

Un'analisi alternativa del comportamento della lega può essere fatta tramite un ciclo di carico meccanico a temperatura costante ma a partire dal materiale in forma austenitica anziché martensitica, quindi a temperature più alte. Ipotizziamo di essere ad una temperatura maggiore di A_F . Dal momento che le temperature di transizione non sono costanti ma variano con lo stress, l'applicazione di una tensione sufficientemente alta farà deformare elasticamente l'austenite fino a raggiungere una tensione per la quale la corrispondente M_s è proprio la temperatura a cui il materiale si trova; significa che, superata tale pressione, l'austenite comincerà a trasformarsi in martensite *detwinned*, fino a completare il processo per tensioni maggiori (Figura 2.12); la martensite prodotta in questo modo prende il nome di *stress-induced martensite* (SIM). Il procedimento è reversibile ed avviene in fase di scarico alle tensioni corrispondenti alla trasformazione inversa. Note le temperature di transizione del materiale e la pendenza delle curve di separazione, è facile determinare per ogni temperatura le tensioni di

inizio e fine trasformazione diretta e inversa. Un ciclo di carico e scarico in tali condizioni non porta ad alcuna deformazione residua, poiché il risultato finale è nuovamente austenite. Si noti in figura 2.13 il comportamento isteretico del materiale, legato alle diverse temperature di transizione delle due fasi. A causa del *detwinning* che accompagna la trasformazione di fase, le deformazioni che presenta il materiale sono molto alte, manifestando un comportamento meccanico dalla rigidità variabile: questa proprietà prende il nome di superelasticità o pseudoelasticità. Analisi di questo tipo permettono di non considerare gli effetti termici ma solo quelli meccanici, e, pertanto, sono più semplici delle analisi termomeccaniche.

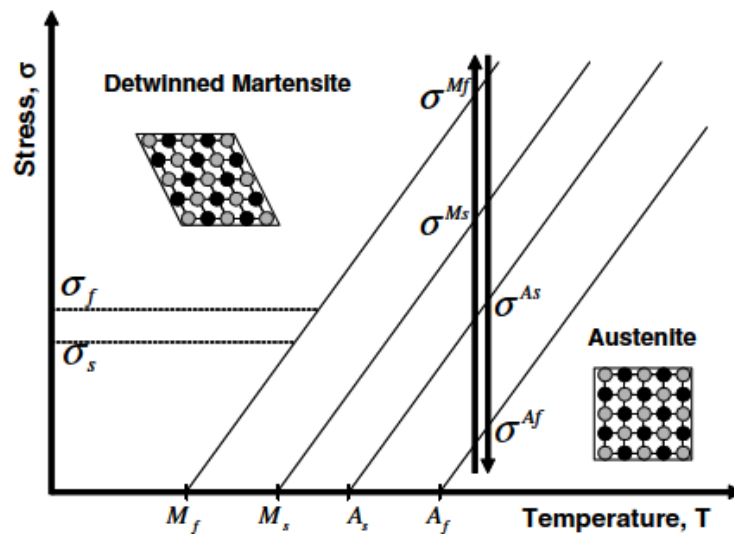


Figura 2.12. Ciclo di carico e scarico ad alte temperature con formazione di SIM a partire da austenite [40].

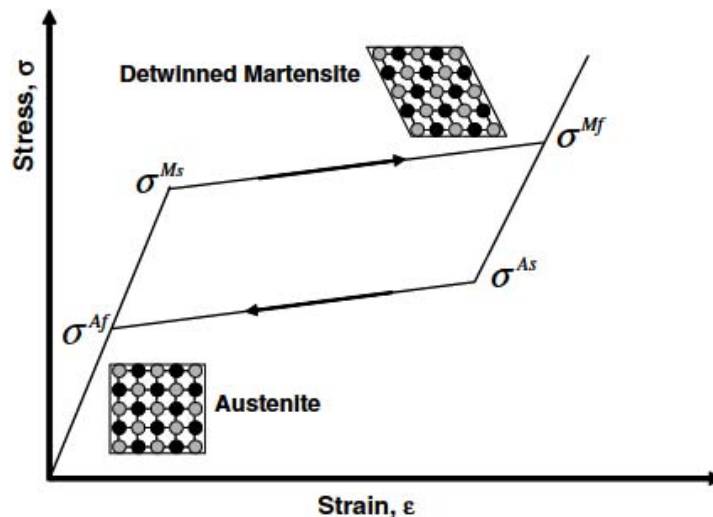


Figura 2.13. Superelasticità ed isteresi di uno SMA [40].

Se il ciclo meccanico viene applicato a temperature comprese tra A_S e A_F , in fase di scarico si arriverà a tensione nulla con una deformazione residua dovuta alla non completa trasformazione in austenite. Se, invece, la temperatura è compresa tra M_S e A_S e la struttura è austenitica, il materiale diventa martensite in seguito ad una tensione ma non torna austenite dopo il rilascio, rimanendo in forma *detwinned*. Per temperature minori, lo SMA si trova già in forma martensitica (parzialmente o totalmente), e i carichi meccanici portano al *detwinning*. Per ognuna di queste trasformazioni, il grafico *stress-strain* è simile a quello in figura 2.13 ma progressivamente traslato in basso. D'altra parte, temperature più alte di A_F portano a limiti di snervamento maggiori, posticipando il cambiamento di fase e alzando il grafico *stress-strain*; questo procedimento è valido fino ad una temperatura limite M_d , oltre la quale le deformazioni avvengono plasticamente per movimento di dislocazioni in forma austenitica prima che possa avvenire la trasformazione di fase. Nella realtà, il comportamento meccanico è meno "spigoloso" di come viene rappresentato, ha linee più dolci e la pendenza del *detwinning* può variare molto a seconda della lega e dei trattamenti subiti (Figura 2.14).

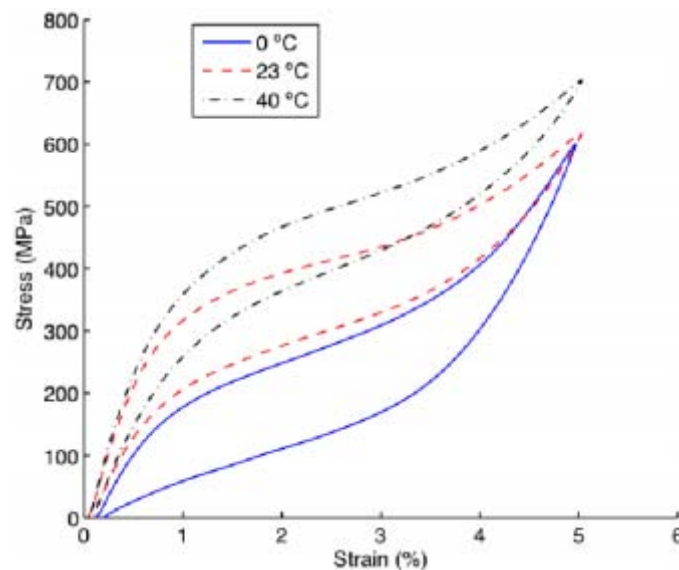


Figura 2.14. *Differenti diagrammi stress-strain al variare della temperatura di riferimento [42].*

La figura 2.15, invece, mostra contemporaneamente due grafici tensione-deformazione a temperature diverse: il grafico *a* a bassa temperatura totalmente martensitico e il grafico *b* ad alte temperature di origine austenitica. Oltre alla somiglianza del grafico *a* basse temperature con la parte superiore di quello ad alte temperature (dal comportamento superelastico), si può notare come avviene il recupero di forma per effetto memoria in assenza di carico. Tale figura evidenzia come la superelasticità e l'effetto memoria siano due fenomeni tra loro legati, due

differenti espressioni del comportamento termoelastico del materiale. Che sia una variazione di temperatura o un aumento di tensione, entrambi i processi portano ad un cambiamento di fase; ciò significa che, per tale materiale, esiste un'equivalenza tra temperatura e stress, entrambi stabilizzano la martensite.

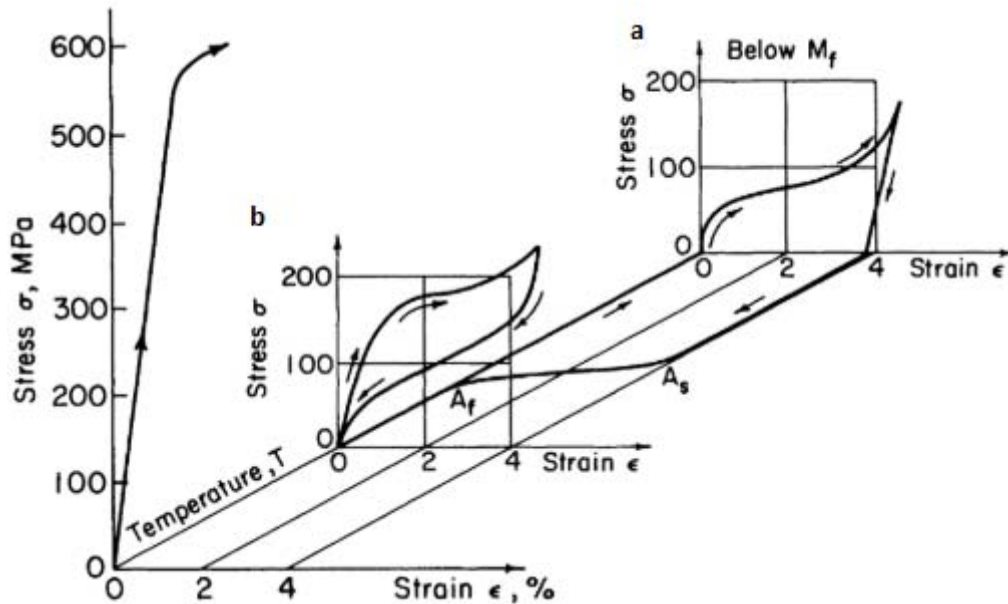


Figura 2.15. Comportamento termoelastico delle leghe a memoria di forma [39].

Allo stesso modo, esiste un'equivalenza tra le temperature di transizione A_S , A_F , M_S e M_F e le tensioni di transizione σ_{A-F} , σ_{A-S} , σ_{M-F} e σ_{M-S} . La relazione interdipendente tra questi parametri deriva dall'equazione di Clausius-Clapeyron:

$$\frac{dP}{dT} = \frac{\Delta H}{T \Delta V}$$

con P la pressione, T la temperatura, ΔH il calore latente di trasformazione e ΔV la variazione di volume in fase di trasformazione. Questa equazione può essere riscritta in un altro modo:

$$\frac{d\sigma}{dM_S} = \frac{\Delta H}{T \varepsilon_T}$$

con σ la tensione applicata, M_S la variabile temperatura di inizio trasformazione in martensite e ε_T la deformazione di trasformazione. Il parametro $d\sigma/dM_S$ prende il nome di *stress rate* e indica la pendenza della retta di inizio trasformazione in martensite nel grafico stress-temperatura. Tale relazione è valida per tutte le temperature di trasformazione.

I diversi parametri di inizio e fine trasformazione per le due fasi (che sia a temperatura o a pressione costante) generano un'isteresi nel materiale. Questa è una conseguenza del range di temperature o tensioni in cui entrambe le fasi possono coesistere. I due fattori che contribuiscono principalmente all'isteresi sono l'energia di deformazione elastica e gli attriti interni. L'energia elastica si accumula nel materiale durante la trasformazione diretta e viene liberata durante la trasformazione inversa; maggiore è l'energia elastica immagazzinata e tanto più in ritardo sarà la completa trasformazione in martensite. I fenomeni di attrito, invece, sono dovuti al movimento delle interfacce interne e alla creazione dei difetti, e comportano una perdita energetica. Da ciò risulta un comportamento di isteresi tanto più ampio quanto maggiori sono questi fenomeni dissipativi; in altre parole, risulta più esteso l'intervallo termoelastico in cui entrambe le fasi possono essere presenti (Figura 2.16).

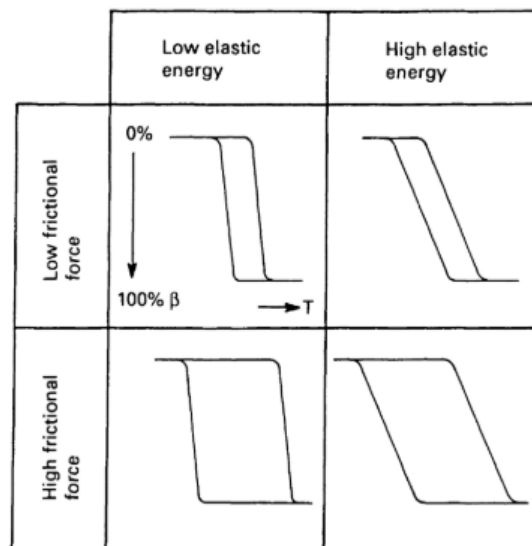


Figura 2.16. Effetti dell'energia di deformazione elastica e dell'attrito sulla curva di isteresi di uno SMA [39].

2.1.3.1 Accoppiamento termomeccanico

Si è finora visto come una lega a memoria di forma dipenda sia dalla temperatura che dalla tensione meccanica, ma le analisi sono state condotte tenendo sempre uno dei due parametri costante. Nella condizione più generica possibile, il materiale si può trovare a subire contemporaneamente sia variazioni di temperatura che di pressione; soprattutto in questo caso, si evidenzia l'importanza del diagramma di fase nel grafico stress-temperatura, in cui sono note le varie forme del materiale a seconda dei carichi sia termici che meccanici e i relativi confini (Figura 2.17). Un esempio è proposto in figura 2.18, in cui sono rappresentati due diversi

percorsi termomeccanici finalizzati a produrre SIM a partire da austenite, per poi tornare nuovamente in forma austenitica. Il percorso 1 rappresenta il caso già illustrato di tensione crescente a temperatura costante; come si può notare, sono necessarie forze molto alte per portare alla completa formazione di martensite *detwinned*. Se all'aumento della tensione è associata una diminuzione della temperatura, si facilita la trasformazione in martensite e, pertanto, sono necessari valori minori di pressione. Si noti che le deformazioni conseguenti alla trasformazione sono pressoché le stesse, essendo entrambe 100% *detwinned*. A seconda delle risorse in possesso, è importante per un ingegnere capire quale sia il percorso termomeccanico più adatto e dal maggior risparmio energetico.

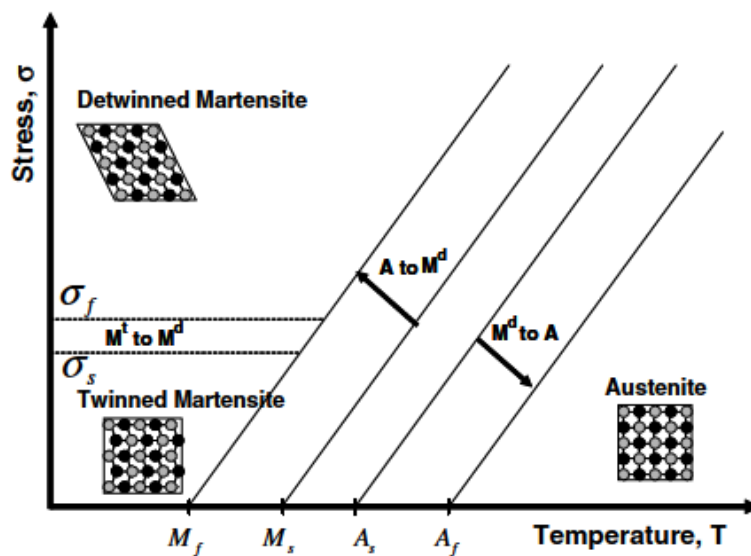


Figura 2.17. Diagramma di fase di uno shape memory alloy [40].

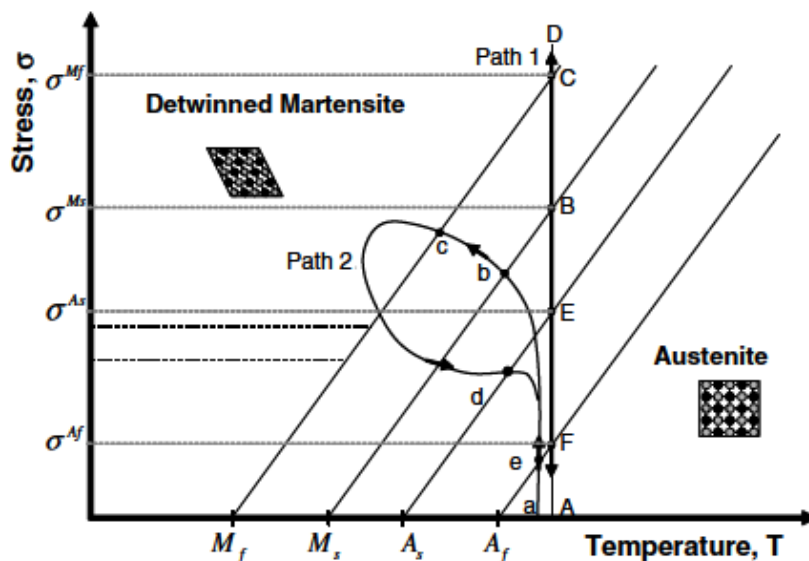


Figura 2.18. Esempio di comportamento superelastico attraverso due diversi percorsi termomeccanici: a temperatura costante (Path 1) e a temperatura variabile (Path 2) [40].

2.2 Un attuatore smart

2.2.1 Parametri prestazionali

La capacità delle leghe a memoria di forma di deformarsi attivamente a seguito di uno stimolo ha permesso loro di essere incluse tra i cosiddetti *smart materials* e di essere impiegate nel mondo industriale come strumento dalle molteplici finalità, soprattutto come attuatore. I requisiti che portano alla scelta di questo materiale come sistema di attuazione sono legati soprattutto alle sue proprietà meccaniche, termiche ed elettriche. Ogni proprietà dipende fortemente dal tipo di lega che stiamo considerando, quindi dalla sua composizione chimica; l'aggiunta di alliganti ha effetti anche sulle temperature di transizioni e sull'ampiezza dell'isteresi. Sebbene anch'esso possa presentare numerose varianti, il materiale a memoria di forma che verrà preso in considerazione è il Nitinol (NiTi); la principale fonte di variazione delle sue prestazioni è l'aggiunta di rame. Anche i trattamenti termici portano a modificare le proprietà della lega: il mantenimento del metallo a temperature elevate e per tempi più lunghi lo porta ad avere delle temperature di transizione più alte e un più rapido cambiamento di fase, ma forze di output minori. Valori di riferimento di tempo e temperatura per i trattamenti termici delle leghe di Nitinol sono 1-2 minuti a 400°C o 5 minuti a 500°C.

Come si è già visto, una delle principali caratteristiche degli *shape memory alloys* sono le grandi deformazioni che riescono a tollerare a causa del cambiamento di fase, ovvero la superelasticità; le deformazioni massime sono di circa il 7-8% della lunghezza, fino al 10% in alcuni casi. Le corrispondenti tensioni massime sono buone per essere un metallo molto deformabile: il range è generalmente compreso tra 400 e 700 MPa. I valori elevati di deformazione e tensione massimi indicano che il Nitinol è un materiale dall'elevata densità di energia, poiché questa è definita come il prodotto tra la deformazione e la tensione di attuazione. La figura 2.19 mostra gli intervalli di tensione, deformazione e densità di energia (le linee tratteggiate oblique) per gli *shape memory alloys* e confronta questi parametri con quelli di altri *smart materials*. Se si divide la densità di energia per la densità di massa si ottiene la densità di energia specifica d'attuazione e indica il lavoro di output per unità di massa; il confronto di questo parametro tra i vari *smart materials* è proposto in figura 2.20, che mostra la densità specifica di energia di ogni materiale con il relativo range di frequenze entro cui funzionano. Da questi grafici si evidenzia come gli SMAs hanno i valori di densità di energia maggiori, ma lavorano a basse frequenze. Le basse frequenze di attivazione sono uno dei principali svantaggi di questo materiale e sono dovute alla natura dello stimolo; il processo di attivazione della deformazione

avviene per mezzo di un riscaldamento e la variazione di temperatura necessita inevitabilmente di una certa quantità di tempo per verificarsi, risultando un procedimento lento. In tempi recenti, sono stati sviluppate versioni alternative dei SMAs dalle più alte frequenze di attivazione, i *magnetic shape memory alloys* (MSMAs).

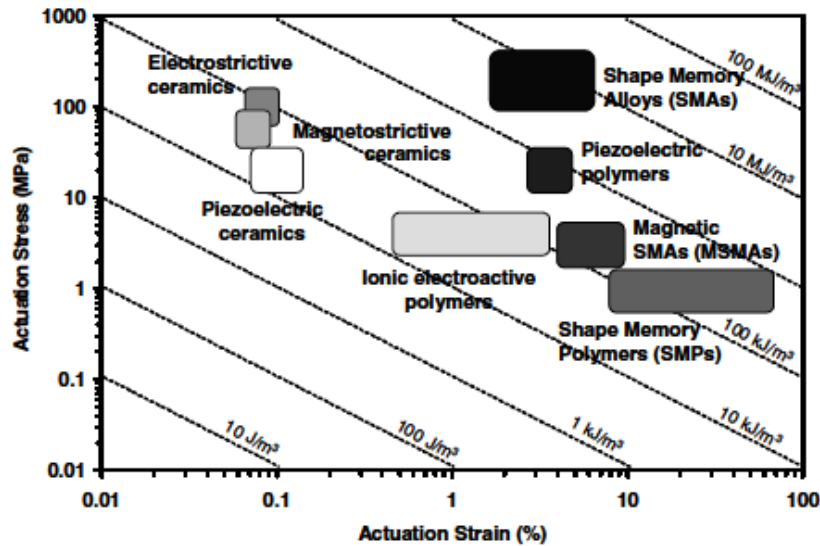


Figura 2.19. Confronto tra smart materials in base a deformazione, tensione e densità di energia di attivazione [40].

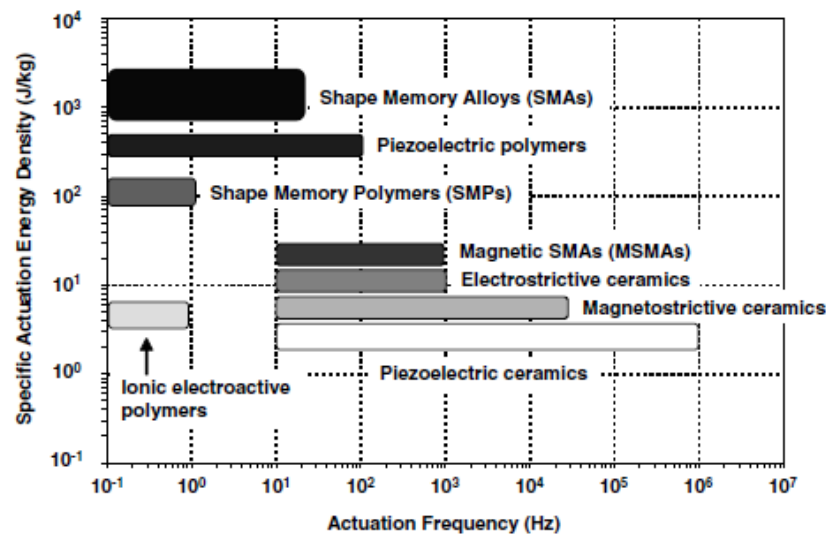


Figura 2.20. Confronto tra smart materials in base a densità specifica di energia e frequenza di attivazione [40].

I valori alti di densità di energia sono conseguenti ad una propria alternanza delle due fasi: la martensite manifesta alte deformazioni e basse resistenze, mentre l'opposto vale per l'austenite. La martensite ha un limite di snervamento di circa 100-150 MPa, oltre il quale parte il *detwinning* (Figura 2.21). Una volta completato, il comportamento meccanico della martensite

torna ad essere elastico fino a cedere nuovamente in maniera irreversibile. La rottura avviene per valori di tensione attorno agli 800-1100 MPa. Anche il modulo elastico varia a seconda della fase: la martensite ha valori di modulo di Young di circa 25-45 GPa, mentre l'austenite varia tra i 60 e i 95 GPa.

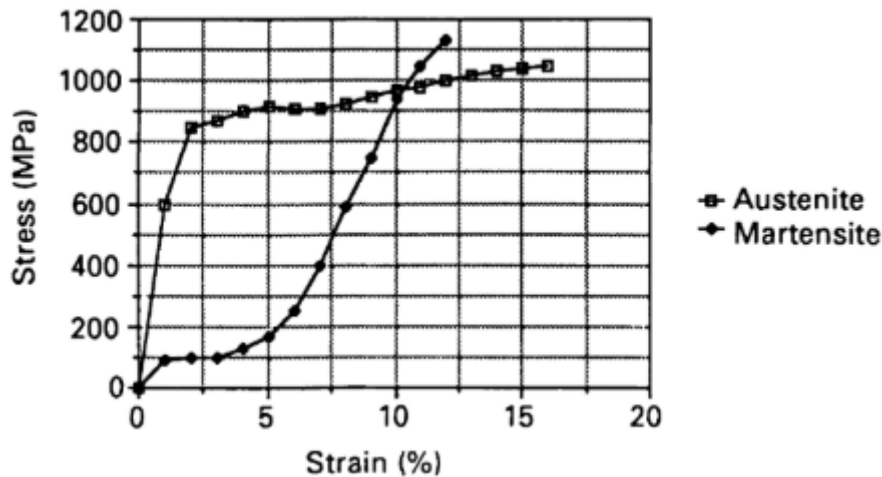


Figura 2.21. Comportamento meccanico della martensite e dell'austenite [39].

Oltre al comportamento meccanico, anche altri parametri cambiano a seconda della fase che stiamo considerando, e alcuni di questi possono essere sfruttati da sensori per avere informazioni sul tipo di fase o la relativa percentuale rispetto al volume totale; alcuni esempi sono il colore (per alcune leghe *shape memory* con il rame come elemento di base), l'emissione acustica e la conduttività termica. La figura 2.22 riporta l'andamento della resistività elettrica con la temperatura per una lega a memoria di forma, in cui è evidente il fenomeno di isteresi che coinvolge anche tale fattore.

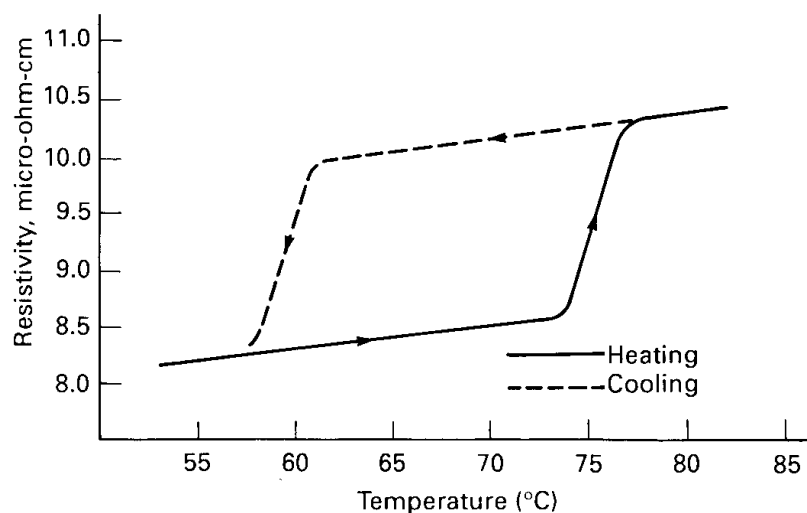


Figura 2.22. Resistività di uno SMA in fase di raffreddamento e di riscaldamento [39].

La tabella 2.1 riporta i valori di varie grandezze per tre diverse leghe che manifestano l'effetto memoria [43]. Il Nitinol si distingue per l'ottima resistenza a corrosione, resistenza all'umidità (può essere utilizzato anche in acqua) e la biocompatibilità; i motivi per cui viene scelto sono spesso dovuti ai maggiori valori di resistività elettrica, lavoro di output e vita a fatica. Le leghe con rame come elemento di base, invece, trovano applicazione principalmente a causa delle più alte temperature di transizione e del minor costo; in genere, tutte le leghe a memoria di forma hanno un prezzo basso, come materiale grezzo. L'aggiunta di rame in una lega di Nitinol ha principalmente l'effetto di diminuire le temperature di transizione in austenite e di rendere più stretta la curva di isteresi; inoltre, si è dimostrato che l'aggiunta di rame porta ad un incremento della durezza del materiale [44]. Si specifica inoltre che le proprietà degli SMAs variano se sono progettati per sfruttare l'effetto memoria o la superelasticità (a temperatura costante). I parametri dalle maggiori differenze sono le temperature di transizione (a carico nullo); esse appartengono generalmente al range 0°-100° C se finalizzate all'effetto memoria, mentre sono inferiori per le leghe superelastiche, così da manifestare il cambiamento di fase anche a temperatura ambiente (a causa della dipendenza tra tensione e temperatura di trasformazione).

ITEM	Ni-Ti	Cu-Cu-Zn-Al	Cu-Al-Ni
Melting point (°C)	1250	1020	1050
Density (Kg/m³)	6450	7900	7150
Electrical Resistivity ($\Omega \cdot m \cdot 10E-6$)	0.5-1.1	0.07-0.12	0.1-0.14
Thermal Conductivity, RT (W/m*K)	10-18	120	75
Thermal Expansion Coeff. (10E-6/K)	6.6-10	17	17
Specific Heat (J/Kg*K)	490	390	440
Transformation Enthalpy (J/Kg)	28,000	7,000	9,000
UTS, mart. MPa)	800-1000	800-900	1000
Elongation at Fracture, mart. (%)	30-50	15	8-10
Fatigue Strength N=10E+6 (MPa)	350	270	350
Grain size (m*10E-6)	20-100	50-150	30-100
Transformation Temp. Range (°C.)	-100 to +110	-200 to +110	-150 to +200
Hysteresis (K)	30	15	20
Max one-way memory (%)	7	4	6
Normal two-way memory (%)	3.2	.8	1
Normal number of thermal cycles	+100 000	+10 000	+5 000
Max. Overheating Temp. (°C)	400	150	300
Damping capacity (SDC %)	20	85	20
Corrosion Resistance	Excellent	Fair	Good
Biological Compatibility	Excellent	Bad	Bad

Tabella 2.1. Proprietà di leghe shape memory differenti.

2.2.2 Sistema di attuazione

Le proprietà di superelasticità ed effetto memoria degli *shape memory alloys* ha permesso loro di essere impiegati in dispositivi di attuazione. Lo scopo di questi meccanismi è di compiere del lavoro, quindi di esercitare una forza che porta ad uno spostamento. Le forme di questi dispositivi possono essere varie, come cavi, molle, superfici, tubi, ecc...; di seguito si considererà il caso di una molla (la quale altro non è che un cavo attorcigliato) composta da Nitinol. Il lavoro può essere definito con la formula:

$$W = \int \sigma d\varepsilon$$

Si consideri il caso di una molla verticale con un estremo vincolato e con un peso agganciato all'estremo opposto (Figura 2.23). Se il materiale si trova in forma martensitica, subirà una deformazione elevata a causa del *detwinning*, mentre, se è in forma austenitica, la maggior rigidità porterà a deflessioni minori. Al variare della forza applicata, sarà diverso il comportamento meccanico dei due materiali; questo è descritto dallo *spring rate*, ossia dal rapporto tra la variazione di forza applicata e la deformazione che ne consegue. In un grafico forza-deflessione, lo *spring rate* rappresenta la pendenza della curva. Nel caso in cui il carico applicato sia solo il peso di una massa, la forza sarà costante (e così la tensione interna). Un aumento di temperatura comporterà il passaggio da martensite ad austenite e, di conseguenza, l'accorciamento della molla, esercitando un lavoro.

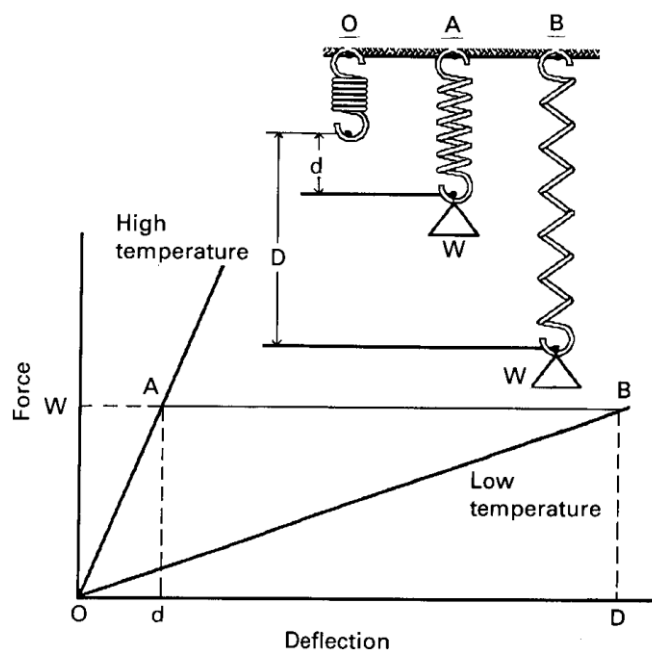


Figura 2.23. Curve forza-deflessione di una molla in forma martensitica e austenitica [39].

Lo spostamento che si verifica è pari alla differenza tra le deflessioni delle due fasi. Per questo caso, il lavoro esercitato dalla molla è:

$$W = P(D - d)$$

Si noti che l'effetto memoria non porta al recupero del 100% della deformazione, perché la rigidità dell'austenite, per quanto maggiore possa essere rispetto a quella della martensite, porta inevitabilmente a delle deformazioni se agisce una tensione. Il comportamento termomeccanico dell'attuatore presenta anche in questo caso l'isteresi tipica del cambiamento di fase (Figura 2.24). Noto tale comportamento, le alternative di design dell'attuatore sono innumerevoli, adattabili a seconda della funzione richiesta. Un esempio di progettazione alternativa è quella proposta in figura 2.25; in questa configurazione, la molla lavora a compressione anziché a trazione. L'aggiunta di un peso porta la molla in forma austenitica a comprimersi leggermente, mentre deformazioni maggiori si verificano in forma martensitica; l'effetto memoria successivo ad un aumento di temperatura fa sollevare il peso.

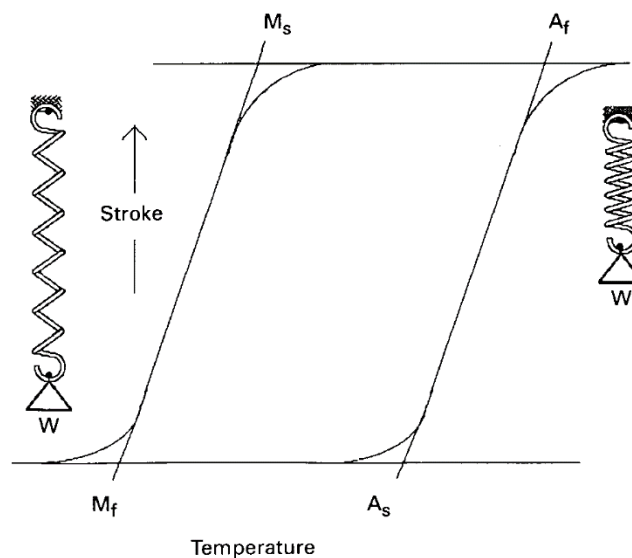


Figura 2.24. Isteresi e deformazione della molla in un ciclo di trasformazioni di fase [39].

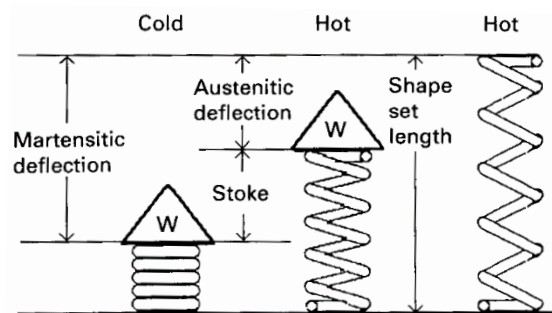


Figura 2.25. Attuatore in SMA a compressione [39].

2.2.2.1 Meccanismi di recupero

Nel paragrafo 2.1.2 è stata spiegata la differenza tra lega a memoria di forma *one-way* e *two-way*. Il *one-way shape memory effect* prevede il recupero della forma solo a seguito del riscaldamento, mentre la versione *two-way* consente l'alternanza tra due forme tramite il riscaldamento e il raffreddamento. Se un attuatore deve effettuare un'azione ciclica, devono esistere le condizioni che permettono al meccanismo di funzionare in maniera ripetibile. Se la lega ha un'attuazione *two-way*, essa è sufficiente a compiere la sua funzione ciclicamente. Se invece la lega è *one-way*, è necessaria l'introduzione di un meccanismo di recupero che riporti il sistema alla condizione iniziale (Figura 2.26).

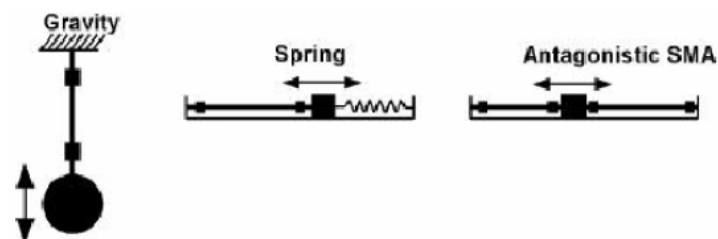


Figura 2.26. Tre metodi di recupero della forma alternativi [43].

Un primo metodo si basa sulla forza di gravità, come negli esempi precedenti; il raffreddamento porta l'austenite a diventare martensite *detwinned* e così il sistema altera la sua forma tornando alla condizione originaria sotto l'azione della forza di gravità. Sebbene questo metodo sia estremamente semplice e non richieda energia, talvolta potrebbe non essere sufficiente per portare a termine il compito; oltretutto, necessita che la linea d'azione dell'attuatore sia verticale, in accordo con l'azione della gravità, altrimenti tale configurazione non è realizzabile.

Una soluzione alternativa consiste nell'impiego di un meccanismo passivo che agisce in verso opposto all'attuatore; un esempio semplice è costituito da una molla. In fase di attuazione, lo SMA esercita una forza che fa spostare il corpo, mentre in fase di recupero la molla spinge il sistema verso la posizione iniziale. L'effetto elastico della molla agisce costantemente, anche durante l'attuazione, e, pertanto, contrasta la forza esercitata dal Nitinol, crescendo di intensità all'aumentare dello spostamento; sebbene questo consista in una perdita energetica, il sistema complessivo può risultare efficiente se opportunamente dimensionato (Figura 2.27). L'introduzione di un meccanismo di recupero passivo come una molla ha effetti anche in termini di ingombro, massa e complessità di design. La molla non è l'unica soluzione adottabile per tale metodo; a seconda della configurazione, è possibile sfruttare la rigidità della struttura

a cui l'attuatore è collegato. Se il cavo di Nitinol porta a flessione la struttura, l'elasticità di quest'ultima contrasterà l'azione dell'attuatore in fase di attivazione ed eserciterà una forza di recupero durante il raffreddamento.

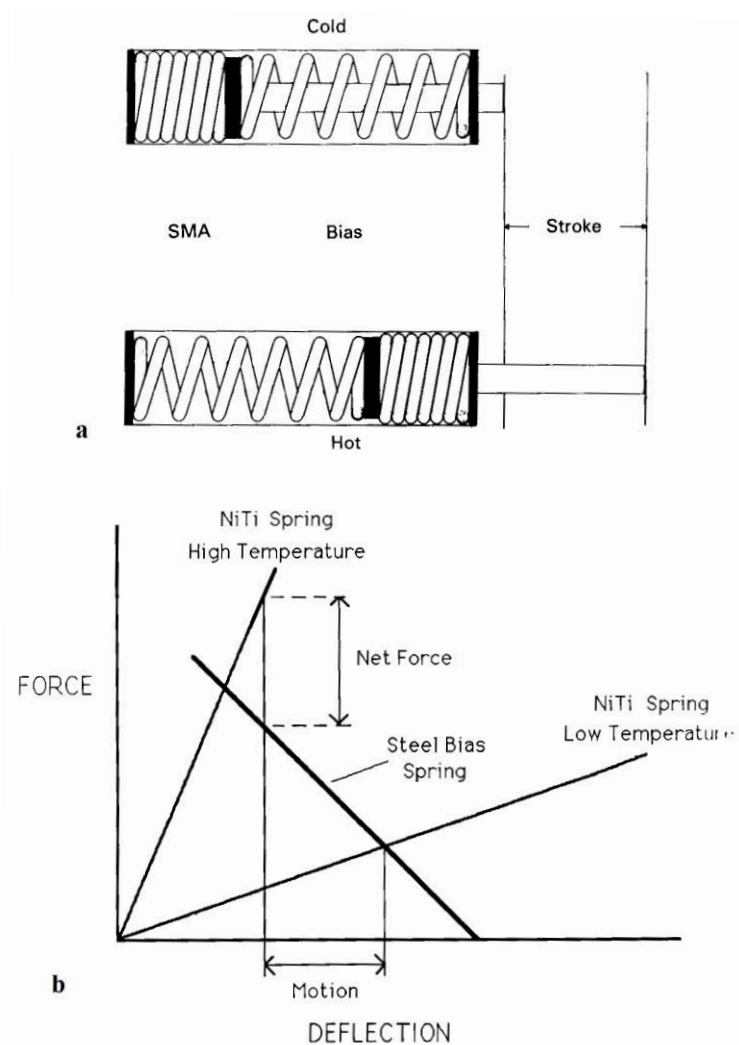


Figura 2.27. Sistema composto da una molla di SMA come attuatore e di una molla metallica come meccanismo di recupero con le relative configurazioni di fase (a) e le corrispondenti spring rates in un grafico forza-deflessione con evidenziati i valori risultanti (b) [39].

Un ultimo dispositivo di recupero è costituito da un elemento di SMA “antagonista”. Essendo entrambi one-way, essi vengono attivati per esercitare forze dal verso rispettivamente opposto; un componente viene riscaldato per provocare un certo spostamento, mentre l'altro viene attivato per il recupero della forma. L'attivazione di un elemento è accompagnata dal raffreddamento dell'altro, agendo in maniera simmetrica. Come per i sistemi passivi, il dispositivo di recupero ostacola l'azione di moto dell'attuatore a causa della sua rigidità. Essendo entrambi elementi attivi, permettono un controllo notevole del moto del sistema, ma richiedono una complessa logica di comando e una fonte di potenza per entrambi gli elementi.

2.2.2.2 Sistemi di controllo termico

Per esercitare il lavoro di output, un attuatore di SMA necessita di un sistema di riscaldamento che gli permetta di cambiare fase. I metodi di cui si può servire per cambiare la sua temperatura sono molteplici; i due metodi principali sono tramite corrente elettrica o tramite un riscaldatore esterno. Un ulteriore metodo di riscaldamento consiste nello sfruttare la temperatura ambiente, ma tale sistema viene qui trascurato in quanto meno degno di nota.

L'uso di corrente elettrica per scaldare il cavo di Nitinol è una delle tecniche più comuni e di facile impiego; l'attuatore è un cavo metallico, per cui ha elevati valori di conduttività elettrica. Esso si riscalda per effetto Joule, proporzionalmente alla corrente applicata e alla resistenza del cavo; maggiore è l'effetto Joule e più rapida sarà la transizione di fase. Tuttavia, la massimizzazione dell'effetto Joule si scontra con i limiti strutturali del materiale e i limiti di potenza; è necessario pertanto un procedimento di ottimizzazione tra rapidità di trasformazione, resistenza e risparmio energetico. Valori maggiori di corrente elettrica portano a temperature più alte ma consumano più potenza; fili più sottili si riscaldano più facilmente ma sono meno resistenti. L'imposizione di una corrente elettrica al filo metallico richiede che esso sia elettricamente isolato, per evitare che la corrente scorra anche in altre parti della struttura. Possono essere applicate sia correnti continue che alternate. Se la corrente è alternata, la frequenza deve essere sufficientemente alta da evitare oscillazioni di temperatura nel materiale che porterebbero a forze e spostamenti oscillatori; inoltre, le variazioni di temperatura dipendono dalla radice quadratica media (RMS) della corrente.

In alternativa, il filo di Nitinol può essere scaldato per trasmissione di calore da un elemento esterno; esso può essere una resistenza in prossimità o a contatto con l'attuatore. Il vantaggio di utilizzare tale dispositivo deriva dalla possibilità di dimensionarlo in maniera indipendente dallo SMA, fornendo la potenza necessaria per mezzo di basse correnti derivanti da potenziali maggiori. Di contro, un riscaldatore separato richiede maggiori componenti e spazi adeguati, influenzando anche sul peso complessivo.

L'attuazione ciclica degli SMA prevede che alla fase di riscaldamento segue quella di raffreddamento. Il metodo più semplice per raffreddare il materiale consiste nella dissipazione di calore per convezione con l'ambiente esterno. Se la temperatura esterna è minore di quella del Nitinol in fase austenitica, all'azzeramento della corrente consegue una diminuzione della temperatura del metallo. Per quanto semplice sia, ha il problema principale di essere un metodo

abbastanza lento, soprattutto se la temperatura ambiente è prossima alle temperature di transizione in martensite. Per incrementare lo scambio termico, conviene che la temperatura ambiente sia molto bassa, ma ciò comporta che per riscaldare l'attuatore siano necessarie correnti maggiori. Se il riscaldamento avviene tramite elemento esterno, bisogna considerare anche l'influenza della sua massa nel ciclo di raffreddamento, in quanto il suo ingombro è causa di un ritardo nel processo di dissipazione del calore. Per rendere più veloce lo scambio termico, si possono utilizzare sistemi attivi di raffreddamento come una ventola o un flusso di liquido refrigerante, ma necessitano di una fonte di potenza per entrare in funzione.

2.2.3 Comportamento a fatica

Il cavo di Nitinol è sottoposto continuamente a dei cicli termici e meccanici di carico e scarico, ripetuti frequentemente. Tale processo può portare al deterioramento del materiale, rendendolo inutilizzabile dopo un certo periodo. La vita a fatica rappresenta il numero di cicli di carico che il materiale può sopportare prima della frattura. La rottura a fatica avviene quando il materiale viene caricato con una tensione minore di quella di snervamento ma ripetutamente nel tempo; ciò porta alla formazione di cricche e di dislocazioni che si accumulano e crescono, originando fenomeni di plasticità e terminando con la frattura del corpo. Gli *shape memory alloys*, però, non sono solo dei materiali strutturali ma sono attivi, finalizzati a compiere una determinata funzione; per questo motivo, l'analisi del comportamento a fatica non deve concentrarsi solo sulla resistenza strutturale, ma anche sul mantenimento nel tempo di quella funzione. A seconda del tipo di lega che stiamo considerando, è importante verificare come variano l'effetto memoria e la pseudoelasticità. Il comportamento a fatica dipende molto dalla composizione chimica della lega che si sta considerando, dai trattamenti subiti, presenza di inclusioni, struttura delle celle, temperatura, stato tensionale, grado di distorsione martensitica, finitura superficiale, ecc...

Uno studio sul comportamento superelastico nel tempo è stato condotto da H. M. Ramos de Oliveira [45]. L'analisi consiste nell'applicazione di uno stress controllato e ripetuto in un filo di Nitinol di 0.5 mm con frequenza di 1 Hz; il procedimento è stato eseguito con tensioni di 500, 600, 700 e 800 MPa e con il materiale inizialmente in forma austenitica (Figura 2.28). Osservando i vari grafici, si può notare come il comportamento meccanico tenda a stabilizzarsi superato un certo numero di cicli.

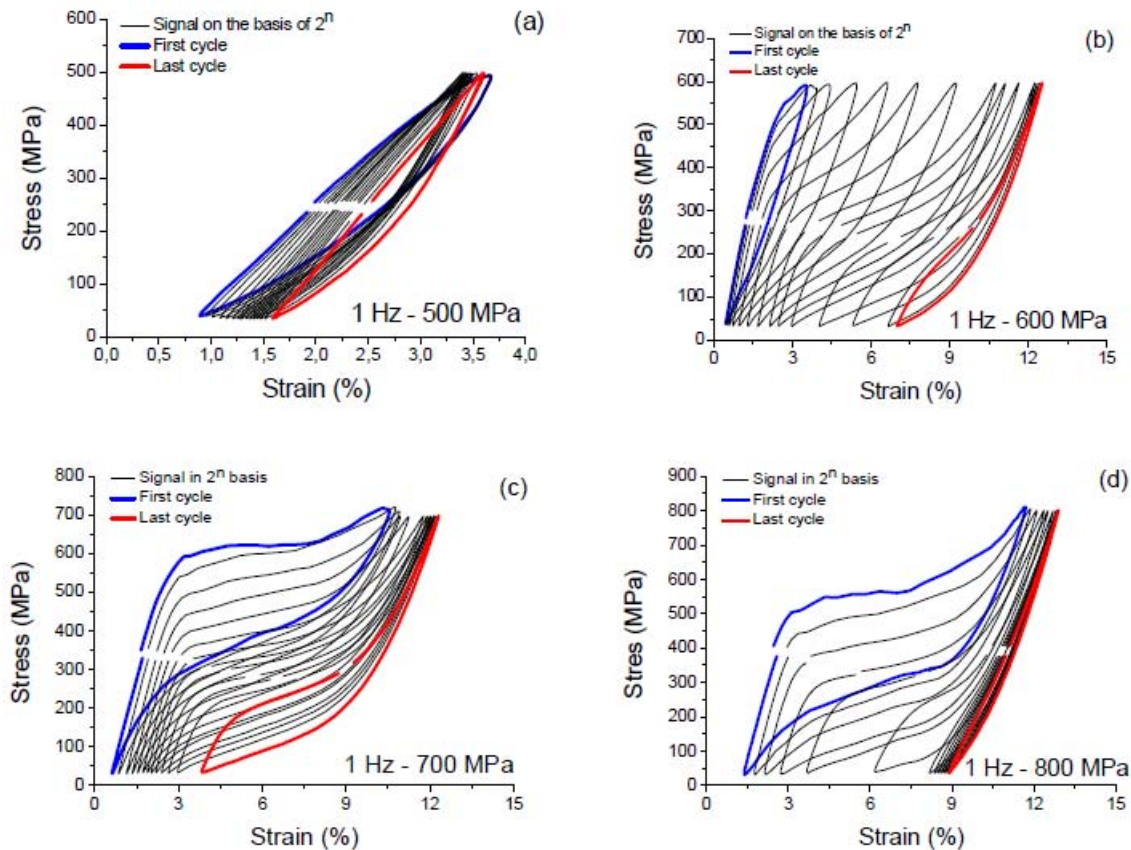


Figura 2.28. Comportamento meccanico a fatica di un filo di Nitinol sottoposto a carico controllato con frequenza di 1 Hz e pari a: 500 MPa (a), 600 MPa (b), 700 MPa (c) e 800 MPa (d) [45].

La condizione di carico controllato impone un riadattamento delle prestazioni in termini di energia di deformazione, deformazione accumulata e deformazione superelastica; l'energia di deformazione è rappresentata dall'area interna la curva di isteresi, la deformazione accumulata è la variazione di deformazione residua presente nel corpo a tensioni nulle e la deformazione superelastica è la deformazione che manifesta il provino a carico massimo. A 500 MPa, il cambiamento di fase deve ancora iniziare e il comportamento meccanico non subisce notevoli variazioni; effetti maggiori si evidenziano quando si presenta la trasformazione di fase, quindi per carichi maggiori. A 600 MPa, si può notare come aumenti l'energia di deformazione per i primi cicli (come la deformazione superelastica) per poi stabilizzarsi a valori minori, accumulando però notevoli deformazioni residue. Sebbene tale tensione non sia sufficiente a provocare la trasformazione di fase, si ipotizza che tale comportamento sia dovuto all'accumulo ciclico di deformazione plastica che origina un campo di tensioni interne; queste favoriscono la trasformazione di fase, manifestando così effetti di superelasticità che incrementano la capacità di dissipare energia fino alla stabilizzazione. A 700 e 800 MPa, la trasformazione di fase

avviene interamente e, al contrario del caso precedente, l'energia di dissipazione cala fin da subito. Il motivo è dovuto alla creazione di difetti permanenti nella microstruttura che creano tensioni interne e facilitano l'orientazione preferenziale di certi varianti martensitici; ciò comporta una richiesta di energia minore per provocare il cambiamento di fase e la permanenza di certe fasi a tensioni nulle, aumentando le deformazioni residue, fino alla stabilizzazione. Per tali tensioni si può notare, infatti, una diminuzione delle tensioni di inizio e fine trasformazione di fase. Aumentando la tensione, incrementano i fenomeni di plasticità e i difetti nel materiale, accorciandone la vita; i limiti di vita a fatica sono mostrati nella curva di Wohler (Figura 2.29).

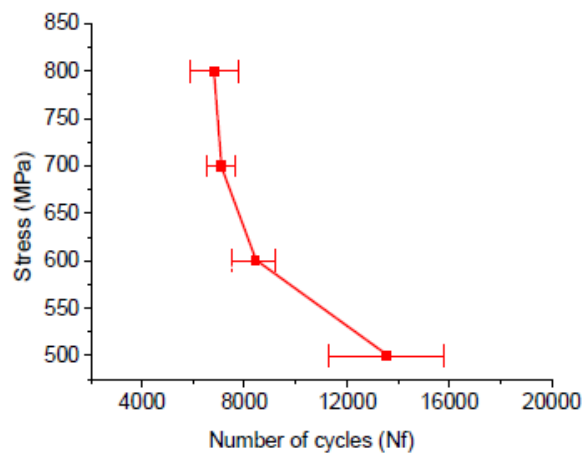


Figura 2.29. Curva di Wohler relativo ad un filo di Nitinol superelastico [45].

Un'analisi del comportamento a fatica di uno SMA impiegato per l'effetto memoria è stata invece condotta da G. Eggeler [46]. La configurazione considerata è quella di un cavo di 0.8 mm avvolto a forma di molla, vincolato ad una estremità e caricato dall'altra tramite un peso di 3 N; si trova inizialmente in forma martensitica (a 293 K) e viene scaldato tramite una corrente elettrica. Il carico fa deformare la martensite, manifestando grandi spostamenti, e il successivo riscaldamento porta la molla a contrarsi e a sollevare il peso; l'azzeramento della corrente riporta il materiale alla forma martensitica, concludendo il ciclo termomeccanico (Figura 2.30).

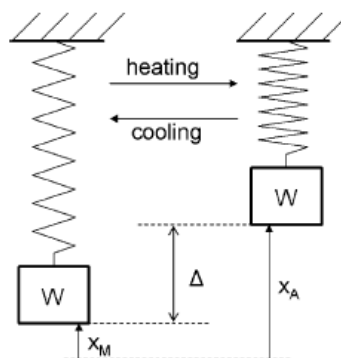


Figura 2.30. Illustrazione dell'attuatore a forma di molla sottoposto a ciclo termico con peso costante [46].

Ciò che viene valutato in questo esperimento è la variazione dello spostamento che si verifica al cambiamento di fase dopo mille cicli (Figura 2.31). I risultati mostrano che, durante i primi cento cicli, in entrambe le fasi l'attuatore si allunga a causa di deformazioni plastiche permanenti, fino alla stabilizzazione dopo i cento cicli. Lo spostamento che avviene durante la trasformazione di fase aumenta nei primi cento cicli, in quanto la variazione di lunghezza della martensite è maggiore di quella dell'austenite. Come per il caso superelastico, l'insorgere di dislocazioni, effetti plastici, stress residui e riorientazioni delle celle martensitiche ha effetti sul comportamento isteretico del materiale, facilitando la trasformazione di fase, che richiede una quantità d'energia minore per avvenire. La curva d'isteresi si presenta più sottile dopo un elevato numero di cicli, con temperature di transizione più elevate rispetto quelle iniziali, ma variate molto meno rispetto alle tensioni di trasformazioni del precedente caso superelastico.

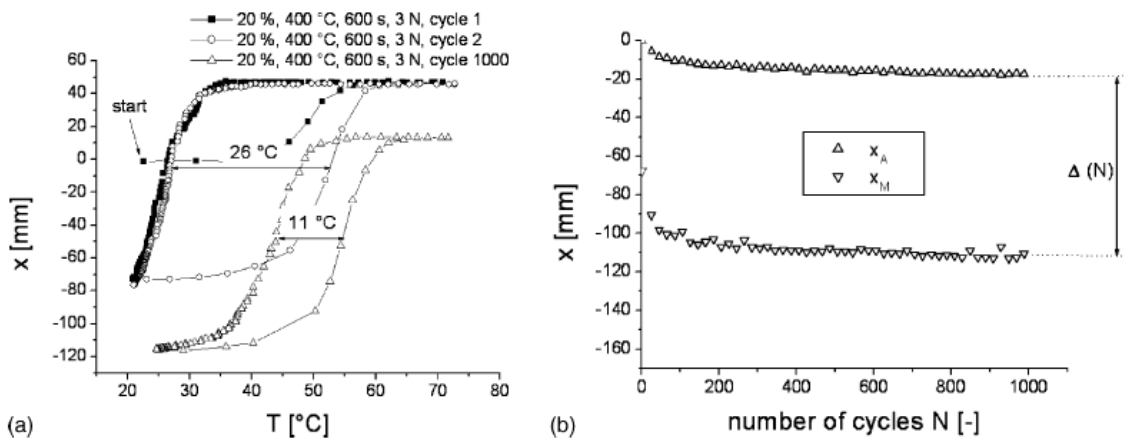


Figura 2.31. Isteresi in un grafico spostamento-temperatura per 1, 2 e 1000 cicli (a) e posizioni della massa in fase martensitica e austenitica (b) [46].

2.2.4 Attuatore di morphing wings

Uno dei più recenti impieghi delle leghe a memoria di forma consiste nel meccanismo d'attuazione di *morphing structures*. Le deformazioni associate alla trasformazione di fase del materiale vengono sfruttate per esercitare pressioni sulla struttura e variazioni geometriche del sistema. Possono essere prodotte sotto varie forme, ma la geometria più comune è quella del cavo, per sfruttarne la rigidità assiale; talvolta, si presentano sotto forma di molle, ma in tal caso sono adottate soprattutto se i carichi meccanici e aerodinamici sono bassi. Cavi di Nitinol sono stati impiegati in strutture differenti, come ali, eliche e *chevrons*, e per svolgere vari tipi di funzione, per controllare l'angolo di *twist*, di flap, la curvatura del profilo, ecc... Vengono di seguito presentati due esempi di impiego di uno *shape memory alloy* come attuatore di una *morphing wing* con lo scopo di modificare la curvatura del profilo aumentando l'angolo di flap.

Una configurazione è quella proposta da D. Karagiannis et al. [47]. In questo modello, l'abbassamento del flap avviene tramite rotazione rigida di due parti delle cerniere adibite al *morphing*. La rotazione viene innescata dall'azionamento dei cavi di Nitinol posti in prossimità della cerniera (Figura 2.32). A temperatura ambiente, essi si presentano sotto forma di martensite; prima di essere inseriti nel sistema, vengono messi in trazione, così da provocare il *detwinning* della struttura. Un aumento di temperatura nei cavi provoca la trasformazione di fase in austenite, con conseguente recupero di forma per effetto memoria. Se il riscaldamento viene applicato al solo cavo inferiore, esso si accorcia esercitando un momento attorno la cerniera e dando origine ad una rotazione della sezione mobile; contemporaneamente, il cavo superiore si allunga ostacolando la rotazione a causa della sua rigidità. Per risollevare il flap, è sufficiente azzerare la fonte di calore dal cavo inferiore ed attivare quello superiore, così da avere un controllo attivo anche durante la fase di recupero del profilo originario. Questo metodo viene applicato in entrambe le cerniere per amplificarne l'effetto. Da notare che in questo caso gli attuatori svolgono anche un'importante funzione strutturale, dal momento che i meccanismi a cerniere e corpi rigidi non esercitano un momento di reazione alle forze aerodinamiche come avviene invece per i sistemi *compliant*. Per riscaldare i cavi è stato scelto un approccio indiretto, ossia tramite una corrente che non scorre all'interno del Nitinol ma in fili che avvolgono gli attuatori, riscaldandoli per convezione e sfruttando un isolamento di kapton.

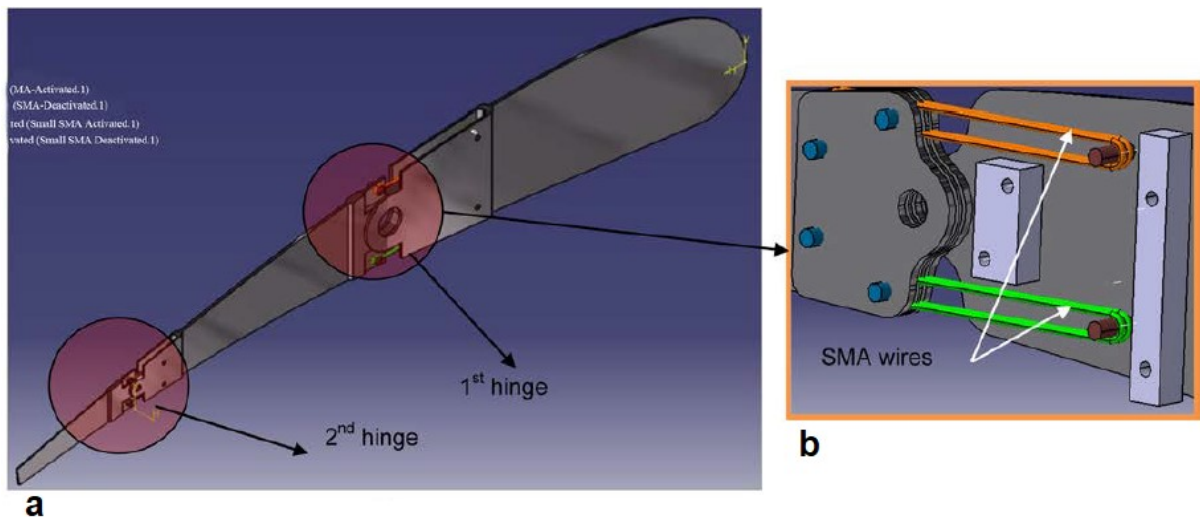


Figura 2.32. Posizione delle cerniere lungo il profilo (a) e ingrandimento della zona attorno una cerniera (b) [47].

Un design alternativo è stato proposto da W. R. Kang et al. [48]. La struttura dell'ala è costituita da due parti distinte, una adibita al mantenimento dei carichi e un'altra impiegata per il *morphing*. La sezione della struttura mobile rappresenta un quadrilatero articolato con i due

bracci verticali di lunghezza diversa, affinché alla rotazione del braccio maggiore corrisponda una rotazione amplificata del braccio minore (Figura 2.33). Il flap è collegato al braccio minore del meccanismo, così da manifestare le rotazioni maggiori. L'attuazione del meccanismo avviene tramite l'attivazione dei cavi di *shape memory alloys*; essi hanno un estremo vincolato alla struttura interna, mentre l'altro è collegato al braccio maggiore del quadrilatero. L'attuatore si presenta inizialmente in forma martensitica *detwinned*, in quanto viene inserito nel sistema in trazione; un aumento di temperatura nel cavo ne comporta l'accorciamento, esercitando così una forza sulla struttura mobile che si traduce in una rotazione differenziale dei due bracci e quindi del flap. Il riscaldamento avviene per effetto Joule tramite una corrente elettrica applicata direttamente all'attuatore. I cavi di Nitinol gestiscono solo la fase di abbassamento del flap, mentre il ritiro del meccanismo si realizza sfruttando l'elasticità di un anello di gomma collegato alla struttura fissa. Sia la struttura mobile che la pelle sono *compliant*; essendo la pelle composta da un unico foglio (di PVC, in questo caso), il moto del flap comporta una deformazione dell'intero profilo, anche del *leading edge*.

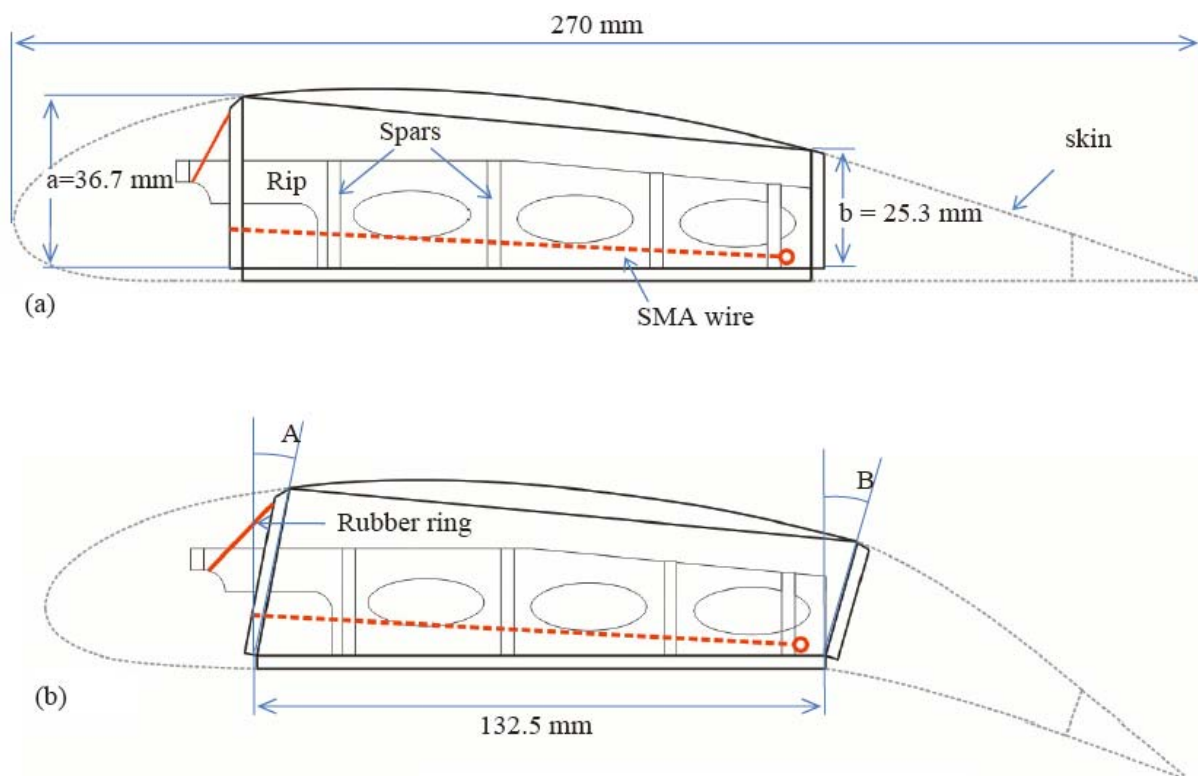


Figura 2.33. Configurazione indeformata (a) e deformata (b) del profilo alare e della struttura interna [48].

Capitolo 3

Compliant mechanisms

I meccanismi *compliant* sono delle strutture che manifestano certi gradi di libertà a causa della flessibilità degli elementi che le costituiscono. Sono dei meccanismi alternativi ai *pin-jointed* e, di recente, sono stati oggetto di una maggiore attenzione da parte di ricercatori e progettisti. Queste strutture, tuttavia, esistono da sempre e si presentano in natura molto più frequentemente rispetto a meccanismi *rigid-body*, basti pensare all'anatomia di molte specie animali o a strumenti già anticamente costruiti dall'uomo, come l'arco in legno. Anche il primo aereo dei fratelli Wright ha sfruttato la struttura flessibile dell'ala per variarne l'angolo di *twist*, dando così origine al primo caso di *compliant morphing wing*. In questo capitolo verrà fornita una panoramica dei meccanismi *compliant* in termini sia di struttura e modellazione, che di impiego nel settore aeronautico.

3.1 Analisi funzionale e strutturale

3.1.1 La flessibilità come elemento chiave

I meccanismi *compliant* hanno una struttura a sezione variabile, a seconda delle condizioni di rigidità richieste; zone più sottili si deformano molto e lavorano a flessione, mentre i membri più spessi possono essere considerati dei corpi rigidi. Ogni struttura ha una particolare percentuale di volume cedevole, concentrandosi in zone specifiche o distribuendosi sull'intera struttura. È bene precisare che i concetti di sottile o spesso non hanno un limite univocamente definibile, ed una struttura può presentare graduali variazioni di spessore. Il comportamento del meccanismo sarà dettato dalla rigidità del materiale e manifesterà certe deformazioni a seconda delle geometrie; per cui, non è corretto definire elementi anche molto spessi come rigidi, ma come molto meno deformabili (per semplicità nella trattazione, potranno talvolta essere chiamati rigidi). In altre parole, la mobilità del meccanismo deriva dal possedere una matrice di rigidità regolare mal condizionata, con alcuni autovalori molto più piccoli di altri, definendo così i gradi di libertà del sistema [49].

Le proprietà meccaniche richieste per una struttura dipendono dal compito che deve eseguire; se è finalizzata al puro mantenimento dei carichi, deve essere rigida e resistente, mentre, per manifestare notevoli deformazioni, deve essere flessibile e resistente. Livelli maggiori di flessibilità possono essere indotti agendo su vari parametri, come materiale, geometrie e condizioni di carico e vincolo [50].

A seconda del materiale scelto, varia la rigidità della struttura, quindi le deformazioni conseguenti ad una tensione. Se consideriamo dei provini con stesse dimensioni, forma, vincoli e carico, maggiori deformazioni si manifesteranno se il materiale è più elastico (Figura 3.1); ad esempio, una barra in alluminio presenterà delle deformazioni triple rispetto ad un'equivalente barra in acciaio, poiché il modulo di Young dell'acciaio è tre volte quello dell'alluminio. Materiali più elastici possono, però, essere caratterizzati da valori di resistenza minori; risulta pertanto di maggior interesse un confronto del rapporto tra limite di snervamento e modulo di Young (Tabella 3.1).

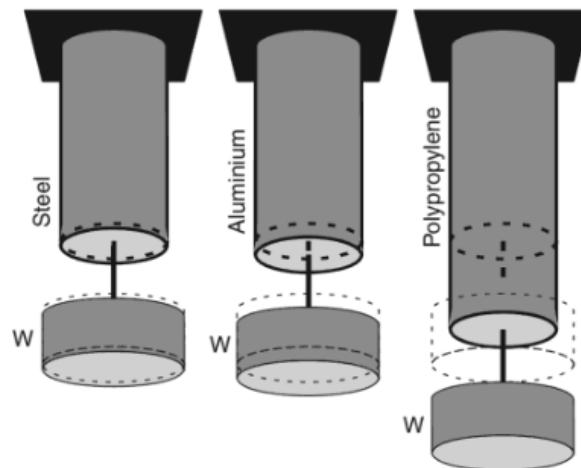


Figura 3.1. Effetto della rigidità (dettata da materiali diversi) sulla deformabilità della struttura [50].

Material	E (GPa)	S_y (MPa)	$(S_y/E) \times 1000$
Steel (1010 hot rolled)	207	179	0.87
Steel (4140 Q&T @400)	207	1641	7.9
Aluminum (110 annealed)	71.7	34	0.48
Aluminum (7075 heat treated)	71.7	503	7.0
Titanium (Ti-35A annealed)	114	207	1.8
Titanium (Ti-13 heat treated)	114	1170	10
Nitinol (high-temperature phase)	75	560	7.5
Beryllium copper (CA170)	128	1170	9.2
Polycrystalline silicon	169	930	5.5
Polyethylene (HDPE)	1.4	28	20
Nylon (type 66)	2.8	55	20
Polypropylene	1.4	34	25
Kevlar (82 vol%) in epoxy	86	1517	18
E-glass (73.3 vol%) in epoxy	56	1640	29

Tabella 3.1. Parametri meccanici e rapporto snervamento-rigidità per diversi materiali.

La geometria della struttura influisce sulla flessibilità sia tramite le dimensioni che la forma. Un provino più sottile evidenzierà deformazioni maggiori rispetto ad uno più spesso (Figura 3.2), ma tale comportamento dipende anche dall'orientazione della struttura se soggetto a flessione; a parità di dimensioni, la struttura sarà più deformabile se il carico la farà deflettere attorno l'asse di minima inerzia (Figura 3.3). Influiscono sulla deformabilità anche le condizioni di vincolo e di carico, oltre all'intensità della forza che agisce (Figura 3.4).

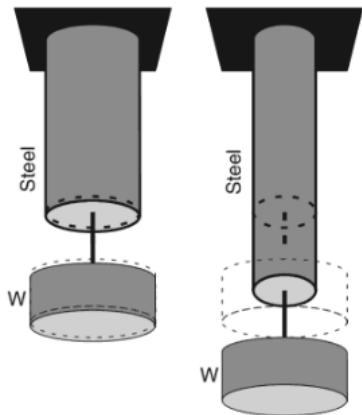


Figura 3.2. *Provini dalla differente sezione posti a trazione assiale [50].*

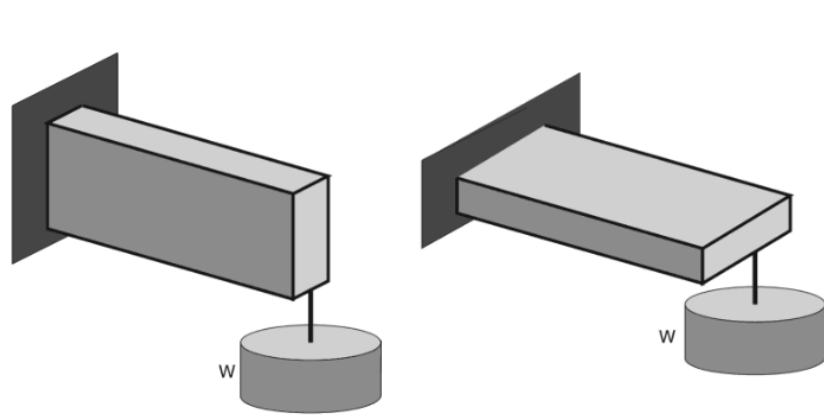


Figura 3.3. *Effetto dato dall'orientazione della geometria rispetto al carico relativo alla barra sottoposta a flessione [50].*

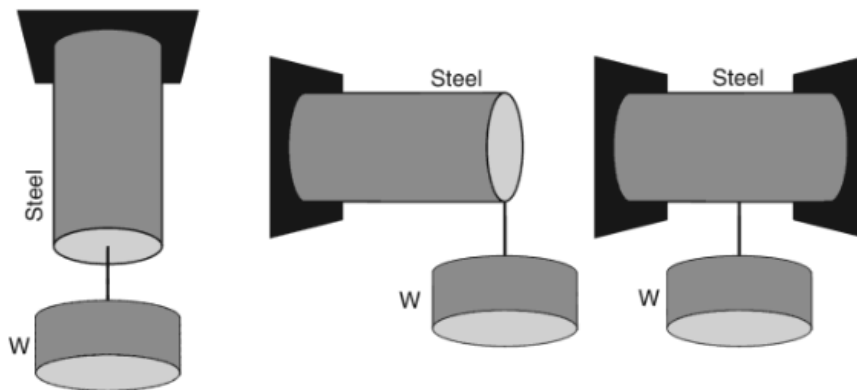


Figura 3.4. *Diversi casi di configurazioni di carico e vincolo per uno stesso provino [50].*

A seconda dei parametri scelti per una configurazione, la struttura manifesterà un determinato grado di deformabilità. Compito del progettista è di massimizzare la flessibilità del sistema, così che il meccanismo consenta gli spostamenti richiesti mantenendo basse le perdite energetiche dovute alla rigidità della struttura. Per aumentare le deformazioni è possibile, oltre a diminuire il momento d'inerzia e aumentare la lunghezza dell'elemento posto a flessione, unire in serie più elementi flessibili, al fine di diminuire le tensioni interne. Per tutti gli altri gradi di libertà, è necessario mantenere alta la rigidità ed impedire deflessioni in direzioni indesiderate.

3.1.2 Vantaggi e svantaggi

Rispetto ad un meccanismo a corpi rigidi, l'impiego di un meccanismo *compliant* può introdurre una serie di vantaggi (Figura 3.5). Essendo gli spostamenti eseguiti tramite flessione di elementi continui e non per rotazione rigida tra elementi a contatto, queste strutture non presentano usura e degradazione per attrito, non rilasciano così particelle e non necessitano di lubrificante; per lo stesso motivo, si risolve anche il problema del *backlash*, lo spazio (gioco) tra le parti a contatto (legato alla tolleranza dimensionale). Semplificati sono anche i processi di produzione, poiché l'intera struttura può essere direttamente prodotta per stampaggio e non richiede l'assemblaggio di vari componenti, riducendo così i tempi di fabbricazione. Sia l'assenza dell'usura e dei lubrificanti, che la velocizzazione e semplificazione del processo produttivo portano vantaggi in termini di costo. Inoltre, la sostituzione delle pesanti cerniere tra corpi rigidi con un elemento continuo molto sottile rende la struttura più leggera e adatta ad essere impiegata per quei settori in cui il fattore peso è essenziale. Un ultimo vantaggio dei meccanismi *compliant* è legato alla loro capacità di essere facilmente prodotti anche in piccola scala. I meccanismi a corpi rigidi hanno dei componenti difficili da rimpicciolire oltre un certo limite, complicando anche il processo di assemblaggio; le strutture *compliant*, invece, possono essere prodotte tramite lo stesso procedimento sia con piccole che con grandi dimensioni, divenendo così adatte ad essere impiegate nei sistemi MEMS (*Microelectromechanical systems*).

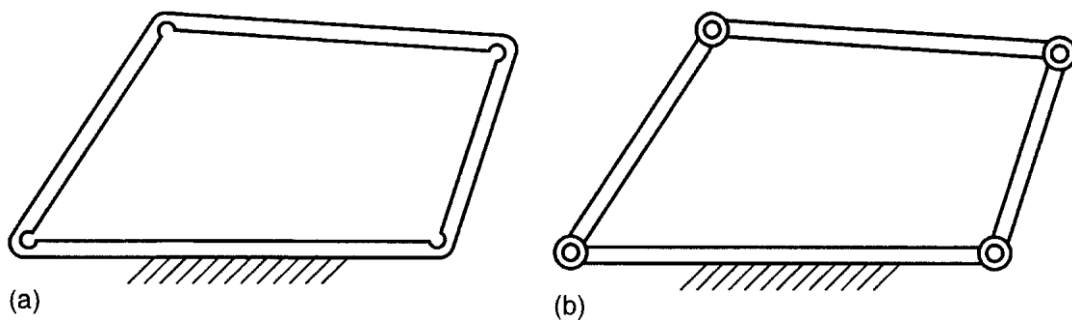


Figura 3.5. Meccanismi dall'analogia cinematica con struttura compliant (a) e a corpi rigidi (b) [49].

Poiché i sistemi *compliant* sono caratterizzati da una precisa relazione tra forze e spostamenti tramite la matrice di rigidità, si dice che possiedono una cinematica dipendente dal carico; mentre un punto nel meccanismo a corpi rigidi si muove lungo un percorso univoco indipendentemente dalle forze che agiscono, questo non vale per un meccanismo *compliant*. Questo comporta difficoltà a livello progettuale, non potendo dividere a priori la cinematica

dalla dinamica. La scelta di giunzioni *compliant* impone inoltre un limite ai massimi spostamenti della struttura; mentre un membro del meccanismo *rigid-body* può ipoteticamente ruotare indefinitamente attorno al perno, l'equivalente del sistema *compliant* è limitato dalla resistenza del materiale, a causa delle tensioni che si generano in maniera localizzata nel punto posto a flessione. Sistemi di questo tipo vengono definiti meccanicamente accoppiati.

A causa di questo comportamento, la deformazione della struttura richiede una precisa quantità di lavoro meccanico che viene immagazzinato nei componenti sotto forma di energia di deformazione. Questa proprietà può essere vista come uno svantaggio, poiché lo scopo principale di un meccanismo è quello di effettuare spostamenti e trasferire forze nel modo più efficiente possibile, ossia con il minor fabbisogno di energia. In realtà, l'utilità o lo svantaggio di questa caratteristica dipendono dal contesto e da che scopi il meccanismo deve adempiere. Se alla struttura è richiesta una certa rigidità per rendere stabile la propria geometria iniziale, la configurazione *compliant* può risultare una soluzione favorita. Se si desidera che la struttura torni alla posizione iniziale una volta rimosso il carico, l'elasticità delle porzioni flessibili realizza tale compito in automatico.

Oltre al problema del legame tra cinematica e forze, un altro aspetto da tenere in considerazione nello studio del comportamento a flessione dei componenti è il regime non lineare (dovuto ai grandi spostamenti) entro cui operano le deflessioni, complicando la stesura delle equazioni del moto. Se il meccanismo lavora a temperatura elevata mantenendo costante uno stato di tensione interna per lunghi periodi, è necessario affrontare anche il problema dello "*stress relaxation*"; a questo fatto risulta di particolare importanza la scelta del materiale adottato. Per quanto riguarda la vita a fatica, un meccanismo *compliant* ha la potenzialità di resistere più a lungo rispetto a quello a corpi rigidi, poiché lavora in regime elastico e non presenta fenomeni di usura per attrito; i carichi a cui viene sottoposto devono però essere tanto minori rispetto al limite di snervamento quanto più lunga si desidera sia la durata della vita del componente. Per allungare la vita a fatica della struttura è possibile agire sulla geometria, rendendo, ad esempio, più lunghe o più sottili le zone d'interesse.

3.1.3 Analisi di meccanismi per piccole e medie deflessioni

A seconda dell'intensità della deflessione dell'elemento, si possono sviluppare modelli costitutivi differenti, così da descrivere più correttamente il comportamento in esame. Le flessioni vengono definite piccole se sono molto minori del 10% della lunghezza della trave, intermedie se raggiungono il 10% circa ed elevate se superano il 10%. Le piccole deformazioni non sono di grande interesse per questo argomento, poiché riguardano più le strutture che i meccanismi. Le deflessioni intermedie coinvolgono specialmente i dispositivi ad alta precisione e manifestano alti livelli di affidabilità. Deformazioni maggiori sono comuni in meccanismi generici in cui si desidera una notevole flessibilità degli elementi sensibili.

Il moto di questi meccanismi deve essere definito tramite un modello costitutivo che sia semplice, *closed-form* e parametrico da una parte, ma che sia anche in grado di evidenziare le non linearità geometriche per una generica condizione di carico entro il range di deflessione d'interesse. Non è sempre possibile creare un modello che soddisfi tutte le precedenti richieste, specialmente a causa delle crescenti non linearità all'aumentare delle deflessioni; solitamente, ciò che si preferisce è servirsi di modelli più precisi per piccoli e medie deflessioni, e adottare metodi semplificati per deformazioni maggiori. Nello studio di un elemento posto a flessione è importante specificare il numero dei gradi di libertà (DoF) e dei gradi di vincolo (DoC); dal punto di vista strutturale, ai DoF è associata una bassa rigidità, mentre i DoC manifestano una rigidità diversi ordini di grandezza maggiore rispetto a quella dei DoF. È bene ricordare che anche lungo le direzioni dei DoC ci possono essere delle deformazioni e queste costituiscono un errore del sistema.

Si presenta ora un metodo per descrivere il comportamento e le non linearità geometriche di una trave sottoposta a deflessioni che raggiungono il 10% della lunghezza della trave. La trave ha una geometria lunga e sottile e possiede una rigidità elevata assialmente e bassa a flessione. Si assume valido il principio di Eulero e Bernoulli secondo cui sezioni perpendicolari all'asse neutro prima della deformazione rimangono perpendicolari ad esso anche dopo la deformazione. Per una trave come quella in figura 3.6, sottoposta ad un carico generico all'estremità M_{ZL} , F_{XL} e F_{YL} vale l'equazione:

$$\frac{E}{\rho(X)} = \frac{M_Z(X)}{I_{ZZ}} \quad (3.1)$$

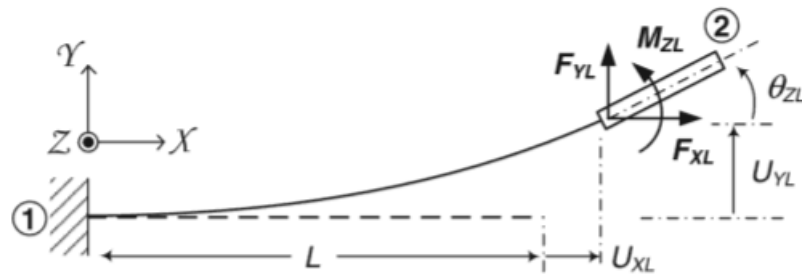


Figura 3.6. Parametri principali per una trave in flessione [50].

con E il modulo di Young lineare (si vogliono ora considerare solo le non linearità geometriche), ρ il raggio di curvatura lungo X , M_Z il momento lungo X e I_{ZZ} il secondo momento di area attorno l'asse Z assunto indipendente da X , quindi con sezione costante lungo la trave. Il momento che risulta per una generica sezione deve essere espresso in funzione della posizione e dei carichi esterni che agiscono nell'estremità non vincolata tramite le condizioni di equilibrio:

$$M_Z(X) = M_{ZL} + F_{YL}(L - X) \quad (3.2)$$

Questa formula vale solo se le deformazioni sono infinitamente piccole. Un'espressione più accurata e valida anche per flessioni maggiori è quella che considera la geometria deformata della trave:

$$M_Z(X) = M_{ZL} + F_{YL}(L + U_{XL} - X) - F_{XL}(U_{YL} - U_Y(X)) \quad (3.3)$$

La curvatura deve essere espressa in termini di spostamento e può essere approssimata come:

$$\frac{1}{\rho(X)} = U_Y''(X) \quad (3.4)$$

L'espressione matematica più corretta è però:

$$\frac{1}{\rho(X)} = \frac{U_Y''(X)}{\sqrt{1 - U_Y'(X)^2}} \quad (3.5)$$

Sia l'equazione (3.3) che (3.5) evidenziano delle non linearità geometriche. Inserendo le formule semplificate del momento (3.2) e del raggio di curvatura (3.4) nella (3.1), si ottiene l'equazione differenziale lineare semplificata che governa il comportamento della trave e può essere risolta con le adeguate condizioni al contorno:

$$EI_{ZZ}U_Y''(X) = M_{ZL} + F_{YL}(L - X) \quad (3.6)$$

Risolvendo l'equazione differenziale con le condizioni al vincolo $U_Y(0) = U_Y' = 0$, si ottiene:

$$\begin{pmatrix} \frac{F_{YL}L^2}{EI_{ZZ}} \\ \frac{M_{ZL}L}{EI_{ZZ}} \end{pmatrix} = \begin{bmatrix} 12 & -6 \\ -6 & 4 \end{bmatrix} \begin{pmatrix} \frac{U_{YL}}{L} \\ \theta_{ZL} \end{pmatrix} \quad (3.7)$$

con $\theta_{ZL} = U_{YL}'$. Separatamente si può calcolare che:

$$\frac{F_{XL}}{EA} = \frac{U_{XL}}{L} \quad \rightarrow \quad \frac{F_{XL}L^2}{EI_{ZZ}} = \frac{12}{(T/L)^2} \frac{U_{XL}}{L} \quad (3.8)$$

Le precedenti formulazioni valgono solo per deformazioni contenute e non riportano le non linearità che si presentano per deflessioni maggiori; la formula (3.8) è accurata solo quando U_{YL} e $\theta_{ZL}L$ sono dell'ordine dello spessore, mentre la (3.7) è valida per deflessioni fino al 10% ma solo se F_{XL} è trascurabile. In alternativa, si può considerare l'equazione differenziale non lineare che impiega la (3.3) e la (3.5), divenendo:

$$\frac{EI_{ZZ}Y''(X)}{\sqrt{1 - Y'(X)^2}} = M_{ZL} + F_{YL}(L + U_{XL} - X) - F_{XL}(U_{YL} - U_Y(X)) \quad (3.9)$$

Un'espressione di questo tipo, sebbene molto accurata, può essere risolta solo numericamente o tramite un'analisi non lineare agli elementi finiti.

3.1.4 Modello del corpo pseudo-rigido per grandi deflessioni

Lo *Pseudo-Rigid Body Model* (PRBM) è un metodo semplice ed efficace per descrivere il moto di una struttura *compliant* che subisce grandi deflessioni. Esso rappresenta un modello a parametri concentrati che deriva da un processo di ottimizzazione e si serve di soluzioni non lineari esatte che possono essere ottenute per risoluzione di integrali ellittici o tramite altri metodi numerici. Per questo motivo, i parametri di tale modello variano in base alle condizioni di carico e di vincolo. Mentre i modelli visti in precedenza si concentravano sulle forze e sugli spostamenti punto per punto, questo metodo descrive il comportamento dell'intero segmento *compliant*.

Lo PRBM permette di modellare elementi flessibili come un meccanismo di corpi rigidi. Il procedimento di base è quello di dividere l'elemento flessibile in un componente fisso ed uno pseudo-rigido che può ruotare attorno quello fisso, avendo un estremo in comune. L'elemento pseudo-rigido differisce da un elemento rigido per mezzo di una molla torsione posto all'estremità in comune, così da simulare nel meccanismo a corpi rigidi la resistenza alla flessione dell'elemento *compliant*. Se alla molla viene attribuita la rigidezza che descrive meglio il comportamento dell'elemento flessibile e se viene stabilita la posizione più corretta della pseudo-cerniera, il meccanismo a pseudo-corpi rigidi seguirà lo stesso percorso dell'elemento *compliant* per una data condizione di carico. La lunghezza del componente pseudo-rigido viene definita raggio caratteristico, mentre il rapporto tra il raggio caratteristico e la lunghezza totale dell'elemento prende il nome di fattore del raggio caratteristico γ .

Si consideri il caso di una trave vincolata alla parete e posta a flessione per mezzo di una forza che agisce presso l'estremo libero e perpendicolarmente alla trave (Figura 3.7a). La curvatura della trave è minima presso l'estremo libero e massima al vincolo. Secondo il PRBM, essa viene sostituita dai seguenti elementi: un componente fisso lungo circa 0.15-0.17 volte la lunghezza della trave, un componente pseudo-rigido lungo $0.83-0.85 \cdot L$ ed una molla torsionale di rigidezza K tra i due (Figura 3.7b). La posizione dell'elemento pseudo-rigido viene definita dall'angolo Θ ; si è dimostrato che, per piccole deflessioni ($\Theta < 15^\circ$), $0.83 \cdot L$ è più accurato, mentre per deflessioni maggiori ($\Theta > 45^\circ$), risulta più corretto $0.85 \cdot L$. Le equazioni che descrivono le coordinate del percorso che compie l'estremo libero sono:

$$\begin{aligned} a &= (1 - \gamma)L + \gamma L \cos\theta \\ b &= \gamma L \sin\theta \end{aligned}$$

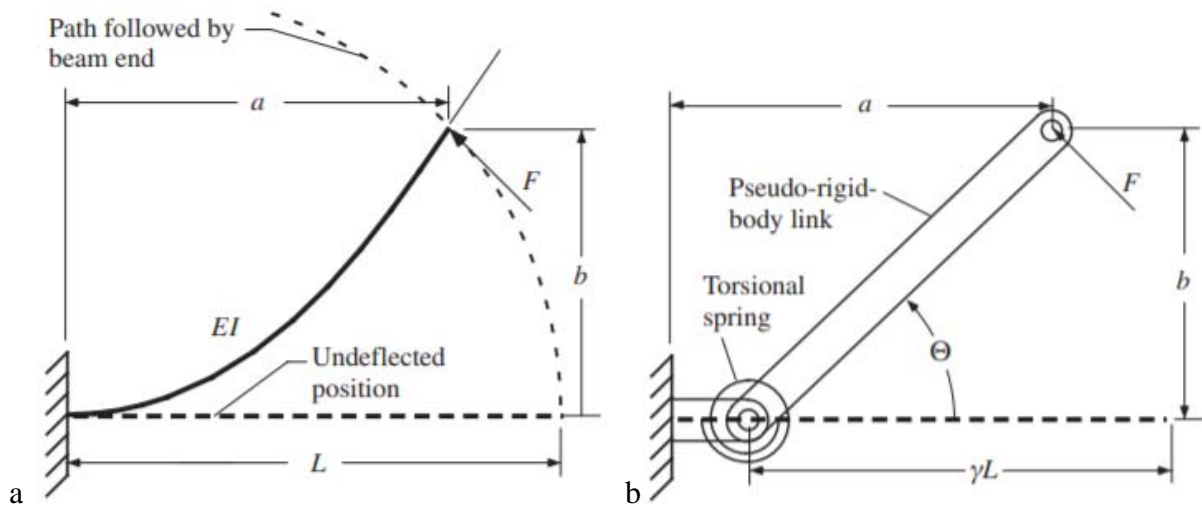


Figura 3.7. Illustrazione di una trave vincolata posta a flessione (a) e il corrispondente PRBM (b) [50].

Per tale configurazione, la rigidità della molla torsionale è:

$$K = 2.25 \frac{EI}{L}$$

Oltre al caso della trave incastrata, sono numerose le configurazioni strutturali o di carico che possiamo considerare. Due di queste sono la *fixed-guided beam* (Figura 3.8) e la *pinned-pinned buckled beam* (Figura 3.9). La struttura PRBM e le equazioni della posizione derivano dal precedente caso della trave incastrata; infatti, entrambe possono essere viste come composte da due travi incastrate, come viene riportato nelle rispettive figure. La trave *fixed-guided* ha un estremo vincolato e l'altro che può traslare lungo x e y , ma non ruotare; la curvatura e gli stress massimi sono concentrati presso gli estremi.

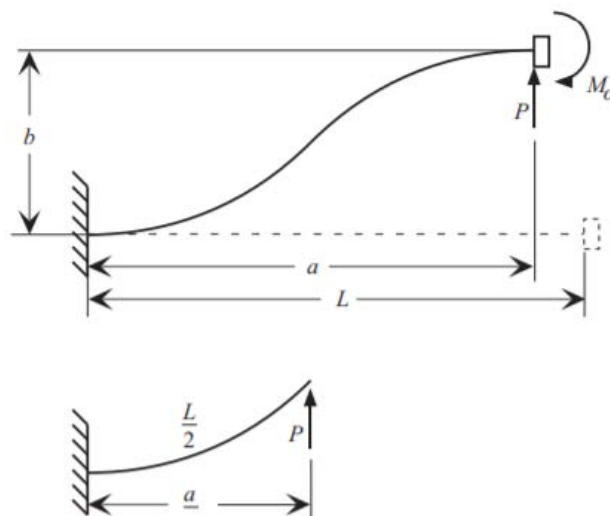


Figura 3.8. Fixed-guided beam. La curva è simmetrica rispetto al punto centrale di minima curvatura [50].

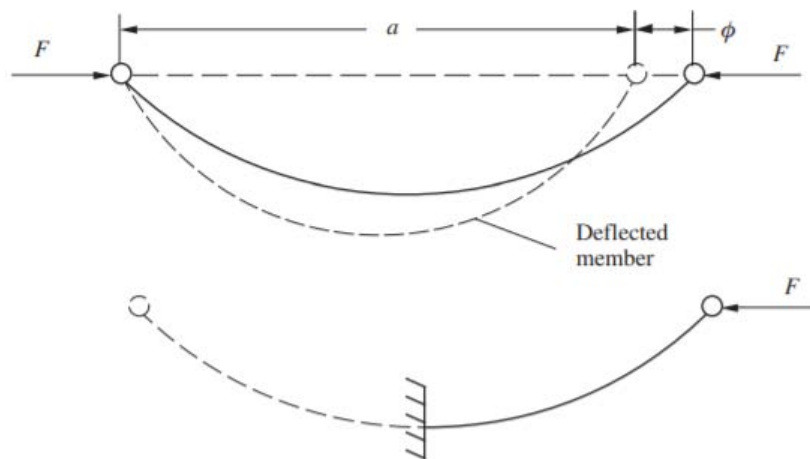


Figura 3.9. Pinned-pinned beam. La curva è simmetrica rispetto al punto centrale di massima curvatura [50].

La trave a doppia cerniera è posta a compressione in direzione assiale, pertanto gli estremi sono liberi di ruotare mentre la curvatura massima si presenta al centro della trave. Il fattore del raggio caratteristico rimane lo stesso per ogni mezzo elemento (0.83-0.85). Lo PRBM per la trave *fixed-guided* è mostrato in figura 3.10.

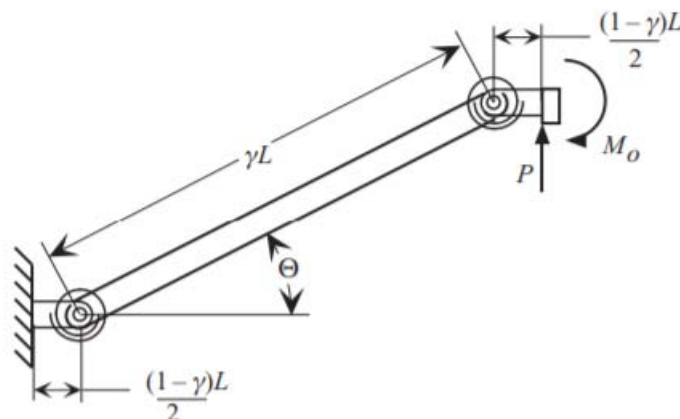


Figura 3.10. PRBM per una trave *fixed-guided* con $\gamma = 0.85$ [50].

Tra le numerose tipologie di elementi, può essere utile analizzarne una piuttosto comune, il *flexural pivot* corto (Figura 3.11): un *flexural pivot* è un elemento sottile che lavora a flessione e consente grandi spostamenti grazie alle proprietà geometriche. Un *flexural pivot* corto permette di concentrare la zona *compliant* in una regione precisa ($l \ll L$, $(EI)_l \ll (EI)_L$). Si assume che il materiale sia omogeneo e operi in regime elastico e che agisca un momento costante all'estremità libera. La pseudo-cerniera è posta al centro dell'elemento sottile e le posizioni dell'estremo libero, la rigidezza della molla torsionale e la tensione massima sono:

$$a = \frac{l}{2} + \left(L + \frac{l}{2}\right) \cos\theta \quad b = \left(L + \frac{l}{2}\right) \sin\theta$$

$$K = \frac{EI}{l} \quad \sigma_{max} = \frac{M_0 c}{l}$$

con c la distanza tra l'asse neutro e la superficie esterna della trave sottile.

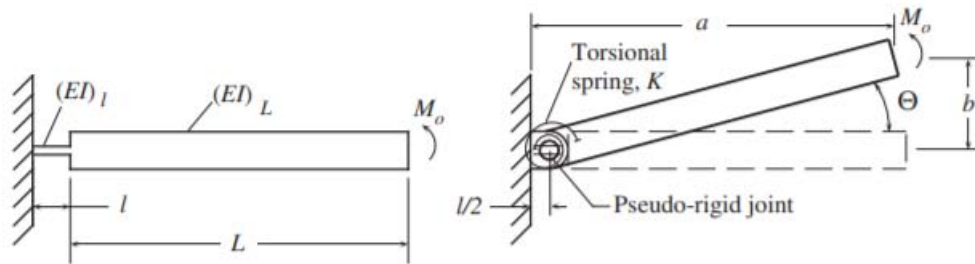


Figura 3.11. PRBM di un flexural pivot corto [50].

Un ultimo caso è il *cross-axis flexural pivot*, composto da due elementi sottili posizionati a croce (Figura 3.12). La rigidezza della molla torsionale viene calcolata nel seguente modo:

$$K = \frac{K_{\theta} EI}{2l}$$

$$K_{\theta} = 5.300 - 1.687n + 0.885n^2 - 0.209n^3 + 0.018n^4$$

$$K_{\theta} = 4.31 \text{ per } n = 1 \text{ (} r = w \text{)}$$

con $n = r/w$.

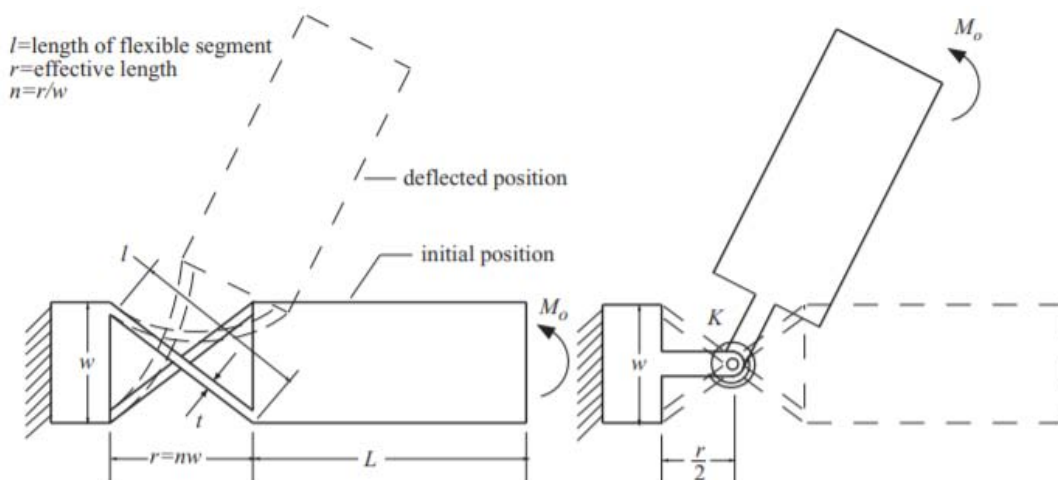


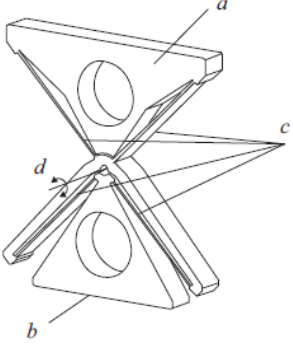
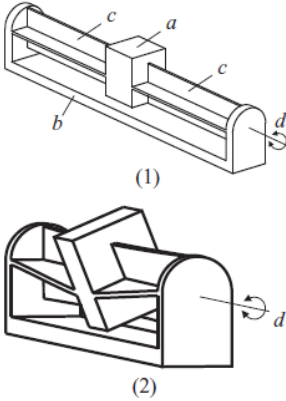
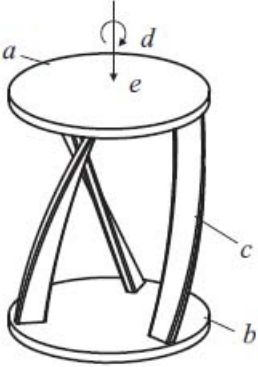
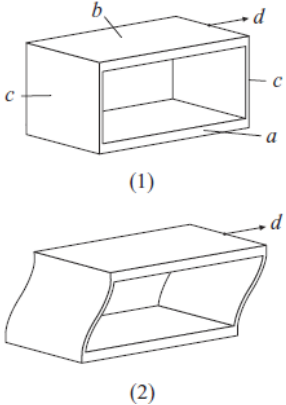
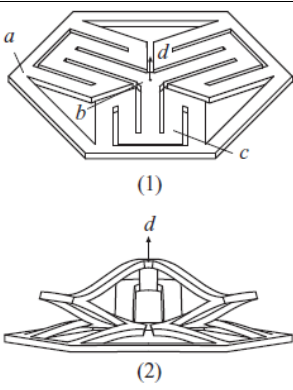
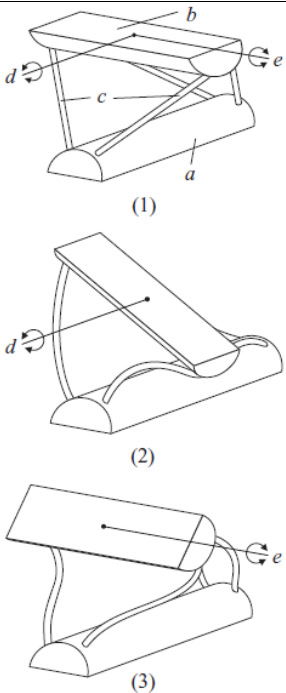
Figura 3.12. PRBM di un cross-axis flexural pivot [50].

3.1.5 Elementi e meccanismi

Si presenta ora una piccola enciclopedia dei principali elementi e meccanismi *compliant* adottabili a seconda dello scopo, come consentire una traslazione, una rotazione, una torsione o un effetto accoppiato (Tabella 3.1). Elementi trave dai differenti vincoli sono già stati trattati nel paragrafo precedente, assieme al *flexural pivot* corto. Gli elementi *lamina emergent* sono delle strutture planari che si muovono nella direzione perpendicolare al piano.

Tabella 3.1. Raccolta di vari elementi compliant [50].

Illustrazione	Descrizione	Illustrazione	Descrizione
	<p>Switch Back</p> <p>È una <i>lamina emergent</i> flessibile grazie alla notevole lunghezza, mantenendo però una forma compatta; un'estremità è vincolata, mentre l'altra può essere un incastro come una cerniera.</p>		<p>Living Hinge</p> <p>Questo è una forma speciale del <i>flexural pivot</i> corto; anziché avere la zona <i>compliant</i> distinta dalla parte rigida, presenta una variazione graduale di spessore.</p>
	<p>Cross-Axis Flexural Pivot</p> <p>Consente una rotazione attorno l'asse che interseca entrambi i piani a croce, mentre non permette variazioni di lunghezza del <i>pivot</i>.</p>		<p>Double Blade Rotary Pivot</p> <p>La rotazione di questo elemento avviene attorno un asse che giace nel piano superiore del componente.</p>

	<p>ADLIF L'<i>anti-symmetric double leaf-type isosceles-trapezoidal flexure joint</i> è un elemento che permette grandi rotazioni per mezzo dei numerosi membri sottili.</p>		<p>Large Deformation Hinge Esso permette grandi rotazioni tramite una torsione degli elementi sensibili; tale costruzione garantisce un'alta rigidità per i DoC.</p>
	<p>Torsion Translator L'orientazione dei piani obliqui permette la torsione lungo l'asse verticale; se le rotazioni sono elevate, il sistema trasla lungo l'asse verticale.</p>		<p>Parallel Guiding Questo meccanismo consente la traslazione lungo il piano dello spessore degli elementi sottili.</p>
	<p>LEM Translator Questa lamina emergent planare deriva dall'unione di più switch back e permette la traslazione lungo la direzione perpendicolare al piano.</p>		<p>Ortho Skew Double Rotary Questo elemento consente la rotazione attorno ai due assi di rotazione che giacciono sul piano superiore.</p>

3.2 Compliant morphing wing

3.2.1 Valutazione delle tipologie di meccanismo

Come detto ad inizio capitolo, l'impiego di meccanismi *compliant* nell'industria aeronautica non è un fenomeno recente ma, anzi, ha origini più antiche dei meccanismi a corpi rigidi. Il motivo che ha spinto molti studiosi a riconsiderare i meccanismi *compliant* è principalmente legato ai nuovi strumenti in possesso, come calcolatori numerici o risolutori agli elementi finiti, che permettono sia di simulare il comportamento del modello che di ottimizzarne la struttura. Le tipologie di struttura adottabili sono tre: strutture leggere fisse (*lightweight structures*), *compliant* o *rigid-body* (Figura 3.13). La prima tipologia non rappresenta un meccanismo ma solo una struttura, è statica e non prevede deformazioni (oltre a quelle dovute alla rigidità dei materiali impiegati). Essa non rappresenta una *morphing wing* ma può essere una soluzione adottabile qualora non siano richieste particolari condizioni di ottimizzazione del volo. Non essendo dotate di tecnologie atte a deformare la struttura, sono leggere ed essenziali a permettere il volo; sono inoltre adatte a mantenere i carichi strutturali, in quanto costruite con materiali rigidi e progettate per adempiere a quell'unico scopo.

I sistemi a corpi rigidi sono i meccanismi convenzionali presenti nella maggior parte dei velivoli, essendo caratterizzati da una cinematica prevedibile e in grado di sostenere carichi elevati. Oltre ai problemi di usura e lubrificazione, sono delle strutture pesanti, e ciò rappresenta un notevole svantaggio nel settore aeronautico. Una soluzione a questo problema consiste nell'impiegare meccanismi *compliant*, molto leggeri e altamente deformabili a seconda della geometria; di contro, soffrono di tensioni concentrate che portano alla rottura del materiale se il meccanismo non è accuratamente dimensionato. Nel prossimo paragrafo verrà proposto un esempio di meccanismo *compliant* impiegato in una *morphing wing*.

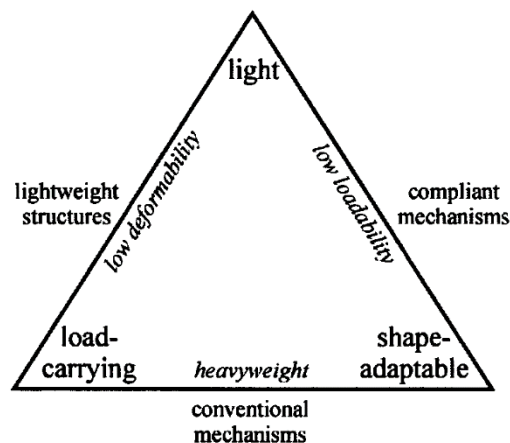


Figura 3.13. Schema a triangolo tra tipologie di strutture, pregi e difetti in ambito aeronautico [49].

3.2.2 Belt rib concept

Tra i vari modelli di profili a curvatura variabile che sono stati sviluppati negli ultimi anni, merita di essere citato il *belt rib concept*, una struttura sviluppata dall'*Adaptive Wing Project* (ADIF) e che rappresenta una soluzione verificata e testata. Essa è una struttura interamente *compliant* e sfrutta la flessibilità degli elementi di cui è composta; il profilo è costituito da una superficie esterna chiusa (*belt*) rinforzata da pareti interne sottili (*spokes*) collegate direttamente alla pelle, senza l'uso di cerniere (Figura 3.14a e 3.14b) [51]. La posizione, l'orientazione e le dimensioni di ogni membro interno sono ottimizzate tramite un software agli elementi finiti, così da consentire alla struttura di deformarsi nel piano con un grado di libertà e di assumere una serie di forme prestabilite indipendenti dalle forze che agiscono; ciò significa che la cinematica della struttura e la maggior parte delle tensioni interne possono essere studiate in maniera indipendente dall'attuatore scelto [52]. Un altro aspetto innovativo del *belt rib concept* consiste nel fungere sia da struttura che da meccanismo, inglobando sia la pelle che il meccanismo di trasmissione del moto; un design accurato di questo profilo e delle sue trasformazioni porta così a risolvere uno dei problemi principali delle *morphing wings*, ovvero come progettare una pelle che si adatta alle varie configurazioni del profilo. La struttura viene poi collegata ad un attuatore che può essere convenzionale oppure *smart*; la soluzione principalmente adottata è quella dello *shape memory alloy*, che offre la forza necessaria per l'attuazione senza appesantire eccessivamente il sistema.

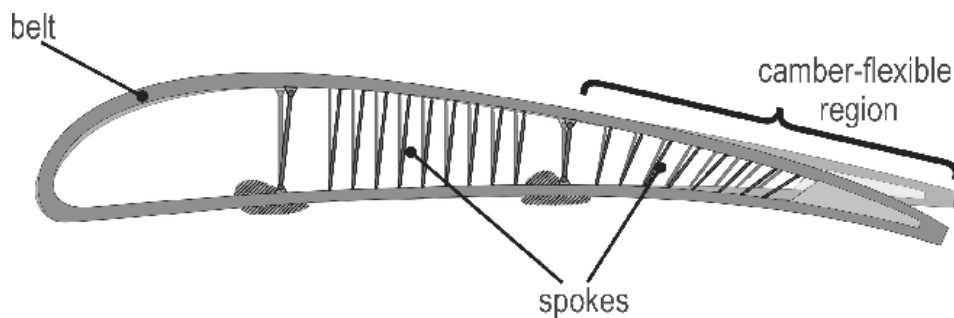


Figura 3.14a. Illustrazione del belt rib concept [50].

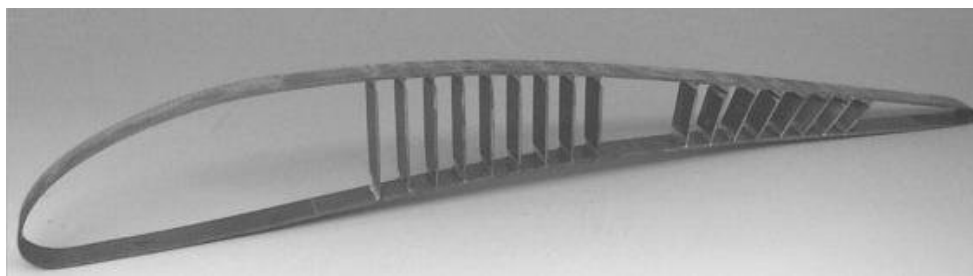


Figura 3.14b. Modello 3D di una struttura belt rib [50].

Capitolo 4

Progettazione di una compliant morphing wing

Nei capitoli precedenti, sono stati trattati gli argomenti che rappresentano gli aspetti chiave della progettazione personale riportata in questo capitolo; ciò che è stato prima riportato dal punto di vista teorico, viene ora applicato ad un caso reale sviluppato al computer. La realizzazione del modello segue le seguenti fasi: creazione della geometria 3D (meccanismo, pelle e strutture *compliant*), implementazione del cavo di SMA e del relativo modello costitutivo, assemblaggio dei vari componenti, completamento dei passaggi richiesti dal simulatore (mesh, materiali, condizioni al contorno, ecc...), accoppiamento analisi strutturale e aerodinamica, esecuzione di un'analisi statica; alla fine si ottengono e si discutono i risultati, oltre a riportare considerazioni sull'intero progetto e su eventuali sviluppi futuri.

4.1 Considerazioni e analisi preliminari

4.1.1 Contenuti e finalità del progetto

Il progetto proposto consiste in un'analisi strutturale e aerodinamica di un modello di *morphing wing* dotato di meccanismi *compliant* e attuato tramite degli *shape memory alloys*. La struttura sottoposta a *morphing* è l'ala di un UAV ad ala fissa, quindi di un drone pilotato a distanza, di dimensioni contenute (il profilo alare è di circa 550 mm). Il cavo di Nitinol ha lo scopo di fungere da attuatore, portando a deformazione la struttura secondo i criteri imposti, mentre gli *pseudo-joint compliant* devono permettere il moto della struttura operando a flessione. Lo scopo del lavoro è quello di progettare ogni componente e le reciproche interazioni affinché si ottenga un controllo attivo della curvatura del profilo alare per il miglioramento delle prestazioni aerodinamiche. Gli strumenti principali utilizzati per questo lavoro sono software dalle differenti funzionalità, dalla creazione delle geometrie 3D alle analisi strutturali o

aerodinamiche. I passaggi principali che hanno portato alla creazione del modello definitivo sono stati:

- Studio e approfondimento degli argomenti chiave (meccanica, *shape memory alloys*, strutture *compliant*, aerodinamica, ecc.);
- Apprendimento e sperimentazione dei precedenti argomenti all'interno degli appositi programmi digitali;
- Interazione tra i vari modelli e software;
- Ridimensionamento e ottimizzazione delle geometrie e delle condizioni al contorno per soddisfare i requisiti e migliorare l'efficienza della struttura.

Il fine di utilizzare una geometria variabile dell'ala è quello di incrementare il coefficiente di portanza tramite l'abbassamento della coda del profilo alare, come avviene per il flap degli aerei; questa tecnologia è utile specialmente in fase di decollo e atterraggio per facilitare tali operazioni di volo. La particolarità di quest'ala è la struttura della pelle, che deve essere progettata in maniera tale da deformarsi interamente modificando tutta la curvatura del profilo, così da non creare quelle fessure entro cui passa il flusso d'aria tipiche delle ali a pelle rigida (Figura 4.1). Il miglioramento delle performance aerodinamiche dovrà essere verificato tramite un software di simulazioni fluidodinamiche; in particolare, deve diventare maggiore il coefficiente di portanza massimo, dal momento che il coefficiente di portanza varia con l'angolo di flap.

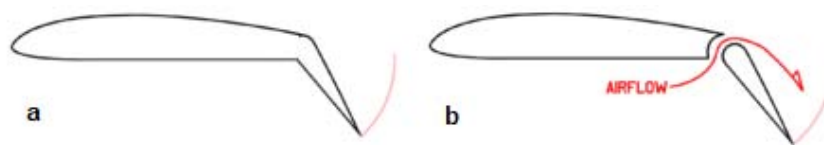


Figura 4.1. Profilo alare con pelle compliant (a) o rigid-body, in cui si evidenzia il flusso d'aria interno (b).

Per ottenere valori maggiori di coefficiente di portanza, il profilo deve manifestare certi livelli di variazione della curvatura; questa può essere ottenuta in infiniti modi, a seconda delle tecnologie, delle strutture e dei materiali scelti. Nel paragrafo 4.1.2 verrà spiegato il meccanismo interno scelto, mentre il paragrafo 4.1.3 tratta l'attuatore scelto. Sebbene il calcolo del coefficiente di portanza possa essere effettuato all'inizio per il profilo indeformato (paragrafo 4.1.4), le verifiche aerodinamiche devono essere eseguite alla fine, in quanto dipendono dalle differenti geometrie che si presentano al variare della curvatura.

Il procedimento ha inizio da una geometria nota, che si prevede possa essere adatta per realizzare le condizioni desiderate; questa può essere dedotta sulla base di informazioni fornite da libri di testo, articoli accademici simili o schede tecniche. Il modello iniziale si crea a partire da queste geometrie preliminari applicate ad ogni componente (non solo le strutture ma anche, ad esempio, il cavo di SMA), assieme ad altri parametri richiesti, come il materiale utilizzato o le condizioni al contorno (ad esempio, è necessario specificare di quanto deve essere lo stato tensionale iniziale del filo di Nitinol). Tutti questi fattori vanno perfezionati nel corso delle simulazioni, per trovare quelle geometrie e quei parametri che meglio soddisfano i requisiti imposti; questo metodo non è rapido, necessitando dei risultati delle precedenti simulazioni, ma permette di analizzare modelli strutturali fortemente non lineari e fino ad ora non simulabili.

Il dimensionamento viene effettuato per ottemperare a due scopi principali: l'abbassamento del *trailing edge* e l'osservanza dei limiti strutturali. A causa soprattutto della natura *compliant* dei meccanismi, è fondamentale determinare le geometrie che permettono più facilmente elevate flessioni ma rimanendo sempre al di sotto dei limiti di snervamento relativi ai materiali adottati per tutto il sistema; questa richiesta vale, infatti, non solo per le strutture ma anche per l'attuatore, essendo anch'esso caratterizzato da precisi valori di deformazione e tensione di snervamento e rottura. Naturalmente, i vari componenti devono essere progettati in maniera tale che le tensioni massime concesse vengano raggiunte in seguito ad un abbassamento notevole del flap, così che il sistema di *morphing* dia un contributo non trascurabile alle prestazioni aerodinamiche.

Per quanto una parte dello studio possa essere eseguita in 2D, specie la valutazione aerodinamica, tale tecnologia viene impiegata per l'intera ala, e, pertanto, certe considerazioni deve essere relative alla struttura tridimensionale. Quest'ultimo aspetto risulta di particolare importanza per il modello analizzato a causa della struttura *compliant* dei meccanismi e degli attuatori in *smart material*; come è già stato detto, a differenza dei sistemi convenzionali e a corpi rigidi che vengono impiegati in maniera discreta, le tecnologie più innovative vengono applicate in maniera distribuita per tutta la struttura interna in direzione dell'apertura alare. Per questo motivo, è importante capire con che frequenza devono essere introdotti nell'ala i meccanismi interni, cercando di minimizzarne il numero così da diminuire il peso dovuto all'aggiunta della *morphing technology*. Similarmente, questo procedimento deve essere eseguito anche per i cavi di SMA collegati ad ogni meccanismo; bisogna stabilire il numero di cavi di Nitinol minimi per ogni meccanismo affinché permettano sia di effettuare le

deformazioni richieste, sia di rimanere al di sotto dei limiti di snervamento. Si consideri anche che questo numero va moltiplicato per il numero di meccanismi, e ciò ha effetti sia sul peso che sulle richieste di fonte di potenza.

Una volta concluso il dimensionamento del modello, segue l'ottimizzazione, mirata soprattutto alle parti più spesse della struttura, con lo scopo di minimizzare la massa del sistema. Per garantire livelli maggiori di affidabilità strutturale, è necessario considerare anche un certo fattore di sicurezza da applicare alle tensioni massime che si presentano nei materiali a causa del lavoro a fatica; l'operazione eseguita dal sistema, infatti, si ripete per un gran numero di cicli. La natura dell'attuatore scelto richiede, inoltre, di effettuare delle valutazioni sul suo comportamento termomeccanico ed elettrotecnico, poiché manifesta variazioni di temperatura per effetto di una corrente elettrica (sottoparagrafo 4.3.3.1).

L'impiego di certe geometrie e di certi parametri strutturali e termici dipende anche dalla tecnica di assemblamento scelta, ossia da come viene definito l'intero sistema; in particolare, risulta importante stabilire come viene utilizzato l'attuatore, poiché esso può essere impiegato in numerosi modi differenti. In questo modello, il cavo di Nitinol si trova costantemente in tensione, perché solo così può originare gli spostamenti a seguito della trasformazione di fase da martensite *detwinned* ad austenite; se esso non fosse caricato in tensione, il passaggio da martensite *twinned* ad austenite non porterebbe a nessuna variazione macroscopica della forma.

Il modello prevede l'assemblamento dei seguenti componenti:

- l'attuatore, composto da una serie di cavi di Nitinol;
- la struttura fissa, per il mantenimento dei carichi ma priva di un ruolo nel *morphing*;
- il meccanismo mobile (*compliant*) per convertire le deformazioni dell'attuatore in spostamenti maggiori presso la zona interessata, ossia in coda al profilo;
- la pelle, attaccata in determinati punti sia alla struttura fissa che a quella mobile, così da deformarsi e modificare la curvatura del profilo.

Più nel dettaglio, il procedimento adottato per effettuare il *morphing* del sistema è il seguente: i cavi di SMA, inizialmente in forma martensitica *twinned*, vengono messi in trazione per provocare il *detwinning* e vengono poi inseriti nel sistema con un'estremità attaccata alla struttura fissa, mentre l'altra è collegata al meccanismo ad un grado di libertà. Imponendo una corrente elettrica, la temperatura del filo aumenta e avviene così il passaggio di fase in austenite

con conseguente recupero della forma; così facendo, il cavo esercita una forza che deforma il meccanismo *compliant*. In base alle geometrie imposte, si manifesteranno notevoli spostamenti presso la parte terminale nel meccanismo, a cui è collegata la pelle che seguirà così i medesimi spostamenti. In questo modo, ad una deformazione dell'attuatore seguirà una trasformazione della curvatura del profilo e soprattutto un abbassamento del *trailing edge*. Il procedimento vale anche in direzione opposta, ossia il raffreddamento del cavo lo riporta alla forma di martensite *detwinned*, allentando le tensioni e ristabilendo così la configurazione strutturale iniziale dopo un ciclo termico.

In maniera simile, anche le condizioni da imporre al modello all'interno dei software utilizzati seguono gli stessi passaggi; risulta pertanto fondamentale capire come simulare nel modo più coerente con la realtà le condizioni precedentemente elencate. Si specifica che il modello che sarà analizzato agli elementi finiti non contiene anche la struttura fissa, in quanto questo progetto mira alla sola analisi statica del comportamento di *morphing* dell'ala, trascurando l'effetto dei carichi sul resto del velivolo. L'accuratezza dei risultati dipende molto da come tale modello viene sviluppato e dalle semplificazioni introdotte (paragrafo 4.2.1); inoltre, risultati più accurati possono richiedere tempi di calcolo anche molto elevati. La configurazione del sistema proposta in questo progetto è ispirata al lavoro di W. R. Kang et al. [32].

Si sottolinea come i componenti e le tecnologie adottati in questo sistema siano accomunate dal fatto di essere allo stesso solido; sia l'attuatore che i meccanismi che la pelle sfruttano unicamente le deformazioni interne per effettuare gli spostamenti. Per la pelle, si è deciso di adottare una configurazione *compliant* ed un materiale isotropo. A causa della natura distribuita del sistema di attuazione, la determinazione della frequenza dei meccanismi lungo l'apertura alare implica che la larghezza della pelle da considerare per ogni meccanismo sia un parametro da ricavare e da massimizzare.

I software utilizzati per questo progetto sono: SolidWorks (creazione geometrie 3D), MSC Marc (analisi strutturale), Working Model (analisi cinematica), Excel (rielaborazione files), Matlab (creazione grafici), X Foil (analisi aerodinamica).

4.1.2 Modellazione geometrica 3D

Il primo passaggio nella creazione del modello è la realizzazione della geometria tridimensionale; per fare ciò, è stato utilizzato un software di CAD 3D di nome SolidWorks. Tramite questo programma, sono stati originati alcuni dei componenti della *morphing wing*, parzialmente o per intero:

- il meccanismo *compliant* è stato completamente modellato al suo interno;
- la pelle sarà costruita in un altro programma e avrà morfologia 2D, ma in SolidWorks è presente come linea monodimensionale che definisce il profilo alare;
- il cavo di SMA è stato creato in SolidWorks singolarmente, ma può essere duplicato nel programma di analisi strutturale se si necessita di un numero maggiore di attuatori;
- la struttura fissa non viene creata.

Come è già stato detto, la determinazione delle geometrie finali ha previsto un continuo ridimensionamento in seguito a numerose simulazioni; le dimensioni che varranno successivamente esposte sono quelle definitive. Prima di iniziare con la modellazione 3D, è necessario definire le dimensioni del profilo alare e dei vari componenti interni 2D. Il profilo alare scelto è il NACA 4415 con corda pari a 550 mm (per ispirazione dal drone AAI RQ-7A Shadow 200). Esso è stato inserito in SolidWorks come linea tramite un file esterno contenente le coordinate di 200 punti del profilo e proveniente da un database online (Figura 4.2).

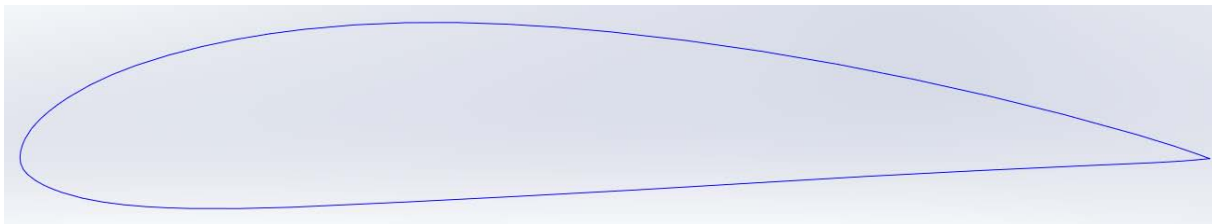


Figura 4.2. Profilo alare NACA 4415 con corda di 0.55 m.

La modellazione del cavo di Nitinol è molto semplice, non essendo altro che un cilindro dalla lunghezza molto maggiore rispetto al raggio. In realtà, la struttura dell'attuatore è più complessa; la forma del cavo è la stessa, ma le condizioni di accoppiamento con la struttura fissa e il meccanismo mobile impongono delle curvature in prossimità dei vincoli. Trascurando la struttura fissa (che come si è detto non è soggetta a calcolo strutturale), il meccanismo *compliant* sarà dotato di due fori entro cui passa l'attuatore; più nel dettaglio, il cavo entra in un foro del meccanismo, si piega di 180° ed esce dal secondo foro in verso opposto, per poi

ricollegarsi alla struttura fissa (come un elastico tenuto in trazione tra due estremità). A causa di assunzioni che saranno introdotte in fase di assemblamento dei componenti, la modellazione semplificata dell'attuatore come cilindro monodirezionale risulta accettabile (Figura 4.3). Il cavo ha una lunghezza di 200 mm e un raggio di 0.25 mm. La misura del raggio è stata determinata a partire da una condizione di equilibrio: sezioni maggiori portano a forze di output maggiori ma necessitano di valori elevati di corrente elettrica per scaldarsi e manifestare la trasformazione di fase; d'altra parte, se il raggio è troppo piccolo, le forze sono molto piccole, sebbene il controllo termico sia migliorato.



Figura 4.3. Cavo cilindrico lungo 200 mm e diametro 0.5 mm.

Il componente la cui modellazione richiede un'attenzione maggiore è il meccanismo interno ad un grado di libertà. Lo scopo di questa struttura è quello di trasportare ed amplificare le deformazioni causate dall'attuatore, così che si manifestino spostamenti più evidenti presso la coda dell'ala. Il sistema di base su cui ha origine il meccanismo scelto è il quadrilatero articolato, una catena cinematica tra le più comuni nella meccanica dei corpi rigidi. Esso è composto da un lato inferiore completamente vincolato, due lati verticali di lunghezza diversa e un lato superiore obliquo che chiude la geometria (Figura 4.4). Le diverse lunghezze dei due lati verticali sono sfruttate per generare rotazioni differenziali; per l'esattezza, si può verificare che una rotazione del lato più lungo comporta una rotazione maggiore nel lato più corto.

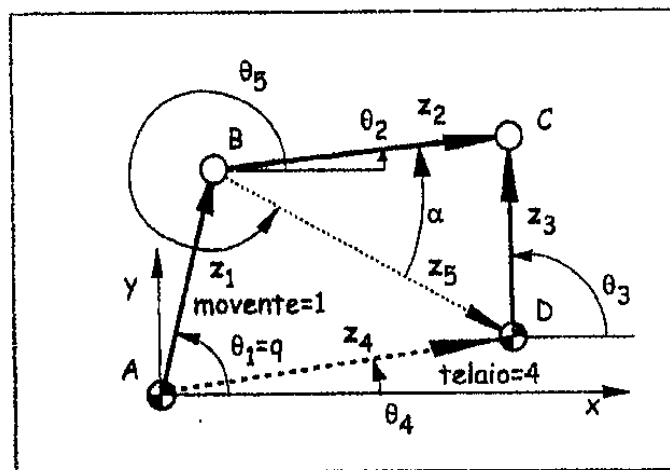


Figura 4.4. Catena cinematica del quadrilatero articolato [53].

Tale meccanismo viene sfruttato in questo progetto nel seguente modo: poiché gli spostamenti manifestati dall'attuatore non sono elevati, l'estremità del cavo sarà collegata al lato maggiore del meccanismo; in questo modo, lo spostamento causato dallo SMA comporterà una rotazione del lato maggiore del meccanismo, il quale, di conseguenza, darà origine ad una rotazione amplificata del lato minore. L'incremento della rotazione è tanto più evidente quanto il secondo lato è più corto rispetto al primo. Per rendere tale effetto ancora più rilevante, si è deciso di collegare la prima struttura ad un secondo quadrilatero in serie, così che l'ultimo lato verticale manifesti le rotazioni maggiori. Tale meccanismo è stato riprodotto in un programma di analisi cinematiche ed è riportato in figura 4.5; il software utilizzato è Working Model. Dalle immagini si può notare come ad una piccola rotazione del membro a sinistra corrisponda una rotazione maggiore del membro centrale ed una rotazione ancora superiore del membro a destra. Questa simulazione preliminare fornisce solo una valutazione indicativa del possibile comportamento della struttura; tale sistema è, infatti, composto da meccanismi rigidi collegati da cerniere, mentre la struttura finale sarà formata da membri di rigidità finita collegati da componenti *compliant*.

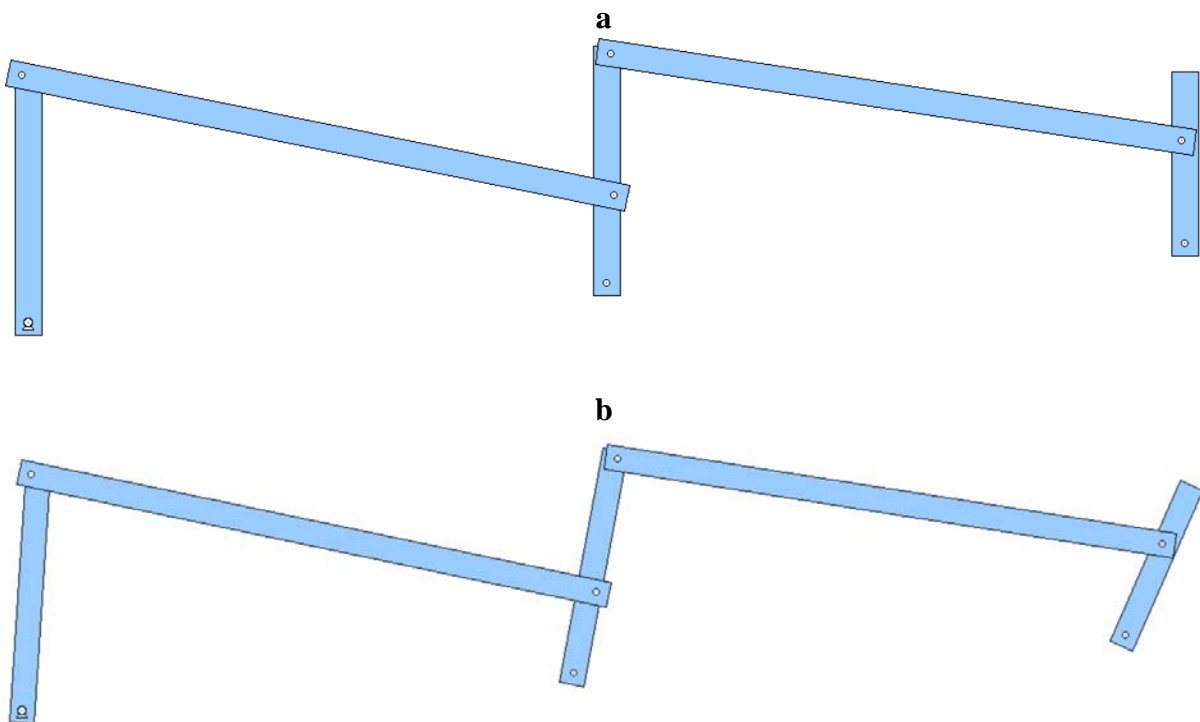


Figura 4.5. Catena cinematica del doppio quadrilatero articolato con tutti i membri laterali in verticale (a) e configurazione dello stesso meccanismo a seguito di una piccola rotazione del lato a sinistra (b).

4.1.2.1 Compliant structures

Le precedenti geometrie vengono replicate in SolidWorks tramite uno schizzo e poi estruse in 3D. Le cerniere sono state sostituite da dei *flexural pivot* che collegano i vari membri della struttura. Inizialmente, i meccanismi *compliant* adottati sono stati il *flexural pivot* corto e il *living hinge* (vedi paragrafi 3.1.4 e 3.1.5), ma le tensioni a flessione risultavano essere troppo concentrate in quel punto. L'elemento che è risultato avere il comportamento più adatto per questo modello è il *cross-axis flexural pivot*. La sua geometria permette una rotazione attorno l'asse di intersezione tra i due piani obliqui per mezzo di una deformazione a flessione degli stessi; più questi piani sono lunghi e sottili e minori sono le tensioni che si generano internamente, ma nello stesso tempo devono garantire la rigidezza necessaria a trasmettere le forze tra i vari membri del meccanismo. Il vantaggio di servirsi di *cross-axis flexural pivot* anziché dei *flexural pivot* dal membro singolo deriva non solo dalle maggiori lunghezze degli elementi sensibili per lo stesso volume d'interesse (poiché i piani dei *cross-axis* sono diagonali), ma anche dalla loro struttura che permette di convertire l'input ricevuto in una pura rotazione meglio dei *flexural pivot* a membro singolo (Figura 4.6); quest'ultimi, infatti, ad una traslazione della base superiore rispondono con un moto misto di flessione e traslazione, con conseguente diminuzione della rotazione di output.

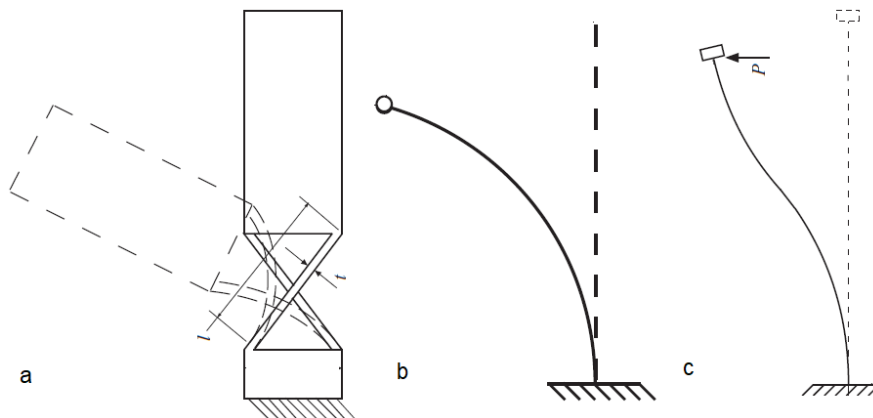


Figura 4.6. Flessione del *cross-axis flexural pivot* (a), flessione del membro singolo verticale (b) e comportamento misto di flessione e traslazione del membro singolo verticale (c); si noti il differente angolo di rotazione della base superiore di (c) rispetto ad (a) e (b) [50].

Essi sono stati impiegati sia per collegare i diversi membri, sia come base su cui è vincolato il meccanismo. I piani obliqui hanno uno spessore di 0.5 mm ed una lunghezza compresa tra 10 mm e 16 mm circa. Gli *pseudo-joints* alla base del meccanismo hanno la stessa struttura ma lunghezze diverse (Figura 4.7); nei punti in cui si manifestano le rotazioni maggiori (quindi nella parte posteriore del meccanismo), anche le tensioni che si generano a flessione sono più intense e, pertanto, conviene che le strutture *compliant* siano più lunghe.

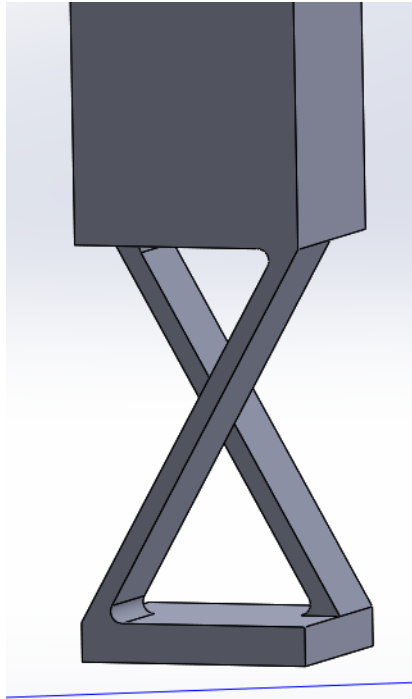


Figura 4.7. *Struttura compliant cross-axis alla base del meccanismo.*

La stessa tipologia di elemento viene impiegata anche nelle zone di intersezione tra il membro obliquo e quello verticale minore (Figura 4.8), con la differenza che risulta più complesso prevedere il moto del meccanismo, in quanto, a differenza degli elementi precedenti che avevano una base vincolata, per questi elementi entrambe le basi si muovono.

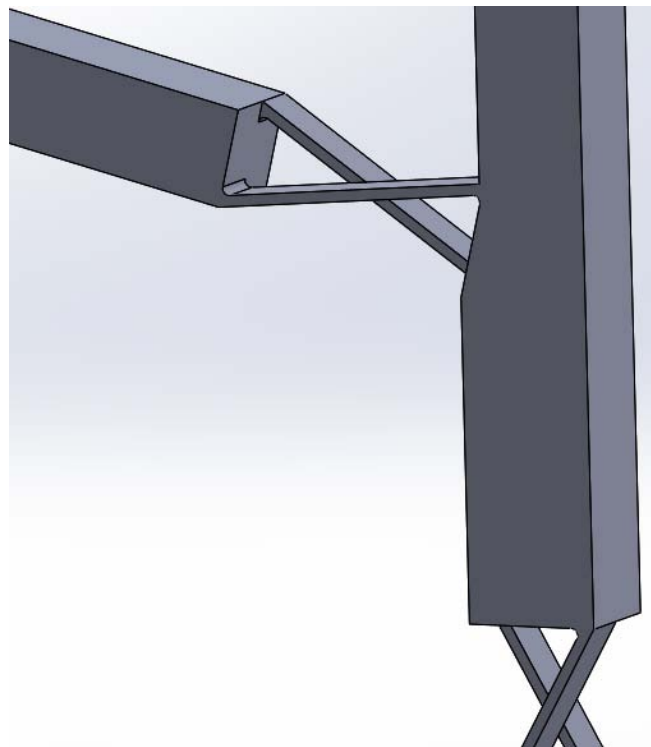


Figura 4.8. *Struttura compliant cross-axis tra il membro verticale minore e quello obliquo.*

Riguardo la terza area di interesse (intersezione tra il membro verticale maggiore e quello obliquo), le strutture *compliant* tendono a rimanere simmetriche rispetto la verticale locale, e adattano la loro geometria con il membro obliquo tramite dei raccordi (Figura 4.9); come per i precedenti casi, maggiori lunghezze sono state imposte agli elementi localizzati in punti tanto più prossimi alla coda.

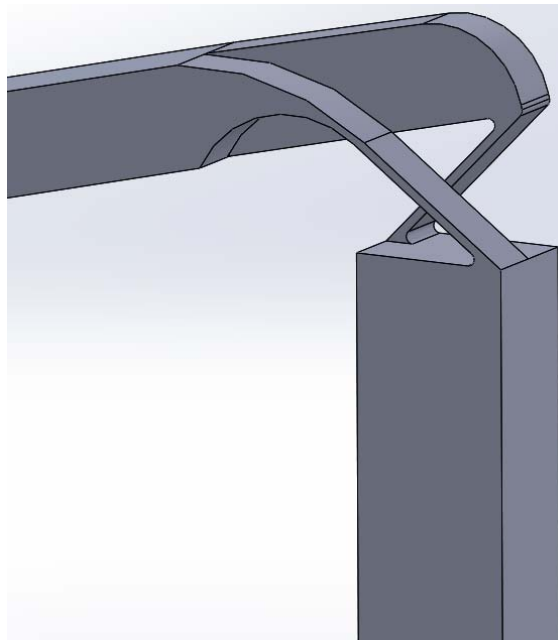


Figura 4.9. *Struttura compliant cross-axis tra il membro verticale maggiore e quello obliquo.*

Nel complesso, il meccanismo interno è riportato in figura 4.10; si noti la sua posizione relativa al profilo alare. Esso dista 100 mm dal *leading edge* e 170 mm dal *trailing edge*, mentre ogni quadrilatero è lungo 14 cm circa. Si può notare che le parti superiori del membro verticale anteriore e di quello centrale sono relativamente distanti dal profilo, di più rispetto agli altri punti; questo perché, come verrà descritto più avanti, la variazione della curvatura dovuta all'azionamento del sistema porta ad un abbassamento della parte superiore della pelle e, pertanto, viene fissato un gioco per evitare il contatto tra le strutture.

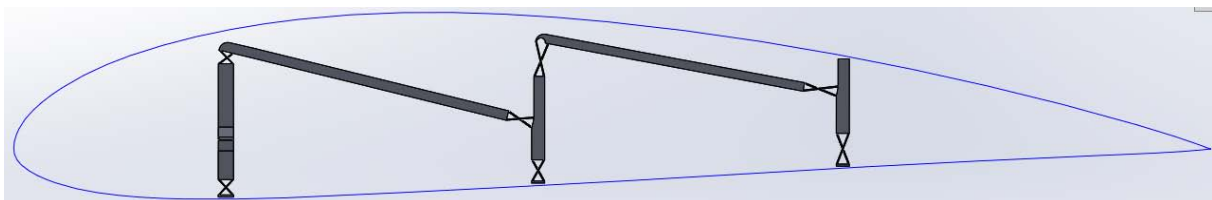


Figura 4.10. *Meccanismo di trasporto dei carichi all'interno del profilo alare.*

Si osservi, inoltre, che il braccio obliquo del quadrilatero posteriore ha una pendenza minore rispetto a quello anteriore; queste pendenze derivano da una serie di prove che sono concluse

con la determinazione della geometria dalle migliori proprietà meccaniche. Poiché il quadrilatero posteriore è soggetto alle maggiori flessioni, conviene che i due membri verticali non abbiano lunghezze troppo diverse, perché, così, le elevate tensioni si distribuiscono su tutti e quattro gli *pseudo-joints*; se l'ultimo lato avesse una dimensione molto minore rispetto ai precedenti, le deformazioni si concentrerebbero maggiormente presso le zone *compliant* connesse a tale membro e le tensioni ne provocherebbero la rottura.

In figura 4.10, si possono osservare la lunghezza e lo spessore dei componenti, mentre la larghezza ha direzione perpendicolare al piano. Anche lo spessore varia a seconda dei membri, risultando maggiore per quelli anteriori. Si consideri il membro verticale anteriore: esso viene messo in rotazione oraria dall'attuatore (disposto a circa metà della sua lunghezza), ma è collegato al resto del meccanismo dallo *pseudo-joint* superiore. La struttura, a causa della sua rigidità, esercita un momento di verso opposto (antiorario), ostacolando il moto del meccanismo; il membro, avendo una rigidità finita ed essendo sottoposto a momenti dal braccio differente, può deformarsi a flessione, e la curvatura è tanto maggiore quanto è sottile il componente (Figura 4.11). Il momento esercitato dalla rigidità della struttura è massimo per il membro anteriore e, pertanto, esso deve avere uno spessore maggiore dei successivi. La larghezza è uguale per l'intero meccanismo, ad eccezione dei piani obliqui dei *flexural pivot*, la cui larghezza è la metà. Lo spessore di questi membri varia tra 4 mm e 7 mm, mentre la larghezza è pari a 5 mm.

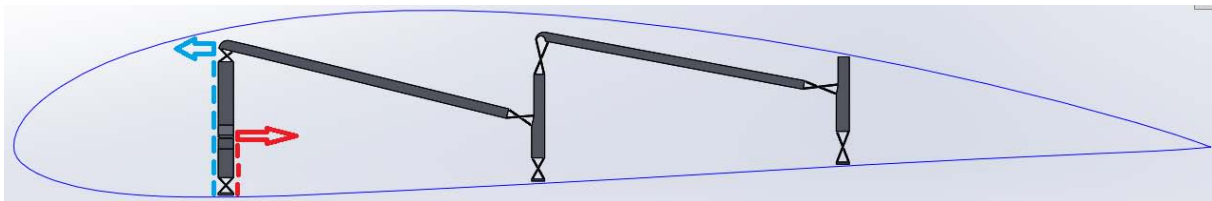


Figura 4.11. *Momenti agenti sul membro anteriore del meccanismo.*

Presso il membro anteriore sono stati creati tre fori in modo tale che i cavi di SMA possano passarvi dentro (Figura 4.12); il foro centrale è più largo perché al suo interno passano entrambi i cavi (il numero di cavi non è inizialmente noto ma è stato determinato in seguito alle analisi). L'altezza a cui posizionare i fori è stata stabilita dall'equilibrio di due fattori, il momento e la rotazione; maggiore è l'altezza e maggiore è il momento esercitato dall'attuatore, ma di contro sono minori le rotazioni che può provocare per un dato spostamento dalla sua estremità. L'altezza che meglio soddisfa le richieste è di 26 mm dalla base. Visto l'ingombro dei cavi, si è creato un foro nel membro verticale centrale così che essi possano passarvi all'interno.

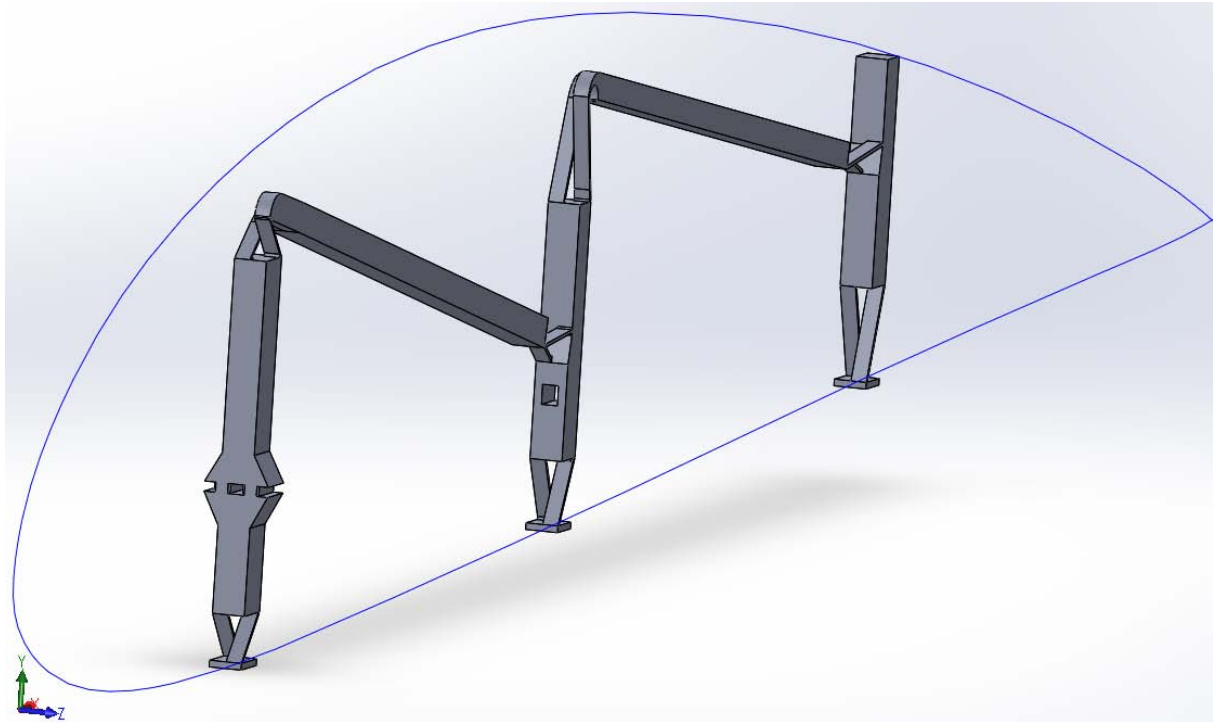


Figura 4.12. Differente prospettiva del profilo e del meccanismo; si notino i fori anteriori e quello centrale.

4.1.3 Cavo di Nitinol come attuatore

I cavi di *shape memory alloy* costituiscono il sistema di attuazione della *morphing technology* ed hanno le proprietà geometriche descritte nel paragrafo precedente. Come detto ad inizio capitolo, essi vengono prima messi in trazione in forma martensitica affinché si manifesti il *detwinning*, vengono riscaldati e così si accorciano, recuperando parte della forma iniziale e trasformandosi in austenite; il successivo raffreddamento trasforma l'austenite in martensite *detwinned*, evidenziando di conseguenza un allungamento del cavo.

Il software utilizzato per trattare gli SMA è MSC Marc, un programma di analisi strutturali non lineari e accoppiate. Trai i modelli costitutivi che supporta la sezione “Materiali”, è presente anche quello degli *shape memory alloys*. Si ricorda che il loro comportamento meccanico è fortemente non lineare, dipende dalla temperatura e ammette grandi deformazioni. Poiché l'analisi condotta sarà strutturale, gli unici parametri imposti sono quelli strutturali, sebbene il programma dia anche la possibilità di definire grandezze termiche ed elettriche. La densità del Nitinol è pari a 6500 kg/m^3 .

Le informazioni relative ai parametri da imporre in MSC Marc sono tratte da un manuale guida del programma [54].

4.1.3.1 Modello strutturale

MSC Marc permette l'adozione di due modelli diversi: strutturale e termomeccanico. Il modello strutturale è da utilizzare se si lavora a temperatura costante, mentre le tensioni meccaniche possono variare; esso permette di gestire il fenomeno della superelasticità e fa riferimento alla teoria di Auricchio [55]. La superelasticità è la proprietà di uno SMA di manifestare grandi deformazioni a causa della diminuzione di rigidità che si verifica al passaggio tra le due fasi. Il procedimento a temperatura costante è il seguente:

- il materiale si trova inizialmente scarico e in forma austenitica;
- un aumento del carico meccanico comporta l'inizio della trasformazione in martensite, a causa dell'accoppiamento termico ed elastico (σ_{MS});
- raggiunto un certo livello di tensione, la lega è sotto forma di martensite *detwinned* al 100%, mostrando così notevoli deformazioni (σ_{MF});
- carichi maggiori deformano elasticamente la martensite (evitando di raggiungere il limite di snervamento plastico);
- una successiva riduzione delle tensioni porta la martensite a trasformarsi in austenite, ma avvenendo per carichi differenti (σ_{AS} e σ_{AF}), evidenziando così il comportamento isteretico del materiale; maggiori dettagli sono stati forniti nel paragrafo 2.1.3.

La finestra di MSC Marc relativa al comportamento superelastico della lega (che è applicabile ai soli elementi 3D, *plane-strain* o assialsimmetrici) richiede i seguenti parametri:

- modulo di Young e coefficiente di Poisson della fase sia martensitica che austenitica;
- gli stress di trasformazione di fase (σ_{MS} , σ_{MF} , σ_{AS} e σ_{AF});
- la temperatura a cui sono validi quegli stress di inizio e fine trasformazione (T_0);
- le pendenze delle rette di demarcazione presenti nel grafico stress-temperatura per gli stati di inizio e fine martensite (C_m) e inizio e fine austenite (C_a), così da poter ricavare gli stress di transizione anche per temperature diverse da T_0 ;
- il parametro di controllo α , che definisce il diverso comportamento del materiale a tensione o a compressione; varia tra 0 e 1, e un valore di α pari a 0 indica un uguale comportamento sia a tensione che a compressione (come è imposto di default);
- il parametro di controllo ε_L , definito nel paragrafo 2.1.2 come ε_T , che rappresenta la massima deformazione che si verifica per il solo *detwinning* della martensite; è compresa tra 0.005 e 0.1, mentre 0.07 è il valore di default.

4.1.3.2 Modello termomeccanico

Il modello termomeccanico può essere adottato quando sono presenti sia variazioni di tensione che di temperatura; rappresenta, pertanto, una versione più generica del metodo precedente. Esso permette di gestire sia il fenomeno della superelasticità che dell'effetto memoria, quindi di riprodurre l'intero comportamento termoelastico del materiale. Temperatura e tensione sono due grandezze che possono variare contemporaneamente, non è necessario che una delle due rimanga costante mentre l'altra varia (risolve le analisi accoppiate descritte nel sottoparagrafo 2.1.3.1). La struttura cristallina della lega a memoria di forma cambia a seconda della fase: l'austenite ha struttura cubica B2 (ossia con le tre dimensioni perpendicolari e di uguale lunghezza), mentre la martensite ha struttura monoclina B19 (tutte e tre le dimensioni hanno lunghezza diversa e due di esse sono perpendicolari tra loro).

Questo modello richiede un più vario numero di parametri rispetto al modello precedente. Dopo aver specificato il modulo di Young e il coefficiente di Poisson per entrambe le fasi, si definiscono le grandezze relative sia alla trasformazione diretta che a quella inversa; queste sono le temperature di transizione (in assenza di carico) M_S^0 , M_F^0 , A_S^0 e A_F^0 e le pendenze delle due rette di demarcazione C_m e C_a . In questo modo, a seconda della tensione e della temperatura, si può determinare la fase del materiale in ogni punto (che non è solo austenitica o martensitica, ma può essere anche una combinazione lineare delle due). Il calcolo delle temperature di transizione per valori diversi di tensione applicata (σ_{eq} è la tensione di Von Mises) viene effettuato sulla base delle seguenti formule:

$$M_{s,f} = M_{s,f}^0 + \frac{\sigma_{eq}}{C_m} \quad A_{s,f} = A_{s,f}^0 + \frac{\sigma_{eq}}{C_a} \quad (4.1)$$

Un altro parametro richiesto è la frazione iniziale di volume di martensite; se tale valore è zero, indica che è presente solo austenite, se è uno, il materiale è composto solo da martensite. Nel caso in cui il corpo sia inizialmente ad una temperatura compresa tra M_f e A_f , è possibile imporre un valore di frazione di martensite compreso tra 0 e 1. Il passaggio da austenite a martensite (e viceversa) può essere espresso in un grafico frazione di volume di martensite-temperatura come quello in figura 4.13.

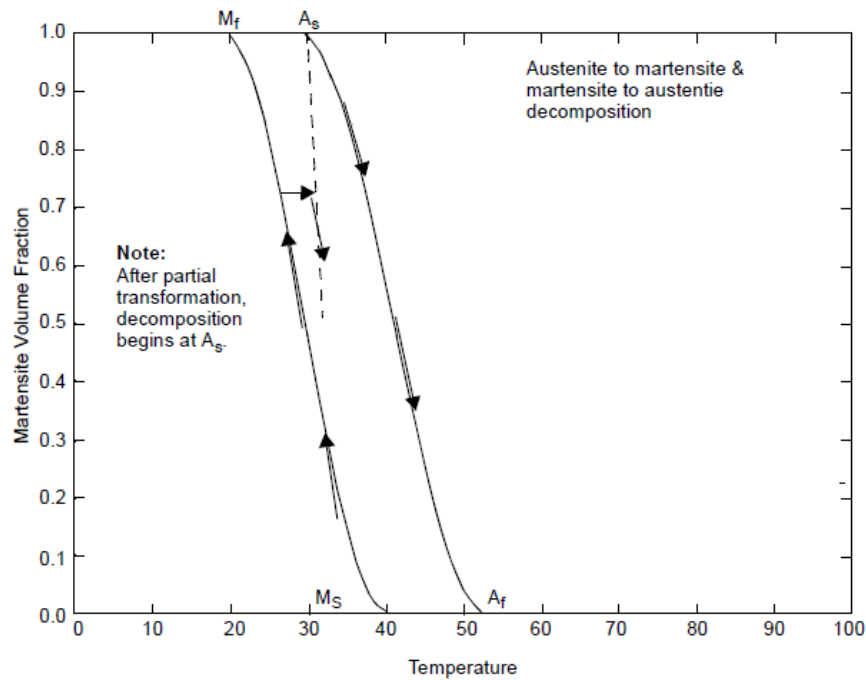


Figura 4.13. Andamento della frazione di volume di martensite con la temperatura [54].

Altre grandezze da imporre sono i limiti di snervamento plastico e i coefficienti di dilatazione termica per entrambe le fasi; se il materiale è composto in parte da martensite e in parte da austenite, il coefficiente di dilatazione termica viene determinato come combinazione lineare dei due coefficienti secondo la formula:

$$\alpha = (1 - f)\alpha^A + f\alpha^M$$

dove f è la frazione di volume di martensite.

Si noti poi che anche la dilatazione termica influisce sulla deformazione totale della lega, che viene calcolata algebricamente come somma dei tre principali contributi:

$$\Delta\varepsilon = \Delta\varepsilon^{el} + \Delta\varepsilon^{th} + \Delta\varepsilon^{ph}$$

dove $\Delta\varepsilon^{el}$ rappresenta la deformazione per effetto elastico, $\Delta\varepsilon^{th}$ la dilatazione termica e $\Delta\varepsilon^{ph}$ la deformazione per trasformazione di fase.

Gli ultimi parametri da imporre sono relativi a come avviene la trasformazione di fase:

- ε_{eq}^T è la deformazione deviatorica equivalente di trasformazione; essa indica l'intensità del *detwinning*, ossia di quanto si inclinano le strutture monocline. Varia tra 0.05 e 0.085; valori più alti significano deformazioni maggiori in fase di *detwinning* e deformazioni residue maggiori una volta azzerato il carico (Figura 4.14).

- ε_v^T è la deformazione volumetrica di trasformazione. Tale parametro è solitamente zero o molto piccolo per le leghe a memoria di forma, poiché il cambiamento di fase a carico nullo non manifesta variazioni macroscopiche di volume; è compreso tra 0 e 0.003.
- σ_{eff}^g è la tensione di *detwinning*, ossia la tensione di inizio trasformazione della martensite *twinned* in *detwinned*; il suo valore è compreso tra 100 e 150 MPa.
- la *g function* è una funzione che descrive il grado di coassialità della martensite con lo stato di tensione deviatorica; è definita da una serie di parametri, tra cui il più importante è g_0 , che ha un valore compreso tra $2\sigma_{eff}^g$ e $10\sigma_{eff}^g$. Maggiore è il valore di g_0 e maggiore è la pendenza della curva in fase di *detwinning*, mentre per bassi valori di g_0 si apprezza maggiormente la variazione di rigidità dovuta al *detwinning*.

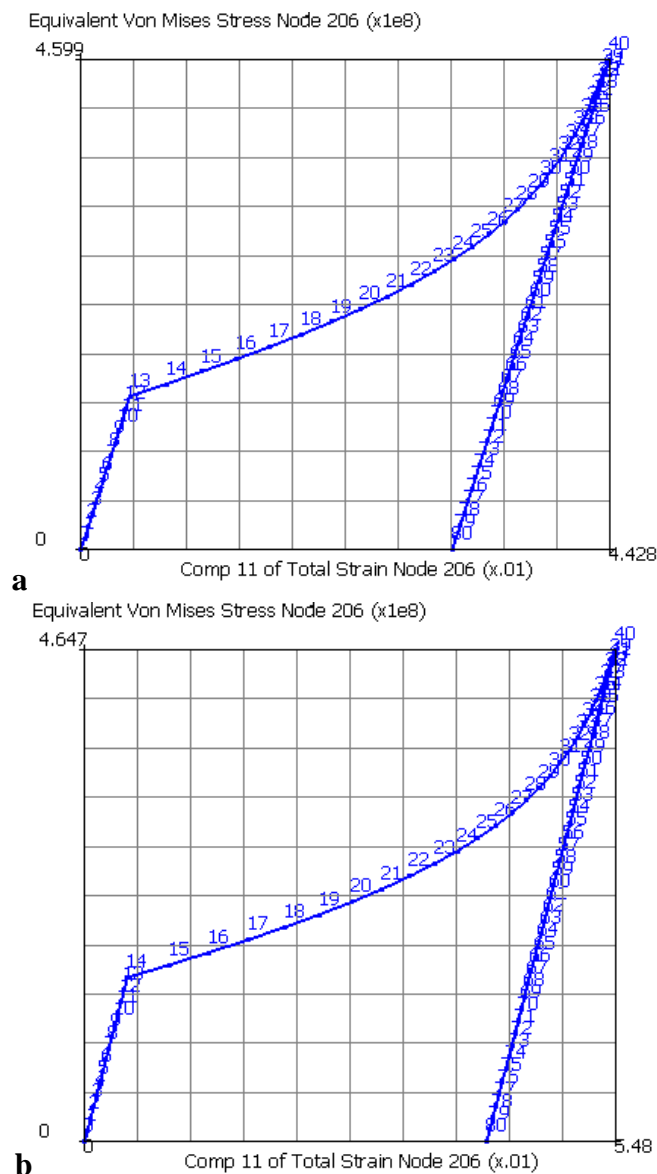


Figura 4.14. Grafici stress-strain relativi ad un cavo di SMA in sola fase martensitica sottoposto a trazione (sia carico che scarico) in uguali condizioni ma con diversa deformazione deviatorica: $\varepsilon_{eq}^T=0.55$ (a) e $\varepsilon_{eq}^T=0.8$ (b).

4.1.4 Analisi aerodinamica del profilo di base

Lo scopo dell'intero lavoro è di verificare che questa tecnologia porti a dei vantaggi nelle prestazioni aerodinamiche, per cui è importante non solo simulare il comportamento meccanico del sistema e accertare che rispetti i limiti strutturali, ma anche verificare che i conseguenti spostamenti del *trailing edge* portino ad un aumento della portanza. Per fare ciò, ci si serve di un software che esegue analisi aerodinamiche, e il programma utilizzato è X Foil. Questo software permette di ricavare parametri aerodinamici in maniera molto veloce e accurata per solo profili 2D. Dopo aver specificato il profilo alare, che può essere sia richiamato tra quelli nel database interno che caricato come file esterno, e aver specificato il numero di Mach, il numero di Reynolds e l'angolo di attacco, il programma restituisce una grafica contenente le linee di flusso attorno al profilo, l'andamento del coefficiente di pressione nell'intradosso e nell'estradosso e i valori di parametri aerodinamici come il coefficiente di portanza C_L ; è possibile inoltre creare grafici, come quello del coefficiente di portanza rispetto l'angolo d'attacco.

Oltre al calcolo del C_L , tali analisi hanno anche un altro scopo, ossia ricavare le pressioni che agiscono sul profilo così da inserirle nel programma di calcolo strutturale come condizioni al contorno, poiché queste influiscono anche sul comportamento meccanico dell'ala. Queste vengono determinate a partire dal coefficiente di pressione, il cui andamento è riportato in grafica tra gli output; con i dovuti passaggi algebrici, dal coefficiente di pressione si possono ricavare i valori di pressione.

Il valore di Reynolds adottato è di circa 10^6 ; è stato calcolato nel seguente modo:

$$Re = \frac{\rho V L}{\mu}$$

Dove ρ rappresenta la densità dell'aria ed è pari a 1.225 kg/m^3 al suolo e ad una temperatura di 15°C , V è la velocità del flusso rispetto all'ala ed è di $27,8 \text{ m/s}$ (100 km/h), L è la lunghezza caratteristica, qui rappresentata dalla corda di 55 cm , mentre μ è la viscosità dinamica ed è pari a $1.81 \cdot 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$. Risulta: $Re = 103482$.

La figura seguente riporta l'andamento del C_P lungo il profilo fornito da X Foil (differenziando intradosso ed estradosso) per un unico angolo d'attacco, qui arbitrariamente scelto uguale a zero (Figura 4.15).

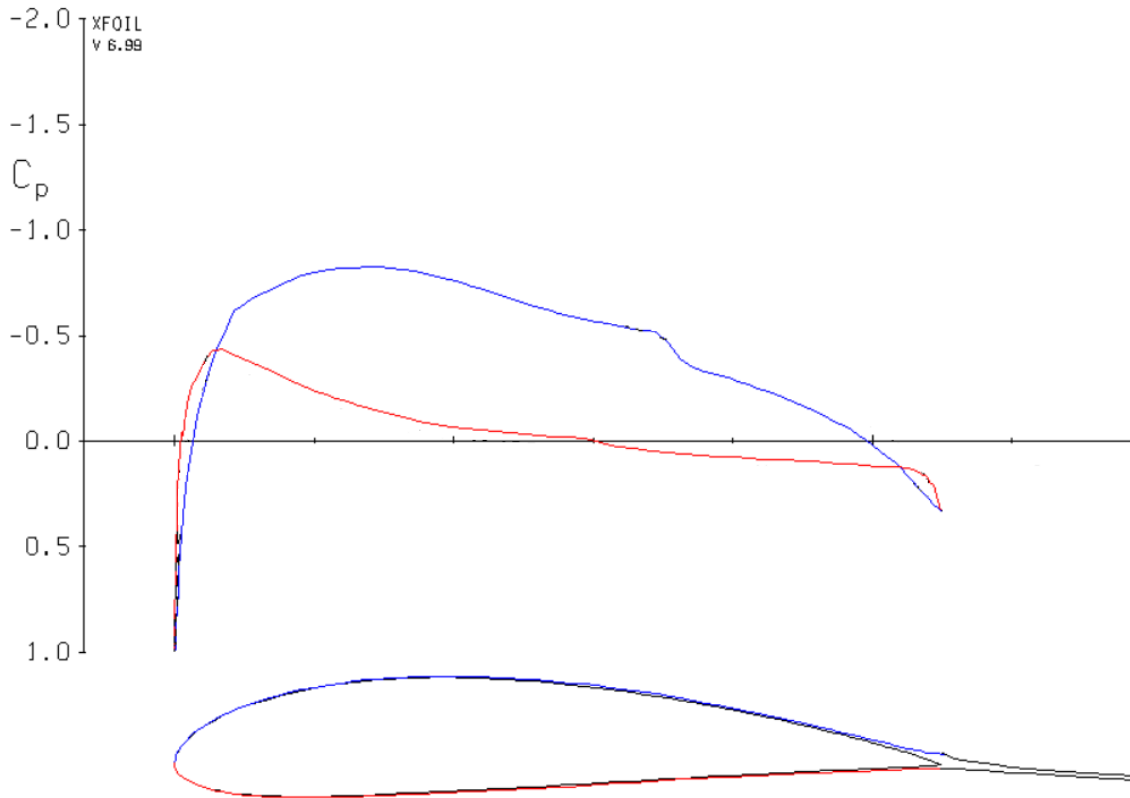


Figura 4.15. Andamento del C_p e linee di flusso attorno al profilo alare indeformato.

X Foil permette di eseguire la “accumulazione polare”, ossia di riprodurre il precedente procedimento per più angoli d’attacco, così da raccogliere i risultati in un file esterno e visualizzarli in un apposito grafico. Poiché le visualizzazioni fornite da X Foil non sono molto chiare, il grafico C_L -angolo d’attacco è stato riprodotto in Matlab (Figura 4.16). Il coefficiente di portanza massimo è pari a 0.8.

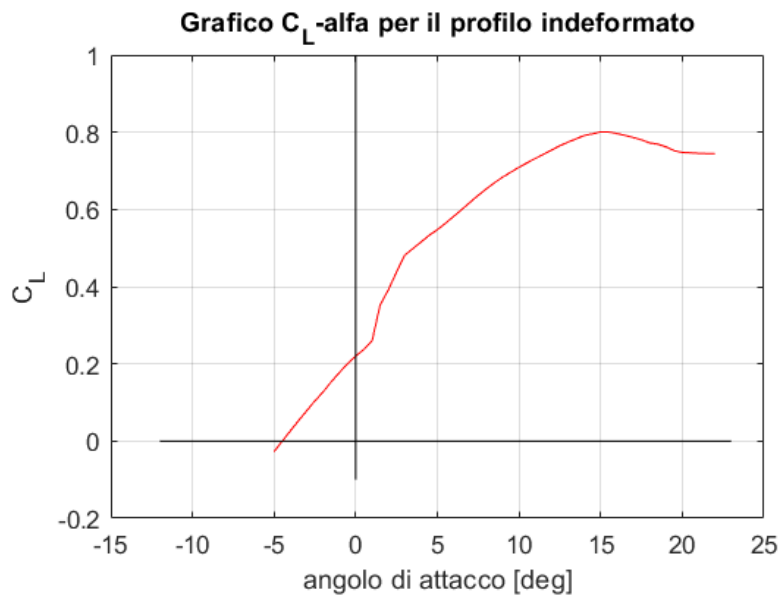


Figura 4.16 Grafico del coefficiente di portanza rispetto all’angolo d’attacco per il profilo indeformato.

4.2 Modellazione agli elementi finiti

4.2.1 Ipotesi di progetto

Nella creazione del modello, non è sempre possibile riprodurre tutti fenomeni che si presenterebbero nella realtà, per motivi di complessità di integrazione o di disponibilità di tempo. È possibile semplificare l'analisi adottando certi accorgimenti che simulano i fenomeni difficili da implementare senza grosse perdite in termini di accuratezza dei risultati. Per una maggior chiarezza e trasparenza del lavoro, è importante stabilire all'inizio della descrizione del modello, le assunzioni adottate nel crearlo.

Come prima cosa, si ricorda che la struttura fissa viene trascurata nell'analisi, poiché compie una funzione che non è di interesse per questo progetto. Dal momento che il cavo di SMA ha un estremo vincolato alla struttura fissa, questa condizione viene imposta tramite un comando sugli spostamenti, ossia si specifica che le traslazioni e le rotazioni sono proibite per quell'estremo del cavo (in realtà non è necessario specificare anche la condizione sulle rotazioni perché gli elementi 3D che saranno adottati supportano solo le traslazioni).

Una seconda assunzione è stata adottata per l'altro estremo del cavo, quello in contatto con il meccanismo mobile. Anziché riprodurre il fenomeno di contatto tra i due componenti e la geometria ricurva del cavo presso quel punto, si è deciso di tenere separati i due componenti e di applicar loro delle adeguate condizioni sugli spostamenti. La curvatura del cavo non è stata modellata, ma esso si presenta solo sotto forma di due cavi unidirezionali che si interrompono in prossimità del meccanismo. La soluzione adottata consiste nell'uguagliare gli spostamenti lungo la direzione dell'asse del cavo sia per i nodi dell'estremità del cavo che per quelli dei fori del meccanismo. Tramite questo metodo, si trascurano gli effetti dell'attrito tra il cavo e il meccanismo. La stessa tecnica è stata utilizzata anche per imporre il vincolo tra la parte terminale del meccanismo mobile e la pelle, così che la coda dell'ala si abbassi con il moto del meccanismo; in questo caso, sono stati ugualti tutti i gradi di libertà.

È bene precisare anche come è condotta l'analisi e come è stata gestita l'attuazione del Nitinol. In MSC Marc, l'analisi eseguita è puramente strutturale, sebbene i carichi in gioco non siano solo meccanici ma anche termici ed elettrici; infatti, l'attuatore è attivato tramite una corrente elettrica che lo riscalda, mentre il raffreddamento avviene per convezione con l'ambiente. L'effetto termico, anziché essere conseguente alla corrente imposta e quindi dipendente da essa, è stato imposto come input noto; perciò, al di là della fonte d'energia che possa causarlo, si

studia come si deforma l'attuatore entro il range di temperatura scelto. Ovviamente, il range di temperatura deve essere tale da consentire le trasformazioni da martensite ad austenite al 100%. Considerazioni relativi all'apporto di corrente necessaria per effettuare tale differenza di temperatura possono essere eseguite a parte per via teorica.

Un'ultima approssimazione è relativa ai carichi aerodinamici, i quali variano in maniera continua con l'abbassamento del *trailing edge*; poiché essi devono essere calcolati separatamente in un software di analisi fluidodinamiche per poi essere inseriti manualmente in MSC Marc, si è deciso di simulare la variazione continua di pressione esterna con una serie di campi di pressione che agiscono in successione a seconda dell'angolo di flap.

4.2.2 Geometria & Mesh

In MSC Marc, le geometrie vengono realizzate principalmente per importazione dai files esterni prodotti in SolidWorks e descritti nel paragrafo 4.1.2. Il meccanismo si trova già all'interno del profilo alare, riprodotto come linea monodimensionale; il cilindro che rappresenta il cavo di Nitinol deve essere collocato con l'asse di assialsimmetria che passa perpendicolarmente dentro al foro del meccanismo. Si ricorda che un cavo di Nitinol è composto da due geometrie cilindriche, in quanto queste rappresentano il cavo in trazione che entra nel foro, si incurva ed esce dal foro (senza che sia riprodotta la zona di incurvamento). Il numero totale di cavi necessari per fornire la richiesta forza di attuazione sono due; pertanto, sono quattro le geometrie cilindriche introdotte nel sistema (Figura 4.17).

Trascurando la struttura fissa, l'unica geometria mancante è la pelle. Essa viene generata direttamente sotto forma di elementi, visto che tutte le geometrie servono solo come base per il modello agli elementi finiti. Avendo uno spessore molto minore rispetto le altre dimensioni, si è scelto di utilizzare elementi bidimensionali. Essi sono stati prodotti per estrusione multipla dalla discretizzazione della curva iniziale che identificava il profilo; questa è stata suddivisa in elementi monodimensionali più fitti in prossimità della testa e della coda del profilo (Figura 4.18). Per un singolo meccanismo attuato da due cavi, la larghezza della pelle è pari a 8 cm; in base a tale dimensione, infatti, varia la rigidità strutturale che l'attuatore deve contrastare.

Gli attuatori, sebbene abbiano la struttura di lunghi cavi, sono stati riprodotti da elementi tridimensionali, poiché supportano meglio la tipologia di materiale che verrà impiegata;

conviene che anche la mesh dei cavi abbia una struttura assialsimmetrica, per rappresentarne più correttamente il comportamento reale.

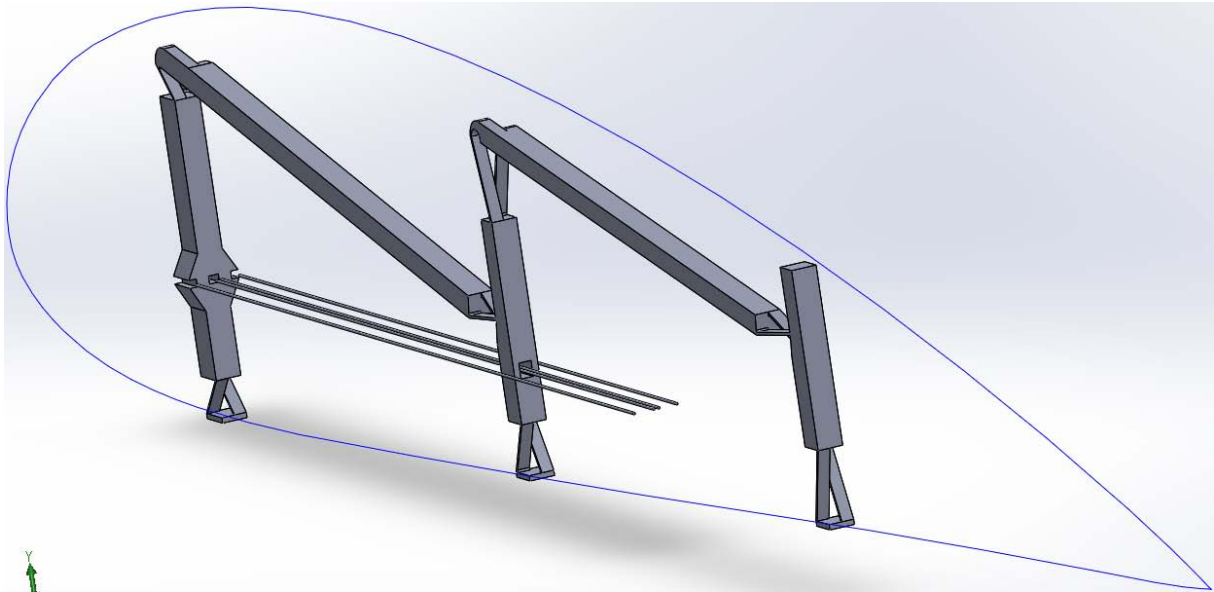


Figura 4.17. *Rappresentazione geometrica del meccanismo e dei cavi di Nitinol.*

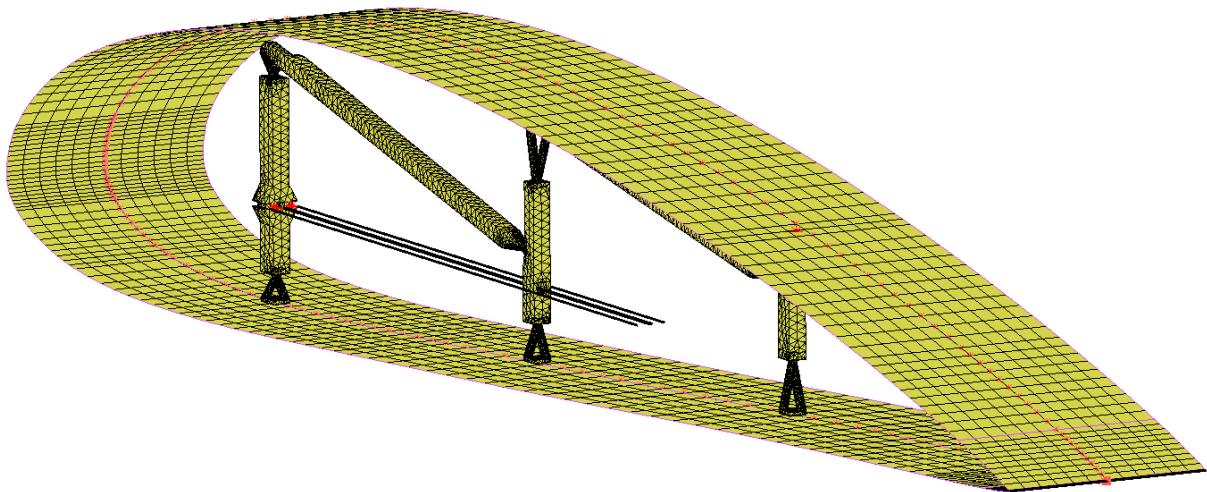


Figura 4.18. *Rappresentazione FEM dell'intera struttura; in particolare, si noti la struttura bidimensionale della pelle, con una mesh più fitta presso il trailing edge e il leading edge.*

Una mesh tridimensionale è stata applicata anche al meccanismo mobile, utilizzando elementi tetraedrici lineari. Dimensioni di elemento maggiori sono state impiegate per le parti più rigide del meccanismo, mentre una mesh più fitta è stata utilizzata presso le zone *compliant*; un numero maggiore di elementi in queste aree, specie lungo lo spessore dei piani, permette di simulare meglio il comportamento a flessione dei *pseudo-joints*. Oltre ad aumentarne il numero, si è deciso di modificare l'ordine dell'elemento nell'intorno delle strutture *compliant*, da lineare a quadratico, incrementando così notevolmente il numero dei nodi (Figura 4.19). Elementi

tetraedrici quadratici differiscono da quelli lineari per il numero di nodi, presenti non solo presso i vertici ma anche in mezzzeria ad ogni spigolo; in questo modo, raddoppiano i nodi anche lungo lo spessore dei piani, simulando più correttamente la flessione dei *flexural pivot*. Lo svantaggio di impiegare questa tipologia di elementi è che si genera un gran numero di nodi che appesantisce l'analisi e porta a lunghi tempi di calcolo.

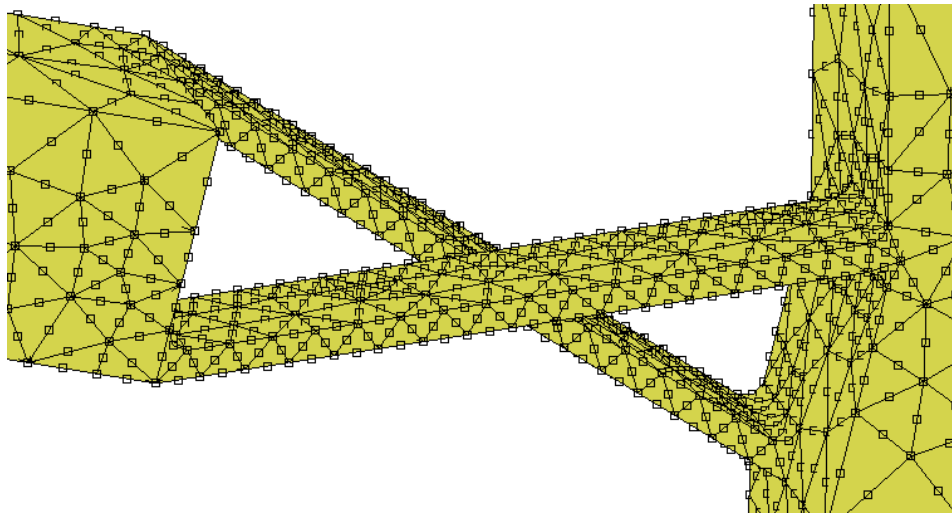


Figura 4.19. Particolare di una struttura compliant con una mesh più fitta.

Il collegamento tra i cavi e la struttura *compliant* è stato eseguito tramite un comando RBE2, uno per ogni cavo. Sia i nodi all'estremità dei cilindri che quelli tra i fori sono identificati come nodi dipendenti, mentre il nodo indipendente è un nodo creato a parte (Figura 4.20); presso quest'ultimo, vengono applicate le condizioni al contorno. Gli spostamenti uguagliati sono solo quelli lungo x (l'asse del cavo), poiché è l'unico grado di libertà in comune. Lo stesso procedimento è stato adottato per unire il meccanismo alla pelle, uguagliando, però, tutti i gradi di libertà, come se i due componenti fossero saldati.

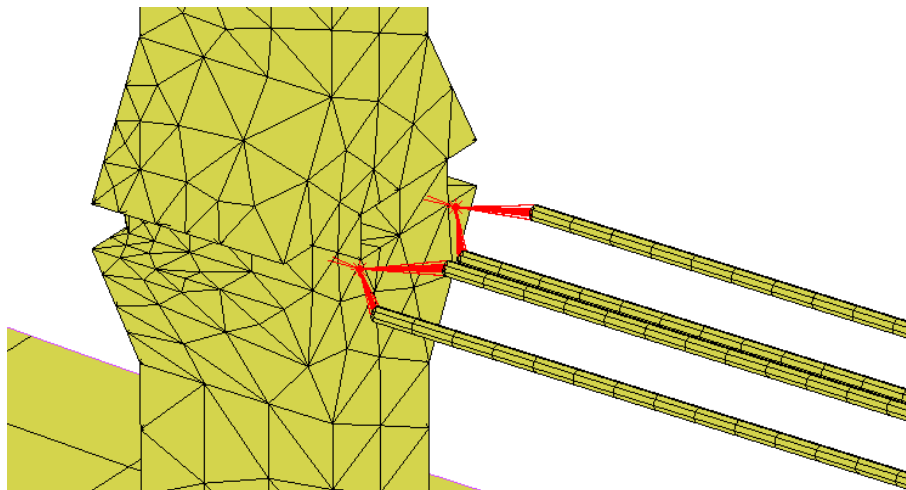


Figura 4.20. Grafica del comando RBE2 tra i cavi di Nitinol e il meccanismo mobile.

4.2.3 Proprietà

La sezione delle proprietà si divide in proprietà geometriche e proprietà dei materiali. Le proprietà geometriche sono due e dipendono dal tipo di elemento imposto; esse sono 2D o 3D a seconda che l'elemento sia 2D o 3D. Per gli elementi 3D, la proprietà applicata è di tipo Solid, mentre, per gli elementi 2D, è di tipo Shell; lo spessore imposto è pari a 0.9 mm.

I materiali adottati sono tre: acciaio, Nitinol e alluminio. Il meccanismo è composto in acciaio, perché, sebbene sia molto denso, ha degli elevati limiti di snervamento, caratteristica utile per i meccanismi *compliant* che tendono a concentrare le tensioni. La lega scelta è AISI 410, in quanto è la più utilizzata per i *flexural pivot*; ha un limite di snervamento di 600 MPa, un modulo di Young di 210 GPa e una densità di 7900 kg/m³. L'alluminio, invece, è il materiale impiegato per la pelle dell'ala, come di consuetudine per le strutture aeronautiche; la lega scelta è la AA 7075, dal modulo di Young di 72 GPa, con un limite di snervamento di 503 MPa ed una densità di 2810 kg/m³. Mentre i materiali precedenti sono isotropi e seguono un modello costitutivo lineare, imporre i giusti parametri per la lega a memoria di forma è più complesso. Tra i due modelli che il solutore mette a disposizione per gli *shape memory alloys*, quello da selezionare è il modello termomeccanico, poiché l'analisi prevede variazioni di temperatura oltre che di tensione. Il modulo di Young è di 35 GPa per la martensite e di 70 GPa per l'austenite, mentre il coefficiente di Poisson è di 0.33 (come per le leghe di alluminio); la densità è pari a 6500 kg/m³. I parametri di trasformazione dipendono molto dalla lega e dai trattamenti termici subiti; cercando tra le schede tecniche online e tra articoli accademici, i valori scelti sono:

- $M_S^0 = 25^\circ\text{C}$, $M_F^0 = 5^\circ\text{C}$, $A_S^0 = 40^\circ\text{C}$ e $A_F^0 = 60^\circ\text{C}$;
- $C_m = 6\text{e}+06$ e $C_a = 8\text{e}+06$;
- Frazione iniziale di volume di martensite = 0;
- $\varepsilon_{eq}^T = 0.08$, $\varepsilon_v^T = 0$, $\sigma_{eff}^g = 1.5\text{e}+08$ e $g_0 = 1\text{e}+09$.

I valori delle grandezze appena elencate rispettano le condizioni richieste. Il range di transizione è di circa 20°C ed ha un'isteresi tra le due fasi di compresa tra i 20 e i 50°C. Le temperature possono essere espresse sia in gradi Celsius che in Kelvin, ciò che importa è la loro differenza. Sebbene alcune temperature di transizione siano al di sotto della temperatura ambiente, si ricorda che i cavi si trovano costantemente in uno stato di tensione che innalza tali temperature. La tensione di snervamento dell'austenite è di 600 MPa, mentre il coefficiente di dilatazione termica è pari a 6.6e-06/°C. La visualizzazione a colori (Figura 4.21) permette di distinguere

più facilmente i materiali in gioco (lo stesso può essere fatto anche per le proprietà geometriche).

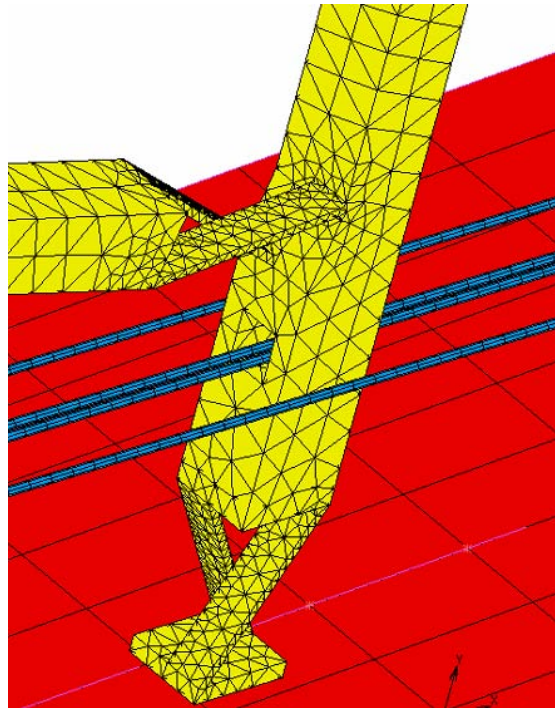


Figura 4.21. Visualizzazione a colori dei diversi materiali: alluminio (rosso), acciaio (giallo) e SMA (blu).

4.2.4 Condizioni al contorno

Nel paragrafo 4.1.1 si è spiegato il processo che si intende simulare all'interno del software agli elementi finiti; tale procedimento deve essere adattato al programma a seconda dei comandi e delle funzioni concesse. Per fare ciò, si impone una serie di condizioni al contorno e di forzanti controllate in successione in modo tale da riprodurre l'intero processo. I passaggi ordinati imposti all'analisi sono i seguenti:

1. Mantenendo costanti le geometrie, viene imposta una variazione di temperatura da 150°C a 0°C per il cavo di Nitinol, così che il materiale abbia memoria della configurazione iniziale della fase austenitica;
2. Una volta che l'attuatore è in forma martensitica *twinned*, viene inserito in trazione nel meccanismo. Per fare questo, essendo x la direzione dell'asse del cavo, viene imposto un vincolo lungo x presso l'estremità del cavo in cui è presente il RBE2, mentre uno spostamento positivo lungo x dell'estremità opposta lo porta a trazione (Figura 4.22);

in questo modo, avendo imposto condizioni sugli spostamenti solo lungo x, il cavo è libero di contrarsi lungo le direzioni perpendicolari all'asse anche presso gli estremi. Raggiunta la posizione finale, quell'estremo sarà vincolato in x, come se agganciato alla struttura fissa;

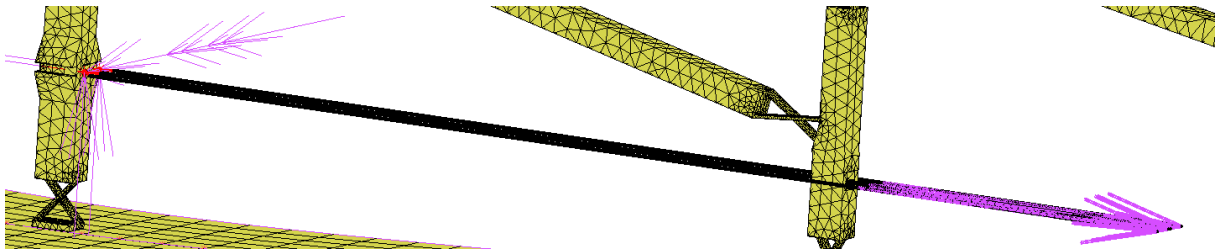


Figura 4.22. Condizioni sugli spostamenti presso le estremità dei cavi.

3. Ora che il cavo è in tensione, si toglie il vincolo lungo x precedentemente messo presso il RBE2, così che la struttura e l'estremità del cavo, seppur collegati tra loro, siano liberi di muoversi lungo x;
4. I precedenti passaggi sono serviti ad impostare la struttura nella sua configurazione termomeccanica iniziale. Da questo momento, l'unica grandezza controllata è la temperatura, ed ogni spostamento e tensione che si genera sono conseguenti al solo controllo termico. Tale processo consiste, pertanto, in fasi di riscaldamento e di raffreddamento del cavo, ripetute ciclicamente.
5. Variando la temperatura, la parte posteriore dell'ala si abbassa, per poi tornare alla posizione iniziale. La diversa curvatura dell'ala comporta differenti carichi aerodinamici; questi vengono inseriti come campi spaziali di pressione (determinati in un altro software per diversi angoli di flap) e attivati in successione durante l'abbassamento del *trailing edge*. I profili di pressione vengono calcolati e implementati a seconda dello spostamento lungo y del *trailing edge*, ossia quando questo è uguale a 0, 1.5 e 2.2 mm.

Le condizioni al contorno da imporre sono le seguenti:

- Vincolo su tutti i gradi di libertà per la base del meccanismo e la parte inferiore della pelle, in quanto collegati alla struttura fissa;
- Condizioni di simmetria per i cavi;
- Vincolo momentaneo lungo x applicato presso il RBE2 tra cavo e meccanismo;
- Spostamento dell'estremità del cavo $\Delta l = 3$ mm, sulla base della tabella in figura 4.23;

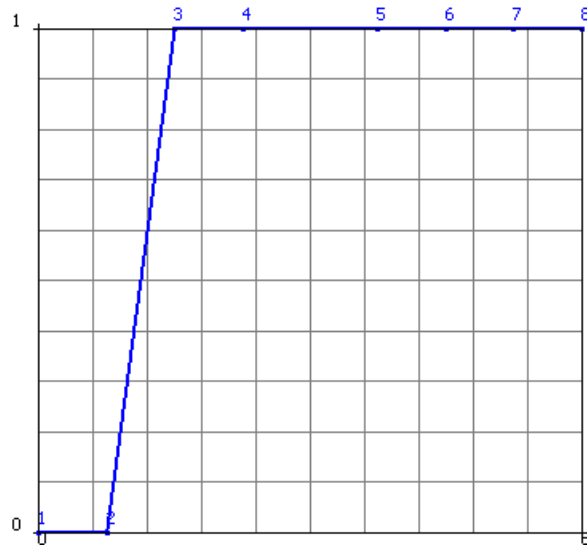


Figura 4.23. Grafico dello spostamento di un estremo del cavo; dopo la trazione iniziale, diventa un vincolo.

- Temperatura dei cavi di Nitinol, come espresso in figura 4.24;

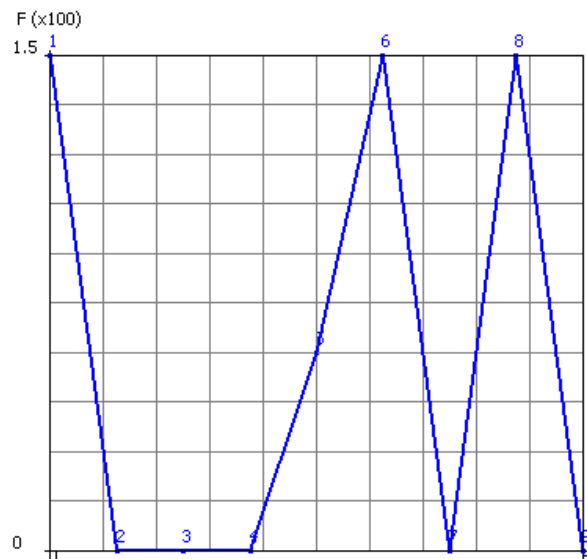


Figura 4.24. Grafico della temperatura nello SMA: le temperature estreme sono 150°C e 0°C.

- Pressioni sulla superficie esterna della pelle. Esse sono associate ad un campo spaziale, in cui è definita la pressione in ogni punto dell'intradosso e dell'estradosso. Poiché queste pressioni cambiano durante il processo, sono stati creati anche i campi di pressione per angoli di flap differenti.

4.2.5 Loadcases e Analisi

La parte finale della modellazione prevede di definire i *loadcases* e i parametri dell'analisi. L'analisi è strutturale statica, e i *loadcases* dipendono da essa. I *loadcases* statici permettono di definire con che sequenza agiscono le condizioni al contorno; i passaggi 1-5 descritti nel precedente paragrafo rappresentano ciò che viene imposto nei *loadcases*. In particolare, la fase di riscaldamento (ma vale anche per quella di raffreddamento) è stata suddivisa in più *loadcases* a seconda dei carichi aerodinamici variabili.

Il metodo iterativo selezionato è quello di Newton-Rapson (di default) e, per le analisi che mostrano le non linearità più accentuate, è stata ristretta la tolleranza della forza relativa da 0.1 a 0.005. Ogni *loadcase* viene analizzato con un *time step* costante e modificabile in base alle esigenze: intervalli maggiori sono stati imposti per i passaggi più semplici, mentre le analisi accoppiate sono state risolte con un numero di *steps* anche dell'ordine del migliaio.

L'analisi è non-lineare, a causa dei grandi spostamenti e dei modelli costitutivi non lineari delle leghe a memoria di forma; oltretutto, sono analisi accoppiate, vista l'interdipendenza della temperatura e della tensione per le stesse leghe. Tra i vari parametri modificabili relativi all'analisi, si nota che MSC Marc fornisce, tra i risultati, anche la frazione di volume di martensite; in questo modo, è possibile verificare quale sia la percentuale di martensite in ogni istante e se la trasformazione di fase sia avvenuta totalmente. Oltre a questa grandezza, risulta utile ottenere i risultati anche relativi agli stress, alle deformazioni e alla temperatura.

4.3 Post-processing e risultati

4.3.1 Metodo iterativo per la determinazione dei carichi aerodinamici

Sebbene MSC Marc permetta di gestire l'accoppiamento tra temperatura e tensione per l'attuatore, non è in grado di gestire l'adattamento *in processing* del carico aerodinamico sul profilo alare. Inoltre, questo simulatore non risolve analisi aerodinamiche, per cui è necessario servirsi di un software a parte (X Foil). È stato pertanto sviluppato un metodo per introdurre nel modello agli elementi finiti i carichi aerodinamici variabili in maniera approssimata ma indicativa. Poiché è necessario possedere il file di coordinate del profilo in diversi istanti dell'attuazione del sistema (cosa che si può ottenere solo una volta eseguita una simulazione), le prime analisi devono essere condotte con le sole pressioni esterne iniziali del profilo indeformato. Il *post-processing* porterà, tra le varie cose, alla visualizzazione della pelle che cambia la sua curvatura durante l'attuazione del cavo di Nitinol. Il solutore permette di esportare le coordinate di una selezione di nodi per un dato incremento; in questo modo, è possibile ottenere i files con le coordinate del profilo per diversi angoli di flap.

Una volta che il file è stato adattato ad X Foil tramite Excel, i diversi profili possono essere introdotti in X Foil ed essere soggetti agli stessi passaggi descritti nel paragrafo 4.1.4. A questo punto, è importante precisare che i profili precedentemente determinati non sono quelli definitivi, ma solo quelli preliminari; infatti, dato un certo profilo aerodinamico e determinate condizioni al contorno (velocità, angolo d'attacco, numero di Reynolds, ecc.), il campo di pressione che si genera sulla pelle porterà a deformazione il profilo alare, cambiandone la curvatura a seconda della rigidità della struttura. Un profilo diverso comporterà, però, una distribuzione differente del carico aerodinamico rispetto alla configurazione precedente, e il nuovo campo di pressione avrà ancora un effetto sulla geometria del profilo. Per risolvere questo problema complesso da simulare, si è sviluppato un metodo iterativo da eseguire tra i due software; si introduce la deformata determinata da MSC Marc in X Foil, da cui si trova il campo di pressione che verrà inserito in MSC Marc, che porterà ad una nuova deformata da importare in X Foil, e così via finché la curvatura del profilo e il campo di pressione non si stabilizzano, ossia finché una successiva iterazione non comporti un'apprezzabile variazione della geometria. Questo lavoro è stato effettuato per diversi valori di abbassamento del *trailing edge*. Una volta ottenute tutte le pressioni per i vari profili, il modello risulta completato.

Per una velocità di 100 km/h, a temperatura ambiente e pressione atmosferica, con un numero di Reynolds pari a $1e+06$, le distribuzioni del coefficiente di pressione lungo i profili deformati sono proposte in figura 4.25 e 4.26.

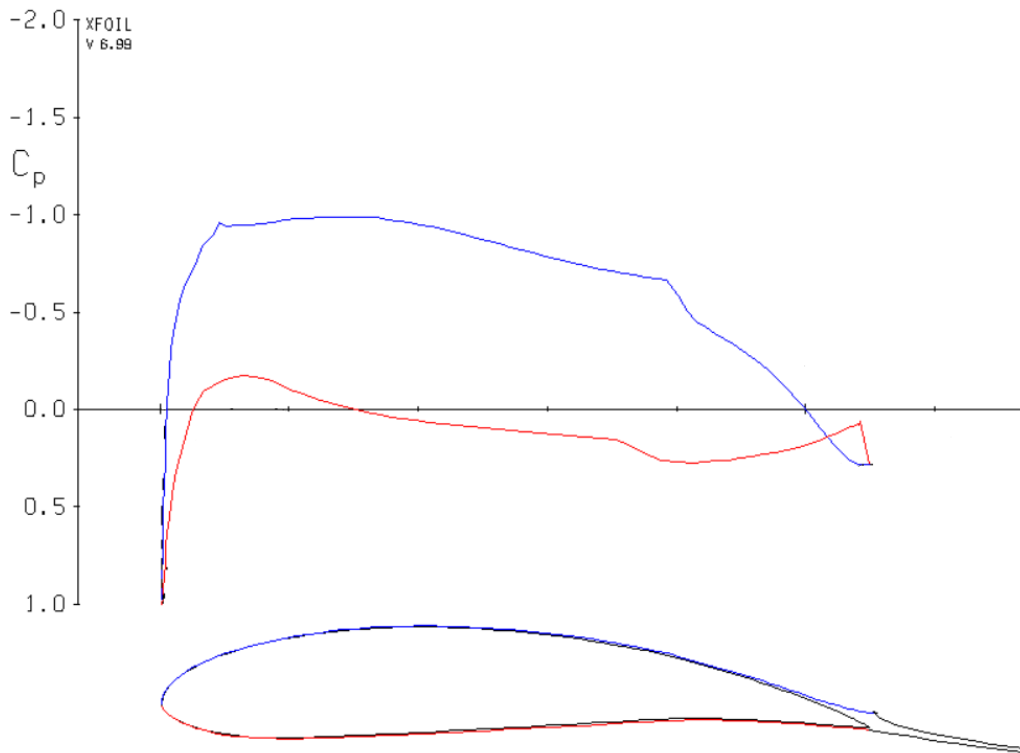


Figura 4.25. Andamento del C_p e linee di flusso attorno al profilo alare con il trailing edge abbassato di 1.5mm.

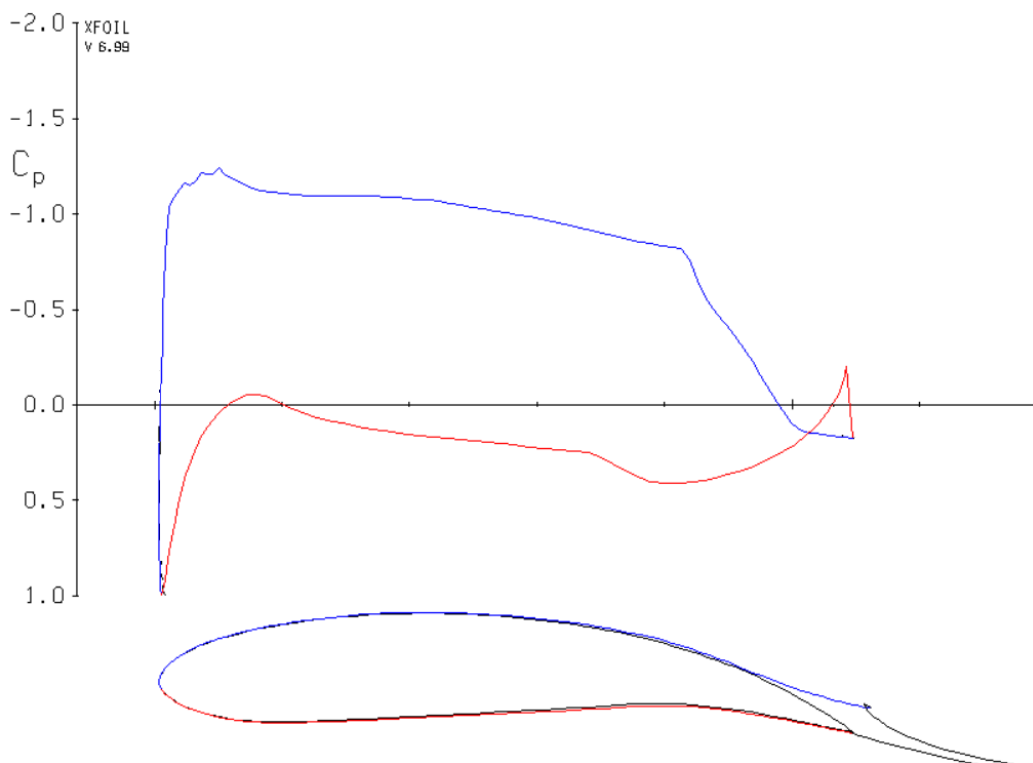


Figura 4.26. Andamento del C_p e linee di flusso attorno al profilo alare con il trailing edge abbassato di 2.2mm.

4.3.2 Analisi dei risultati

Terminata l'analisi, il solutore permette di visualizzare sia gli spostamenti di ogni componente, sia i valori delle selezionate grandezze di output per l'intero sistema. La prima fase del processo, ossia la diminuzione di temperatura, aveva lo scopo di comportare la trasformazione di fase da austenite a martensite; il successo di questa operazione può essere controllato visualizzando la frazione di volume di martensite, da 0 a 1. L'allungamento del cavo, secondo lo spostamento imposto, può essere osservato direttamente in grafica; tensioni e deformazioni aumentano con lo spostamento dell'estremità. Poiché il passaggio successivo prevede la rimozione del vincolo posizionato presso il RBE2 tra cavo e meccanismo mobile, ciò che si nota in questa fase è un riassetamento dell'intera struttura a causa della forza di trazione esercitata dal cavo. Sebbene il cavo sia collegato al meccanismo tramite una condizione sugli spostamenti, la rigidità del meccanismo non è tale da sostenere la forza esercitata dal cavo in tensione, e, pertanto, gli *pseudo-joints compliant* si inflettono finché gli effetti elastici di entrambe le strutture non giungono all'equilibrio meccanico. Da questo passaggio, il meccanismo risulterà leggermente piegato, mentre il cavo sarà un po' più corto rispetto al precedente massimo allungamento (Figura 4.27).

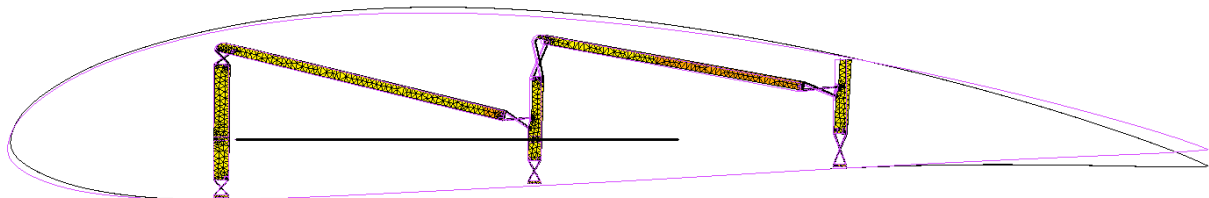


Figura 4.27. Riadattamento iniziale della struttura con il cavo in trazione mentre agiscono i carichi aerodinamici.

La trasformazione di fase che avviene per riscaldamento dell'attuatore porta la struttura a deformarsi interamente fino a giungere alla configurazione finale dalla più accentuata curvatura, come richiesto. L'aumento di temperatura iniziale non comporta alcun effetto sul sistema perché la trasformazione in austenite inizia ad una determinata temperatura; questa non è A_s , perché il cavo è in trazione e, pertanto, tale temperatura è calcolabile tramite la (4.1). Come verrà meglio spiegato successivamente, la trasformazione finirà ad una temperatura ricavabile tramite la stessa formula, ma con una tensione diversa, perché durante il passaggio di fase cambiano anche le tensioni interne. Lo stesso fenomeno si verifica durante il raffreddamento, con le relative temperature di transizione.

4.3.2.1 Risultati relativi alla struttura

Le variazioni strutturali che avvengono nel meccanismo e nella pelle si verificano solo in fase di attuazione, ossia durante i cicli termici, mentre precedentemente tali strutture non sono coinvolte. La pelle manifesta una geometria che varia durante tale processo, cambiando l'intera curvatura; in particolare, si osserva l'abbassamento della coda dell'ala. Per questo modello, si osserva una variazione dell'angolo di flap di 12° , con il *trailing edge* che si abbassa di 2.5 mm (Figura 4.28). I grandi spostamenti che hanno luogo in particolare presso la coda non sono dovuti a grandi deformazioni della pelle, ma sono conseguenza della somma di piccole deformazioni lungo tutta la pelle; questo comportamento è dovuto alla configurazione *compliant* attribuita alla pelle in fase di design. Alle piccole deformazioni corrispondono valori molto bassi di tensione interna.

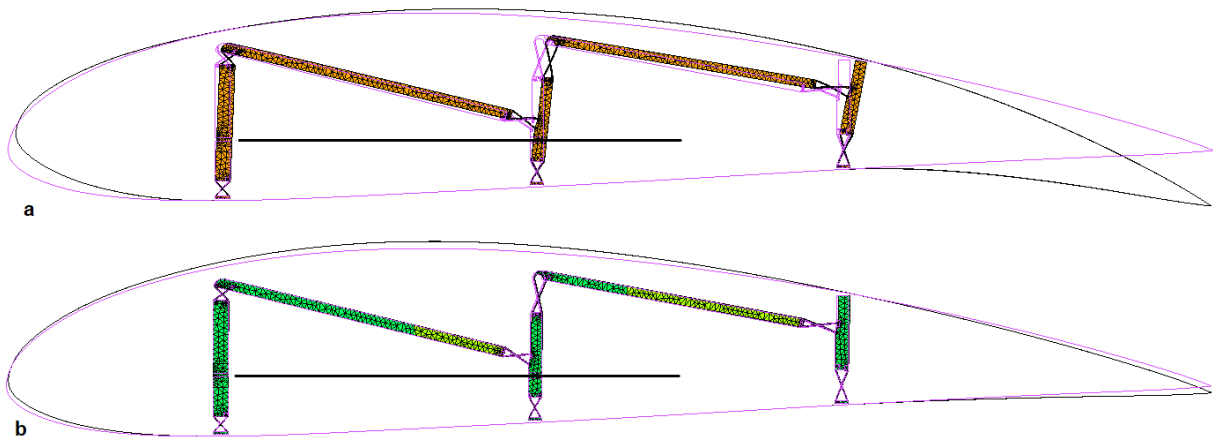


Figura 4.28. Visualizzazione 2D del profilo alare e del sistema interno in fase di completa attivazione (a) e disattivazione (b) della *morphing technology*.

Come previsto, il meccanismo manifesta delle deformazioni e degli spostamenti tanto maggiori quanto più posteriore è la parte sotto osservazione; in particolare, si nota che i membri verticali si inflettono in maniera differenziata, con la pelle che si sposta insieme alla parte terminale del meccanismo. Mentre le regioni più spesse si comportano sostanzialmente da corpi rigidi, caratterizzati da tensioni interne estremamente basse, le parti del meccanismo su cui va concentrata maggiore attenzione sono le strutture *compliant*. Esse rappresentano le zone più critiche dell'intero sistema, in quanto le tensioni si accumulano in un'area limitata, essendo queste le parti del meccanismo in cui si verificano le deformazioni maggiori per flessione. La geometria, lo spessore e la lunghezza di ogni componente sono state ottimizzate per abbassarne le tensioni, adottando la configurazione del *flexural pivot*; a fine simulazione, si può notare come l'angolo compreso tra i due piani del *pivot compliant* sia mutato e manifesti le deformazioni maggiori presso il membro posteriore. La figura 4.29 riporta la distribuzione delle

tensioni in vari componenti del meccanismo in fase di massimo abbassamento del *trailing edge*. Le massime tensioni sono pari a 510 MPa, inferiori alla tensione di snervamento dell'acciaio pari a 600 MPa. Sebbene le tensioni massime soddisfino i requisiti di resistenza meccanica, è fondamentale non trascurare l'effetto dovuto al lavoro a fatica, che abbassa i limiti di snervamento e di rottura del materiale; uno studio a fatica comporta un'ulteriore e più stringente ottimizzazione geometrica dei componenti. Concentrazioni di tensioni, seppur inferiori rispetto a quelli delle strutture *compliant*, avvengono anche presso i fori del membro anteriore a cui sono collegati gli *shape memory alloys*.

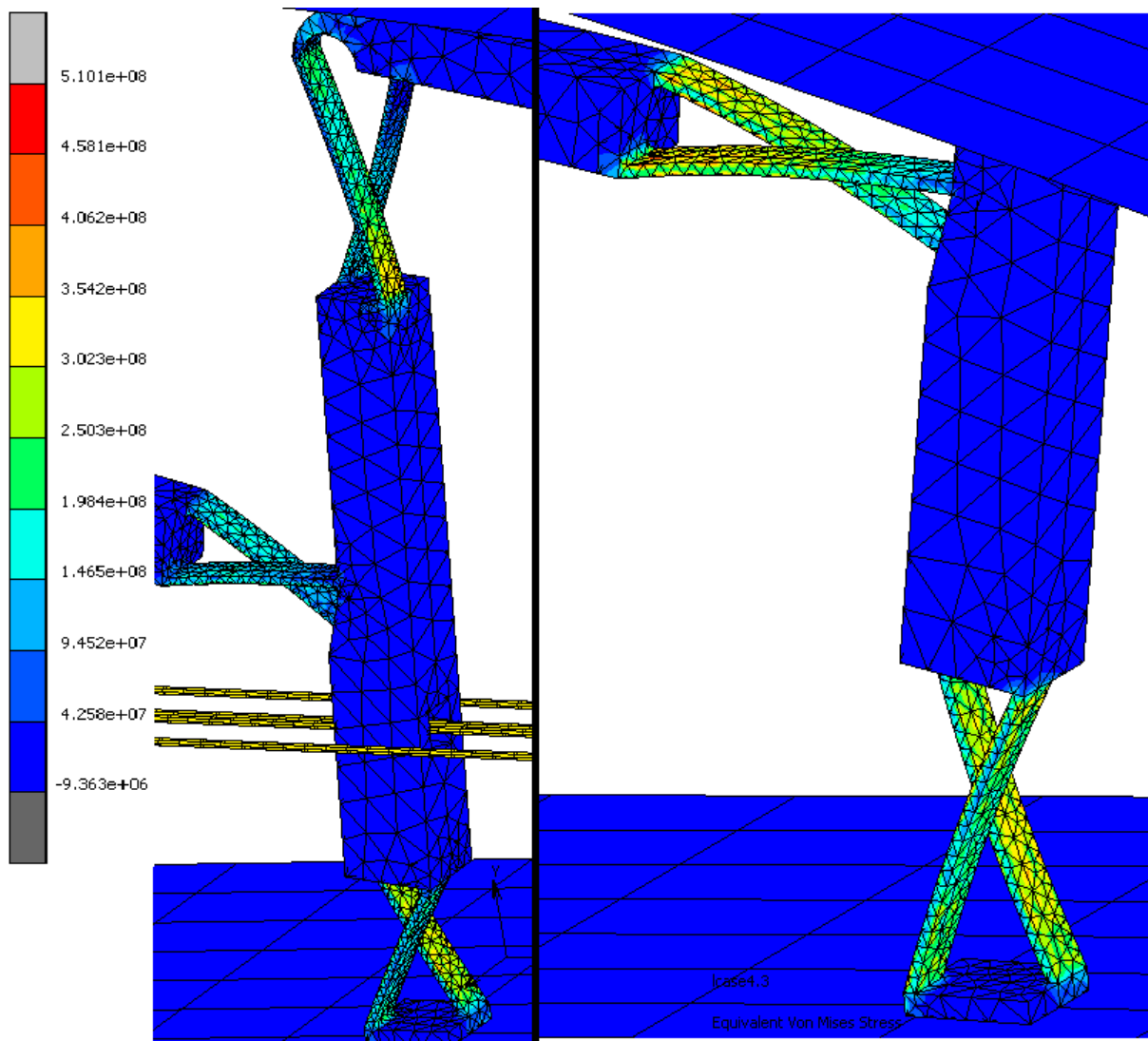


Figura 4.29. Distribuzione degli stress presso le strutture compliant connesse ai membri centrale e posteriore.

4.3.2.2 Risultati relativi allo shape memory alloy

In grafica è possibile visualizzare tutte le grandezze d'interesse e osservare il loro comportamento ad ogni incremento, ma risulta utile anche creare dei grafici che coinvolgano le suddette grandezze. Questi grafici sono relativi ad un nodo preciso da selezionare; il nodo scelto appartiene all'estremità non vincolata del cavo di Nitinol (in prossimità del RBE2), in quanto il comportamento dello *shape memory alloy* è il fattore di maggior interesse in questo progetto. Oltre alla fase iniziale (come descritto dai passaggi 1, 2 e 3 del paragrafo 4.2.4), nei grafici sono riportati due cicli termici di riscaldamento e raffreddamento.

Il primo grafico ha la funzione di verificare che la trasformazione di fase sia avvenuta al 100%. La visualizzazione dell'andamento della frazione di volume di martensite con il tempo permette di avere una comprensione chiara e univoca di tale comportamento, senza curve che si sovrappongono; si ricorda che l'analisi è statica, per cui il termine "tempo" non indica la grandezza fisica esprimibile in secondi, ma rappresenta una misura della successione delle fasi secondo un certo ordine compreso tra inizio e fine processo. Come si può notare dalla figura 4.30, si verifica la totale trasformazione di fase per entrambi i cicli termici.

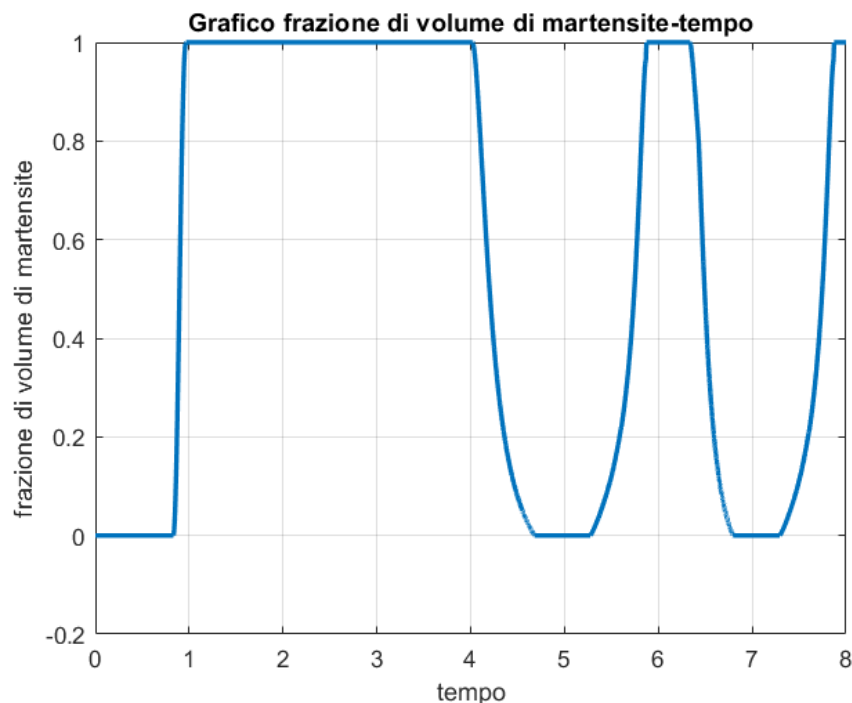


Figura 4.30. Grafico frazione di volume di martensite-tempo per lo SMA.

Riproporre il grafico temperatura-tempo non serve, perché è imposto come campo ed è già riportato in figura 4.22. Più interessante è il grafico frazione di volume di martensite-temperatura, in cui si notano sia le temperature di inizio e fine trasformazione che il

comportamento isteretico del materiale. La figura 4.31 riporta ed illustra i primi passaggi del processo, mentre il grafico completo è presente in figura 4.32. Inizialmente il cavo viene fatto raffreddare a tensione nulla e diventa martensite *twinned* (curva *a*); a ciò segue la fase di trazione, che non è di interesse per questo grafico. Si può notare come, riscaldando il materiale, esso torni ad essere austenite (curva *b*), per poi tornare martensite in seguito a raffreddamento (curva *c*). Il grafico del successivo ciclo termico è leggermente diverso dal precedente, in quanto il sistema ha avuto modo di riadattarsi; dal secondo ciclo termico, i grafici saranno sempre gli stessi. Le temperature limite entro cui avviene la trasformazione al 100 % sono 20°C e 120°C.

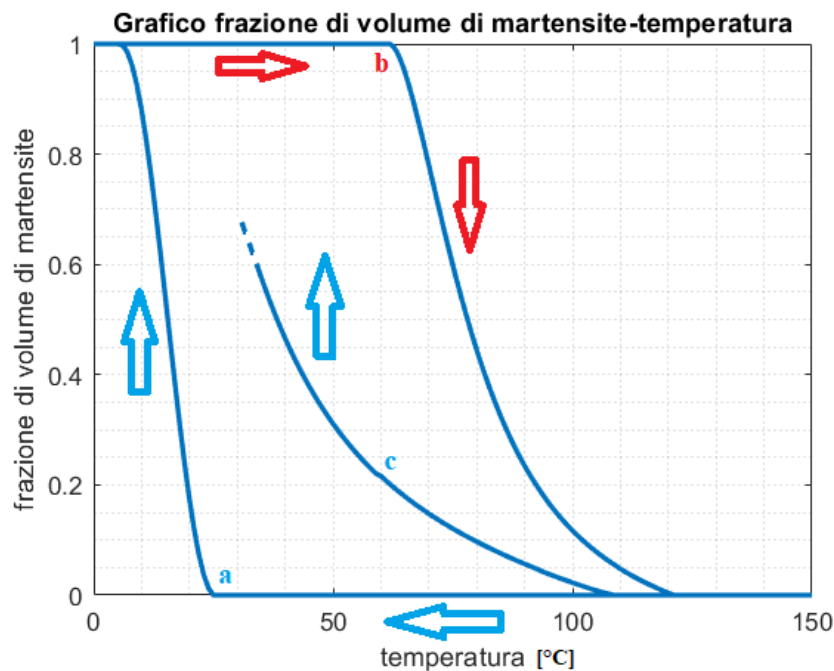


Figura 4.31. Grafico frazione di volume di martensite-temperatura parziale e illustrativo relativo allo SMA.

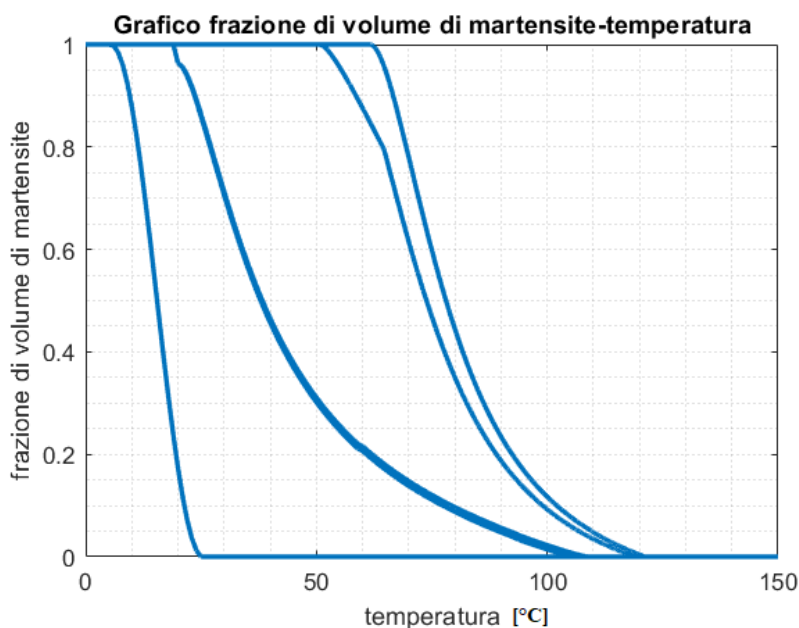


Figura 4.32. Grafico frazione di volume di martensite-temperatura completo relativo allo SMA.

Il prossimo grafico è uno dei più importanti nello studio degli *shape memory alloys* ed è già stato riportato più volte nel capitolo 2 per spiegare il comportamento termoelastico del materiale: il diagramma tensione-temperatura. In figura 4.33 e 4.34, si può notare come variano le tensioni interne con l'effetto termico. Questi grafici riportano tutti i passaggi, poiché ogni fase del processo influenza il comportamento termico o quello meccanico dell'attuatore. Il processo inizia a 150°C e tensione nulla, si raffredda fino a 0°C (curva *a*), dopodiché si mette in trazione a temperatura costante (curva *b*). Si può notare che il successivo passaggio termomeccanico inizia ad una tensione minore rispetto a quella massima verificatasi precedentemente; questo avviene a causa del recupero elastico che si verifica in seguito alla rimozione del vincolo presso il RBE2, che porta ad un rilassamento delle tensioni e ad una diminuzione dell'allungamento del cavo (curva *c*).

Il ciclo termico inizia con il cavo in tensione. La fase di riscaldamento non comporta variazioni nel sistema fino a che raggiunge la temperatura di inizio transizione per tale stato tensionale. Poiché la trasformazione di fase comporta il recupero della forma iniziale e la manifestazione di una forza che deforma l'intero sistema contrastandone la rigidità, il passaggio da martensite *detwinned* ad austenite è accompagnato da un aumento della tensione interna. Variando la tensione interna, cambiano anche le corrispondenti temperature di inizio e fine trasformazione; per cui, aumentando la temperatura, aumenta la tensione e, di conseguenza, sono maggiori le temperature di inizio e fine transizione. Questo procedimento continua finché non raggiunge una tensione la cui corrispondente temperatura di transizione equivale alla temperatura effettiva in cui si trova il materiale (curva *d*). Oltre questa temperatura, rimane costante lo stato tensionale del Nitinol. Durante questo processo, la lega passa da 100% martensite a 100% austenite. Anche durante il successivo raffreddamento, la tensione rimane costante, fino alla temperatura di inizio trasformazione in martensite, minore di A_F . Il comportamento termoelastico è simile a quello della fase di riscaldamento, ma raggiunge una tensione ed una temperatura di fine trasformazione minori rispetto a quelle iniziali (curva *e*); questo avviene a causa di un riassetto del sistema. Il secondo ciclo termico, pertanto, inizia con uno stato termoelastico differente dal precedente ciclo, per poi descrivere una curva che si sovrappone alle precedenti e che si ripete per tutti i cicli successivi. Si osserva l'isteresi del comportamento termoelastico del materiale. L'attuatore lavora in un range di tensioni tra 86 MPa e 500 MPa. In figura 4.33 sono state tracciate anche le curve di demarcazione di inizio e fine trasformazione per entrambe le fasi, verificando così che la transizione avviene ai corretti stati termomeccanici.

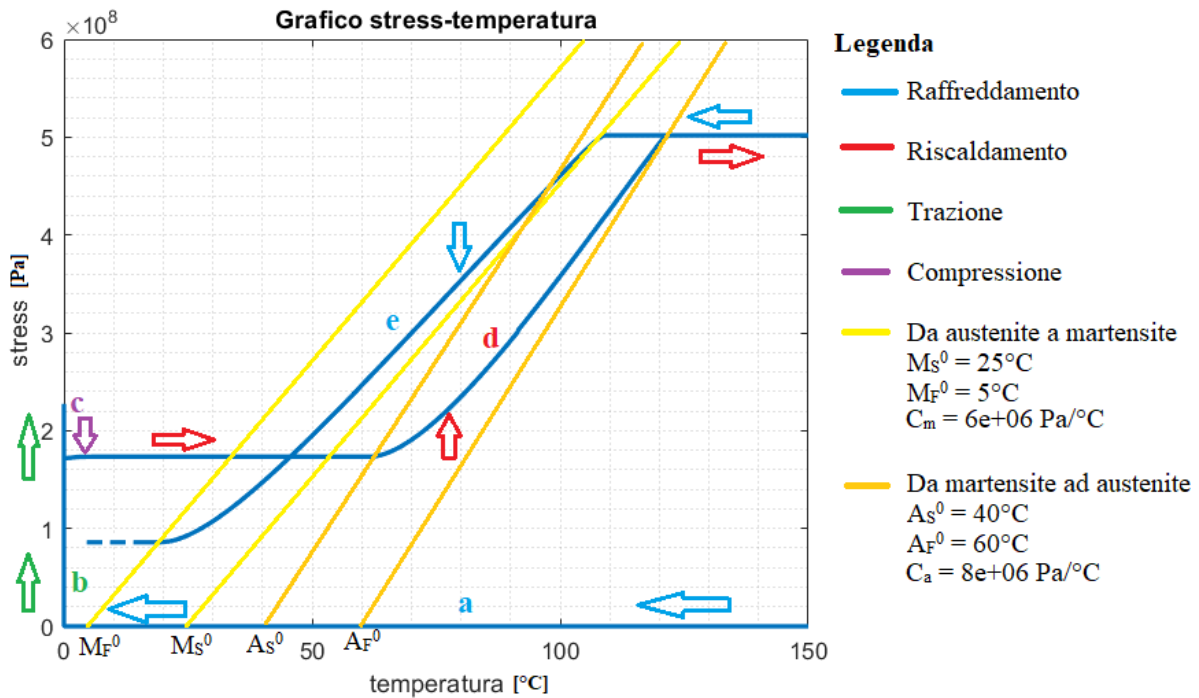


Figura 4.33. Grafico parziale e illustrativo relativo al comportamento termoelastico dello SMA.

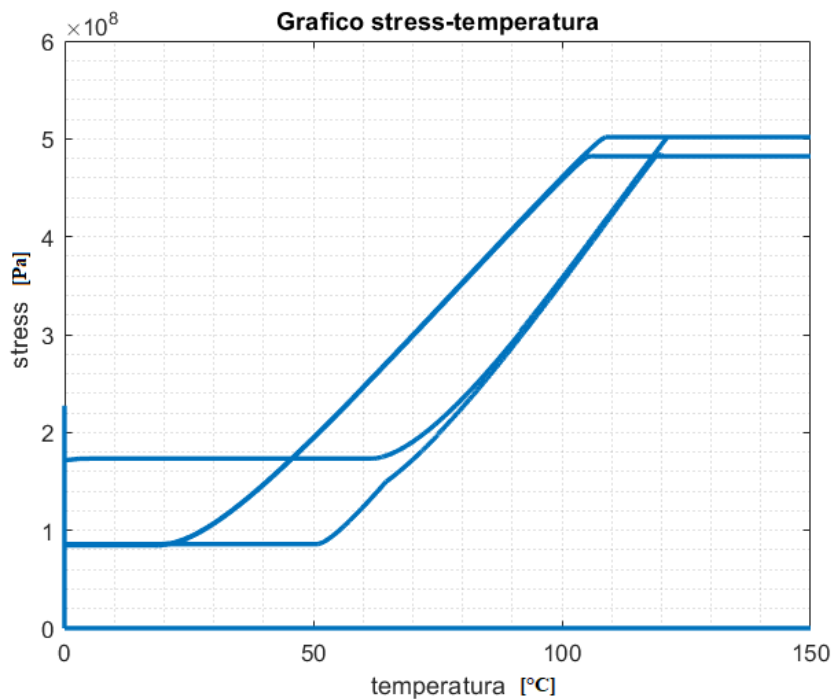


Figura 4.34. Grafico tensione-temperatura completo per lo SMA.

Un grafico equivalente è quello deformazione-temperatura (Figura 4.35); si possono notare le fasi di raffreddamento iniziale, trazione, recupero elastico ed isteresi dei cicli termici. Il cavo lavora in costante stato di deformazione, alternandosi tra due configurazioni in condizioni di alta o bassa temperatura; la differenza tra tali valori è detta deformazione di trasformazione, ed è dovuta all'effetto memoria. I valori di deformazione limite sono $1.04E-02$ e $1.44E-02$, mentre la deformazione di trasformazione è pari al 0.4 %.

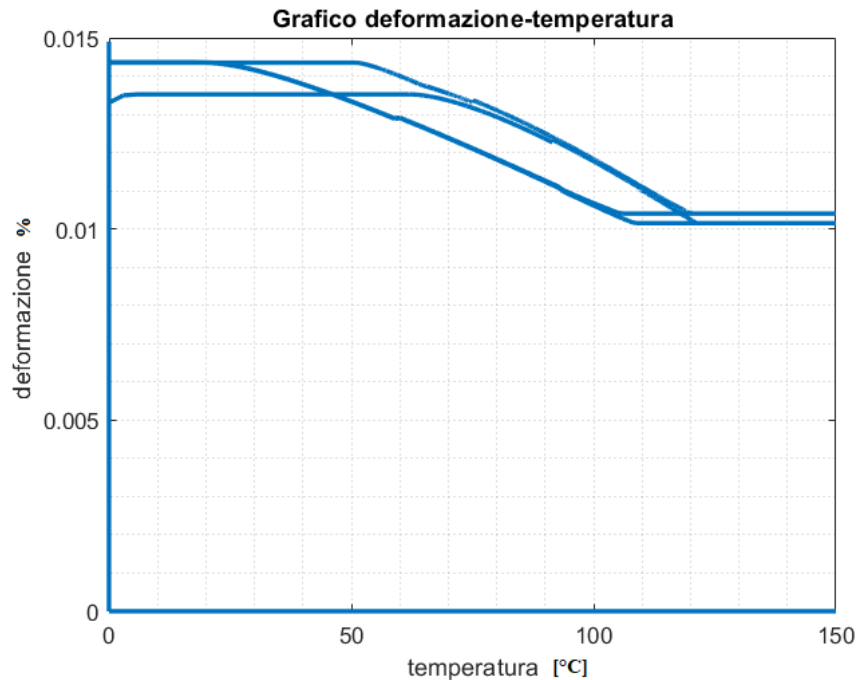


Figura 4.35. Grafico deformazione-temperatura per lo SMA.

L'ultimo grafico proposto è quello *stress-strain* (Figura 4.36); esso non dà informazioni relative agli effetti termici, ma descrive il comportamento meccanico del materiale. Si possono osservare le deformazioni e le tensioni minime e massime, e i corrispondenti valori limite che hanno luogo durante i cicli termici. Questo diagramma mostra, in particolare, un fenomeno che precedentemente poteva essere solo intuito, ossia il *detwinning* in fase di trazione del cavo; si nota, infatti, come, inizialmente, la martensite manifesti un comportamento elastico (descritto dal modulo di Young imposto durante la modellazione), per poi cambiare pendenza, diminuendo la rigidità. Questo comportamento dipende dal valore di σ_{eff}^g , ε_{eq}^T e g_0 . In base allo spostamento imposto, si raggiunge un determinato grado di deformazione, minore rispetto al completo *detwinning*. Il riassetto della struttura è accompagnato da un recupero parziale di deformazione e da un rilassamento delle tensioni, ed è descritto dal modulo di Young della martensite (si notino le uguali pendenze).

Da quando ha inizio la trasformazione di fase in austenite, il cavo in trazione tende a recuperare la forma iniziale indeformata, pertanto manifesta una diminuzione di deformazione; contemporaneamente, la tensione aumenta, esercitando una forza sull'intera struttura. Questo processo continua finché non diventa austenite al 100%. Il punto nel grafico *stress-strain* in cui ha fine la trasformazione non è casuale, ma deve rispettare una condizione precisa; dal momento che l'austenite ha un unico modulo di elasticità e non è caratterizzata dal *detwinning*, tale punto si troverà sulla retta dalla pendenza pari al modulo di Young dell'austenite, diverso da quello

della martensite. Il maggiore modulo di Young dell'austenite e il *detwinning* della martensite sono il motivo per cui si verifica la deformazione di trasformazione, e, di conseguenza, l'effetto memoria. Irregolarità nell'andamento della linea retta che unisce inizio e fine trasformazione sono dovute all'introduzione di un differente campo di pressioni esterne. Si può notare che il comportamento meccanico del cavo in fase di raffreddamento è lo stesso di quello che si verifica durante il riscaldamento. Come già citato nella descrizione dei precedenti grafici, il raffreddamento termina con l'attuatore in uno stato termomeccanico differente (in questo caso, si osservano una deformazione maggiore ed una tensione minore), per poi mantenere lo stesso comportamento per i cicli successivi.

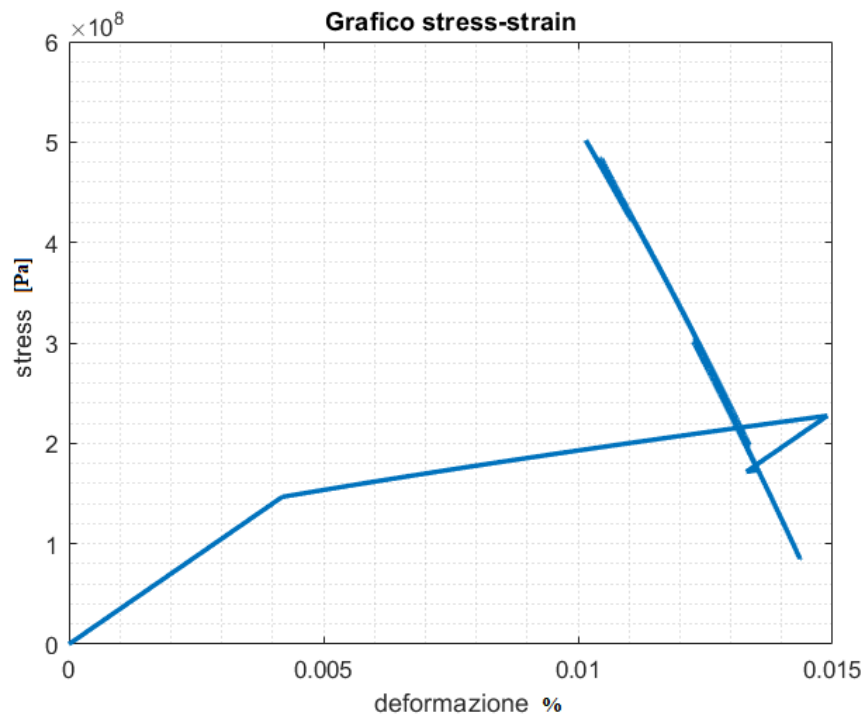


Figura 4.36. Grafico tensione-deformazione per lo SMA.

4.3.2.3 Risultati relativi alle prestazioni aerodinamiche

Oltre a determinare l'andamento del coefficiente di pressione lungo il profilo, X Foil permette di ricavare il coefficiente di portanza per ogni configurazione del profilo, di creare dei files contenenti tali coefficienti in funzione dell'angolo d'attacco e di originare grafici per un più semplice e diretto confronto dei risultati. Nel paragrafo 4.1.4, è riportato il grafico del coefficiente di portanza in funzione dell'angolo d'attacco per il profilo inalterato, ossia senza attivare il sistema di *morphing*. Poiché si sta considerando una velocità di crociera di circa 28 m/s e un numero di Reynolds di $1e+06$, il profilo analizzato non è propriamente il NACA 4415,

ma ha una curvatura leggermente diversa a causa della pressione aerodinamica. Sia per questo profilo che per tutti quelli successivi, verrà riportato il grafico considerando l'effetto del carico aerodinamico alla fine del processo iterativo descritto nel paragrafo 4.3.1. Una volta estratti i files di coordinate dei profili per uno spostamento della coda lungo y di 1.5 e 2.2 mm, oltre al profilo conclusivo, su X Foil sono stati determinati i coefficienti di portanza per un range di angoli d'attacco compreso tra l'angolo corrispondente ad un C_L nullo e 22° .

Su Matlab, è stato creato un grafico che unisce i risultati di tutti e quattro i profili considerati (Figura 4.37). Si nota come il comportamento del coefficiente di portanza migliora con l'abbassamento della coda. Per un angolo d'attacco nullo, il coefficiente di portanza aumenta da 0.22 a 0.58, mentre la portanza nulla si verifica per un angolo d'attacco di -10.5° per la struttura deformata, anziché per -4.5° , come accade per il profilo di base. Poiché il velivolo generalmente opera in condizioni di portanza massima, specie nelle fasi di decollo e atterraggio, il fattore più importante è il coefficiente di portanza massimo; esso aumenta da 0.8 a 0.9, ottenendo così un incremento del 12.5%. Oltre ad aumentare, si desidera che il range di angoli d'attacco entro cui tale valore è massimo sia maggiore; infatti, difficilmente il velivolo riesce a mantenere un preciso valore di angolo d'attacco, ma oscilla attorno ad esso. Osservando il grafico, si nota che nell'intorno del coefficiente di portanza massimo, la curva è più piatta per le deformazioni maggiori.

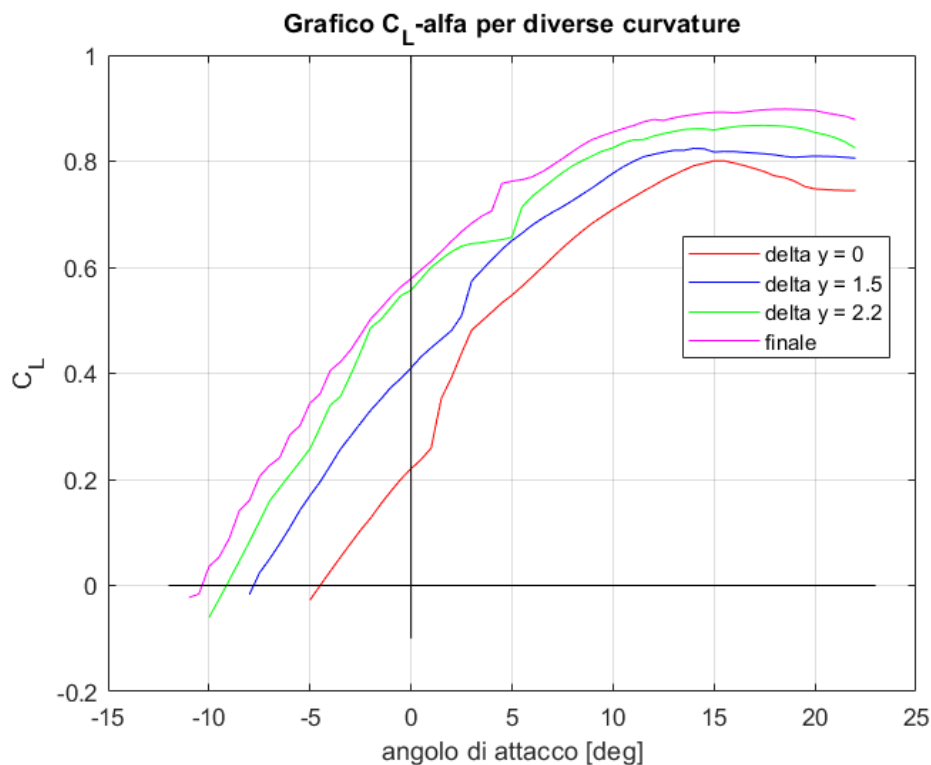


Figura 4.37. Grafico C_L - alfa per diverse curvature del profilo alare.

4.3.3 Rielaborazioni e considerazioni aggiuntive

Durante la simulazione, si può osservare l'effetto del carico aerodinamico sulla pelle. Agendo in maniera discreta e non continua, si nota un cambiamento repentino della curvatura al passaggio tra un *loadcase* e l'altro; tuttavia, da tale simulazione si può dedurre il comportamento complessivo della struttura con il carico aerodinamico e, in particolare, quanto la pelle resiste alla pressione esterna. Noto il materiale, tale comportamento dipende principalmente dallo spessore della pelle; più la pelle è spessa e maggiormente resiste alle deformazioni provocate dal carico aerodinamico. D'altra parte, però, la maggior rigidità dovuta ad una pelle più spessa ostacola il *morphing* dell'ala, ossia l'attuatore deve contrastare una maggior rigidità strutturale per originare le deformazioni richieste. Una pelle troppo sottile, sebbene non incrementi in maniera significativa la rigidità del sistema, si deformerebbe eccessivamente per effetto della pressione dell'aria, rendendo la struttura improponibile. Pertanto, lo spessore della pelle è stato scelto in modo tale da consentire contenute variazioni della curvatura per effetto dei carichi esterni, minimizzando l'incremento di rigidità strutturale del meccanismo. Si evidenzia che tale limite dipende dalla pressione considerata e, pertanto, dalle massime velocità concesse; il campo di pressione adottato è stato determinato, infatti, a partire da una nota velocità di riferimento (in questo caso 100 km/h) e, quindi, l'ottimo spessore della pelle è dipeso da quella pressione aerodinamica.

Ci si potrebbe interrogare ora su quale sia il contributo della larghezza della pelle per un solo sistema d'attuazione da un punto di vista sia strutturale che aerodinamico, come è stato appena fatto per lo spessore della pelle. Incrementandone la larghezza, aumenta la quantità di materiale che il meccanismo deve deformare e, quindi, aumenta la rigidità del sistema, complicando il lavoro dell'attuatore. Inoltre, si osserva che presso le cerniere *compliant* diventano maggiori le tensioni accumulate. La deformazione della pelle per effetto della resistenza aerodinamica, invece, è influenzata dalla larghezza della pelle in misura molto minore, perché, sebbene la rigidità dell'ala aumenti con la larghezza, aumenta anche la forza aerodinamica, dal momento che è incrementata la superficie su cui agisce la pressione. Massimizzare la larghezza della pelle per ogni sistema d'attuazione è, però, importante per minimizzare l'incremento di peso dovuto all'aggiunta di numerosi meccanismi d'acciaio e la richiesta di potenza per un gran numero di *shape memory alloys*.

In figura 4.38 si può osservare la variazione della curvatura del profilo con la coda nella posizione nominale dovuta al carico aerodinamico che si genera alle velocità considerate. Si

osserva che gli spostamenti maggiori si verificano presso la parte anteriore dell'estradosso, che corrisponde alla regione più lontana dai vincoli con la struttura interna. Questi spostamenti si verificano a causa della depressione che si origina all'estradosso, a cui si somma l'effetto dovuto all'alta pressione al *leading edge* che deforma l'intera struttura *compliant*. Da un punto di vista aerodinamico, il contributo dovuto al cambiamento di curvatura non è trascurabile; per questo motivo, dovranno essere considerate le pressioni aerodinamiche determinate alla fine del processo iterativo tra MSC Marc e X Foil.

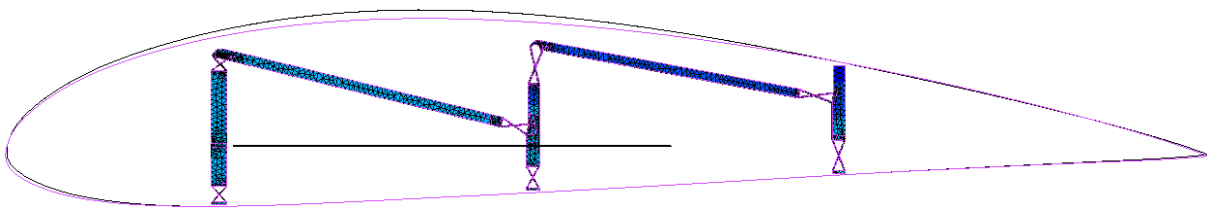


Figura 4.38. Profilo di base (viola) e profilo deformato a causa della pressione aerodinamica (nero).

La variazione dei precedenti parametri geometrici della pelle, insieme alle differenti configurazioni delle strutture *compliant* del meccanismo mobile, influiscono sulla globale rigidità del sistema. L'attuatore deve essere in grado di contrastare tale rigidità e di portare ad evidenti spostamenti dell'intera struttura durante i cicli termici. Per una determinata variazione di temperatura e stato tensionale iniziale, il comportamento meccanico del dispositivo è descritto dal grafico *stress-strain*, che mostra un segmento lineare che unisce lo stato di inizio a quello di fine trasformazione (si riveda la figura 4.36). La pendenza di questo tratto è un indice dello sforzo richiesto all'attuatore per deformare la struttura; in genere, conviene che questo segmento abbia la minore pendenza possibile. Infatti, una bassa pendenza significa che il cavo riesce a recuperare una notevole deformazione di trasformazione a svantaggio di un leggero aumento della tensione interna; un'elevata pendenza implica che si manifestano alte tensioni per uno scarso recupero di deformazione. Maggiore è la rigidità del sistema da deformare e maggiore sarà la pendenza di tale tratto. Inoltre, un altro fattore incide su tale pendenza: il numero di attuatori utilizzati per un singolo meccanismo. Più cavi di Nitinol sono adottati per un solo meccanismo, e più facile sarà per il sistema di attuazione effettuare quella determinata deformazione, e, pertanto, le tensioni interne saranno minori. Un più alto numero di attuatori, però, necessita di una quantità maggiore di potenza; quindi conviene scegliere il numero di attuatori in modo tale che le massime tensioni che si generano siano appena al di sotto del limite stabilito, considerando anche l'effetto dovuto al fenomeno della fatica, e che i conseguenti spostamenti siano quelli desiderati.

Un metodo per aumentare gli spostamenti della struttura senza modificare le deformazioni e le tensioni interne agli attuatori consiste nell'aumentare la lunghezza dei cavi di SMA e di aumentare proporzionalmente lo spostamento imposto all'estremità; in questo modo, le deformazioni saranno uguali ma gli spostamenti imposti al meccanismo mobile saranno maggiori. La deformazione di trasformazione aumenta anche se si considera una lega con la fase austenitica dall'alto modulo di Young (si ricordi che lo stato tensionale di fine trasformazione deve giacere sulla retta dal coefficiente angolare pari alla rigidezza dell'austenite). Inoltre, cavi dalla più ampia sezione esercitano forze maggiori rispetto a quelli più fini, ma richiedono un più alto fabbisogno energetico (e quindi più corrente elettrica) per subire determinate variazioni di temperatura.

Che siano variazioni geometriche della pelle oppure lunghezza, proprietà o numero di attuatori, i conseguenti spostamenti della coda sono limitati principalmente dagli stress che si concentrano nelle zone *compliant*; sarebbe facile, infatti, aumentare la curvatura del profilo di più rispetto a quella finale riportata in questo progetto, ma in questo modo verrebbe superato il limite strutturale imposto. Se sono necessari spostamenti maggiori della coda, l'unica soluzione consiste nel modificare e migliorare la geometria delle zone *compliant* (o, eventualmente, ricercare un materiale strutturale più adatto).

Relativamente alla serie di *loadcases* sviluppati, è possibile aggiungere un'altra condizione al contorno per perfezionare il modello. Poiché la rimozione del vincolo del RBE2 è istantanea e provoca un improvviso riadattamento del sistema che oscilla attorno una configurazione di equilibrio per qualche incremento, conviene sviluppare un metodo per controllare tale passaggio. Tra i risultati, è possibile ricavare la reazione del vincolo alla forza esercitata dal cavo al momento di massima tensione. Una volta rimosso il vincolo, si fa agire una forza di intensità pari a quella esercitata dal cavo ma in verso opposto, cosicché la rimozione del vincolo non comporti variazioni nella struttura. A tale forza, però, è associato un campo di intensità decrescente; in questo modo, dopo qualche incremento la forza si annulla e il sistema si stabilizza nella posizione favorevole.

4.3.3.1 Studio analitico della termodinamica dell'attuatore

Il cavo di Nitinol è attraversato da una certa corrente che lo farà riscaldare fino a raggiungere una temperatura di regime, alla quale la temperatura si stabilizza. L'aumento di temperatura è graduale e segue una legge esponenziale, partendo dalla temperatura ambiente θ_S fino a giungere alla temperatura limite θ_F . Mentre il cavo si riscalda per effetto Joule, viene scambiato calore verso l'ambiente, e tale fenomeno è tanto più consistente quanto più alta è la temperatura, a differenza dell'effetto Joule che rimane costante se la corrente (e la resistività) non varia; la somma dei contributi dei due fenomeni porta ad un aumento della temperatura che si conclude con l'equilibrio termico, in cui il calore prodotto per effetto Joule eguaglia il calore scambiato con l'ambiente [56]. La differenza di temperatura tra lo stato finale ed iniziale prende il nome di sovratemperatura $\Delta\theta$; essa dipende dalla corrente, dalle caratteristiche del conduttore e dai fattori ambientali.

Si sviluppa ora un'analisi preliminare della termodinamica dell'attuatore, ipotizzando una temperatura ambiente di 20°C e una temperatura di regime di 150°C, poiché, come si è visto, questo range è più che sufficiente per attivare lo *shape memory alloy*. Il raggio della sezione del cavo è di $2.5 \cdot 10^{-4}$ m, mentre la lunghezza è pari a 0.2 m; in realtà, la lunghezza di un singolo cavo è maggiore, ma verrà dimostrato che la lunghezza del cavo ha un'importanza relativa per quest'analisi. La resistività del Nitinol è pari a $7.6 \cdot 10^{-7}$ $\Omega \cdot m$, il calore specifico è di 322 J/(kg·K) e la densità è pari a 6500 kg/m³. Il coefficiente globale di trasmissione del calore è complesso da determinare; si considera qui un valore di 50 W/(m²·K) [57]. Per cui si ha:

$$L = 0.2 \text{ m}; \quad r = 2.5 \cdot 10^{-4} \text{ m}; \quad \rho = 7.6 \cdot 10^{-7} \Omega \cdot m; \quad c = 322 \text{ J}/(\text{kg} \cdot \text{K}); \quad d = 6500 \text{ kg}/\text{m}^3;$$

$$k = 50 \text{ W}/(\text{m}^2 \cdot \text{K}); \quad \Delta\theta_{\max} = 130 \text{ K};$$

Dal raggio si possono determinare sezione e perimetro del cavo, e di conseguenza la sua superficie laterale e la massa.

$$A = \pi r^2 = 1.963 \cdot 10^{-7} \text{ m}^2$$

$$p = 2\pi r = 1.571 \cdot 10^{-3} \text{ m}$$

$$S = pL = 3.141 \cdot 10^{-4} \text{ m}^2$$

$$m = dV = dAL = 2.552 \cdot 10^{-4} \text{ kg}$$

La resistenza del cavo si può calcolato come:

$$R = \rho \frac{L}{A} = 0.774 \Omega$$

Poiché la potenza prodotta per effetto Joule ($P = RI^2 = \rho \frac{L}{A} I^2$) è uguale alla potenza dissipata per scambio termico in condizioni di equilibrio termico, è possibile così determinare la corrente necessaria a raggiungere la temperatura di regime di 150°C.

$$kS\Delta\theta_{max} = RI^2 \quad (4.3)$$

Risulta:

$$I = \sqrt{\frac{kS\Delta\theta_{max}}{R}} = \sqrt{\frac{kpL\Delta\theta_{max}}{\rho \frac{L}{A}}} = \sqrt{\frac{kpA\Delta\theta_{max}}{\rho}} = 1.624 A \quad (4.4)$$

Si ricava ora l'andamento della temperatura con il tempo, così da determinare inoltre il tempo che l'attuatore impiega prima di raggiungere la temperatura di regime. In ogni istante δt , il calore prodotto dal passaggio della corrente deve essere uguale alla somma del calore immagazzinato nel cavo con il calore dissipato verso l'ambiente [58]. Per cui vale:

$$dW_p = dW_i + dW_d \quad (4.5)$$

$$P\delta t = mc\delta(\Delta\theta) + kS\Delta\theta\delta t$$

dove $\delta(\Delta\theta)$ rappresenta la variazione di sovratemperatura nell'intervallo δt . Con qualche passaggio, si ricava:

$$\frac{P}{kS} = \frac{mc}{kS} \frac{\delta(\Delta\theta)}{\delta t} + \Delta\theta$$

$$\Delta\theta(t) = \frac{P}{kS} \left[1 - e^{\left(-\frac{t}{\frac{mc}{kS}}\right)} \right] = \frac{\rho I^2}{kAp} \left[1 - e^{\left(-\frac{t}{\frac{mc}{kpL}}\right)} \right] \quad (4.6)$$

con $\frac{\rho I^2}{kAp} = \Delta\theta_{max} = 130 K$ e $\frac{mc}{kpL} = \tau = 5.231 s$. τ è detta costante di tempo termica.

Quindi:

$$\Delta\theta(t) = \Delta\theta_{max} \left[1 - e^{\left(-\frac{t}{\tau}\right)} \right] \quad (4.7)$$

Per determinati istanti di tempo, è possibile ricavare i corrispondenti valori di sovratemperatura e di temperatura effettiva (Tabella 4.1) oppure si può direttamente tracciare il grafico (Figura 4.39).

t (s)	5	10	15	20	25
$\Delta\theta$ ($^{\circ}\text{C}$)	80	110.8	122.6	127.2	128.9
T ($^{\circ}\text{C}$)	100	130.8	144.6	147.2	148.9

Tabella 4.1. Valori campionati di sovratemperatura e temperatura ogni 5 secondi.

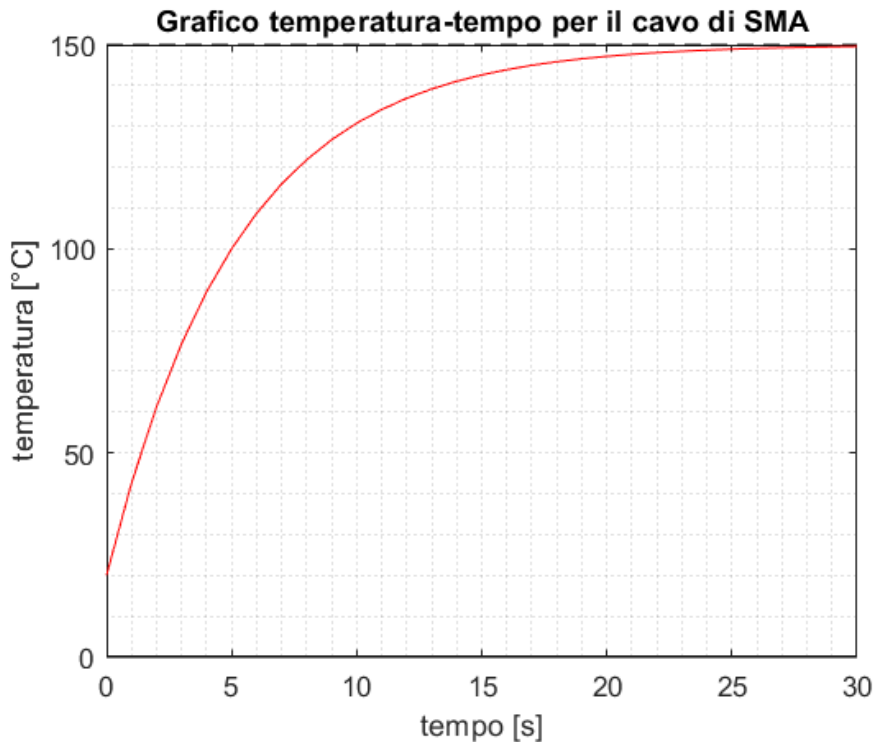


Figura 4.39. Grafico temperatura-tempo per il cavo di SMA in fase di riscaldamento.

A causa del comportamento asintotico, il corpo non raggiungerà mai la temperatura di regime; tuttavia, tale temperatura si considera raggiunta per rapporti t/τ di circa 4 o 5. Poiché dall'analisi strutturale risulta che il sistema è totalmente deformato raggiunta la temperatura di 120°C , si deduce che la completa trasformazione avviene dopo 13 s. Tale intervallo di tempo dipende dal coefficiente globale di trasmissione del calore, che dovrà essere determinato con accuratezza. Il valore di tempo ricavato da questa analisi è alto se comparato ad altri sistemi più rapidi; si è infatti sottolineato fin da subito che la bassa frequenza di attivazione delle leghe a memoria di forma è uno degli svantaggi principali di tale *smart material*. Si può notare dalle precedenti formule come la corrente [4.4] e l'andamento della sovratemperatura [4.6] siano indipendenti dalla lunghezza del cavo; sebbene essa sia presente nella costante di tempo termica all'interno della formula della sovratemperatura, il suo rapporto con la massa (dipendente dalla lunghezza) ne è invece indipendente.

La stessa analisi può essere effettuata per il raffreddamento del cavo. In questo caso, la potenza prodotta è nulla, e pertanto si può scrivere:

$$dW_i + dW_d = 0 \quad (4.8)$$

$$mc\delta(\Delta\theta) + kS\Delta\theta\delta t = 0$$

$$\frac{mc}{kS} \frac{\delta(\Delta\theta)}{\delta t} + \Delta\theta = 0$$

L'andamento della sovratemperatura nel tempo è quindi:

$$\Delta\theta(t) = \Delta\theta_{max} e^{\left(\frac{-t}{\tau}\right)} \quad (4.9)$$

dove $\Delta\theta_{max}$ e τ hanno lo stesso significato e lo stesso valore definiti in precedenza. La sovratemperatura raggiunge approssimativamente zero per rapporti t/τ pari a circa 4 o 5. In questo progetto, la trasformazione in martensite avviene al 100% a 20°C, pari alla temperatura ambiente, e perciò quando la sovratemperatura è pari a zero. Il cavo raggiunge quella temperatura dopo circa 25 s partendo da una temperatura di 150°C. Se si partisse dalla temperatura di fine trasformazione in austenite (ossia 120°C), si raffredderebbe dopo lo stesso intervallo di tempo; infatti la costante di tempo termica è la stessa e il rapporto t/τ di regime pure. Il grafico che riporta l'andamento della temperatura con il tempo è riportato in figura 4.40.

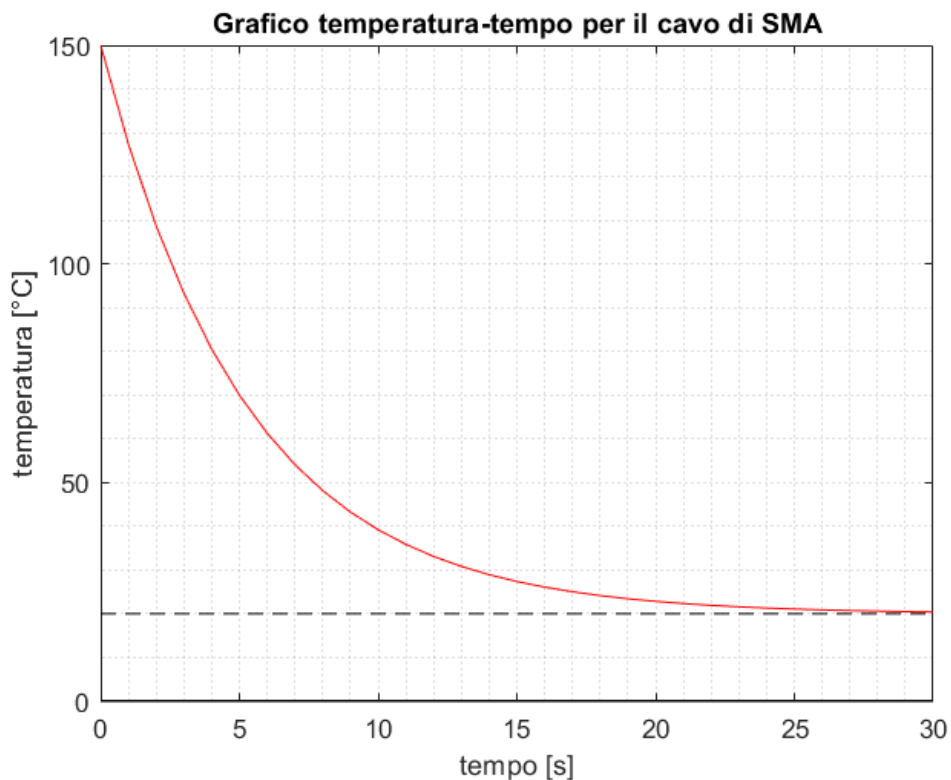


Figura 4.40. Grafico temperatura-tempo per il cavo di SMA in fase di raffreddamento.

4.3.3.2 Sviluppi futuri

Il modello presentato in questo progetto potrebbe essere ampliato e perfezionato tramite lo studio e lo sviluppo di ulteriori analisi relative al sistema. Innanzitutto, sebbene il dimensionamento sia stato fatto assicurando livelli di tensione massima inferiori al limite di snervamento per mezzo di un certo fattore di sicurezza, un'analisi del comportamento a fatica aumenterebbe l'affidabilità del sistema e riporterebbe il numero di cicli entro cui effettuare delle opere di manutenzione o, eventualmente, sostituire le parti danneggiate; queste considerazioni devono essere effettuate sia per il meccanismo che per l'attuatore.

Così come il dimensionamento delle strutture *compliant* ha permesso di ridurre le masse in tali regioni garantendo gli spostamenti richiesti e rimanendo al di sotto dei limiti di snervamento, un'ottimizzazione di ogni componente del meccanismo porterebbe a diminuire notevolmente l'aumento di peso dovuto all'introduzione della *morphing technology*, rendendo tale sistema ancora più competitivo rispetto ai meccanismi convenzionali. Inoltre, lo sviluppo di un'analisi equivalente a quella riportata in questo progetto ma basata su meccanismi e sistemi di attuazione convenzionali consentirebbe di confrontare i due modelli e verificare quale sia più vantaggioso. Infine, all'analisi statica con campo di temperatura imposto possono essere associate altre analisi, come quella dinamica o con il campo di temperatura dipendente dalla corrente.

Oltre alle analisi aggiuntive che possono accompagnare questo progetto, la creazione in laboratorio della *morphing wing* modellata al simulatore permetterebbe, tramite dei sensori e le gallerie del vento, di ricavare dei risultati sperimentali da confrontare con quelli simulati per verificarne la correttezza.

Conclusioni

Il lavoro svolto in questo progetto ha permesso di dimostrare gli effetti che comporta l'introduzione di una tecnologia di *morphing* nell'ala di un velivolo. Come prima cosa, è stata effettuata un'ampia ricerca bibliografica che ha permesso di definire lo stato dell'arte per quanto riguarda le *morphing wings* già progettate o in fase di sviluppo. Sono state prese in esame diverse tipologie di *smart materials* e *smart structures*, confrontandole per capire i vantaggi conseguenti al loro impiego. Si è poi scelto e studiato i componenti e i meccanismi di assemblaggio del sistema da realizzare; si è così stabilito che l'attuatore fosse costituito da cavi di lega a memoria di forma e che sia il meccanismo interno all'ala che la pelle fossero *compliant*. L'analisi della loro natura fisica e del loro funzionamento ha permesso di simulare più correttamente il loro comportamento nel software agli elementi finiti e di ottimizzarne le geometrie.

In un programma di analisi strutturale (MSC Marc), è stato creato il modello di un'ala tridimensionale *compliant* attuata tramite *shape memory alloys* dalla curvatura variabile. Lo scopo era quello di verificare non solo che la variazione della curvatura avrebbe comportato un miglioramento delle performance aerodinamiche, ma anche che tali deformazioni erano ottenibili dal sistema creato rispettando i limiti strutturali di resistenza meccanica. In parallelo, è stato effettuato uno studio dell'aerodinamica del profilo tramite un apposito software (X Foil), con lo scopo di ricavare i coefficienti di portanza per varie configurazioni del profilo, fino alla condizione di massima deformazione. L'abbassamento del *trailing edge* ha comportato un incremento del coefficiente di portanza massima da 0.8 a 0.9 (ossia con un incremento del 12.5%), mentre la portanza nulla avviene per un angolo d'attacco di -10.5° anziché per -4.5° ; questi valori sono stati determinati per una velocità di crociera di 28 m/s e un numero di Reynolds di $1e+06$. Le pressioni sul profilo ricavabili da X Foil sono state introdotte in MSC Marc come condizione al contorno, influenzando sulle deformazioni della pelle stessa. L'analisi strutturale ha permesso di simulare il moto conseguente all'attivazione e disattivazione del meccanismo e di osservare gli spostamenti di ogni componente, oltre a controllare l'andamento delle varie grandezze fisiche sia direttamente sul sistema che tramite appositi grafici. Le massime tensioni che si generano nelle cerniere *compliant* (510 MPa) sono inferiori ai limiti di snervamento dell'acciaio (600 MPa); similmente, i cavi di Nitinol raggiungono una tensione massima di 500 MPa, inferiore al relativo limite di snervamento (600 MPa). La massima rotazione del *trailing edge* è pari a 12° circa.

Sebbene le tensioni massime siano inferiori ai limiti di snervamento, l'attivazione ripetuta del sistema di *morphing* può portare ad una diminuzione della resistenza meccanica tanto maggiore quanto più alto è il numero di cicli di azionamento. Per verificare che il sistema resista per un elevato numero di cicli, è importante effettuare un'analisi a fatica; l'abbassamento delle tensioni massime, realizzabile ottimizzando le geometrie delle strutture, può garantire una vita a fatica più lunga.

Ringraziamenti

Ringrazio il professore e relatore Mirco Zaccariotto per la professionalità, la disponibilità e la prontezza nel rispondere, dare consigli e fornire materiale utile per la suddetta tesi.

Ringrazio i miei genitori e mio fratello per aver sempre creduto in me, per il costante supporto e il continuo appoggio dall'inizio del mio percorso.

Ringrazio il mio amico Gianluca per avermi accompagnato in ogni momento di questo percorso ed essermi stato d'aiuto ogni qualvolta ne avevo bisogno.

Ringrazio tutti coloro che, anche solo per un consiglio, hanno contribuito alla stesura di questa tesi.

Riferimenti bibliografici e web

- [1] Jian Sun Leng Jinsong, Qinghua Guan (2016) “Morphing aircraft based on smart materials and structures: A state-of-the art review”. In: *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 1-24.
- [2] Rafic Ajaj et al (2013) “Morphing Aircraft: The Need for a New Design Philosophy”. 7. ANKARA INTERNATIONAL AEROSPACE CONFERENCE, AIAC-2013-054, 11-13 September 2013 - METU, Ankara TURKEY.
- [3] [https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Future SMART Rotor Blades.jpg](https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Future_SMART_Rotor_Blades.jpg)
- [4] Terrence A. Weisshaar “Morphing Aircraft Technology – New Shapes for Aircraft Design”. In *Multifunctional Structures / Integration of Sensors and Antennas* (pp. O1-1 – O1-20). Meeting Proceedings RTO-MP-AVT-141, Overview 1. Neuilly-sur-Seine, France: RTO. Available from: <http://www.rto.nato.int/abstracts.asp>.
- [5] Silvestro Barbarino et al. (2011) “A Review of Morphing Aircraft”. In: *Journal of Intelligent Material Systems and Structures* 22: 823–877.
- [6] Hamid Basaeri et al. (2014) “Experimental study of a bio-inspired robotic morphing wing mechanism actuated by shape memory alloy wires”. In: *Mechatronics*, Volume 24, Issue 8, December 2014, Pages 1231-1241.
- [7] Pedro D. R. Santos et al. (2018) “Effect of design parameters on the mass of a variable-span morphing wing based on finite element structural analysis and optimization”. In: “*Aerospace Science and Technology* 80, 587–603.
- [8] José Lobo do Vale et al. (2018) “Chapter 4 - Span Morphing Concept: An Overview”. In: *Morphing Wing Technologies, Large Commercial Aircraft and Civil Helicopters*, 2018, Pages 125-144.
- [9] <https://en.wikipedia.org/wiki/Tiltrotor>
- [10] John L. Reed (2005) “Adaptive Wing Structures”. In: *Proceedings of SPIE Smart Structures and Materials 2005: Industrial and Commercial Applications of Smart Structures Technologies*, 9 March, San Diego, CA, Vol. 5762.
- [11] <https://andrewrwood.com/wing-area-aspect-ratio/>

- [12] <https://www.pinterest.com.mx/pin/274508539773428341/>
- [13] [https://it.wikipedia.org/wiki/Diedro_\(aeronautica\)](https://it.wikipedia.org/wiki/Diedro_(aeronautica))
- [14] [https://en.wikipedia.org/wiki/Dihedral_\(aeronautics\)](https://en.wikipedia.org/wiki/Dihedral_(aeronautics))
- [15] <https://www.rikoooo.com/it/downloads/viewdownload/47/460>
- [16] Mujahid Abdulrahim and Rick Lind (2004) “Flight Testing and Response Characteristics of a Variable Gull-Wing Morphing Aircraft”. In: *AIAA Guidance, Navigation, and Control Conference and Exhibit*, 16 - 19 August 2004, Providence, Rhode Island.
- [17] <https://commons.wikimedia.org/wiki/File:Douglas.skyraider.folded.arp.jpg>
- [18] Erdoğan Kaygan, Ceren Ulusoy (2018) “Effectiveness of Twist Morphing Wing on Aerodynamic Performance and Control of an Aircraft”. In: *Journal of Aviation 2* (2): 77-86.
- [19] David A. Neal et al. (2004) “Design and Wind-Tunnel Analysis of a Fully Adaptive Aircraft Configuration”. In: *45th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 19-22 April, Palm Springs, CA, AIAA 2004-1727.
- [20] Roelof Vos, Ron Barrett (2011) “Mechanics of pressure-adaptive honeycomb and its application to wing morphing”. In: *Smart Materials and Structures 20*, 094010 (11pp).
- [21] Lorenzo Iannucci (2008) “Design of Morphing Wing Structures”. 3rd SEAS DTC Technical Conference - Edinburgh 2008.
- [22] Ashwin C. Henry et al. (2019) “Smart Morphing Wing: Optimization of Distributed Piezoelectric Actuation”. In: *AIAAJ, Aeronautics & Astronautics*, Vol. 57, Num. 6.
- [23] <https://structures.ethz.ch/research/sa/smart-airfoil.html>
- [24] <http://fab.cba.mit.edu/classes/865.18/motion/piezoelectric/index.html>
- [25] Peter Konstanzer et al. (2002) “Recent Advances in Eurocopter's Passive and Active Vibration Control”. In: *Proceedings of the American helicopter society 64th annual forum*, Montréal, QC, Canada, 29 April–1 May.
- [26] P. Jaenker (2008) “Piezo Active Vibration and Noise Control in Helicopters”. In: *Proceedings of the 26th international congress of the aeronautical sciences*, Anchorage, Alaska, 14–19 September, pp. 1–10.

- [27] K Joon Yoon (2002) “Design and manufacture of a lightweight piezo-composite curved actuator”. In: *Smart Materials and Structures* 11, 163–16.
- [28] Musavir Bashir (2019) “Magnetostrictive Smart Materials Review for Morphing Aircraft”. In: *ARPN Journal of Engineering and Applied Sciences*, 2006-2019 Asian Research Publishing Network (ARPN), VOL. 14, NO. 3, FEBRUARY 2019.
- [29] N. B. Ekreem (2007) “An overview of magnetostriction, its use and methods to measure these properties”. In: *Journal of Materials Processing Technology*, 191, (2007) 96–101.
- [30] Yanju Liu et al. (2014) “Shape memory polymers and their composites in aerospace applications: A review”. In: *Smart Materials and Structures*, 23: 023001.
- [31] W. M. Huang (2010) “Shape memory materials”. *School of Mechanical and Aerospace Engineering, Nanyang Technological University, 50 Nanyang Avenue, Singapore 639798, JULY-AUGUST 2010, VOLUME 13, NUMBER 7-8.*
- [32] Weilong Yin (2009) “Structural shape sensing for variable camber wing using FBG sensors”. In: *Proceedings of SPIE, sensors and smart structures technologies for civil, mechanical, and aerospace systems*, San Diego, CA, 30 March, vol. 7292, p. 72921H. Bellingham, WA: SPIE.
- [33] Geoff McKnight, Chris Henry (2005) “Variable stiffness materials for reconfigurable surface applications”. In: *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, 21:1783-1793.
- [34] Musavir Bashir, Parvathy Rajendran (2018) “A Review on Electroactive Polymers Development for Aerospace Applications”. In: *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, August 2018, 1-15.
- [35] Soon-Gie Lee et al. (2006) “Performance Improvement of IPMC (Ionic Polymer Metal Composites) for a Flapping Actuator”. In: *International Journal of Control, Automation, and Systems* 4(6): 748–755.
- [36] Silvain Michel (2006) “Electro active polymers as a novel actuator technology for lighter-than-air vehicles”. In: *Proceedings of SPIE electroactive polymer actuators and devices (EAPAD) 2007*, San Diego, CA, 18 March, vol. 6524, p. 65241Q. Bellingham, WA: SPIE.

- [37] Farah Afiqa Mohd Ghazali (2017) “Soft dielectric elastomer actuator micropump”. In: *Sensors and Actuators, A* 263, 276–284.
- [38] https://en.wikipedia.org/wiki/Ionic_polymer%E2%80%93metal_composites
- [39] T. W. Duerig et al. (1990) “Engineering Aspects of Shape Memory Alloys”. © Butterworth-Heinemann Ltd.
- [40] P. K. Kumar and D. C. Lagoudas (2008) “Introduction to Shape Memory Alloys”. *Shape Memory Alloys*, DOI: 10.1007/978-0-387-47685-8 1, © Springer Science+Business Media, LLC 2008.
- [41] Wenke Tang and Eric M. Lui (2014) “Hybrid Recentering Energy Dissipative Device for Seismic Protection”. In: *Hindawi Publishing Corporation, Journal of Structures*, Volume 2014, Article ID 262409, 17 pages.
- [42] B. Silwal “Performance Evaluation of Superelastic Viscous Dampers considering Temperature Effects”. *16th World Conference on Earthquake*, Paper N° 2513.
- [43] Marek Novotny “Shape Memory Alloys (SMA)”.
- [44] S. Dilibal et al. (2013) “Comparison and Characterization of NiTi and NiTiCu Shape Memory Alloys”. In: *Proc. Sixth IAASS Conference – Safety is Not an Option*, Montreal, Canada, 21–23 May 2013 (ESA SP-715, September 2013).
- [45] Henrique Martinni Ramos de Oliveira et al. (2013) “On the Functional Fatigue of Nitinol Shape Memory Wires in Superelastic Regime: an Experimental Investigation”. In: *22nd International Congress of Mechanical Engineering (COBEM 2013)*, November 3-7, 2013, Ribeirão Preto, SP, Brazil, Copyright © 2013 by ABCM.
- [46] G. Eggeler et al. (2004) “Structural and functional fatigue of NiTi shape memory alloys”. In: *Materials Science and Engineering A* 378 (2004), 24–33, Institut für Werkstoffe, Ruhr-Universität Bochum, Universitätsstrasse 150 44780 Bochum, Germany.
- [47] Dimitri Karagiannis (2014) “Airfoil morphing based on SMA actuation technology”. In: *Aircraft Engineering and Aerospace Technology: An International Journal* 86(4): 295–306.
- [48] Woo-Ram Kang (2012) “Morphing Wing Mechanism Using an SMA Wire Actuator”. In: *International Journal of Aeronautical and Space Sciences* 13(1): 58–63.

- [49] L. F. Campanile (2007) “Leightweight Shape-Adaptable Airfoils: A New Challenge for an Old Dream. In: *Adaptive Structures: Engineering Applications*, John Wiley & Sons, Ltd.
- [50] Larry L. Howell (2013) “Handbook of Compliant Mechanisms”, John Wiley & Sons, Ltd.
- [51] Lucio Flavio Campanile, Stefan Anders (2004) “Aerodynamic and aeroelastic amplification in adaptive belt-rib airfoils”. In: *Aerospace Science and Technology* 9 (2005) 55–63.
- [52] Stephen Daynes, Paul M. Weaver (2013) “Review of shape-morphing automobile structures: Concepts and outlook”. In: *Proceedings of the Institution of Mechanical Engineers Part D Journal of Automobile Engineering*, November 2013.
- [53] Vittore Cossalter (2006) “Meccanica applicata alle macchine”. Edizioni Progetto Padova.
- [54] “Marc 2008 r1 Volume A: Theory and User Information”. © MSC.Software Corporation.
- [55] Ferdinando Auricchio, Robert L. Taylorb (1996) “Shape-memory alloys: modelling and numerical simulations of the finite-strain superelastic behavior”. In: *Computer Methods in applied mechanics and engineering*, 143 (1997) 175-194.
- [56] “Effetto termico della corrente – Temperatura dei conduttori percorsi da corrente”, Studio d’Ingegneria Dott. Ing. Piero Arona.
- [57] https://it.wikipedia.org/wiki/Coefficiente_di_scambio_termico
- [58] Enrico Biagi “Comportamento termico dei cavi”. In: *Elettrificazione*, numero 4/97.

