

DOMANDA DI INVENZIONE NUMERO	102021000026504
Data Deposito	15/10/2021
Data Pubblicazione	15/04/2023

Classifiche IPC

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
B	29	C	65	18

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
B	29	C	65	50

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
B	29	C	73	12

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
B	29	C	73	32

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
B	29	L	31	30

Titolo

METODO DI GIUNZIONE DI ELEMENTI DI MATERIALE COMPOSITO E DISPOSITIVO

DESCRIZIONE

del brevetto per invenzione industriale dal titolo:

"METODO DI GIUNZIONE DI ELEMENTI DI MATERIALE COMPOSITO
E DISPOSITIVO"

di LEONARDO S.P.A.

di nazionalità italiana

con sede: PIAZZA MONTE GRAPPA 4

00195 ROMA (RM)

Inventore:

SETTORE TECNICO

La presente invenzione è relativa ad un metodo di giunzione di un primo elemento di materiale composito con un secondo elemento di materiale composito per definire un componente strutturale in materiale composito, ad esempio un componente strutturale utilizzato in campo aeronautico e facente parte della struttura di un velivolo, come una trave, un corrente, un longherone o simili della fusoliera di un aeromobile, cui la descrizione che segue farà esplicito riferimento senza per questo perdere in generalità.

In particolare, la presente invenzione trova vantaggiosa ma non limitativa applicazione nella riparazione di un componente strutturale in materiale composito danneggiato o difettoso.

Inoltre, la presente invenzione trova vantaggiosa ma non limitativa applicazione nella cura del materiale composito costituente il componente strutturale del tipo suddetto.

La presente invenzione è altresì relativa ad un dispositivo di giunzione di un primo elemento di materiale composito con un secondo elemento di materiale composito per definire il suddetto componente strutturale in materiale composito, o una sua parte.

STATO DELL'ARTE

Sono noti componenti strutturali utilizzati nel campo dell'aviazione, ad esempio fusoliere e loro parti, realizzati in materiale composito. L'utilizzo di tale materiale è dettato dall'esigenza di ridurre il peso complessivo dei velivoli e di eliminare o minimizzare i problemi di corrosione delle strutture aeronautiche ed aumentarne la resistenza a fatica.

Allo stato dell'arte, vi sono componenti strutturali aeronautici che vengono prodotti in lega leggera e, dunque, in materiale metallico, che devono poi essere applicati alla fusoliera.

L'utilizzo di tali elementi metallici e il loro montaggio a contatto con le strutture in materiale composito determinano problemi di accoppiamento galvanico con annessi rischi di corrosione del metallo e necessità

di aumentare i livelli di ispezione. Ciò comporta un aumento dei costi totali per i produttori di tali componenti e, dunque, per le compagnie aeree.

Nasce dunque l'esigenza di realizzare tali componenti strutturali anch'essi in materiale composito.

L'utilizzo del materiale composito permette di ridurre il peso complessivo degli aeromobili e di ottenere allo stesso tempo strutture molto resistenti.

Al fine di produrre i componenti strutturali di cui sopra, una pluralità di strati di materiale composito non curato viene disposta su un attrezzo di formatura opportunamente sagomato, a seconda della forma che si vuole impartire al componente strutturale.

Il materiale composito è un materiale composto da due fasi: la matrice e la fibra. In particolare, nel caso di materiali pre-impregnati, ciascuno strato è normalmente costituito da una matrice (in resina termoindurente, termoplastica, etc..) rinforzato da fibre di diversa natura come fibre in carbonio, fibre aramidiche, fibre in vetro, ecc.

Gli strati così ottenuti vengono laminati tra loro sull'attrezzo di formatura.

Successivamente alla laminazione, qualora necessario, viene eseguito un processo di formatura su di uno stampo di formatura solitamente con l'ausilio del

vuoto: in tal modo, gli strati vengono compattati e si imprime al componente strutturale la forma desiderata (ad esempio un profilo a T, a Z, a C, ad omega, eccetera).

L'assieme così formato viene successivamente sottoposto ad un processo di cura su di un attrezzo di cura mediante applicazione di pressione e temperatura elevate, così da curare il materiale composito e compattare tra loro i suddetti strati ed ottenere così il componente strutturale.

A tal fine, l'assieme viene alloggiato all'interno di un'autoclave all'interno della quale vengono applicate pressione e temperatura necessarie a produrre la polimerizzazione della resina e, dunque, la cura del materiale.

Tuttavia, le autoclavi comunemente utilizzate hanno una dimensione di molto maggiore rispetto alla parte. Ciò comporta un aumento dei tempi e dei costi necessari a pressurizzare e riscaldare l'autoclave, soprattutto nel caso in cui il componente da curare sia di piccole dimensioni rispetto al volume dell'autoclave stessa. Inoltre, le autoclavi sono alquanto costose.

È nota nel settore la necessità di riparare componenti strutturali danneggiati o difettosi. La riparazione di componenti strutturali riduce gli scarti e consente di ridurre costi, soprattutto nel caso di

fabbricazione di componenti di grandi dimensioni.

Sono pertanto noti interventi di riparazione che consistono nell'applicare una toppa o "patch" di materiale composito pre-impregnato, non curato o pre-curato sulla parte difettosa o danneggiata, preferibilmente interponendo un foglio adesivo tra questi.

Intorno al componente danneggiato o difettoso e alla patch disposta sulla parte da riparare si avvolge un sacco a vuoto per applicare una determinata pressione.

Alternativamente al sacco a vuoto, alcune soluzioni note prevedono la disposizione di una camera gonfiabile al di sopra della patch e l'applicazione della pressione mediante pressurizzazione della camera, ad esempio con aria compressa.

Viene poi applicata una certa temperatura, ad esempio mediante lampade a infrarossi.

In tal modo si ottiene una giunzione tra un primo elemento (la patch) con un secondo elemento (il componente) in materiale composito.

La Richiedente ha osservato come la pressione esercitata dal solo sacco a vuoto o dalla sola camera gonfiabile non consente di raggiungere un'efficacia di giunzione (e dunque di riparazione) ottimale tra le due parti. La Richiedente ha dunque osservato come i metodi

di giunzione noti sono suscettibili di ulteriori miglioramenti, in particolare per quanto riguarda la suddetta efficacia della giunzione (riparazione), la flessibilità e applicabilità del metodo a parti di differenti dimensioni (o direttamente sull'aeromobile), la riduzione totale dei costi, la semplicità e rapidità di esecuzione e la portabilità.

OGGETTO E RIASSUNTO DELL'INVENZIONE

Scopo della presente invenzione è quello di realizzare un metodo e dispositivo di giunzione di un primo elemento in materiale composito con un secondo elemento in materiale composito, i quali risultino di elevata affidabilità e di costo limitato, e consentano di ovviare ad almeno alcuni degli inconvenienti sopra specificati e connessi ai metodi e dispositivi di giunzione di tipo noto.

Secondo l'invenzione, questo scopo viene raggiunto da un metodo e da un dispositivo come rivendicati nelle rivendicazioni indipendenti allegate.

BREVE DESCRIZIONE DEI DISEGNI

Per una migliore comprensione della presente invenzione, ne vengono descritte nel seguito alcune forme preferita di realizzazione non limitative, a puro titolo esemplificativo e con l'ausilio dei disegni allegati, in cui:

- la figura 1 è una vista laterale schematica, con parti rimosse per chiarezza, del dispositivo secondo una prima forma di realizzazione della presente invenzione, in una configurazione esplosa;

- la figura 2 è una vista laterale schematica, con parti rimosse per chiarezza, del dispositivo realizzato in accordo con una forma di realizzazione alternativa della presente invenzione, in una configurazione esplosa;

- la figura 3 mostra il dispositivo di figura 1 in una configurazione alternativa;

- le figure 4 e 5 illustrano schematicamente, in scala ingrandita e con parti rimosse per chiarezza il dispositivo realizzato secondo un'ulteriore forma di realizzazione della presente invenzione, rispettivamente in una configurazione esplosa e in una configurazione di esercizio; e

- la figura 6 è una vista laterale schematica, con parti rimosse per chiarezza, del dispositivo secondo una ulteriore forma di realizzazione della presente invenzione, in una configurazione esplosa.

DESCRIZIONE DETTAGLIATA

Con riferimento alle figure allegate, è indicato nel suo complesso con 1 un dispositivo per la giunzione di un primo elemento 2 in materiale composito con un secondo elemento 3 in materiale composito per definire un

componente strutturale 4 utilizzato in campo aeronautico e facente parte della struttura di un velivolo, come una trave, un corrente, un longherone o simili della fusoliera di un aeromobile, cui la descrizione che segue farà esplicito riferimento senza per questo perdere in generalità.

In particolare, la presente invenzione trova vantaggiosa ma non limitativa applicazione nella riparazione del componente strutturale 4.

Di accordo, secondo una prima forma di realizzazione della presente invenzione, il dispositivo 1 definisce un dispositivo di riparazione configurato per giuntare (o unire o congiungere) una toppa o patch di riparazione in materiale composito pre-impregnato, non curato o pre-curato, definita dal primo elemento 2, con una parte del componente 4, definita dal secondo elemento 3.

Ad esempio, il secondo elemento 3 potrebbe essere un pannello formante la fusoliera dell'aeromobile, un corrente ("stringer"), una trave, un longherone, un pannello formante l'ala, una parte di questi, o simili.

In particolare, il secondo elemento 3 comprende, in corrispondenza di una propria superficie 3b, una porzione 3a danneggiata o difettosa o lesionata, che necessita di essere riparata. La patch 2 è conformata in modo da assumere una forma complementare alla forma della

porzione 3a.

In uso, il secondo elemento 3 viene adagiato su una superficie d'appoggio (non illustrata). Nel caso di riparazione effettuata direttamente sull'aeromobile, ad esempio una parte di un pannello costituente un'ala, o la fusoliera o altro, la superficie d'appoggio è definita dal secondo elemento 3 stesso.

Dopodiché, il primo elemento 2, ossia la patch 2 di riparazione, viene disposta a contatto sul secondo elemento 3, in particolare inserita all'interno della porzione 3a, preferibilmente con interposizione di uno strato adesivo 5.

Secondo un aspetto della presente invenzione, il dispositivo 1 comprende uno strato riscaldante non rigido, preferibilmente una termocoperta 6.

La termocoperta 6 è configurata per essere applicata sopra la patch 2 quando essa è disposta in uso a contatto sul secondo elemento 3, ovvero inserita all'interno della porzione 3a.

Secondo un ulteriore aspetto della presente invenzione, il dispositivo 1 comprende uno strato di polimero termoplastico a memoria di forma 7 controllabile tra una condizione compressa di non-equilibrio (visibile nelle figure 1, 2, 3, 4 e 6) e una condizione espansa di equilibrio (visibile ad esempio nella figura 5).

Preferibilmente, lo strato a memoria di forma 7 è realizzato in un materiale polimerico schiumoso, ad esempio PET.

Com'è noto, i materiali polimerici a memoria di forma del tipo costituente lo strato 7 sono in grado di fissarsi in una condizione (o conformazione) compressa di non-equilibrio mediante un ciclo termomeccanico che consiste in riscaldamento, applicazione di carichi e raffreddamento finale sotto vincoli. Questa condizione deformata viene "congelata" e successivamente recuperata mediante ulteriore riscaldamento, il quale causa l'espansione del materiale ad una condizione (o conformazione) espansa di equilibrio. Se il recupero viene eseguito sotto vincoli, vengono applicati dei carichi su di essi a causa della pressione generata dall'espansione.

Le schiume polimeriche, ad esempio in PET, sono in grado di massimizzare le proprietà di memoria di forma grazie all'interazione tra la natura macromolecolare del polimero e la microstruttura cellulare. Carichi elevati possono dunque essere esercitati da schiume compresse durante il recupero della condizione di equilibrio.

Lo strato a memoria di forma 7 è configurato per essere disposto sulla termocoperta 6 pre-caricato nella condizione compressa e per essere espanso tramite

somministrazione di calore mediante attivazione della termocoperta 6.

Il dispositivo 1 comprende, inoltre, un sacco a vuoto 8 atto ad essere applicato all'assieme così ottenuto per definire una camera a vuoto 10 alloggiante lo strato a memoria di forma 7, la termocoperta 6, la patch 2 e almeno parte del secondo elemento 3, in particolare la superficie 3b del secondo elemento 3 avente la porzione 3a da riparare.

In uso, il sacco a vuoto 8 è sigillato mediante applicazione di mastice adesivo sigillante 14 per sacchi. Secondo l'esempio descritto, il sacco a vuoto 8 è sigillato sulla superficie 3b del secondo elemento 3, la quale superficie 3b delimita così parzialmente la camera a vuoto 10.

Opportune valvole 50 consentono la fuoriuscita dell'aria contenuta nella camera a vuoto 10, fino alla totale applicazione del vuoto all'interno di questa.

Convenientemente, il dispositivo 1 comprende altresì un'unità di controllo 11 operativamente collegabile alla termocoperta 6 per controllarne l'attivazione.

Secondo l'invenzione, la termocoperta 6 è attivabile dall'unità di controllo 11 per applicare calore alla patch 2 e al secondo elemento 3.

Sempre secondo l'invenzione, lo strato a memoria di

forma 7 è configurato per applicare pressione alla patch 2 per compattarla contro il secondo elemento 3 mediante passaggio dalla condizione compressa alla condizione espansa. Tale passaggio è causato, in uso e come detto sopra, dalla somministrazione di calore da parte della termocoperta 6.

Grazie a tale configurazione, è possibile dunque eseguire la riparazione del secondo elemento 3, per definire il componente strutturale 4, in modo semplice, rapido ed economico.

Inoltre, dal momento che adeguati valori di pressione e temperatura possono essere raggiunti mediante lo strato a memoria di forma 7, la termocoperta 6 e il sacco a vuoto 8, il materiale composito del primo elemento 2, ossia della patch, viene adeguatamente compattato al secondo elemento 3 e ivi curato, rendendo dunque superfluo un processo di cura separato in autoclave ottenendo performances meccaniche comparabili. Ciò comporta indubbi vantaggi dal punto di vista dei tempi di riparazione e dei costi. Inoltre, tale sistema permette di eseguire una riparazione direttamente sulla struttura dell'aeromobile (fusoliera, ali, timoni, ecc...) senza dover smontare e poi rimontare la parte danneggiata. L'alternativa sarebbe infatti, in tal caso, quella di inserire in autoclave l'intero velivolo.

La Richiedente ha osservato dunque che tale innovativa configurazione consente di raggiungere un'efficacia di giunzione (e dunque di riparazione) ottimale tra le due parti, aumentando la flessibilità e l'adattabilità del processo di riparazione, riducendo i costi e migliorando la semplicità e la rapidità di esecuzione.

Preferibilmente, il dispositivo 1 include almeno un sensore di temperatura, in particolare una pluralità di termocoppie 12 disponibili in corrispondenza del primo elemento 2 (ossia della patch 2) e/o del secondo elemento 3 e atte a misurare la temperatura ivi raggiunta in seguito all'attivazione della termocoperta 6 e ad inviare un segnale di temperatura all'unità di controllo 11.

Vantaggiosamente, l'unità di controllo 11 è configurata per controllare la temperatura della termocoperta sulla base del segnale di temperatura ricevuto dalle termocoppie 12.

In tal modo, il processo di riparazione è ulteriormente migliorato, in quanto risulta possibile controllare con precisione la temperatura di esercizio e, dunque, settare tale essenziale parametro in modo adattivo, senza l'ausilio di un'autoclave dedicata.

Ciò aumenta ulteriormente l'efficacia di giunzione tra le parti in questione, nonché l'efficacia di cura

(polimerizzazione della parte in resina) del materiale da curare.

Convenientemente, il dispositivo 1 comprende almeno uno strato di tessuto di ventilazione 13 (altresì noto come "breather") interposto tra la termocoperta 6 e il primo elemento (patch) 2 e preferibilmente realizzato in poliestere o fibra di vetro con una trama predeterminata.

Lo strato di tessuto di ventilazione 13 assolve alla funzione di evacuazione di gas e vapori di resina che sono prodotti in seguito al riscaldamento del materiale composito pre-impregnato da parte della termocoperta 6.

Vantaggiosamente, il dispositivo 1 comprende uno strato di copertura, o cover 15, disposto a contatto sullo strato a memoria di forma 7 da parte opposta rispetto alla patch 2 e configurato per limitare e/o impedire l'espansione dello strato 7 in direzione opposta alla patch (primo elemento) 2.

In dettaglio, la cover 15 consente l'espansione dello strato 7 verso la patch 2 (verso il basso in figura 1) e impedisce l'espansione dello strato 7 in direzione opposta (verso l'alto in figura 1).

In tal modo, il movimento dello strato a memoria di forma 7 dalla condizione compressa alla condizione espansa è direzionato verso la patch 2 e l'intero carico che ne scaturisce è applicato a quest'ultima.

Ciò localizza la pressione e migliora ulteriormente l'efficacia del procedimento.

Preferibilmente, la cover 15 è realizzata in materiale composito.

In uso, la cover 15 è mantenuta in posizione fissa dal sacco a vuoto 8 una volta che il vuoto è stato applicato all'interno della camera 10.

In tal modo, è possibile direzionare la spinta del materiale a memoria di forma in modo semplice ed economico.

Preferibilmente, il dispositivo 1 comprende un ulteriore strato di tessuto di ventilazione 13 interposto tra il sacco a vuoto 8 e lo strato a memoria di forma 7, in particolare tra il sacco a vuoto 8 e la cover 15, ove questa sia presente (come mostrato in figura 1).

Ciò migliora ulteriormente la traspirabilità dei vapori prodotti durante il processo di compattazione/riparazione.

Convenientemente, il dispositivo 1 comprende uno strato di film distaccante 16 (o strato di partizione) interposto tra la termocoperta 6 e la patch 2, in particolare tra la patch 2 e lo strato di tessuto di ventilazione 13 ove quest'ultimo sia presente (come mostrato in figura 1).

In tal modo, il processo di rimozione e distacco del

dispositivo 1 dal componente strutturale 4 riparato risulterà semplice e non andrà ad influire sulla riparazione.

Con riferimento alla figura 2, il dispositivo realizzato secondo una forma di realizzazione alternativa della presente invenzione comprende mezzi di contropressione 17 configurati per applicare una contropressione su una superficie integra 3c del secondo elemento 3 opposta alla superficie 3b avente la porzione 3a da riparare. Tale forma di attuazione è particolarmente conveniente nel caso il secondo elemento 3 da riparare sia una parte piuttosto sottile, ad esempio un pannello sottile. Dunque, la contropressione è atta a controbilanciare la suddetta pressione applicata sulla superficie 3b al fine di evitare che sollecitazioni troppo elevate danneggino o deformino il secondo elemento 3 in riparazione.

Convenientemente, i mezzi di contropressione 17 consistono nell'applicazione alla superficie integra 3c di strati simmetrici a quelli applicati alla superficie 3b, preferibilmente senza la presenza delle termocoppie 12. Pertanto, i mezzi di contropressione 17 comprendono una seconda termocoperta 6a, un secondo strato a memoria di forma 7a, un secondo sacco a vuoto 8a definente una seconda camera a vuoto 10a. Preferibilmente, i mezzi di

contropressione 17 comprendono anche un secondo strato di film distaccante 16a, una seconda cover 15a e secondi strati di tessuto di ventilazione 13a, disposti in modo simmetrico ai primi strati, rispetto alla patch 2 e al secondo elemento 3.

In una forma di realizzazione, i mezzi di contropressione 17 includono inoltre una seconda pluralità di termocoppie (non illustrate).

Secondo quanto illustrato nelle figure 1 e 2, il secondo elemento 3 da riparare ha una conformazione piana.

Tuttavia, il dispositivo 1 consente altresì la riparazione di parti angolate, così come mostrato in figura 3. Infatti, grazie al fatto che la termocoperta 6 e gli strati accessori 13 e 16 sono non rigidi e grazie alla versatilità ed adattabilità del dispositivo 1 nella sua interezza, il dispositivo 1 può essere facilmente applicato anche a parti angolate.

Con riferimento alle figure 4 e 5, viene adesso descritta un'ulteriore preferita forma di realizzazione della presente invenzione.

In accordo con tale forma di realizzazione, il dispositivo 1 comprende un elemento cavo non rigido deformabile sigillato 18, in seguito denominato per semplicità "bladder", il cui volume interno è riempito di un fluido, ad esempio gas in pressione o liquido.

In particolare, il bladder 18 è definito da una sorta di sacca chiusa e sigillata, preferibilmente impermeabile, riempita completamente di fluido e deformabile per adattarsi a qualsiasi forma.

Vantaggiosamente, il bladder 18 è disponibile tra lo strato a memoria di forma 7 e la patch 2 per ricevere la pressione esercitata dallo strato a memoria di forma 7, trasformarla in pressione idrostatica e applicarla alla patch 2 stessa.

In particolare:

- la figura 4 mostra il dispositivo 1 secondo tale forma di attuazione in una condizione "esplosa", in cui lo strato a memoria di forma 7 è nella condizione compressa e il bladder 18 è in uno stato non sollecitato;

- la figura 5 mostra il dispositivo 1 secondo tale forma di attuazione in una condizione di esercizio, in cui lo strato a memoria di forma 7 è nella condizione espansa (grazie al calore ricevuto dalla termocoperta 6) e il bladder 18 è in uno stato sollecitato.

In tale ultima condizione, lo strato a memoria di forma 7 applica il carico di rilascio (pressione) al bladder 18; il fluido contenuto al suo interno riceve tale pressione e la trasforma in pressione idrostatica, che viene applicata uniformemente alla patch 2 in tutte le direzioni. Essendo il bladder 18 deformabile, esso si

adatta a qualsiasi conformazione del secondo elemento 3, della porzione 3a da riparare e della patch 2.

Questa configurazione è particolarmente vantaggiosa nel caso in cui il componente strutturale 4 da riparare abbia una forma complessa, ad esempio a omega, come nel caso di un corrente ("stringer").

Convenientemente, nel caso sopra descritto la termocoperta 6 è interposta tra la patch 2 e il bladder 18, quest'ultimo essendo realizzato in un materiale termicamente conduttivo. In tal modo, è possibile raggiungere una temperatura ottimale sia in corrispondenza del materiale composito sia in corrispondenza del materiale a memoria di forma.

Alternativamente:

- la termocoperta 6 è disposta tra lo strato a memoria di forma 7 e il bladder 18; o

- la termocoperta 6 è disposta sullo strato a memoria di forma 7 da parte opposta rispetto al bladder 18, in particolare sulla cover 15 ove quest'ultima sia presente. In quest'ultimo caso, l'uniformità della pressione applicata è garantita, in quanto non vi è interposizione della termocoperta 6 tra patch 2 e bladder 18.

Alla luce di quanto sopra descritto, il dispositivo 1 secondo l'invenzione consente di implementare un metodo di giunzione di un primo elemento 2 in materiale composito

con un secondo elemento 3 in materiale composito per definire un componente strutturale 4 di un aeromobile, il metodo comprendendo le fasi di:

a) disporre il primo elemento 2 a contatto sul secondo elemento 3;

b) applicare la termocoperta 6 non rigida sul primo elemento 2;

c) applicare lo strato a memoria di forma 7, pre-caricato nella condizione compressa di non-equilibrio, sulla termocoperta 6;

d) applicare il sacco a vuoto 8 all'assieme così ottenuto;

e) sigillare il sacco a vuoto 8 per definire la camera a vuoto 10;

f) applicare vuoto all'interno della camera a vuoto 10;

g) applicare calore al primo elemento 2, al secondo elemento 3 e allo strato a memoria di forma 7 mediante attivazione della termocoperta 6;

h) espandere lo strato a memoria di forma 7 dalla condizione compressa di non-equilibrio alla condizione espansa di equilibrio mediante la fase g) di applicare calore; e

i) applicare pressione al primo elemento 2 per compattarlo contro il secondo elemento 3 mediante la fase

h) di espandere.

Preferibilmente, la fase i) di applicare pressione comprende:

- espandere lo strato a memoria di forma 7 contro il bladder 18, applicando una pressione sul fluido contenuto in quest'ultimo;

- trasformare tale pressione in una pressione idrostatica mediante il fluido contenuto nel bladder 18;

- applicare la pressione idrostatica sul primo elemento 2 mediante il bladder 18 sollecitato dallo strato a memoria di forma 7 in espansione.

Vantaggiosamente, il dispositivo 1 secondo l'invenzione consente di eseguire una riparazione del componente strutturale 4. Infatti, nel caso in cui il secondo elemento 3 definisca un componente strutturale di un aeromobile avente una porzione 3a danneggiata o difettosa e il primo elemento definisca una patch 2 di riparazione, il metodo comprende le fasi di:

- s) disporre il primo elemento in corrispondenza della porzione danneggiata o difettosa del secondo elemento;

- t) riparare il secondo elemento mediante giunzione con il primo elemento tramite la fase g) di applicare calore e la fase i) di applicare pressione.

La presente invenzione trova altresì vantaggiosa ma

non limitativa applicazione nella cura del materiale composito costituente il componente strutturale 4.

Con riferimento alla figura 6, viene dunque illustrato un'ulteriore possibile procedimento implementabile mediante il dispositivo 1 secondo la presente invenzione.

Il dispositivo 1 secondo tale forma di realizzazione è identico al dispositivo 1 già descritto, a meno di quanto segue.

Più in particolare, il dispositivo 1 secondo la presente invenzione consente altresì di eseguire un processo di cura del componente strutturale 4.

Infatti, nel caso in cui il primo elemento definisca almeno un primo strato 2 di materiale composito pre-impregnato non curato o pre-curato, oppure una pluralità di primi strati 2, ed il secondo elemento definisca almeno un secondo strato 3 di materiale composito pre-impregnato non curato o pre-curato, oppure una pluralità di secondi strati 3, il metodo comprende le fasi di:

v) disporre il primo e il secondo strato, precedentemente laminati tra loro, su un attrezzo di cura 19;

z) curare il materiale composito del primo strato 2 e del secondo strato 3 mediante la fase g) di applicare calore e la fase i) di applicare pressione.

Più precisamente, in tal caso viene causata la giunzione tra il primo elemento 2 e il secondo elemento 3 e la cura del materiale composito (polimerizzazione della resina) mediante lo strato a memoria di forma 7 (per la pressione) e la termocoperta 6 (per la temperatura).

Preferibilmente, il dispositivo 1 comprende in tal caso un ulteriore strato di film distaccante 16 interposto tra il secondo strato 3 e l'attrezzo di cura 19.

In tal modo, è possibile eseguire un processo di cura di due (o più) elementi in materiale composito senza dover ricorrere all'uso di un'autoclave. Ciò è particolarmente vantaggioso nel caso di componenti strutturali 4 di piccole dimensioni.

Inoltre, grazie alla presenza delle termocoppie 12, la precisione del processo è migliorata.

Da un esame delle caratteristiche del dispositivo 1 realizzato secondo la presente invenzione, e del metodo di giunzione che esso consente di implementare sono evidenti i vantaggi che essi consentono di ottenere.

In particolare, grazie alla configurazione sopra descritta, è possibile implementare un metodo di giunzione tra due elementi in materiale composito semplice, efficace, rapido, adattabile e flessibile a seconda delle dimensioni e della conformazione dei pezzi

da congiungere.

Il dispositivo 1 consente altresì l'implementazione del metodo come metodo di riparazione o semplicemente come metodo di cura.

La portabilità e adattabilità del dispositivo 1 consentono l'esecuzione della riparazione o cura anche direttamente su parti localizzate dell'aeromobile, senza la necessità di dover smontare il componente 4 da dover riparare/curare e senza la necessità di un'autoclave per la cura.

Risulta chiaro che al dispositivo 1 e al metodo qui descritti ed illustrati possono essere apportate modifiche e varianti senza per questo uscire dall'ambito di protezione definito dalle rivendicazioni.

RIVENDICAZIONI

1.- Metodo di giunzione di un primo elemento (2) in materiale composito con un secondo elemento (3) in materiale composito per definire un componente strutturale (4) di un aeromobile, il metodo comprendendo le fasi di:

a) disporre il primo elemento (2) a contatto sul secondo elemento (3);

b) applicare uno strato riscaldante (6) non rigido sul primo elemento (2);

c) applicare uno strato di polimero termoplastico a memoria di forma (7), pre-caricato in una condizione compressa di non-equilibrio, sullo strato riscaldante (6);

d) applicare un sacco a vuoto (8) all'assieme così ottenuto;

e) sigillare il sacco a vuoto (8) per definire una camera a vuoto (10) alloggiante il primo elemento (2), almeno parte del secondo elemento (3), lo strato riscaldante (6) e lo strato a memoria di forma (7);

f) applicare vuoto all'interno della camera a vuoto (10);

g) applicare calore al primo elemento (2), al secondo elemento (3) e allo strato a memoria di forma (7) mediante attivazione dello strato riscaldante (6);

h) espandere lo strato a memoria di forma (7) dalla condizione compressa di non-equilibrio ad una condizione espansa di equilibrio mediante la fase g) di applicare calore;

i) applicare pressione al primo elemento (2) per compattarlo contro il secondo elemento (3) mediante la fase h) di espandere.

2.- Metodo come rivendicato nella rivendicazione 1, e comprendente le fasi di:

l) disporre almeno un sensore di temperatura (12) in corrispondenza del primo elemento (2) e/o del secondo elemento (3);

m) misurare, mediante il sensore di temperatura (12), la temperatura raggiunta durante la fase g) di applicare calore;

in cui la fase g) di applicare calore comprende controllare la temperatura dello strato riscaldante (6) sulla base del valore di temperatura misurato durante la fase m) di misurare.

3.- Metodo come rivendicato nella rivendicazione 1 o 2, e comprendente le fasi di:

n) disporre uno strato di ventilazione (13) tra lo strato riscaldante (6) e il primo elemento (2); e/o

o) disporre uno strato di film distaccante (16) tra lo strato riscaldante (6) e il primo elemento (2), in

particolare tra il primo elemento (2) e lo strato di ventilazione (13) ove quest'ultimo sia presente.

4.- Metodo come rivendicato in una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, e comprendente la fase di:

p) disporre uno strato di copertura (15) a contatto sullo strato a memoria di forma (7);

in cui la fase i) di applicare pressione comprende limitare e/o impedire, mediante lo strato di copertura (15), l'espansione dello strato a memoria di forma (7) in direzione opposta al primo elemento (2).

5.- Metodo come rivendicato nella rivendicazione 4, e comprendente la fase di:

q) mantenere in posizione fissa lo strato di copertura (15) mediante la fase f) di applicare vuoto.

6.- Metodo come rivendicato in una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, e comprendente la fase di:

r) disporre un elemento cavo non rigido (18) deformabile sigillato, il cui volume interno è riempito di un fluido, tra lo strato a memoria di forma (7) e il primo elemento (2);

in cui la fase i) di applicare pressione comprende:

- espandere lo strato a memoria di forma (7) contro l'elemento cavo non rigido (18), applicando una pressione sul fluido contenuto in quest'ultimo;

- trasformare tale pressione in una pressione

idrostatica mediante il fluido contenuto nell'elemento cavo non rigido (18); e

- applicare la pressione idrostatica sul primo elemento (2) mediante l'elemento cavo non rigido (18) sollecitato dallo strato a memoria di forma (7) in espansione.

7.- Metodo come rivendicato nella rivendicazione 6, in cui la fase b) di applicare comprende una tra le seguenti:

- disporre lo strato riscaldante (6) tra il primo elemento (2) e l'elemento cavo non rigido (18), quest'ultimo essendo realizzato in un materiale termicamente conduttivo; o

- disporre lo strato riscaldante (6) tra lo strato a memoria di forma (7) e l'elemento cavo non rigido (18); o

- disporre lo strato riscaldante (6) sullo strato a memoria di forma (7), da parte opposta rispetto all'elemento cavo non rigido (18).

8.- Metodo come rivendicato in una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, in cui il secondo elemento (3) definisce un componente strutturale di un aeromobile avente una porzione (3a) danneggiata o difettosa e il primo elemento (2) definisce una patch di riparazione;

il metodo comprendendo le fasi di:

s) disporre il primo elemento (2) in corrispondenza della porzione (3a) danneggiata o difettosa del secondo elemento (3);

t) riparare il secondo elemento (3) mediante giunzione con il primo elemento (2) tramite la fase g) di applicare calore e la fase i) di applicare pressione.

9.- Metodo come rivendicato nella rivendicazione 8, e comprendente la fase di:

u) applicare una contropressione su una superficie integra (3c) del secondo elemento (3) opposta alla superficie (3b) dello stesso avente la porzione (3a) danneggiata o difettosa;

in cui la fase u) di applicare una contropressione comprende:

- applicare un secondo strato riscaldante (6a) non rigido sulla superficie integra (3c) del secondo elemento, con o senza interposizione di ulteriori strati di materiale distaccante (16a) o ventilante (13a);

- applicare un secondo strato di polimero termoplastico a memoria di forma (7a), pre-caricato in una condizione compressa di non-equilibrio, sul secondo strato riscaldante (6a);

- applicare un secondo sacco a vuoto (8a) all'assieme così ottenuto;

- sigillare il sacco a vuoto (8a) per definire una

seconda camera a vuoto (10a) delimitata parzialmente dalla superficie integra (3c) e alloggiante il secondo strato riscaldante (6a) e il secondo strato a memoria di forma (7a);

- applicare vuoto all'interno della seconda camera a vuoto (10a);

- applicare calore al primo elemento (2), al secondo elemento (3) e al secondo strato a memoria di forma (7a) mediante attivazione del secondo strato riscaldante (6a);

- espandere il secondo strato a memoria di forma (7a) dalla condizione compressa di non-equilibrio ad una condizione espansa di equilibrio mediante l'applicazione di calore al secondo strato riscaldante (6a);

- applicare pressione alla superficie integra (3c) del secondo elemento (3) mediante l'espansione del secondo strato a memoria di forma (7a).

10.- Metodo come rivendicato in una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, in cui il primo elemento definisce almeno un primo strato (2) di materiale composito pre-impregnato non curato o pre-curato ed il secondo elemento definisce almeno un secondo strato (3) di materiale composito pre-impregnato non curato o pre-curato;

ed in cui il metodo comprende le fasi di:

- v) disporre il primo e il secondo strato,

precedentemente laminati tra loro, su un attrezzo di cura (19);

z) curare il materiale composito del primo strato (2) e del secondo strato (3) mediante la fase g) di applicare calore e la fase i) di applicare pressione.

11.- Dispositivo (1) per la giunzione di un primo elemento (2) in materiale composito con un secondo elemento (3) in materiale composito per definire un componente strutturale (4) di un aeromobile, il dispositivo comprendendo:

- uno strato riscaldante (6) non rigido, preferibilmente una termocoperta, configurato per essere applicato sul primo elemento (2) quando esso è disposto in uso a contatto sul secondo elemento (3);

- uno strato di polimero termoplastico a memoria di forma (7) controllabile tra una condizione compressa di non-equilibrio e una condizione espansa di equilibrio, e configurato per essere disposto pre-caricato nella condizione compressa sullo strato riscaldante (6) e per essere espanso tramite somministrazione di calore mediante attivazione dello strato riscaldante (6); e

- un sacco a vuoto (8) atto ad essere applicato all'assieme così ottenuto per definire una camera a vuoto (10) alloggiante lo strato a memoria di forma (7), lo strato riscaldante (6), il primo elemento (2) e almeno

parte del secondo elemento (3);

in cui lo strato riscaldante (6) è configurato per applicare calore al primo elemento (2) e al secondo elemento (3);

ed in cui lo strato a memoria di forma (7) è configurato per applicare pressione al primo elemento (2) per compattarlo contro il secondo elemento (3) mediante passaggio dalla condizione compressa alla condizione espansa.

12.- Dispositivo come rivendicato nella rivendicazione 11, e comprendente:

- un'unità di controllo (11); e
- almeno un sensore di temperatura (12), preferibilmente una termocoppia, disponibile in corrispondenza del primo elemento (2) e/o del secondo elemento (3) e atto a misurare una temperatura ivi raggiunta in seguito all'attivazione dello strato riscaldante (6) e ad inviare un segnale di temperatura all'unità di controllo (11);

in cui l'unità di controllo (11) è configurata per controllare la temperatura dello strato riscaldante (6) sulla base del segnale di temperatura ricevuto dal sensore di temperatura (12).

13.- Dispositivo come rivendicato nella rivendicazione 11 o 12, e comprendente uno strato di

copertura (15) disposto a contatto sullo strato a memoria di forma (7) da parte opposta rispetto al primo elemento (2) e configurato per limitare e/o impedire l'espansione dello strato a memoria di forma (7) in direzione opposta al primo elemento (2).

14.- Dispositivo come rivendicato in una qualsiasi delle rivendicazioni da 11 a 13, e comprendente un elemento cavo non rigido (18) deformabile sigillato, il cui volume interno è riempito di un fluido;

l'elemento cavo non rigido (18) essendo disponibile tra lo strato a memoria di forma (7) e il primo elemento (2) per ricevere la pressione esercitata dallo strato a memoria di forma (7), trasformarla in pressione idrostatica e applicarla al primo elemento (2).



FIG. 1

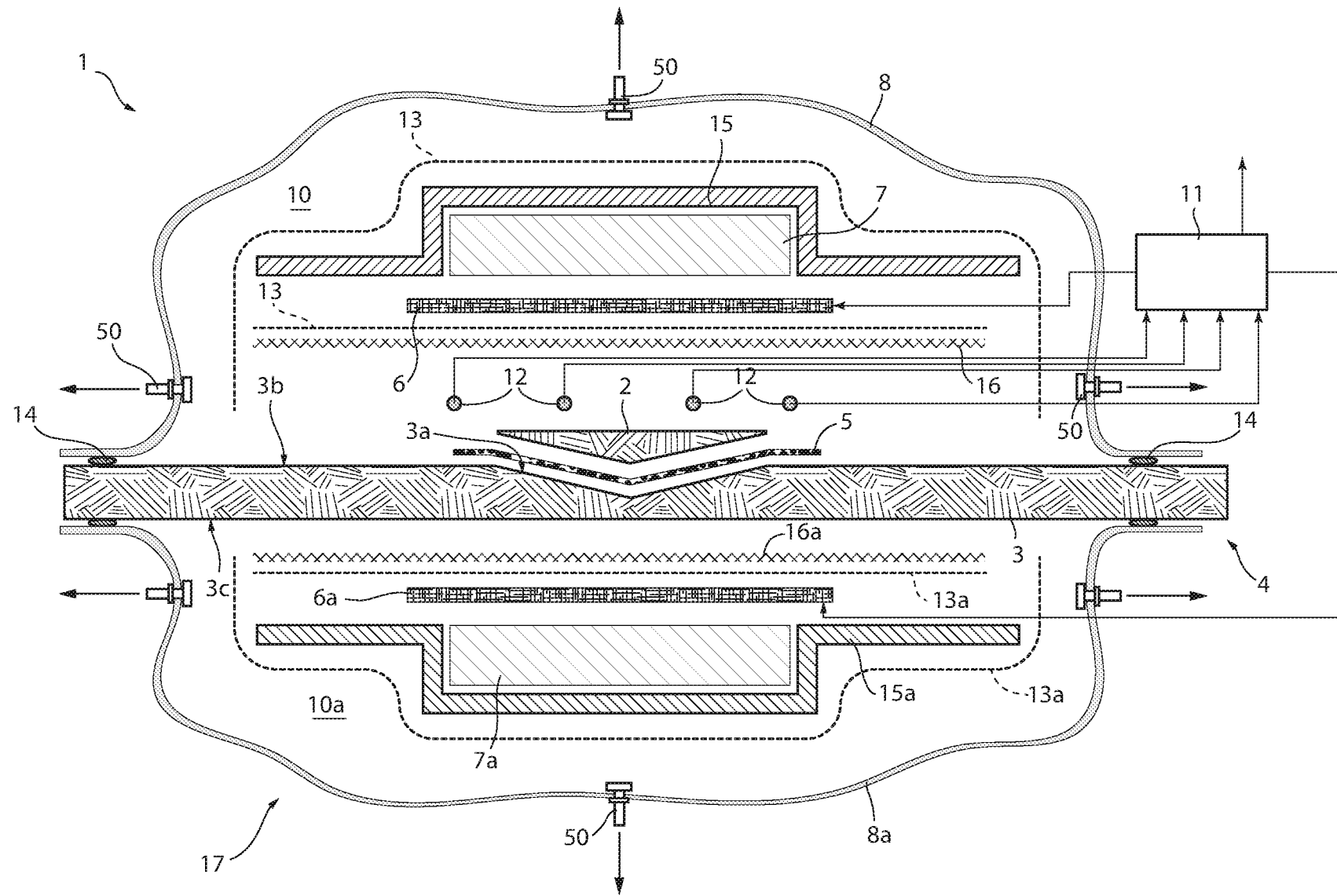


FIG. 2



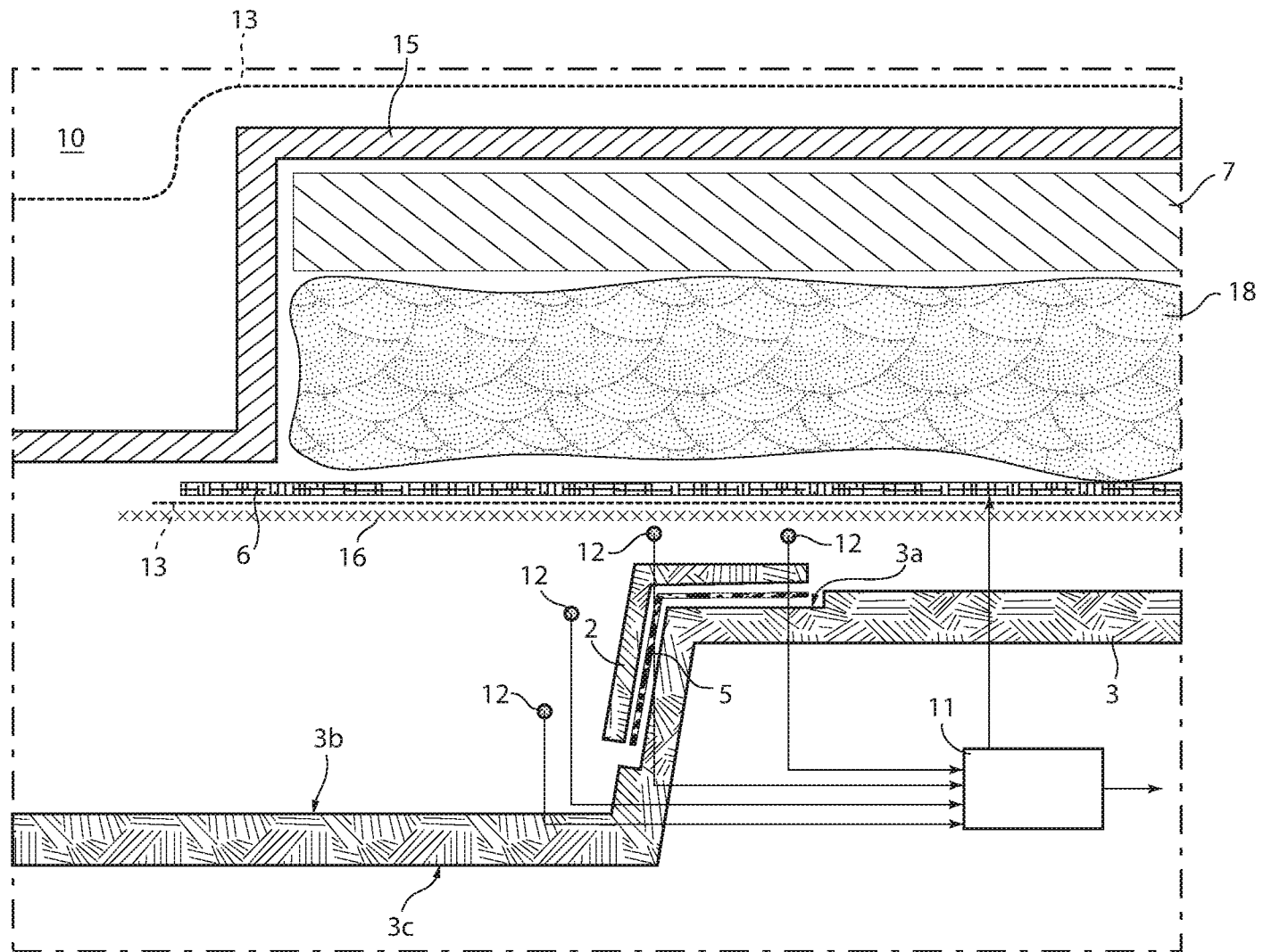


FIG. 4

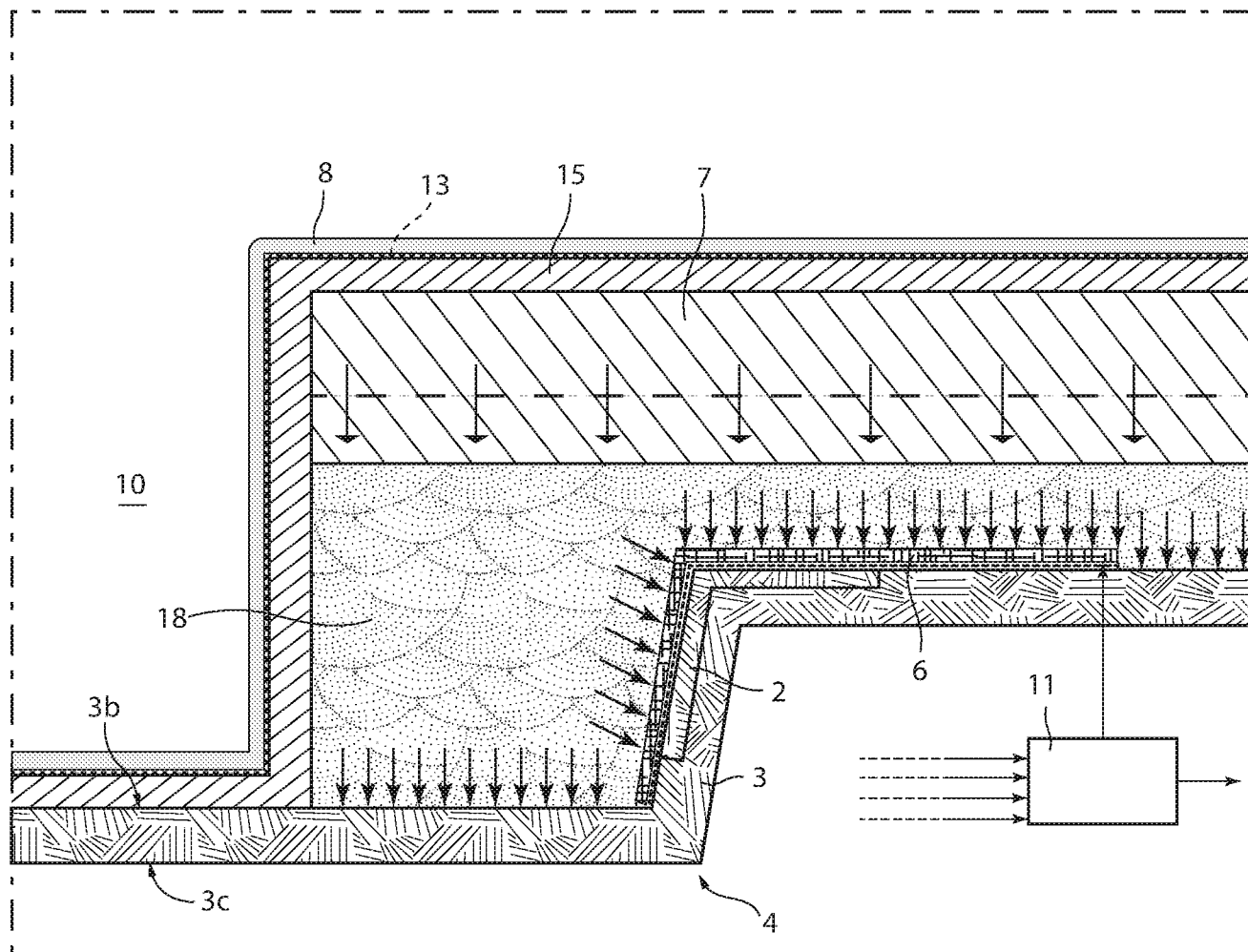


FIG. 5

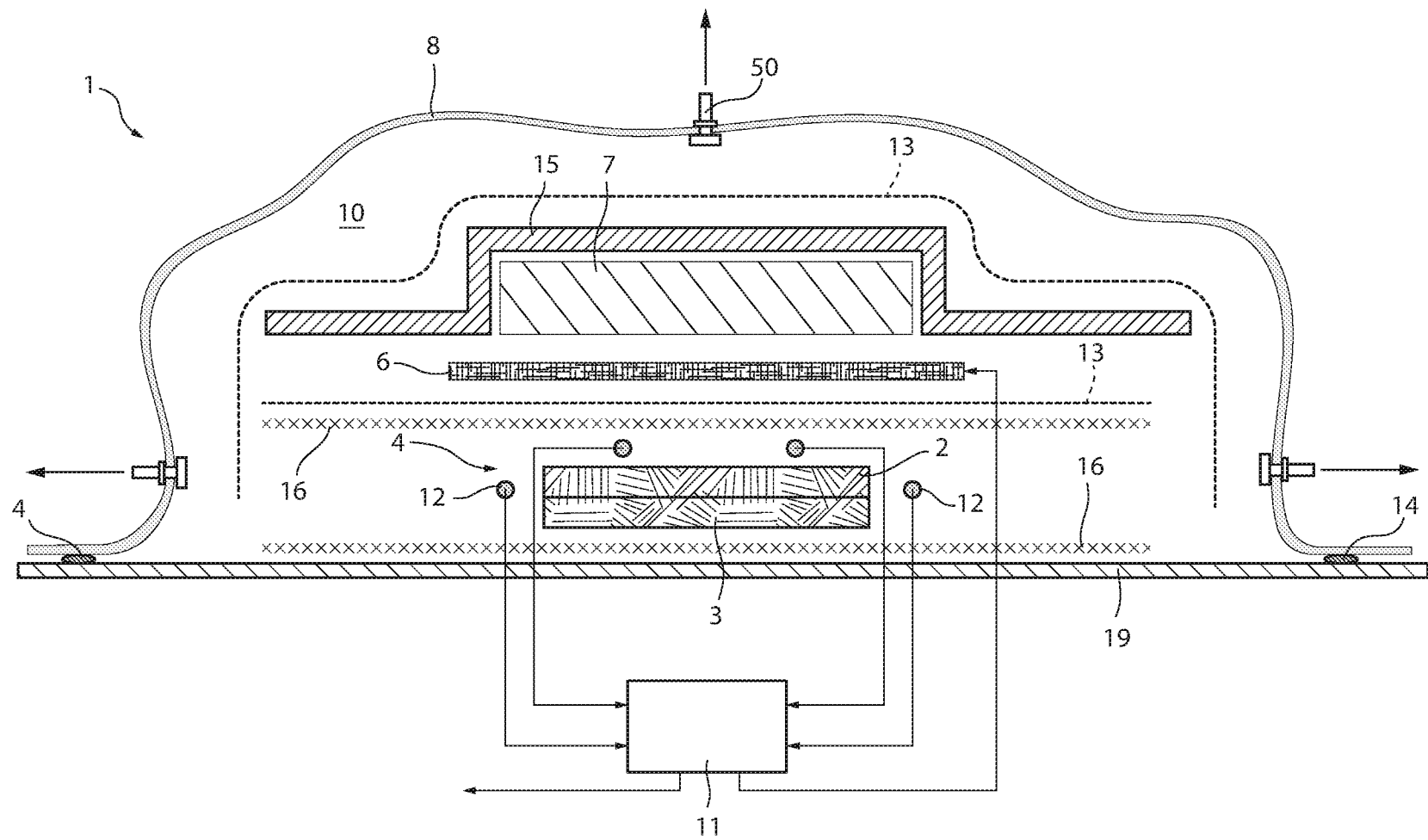


FIG. 6