



MINISTERO DELLO SVILUPPO ECONOMICO  
DIREZIONE GENERALE PER LA LOTTA ALLA CONTRAFFAZIONE  
UFFICIO ITALIANO BREVETTI E MARCHI

DOMANDA NUMERO	102007901536212
Data Deposito	27/06/2007
Data Pubblicazione	27/12/2008

Sezione	Classe	Sottoclasse	Gruppo	Sottogruppo
B	32	B		

Titolo

COMPONENTE AERONAUTICO E PROCEDIMENTO PER LA SUA REALIZZAZIONE
--

Classe Internazionale: B 64 C 030 / 0000

Descrizione del trovato avente per titolo:

"COMPONENTE AERONAUTICO E PROCEDIMENTO PER LA SUA  
PRODUZIONE "

5 a nome Design Manufacturing S.p.A. in forma  
abbreviata DEMA SPA, di nazionalità italiana, con  
sede legale in Via Adriano Olivetti 1 - 80078  
Pozzuoli (NA).

dep. il al n.

10

\* \* \* \* \*

#### CAMPO DI APPLICAZIONE

Il presente trovato si riferisce ad un componente  
aeronautico ed al procedimento per produrlo. In  
particolare, il componente aeronautico secondo il  
15 presente trovato è del tipo a sandwich, cioè  
composto da una pluralità di strati interni di  
materiali non metallici aventi differente tipologia  
e/o geometria, rivestiti esternamente da laminati  
in materiale composito, rinforzato con fibre di  
20 carbonio. Il componente aeronautico secondo il  
presente trovato comprende al suo interno una  
schiuma sintattica polimerica e, per le sue  
caratteristiche di leggerezza, associate  
all'elevata resistenza meccanica, è utilizzabile in  
25 sostituzione dei tradizionali componenti

Il mandatario  
STEFANO LIGI  
(per sé e per gli altri)  
STUDIO GLP S.r.l.  
P.le Cavallotti, 6/2 - 33100 UDINE

aeronautici in materiale metallico, come leghe di alluminio, o simili.

#### STATO DELLA TECNICA

In diversi settori della tecnica sono noti  
5 componenti realizzati con la tecnologia "a sandwich", ossia composti da una pluralità di strati interni, rivestiti esternamente da laminati in materiale composito, all'interno dei quali è presente una schiuma, detta foam, in materiale  
10 polimerico, come poliuretano espanso. Tali componenti sono particolarmente diffusi ed impiegati nel settore dell'arredamento, in quelli "automotive", navale, del trasporto ferroviario e, limitatamente agli interni delle cabine, anche nel  
15 settore aeronautico. In particolare, è noto utilizzare tali componenti a sandwich come pannelli interni di rinforzo, pannelli antiurto, inserti per il miglioramento dell'efficienza aerodinamica ed idrodinamica, a velocità relativamente basse, ossia  
20 non superiori ad alcune centinaia di km/ora.

Invece, i componenti aeronautici, soprattutto quelli esterni, sono normalmente realizzati in lega leggera, di solito a base di alluminio, mediante asportazione di truciolo, con macchine a  
25 controllo numerico, o per fusione. Tali componenti

aeronautici, infatti, sono soggetti a notevoli sollecitazioni meccaniche per l'impatto con l'aria, a velocità molto elevate, anche supersoniche, come, ad esempio, i deflettori, o "strake", o "chine",  
5 installati in particolare su ciascuna gondola motore degli aerei, al fine di ridurre le turbolenze localizzate, che hanno un impatto negativo sull'efficienza del turbocompressore, soprattutto in fase di decollo.

10 Il procedimento di produzione di tali componenti aeronautici in metallo, ha l'inconveniente di essere complesso e costoso, e comporta generalmente le seguenti fasi di lavoro: a) realizzazione dello stampo maschio e del contro-stampo femmina in un  
15 centro di lavoro a controllo numerico; b) finitura superficiale con macchine utensili; c) fissaggio dello stampo e del contro-stampo; d) trattamento superficiale per protezione dalla corrosione. Ciò, conseguentemente, rende molto costoso ciascun  
20 componente aeronautico noto.

Uno scopo del presente trovato è quello di realizzare un componente aeronautico, che sia molto più leggero di quelli in metallo, che, al tempo stesso, resista alle notevoli sollecitazioni  
25 meccaniche ed aerodinamiche a cui è sottoposto e

che sia anche semplice ed economico da realizzare.

Un altro scopo del presente trovato è quello di mettere a punto un procedimento di produzione per realizzare un componente aeronautico in materiale non metallico, che comprenda poche e semplici fasi di lavorazione, e che al tempo stesso garantisca che il prodotto finito abbia caratteristiche meccaniche almeno non inferiori agli analoghi prodotti realizzati con materiali metallici.

10 Per ovviare agli inconvenienti della tecnica nota e per ottenere questi ed ulteriori scopi e vantaggi, la Richiedente ha studiato, sperimentato e realizzato il presente trovato.

#### ESPOSIZIONE DEL TROVATO

15 Il presente trovato è espresso e caratterizzato nelle rivendicazioni indipendenti.

Le rivendicazioni dipendenti espongono altre caratteristiche del presente trovato, o varianti dell'idea di soluzione principale.

20 In accordo con il suddetto scopo, il componente aeronautico secondo il presente trovato comprende una pluralità di strati, in materiale composito fibro-rinforzato, disposti a sandwich, che definiscono pareti laterali, con all'interno una  
25 parte centrale, o nucleo, in schiuma polimerica

sintattica.

Vantaggiosamente i suddetti strati sono realizzati con lamine di materiale composito, rinforzato con fibre di carbonio, kevlar, whiskers, o simili, impregnate, o pre-impregnate, con una resina, o un polimero termoplastico, o termoindurente (prepreg), ad esempio in matrice epossidica.

La suddetta schiuma polimerica sintattica è ottenuta mediante fogli, barrette, o granuli, di polimero sintattico (detto precursore), ossia di un polimero caratterizzato da numerose sfere cave di vetro, polimero, o anche ceramica, aventi un diametro variabile da circa 10 micron a circa 200 micron, che sono atte ad espandersi, per effetto della temperatura, riducendo così la loro densità, fino a 2,5 volte quella originaria.

Il relativo procedimento di produzione comprende, essenzialmente, una singola fase di polimerizzazione all'interno di uno stampo, in cui la compattazione delle lamine di materiale composito pre-impregnato e la polimerizzazione, o cura, del polimero sintattico, avviene contemporaneamente per effetto della pressione interna esercitata dallo stesso polimero sintattico

in espansione e della temperatura fornita sia da una fonte esterna, come ad esempio un forno, o resistenze elettriche, sia dalla reazione esotermica generata dal polimero sintattico  
5 espandente.

Pertanto, nel procedimento secondo il presente trovato, non è previsto l'utilizzo di alcun impianto autoclave, neppure per una eventuale fase di post-cura.

10 La cura della resina, ad esempio epossidica, presente nei laminati esterni e l'espansione del polimero sintattico presente nella parte centrale, avviene simultaneamente ad una temperatura compresa fra circa 170°C e circa 190°C ed è ottenuta tramite  
15 il riscaldamento degli stampi.

L'espansione del polimero sintattico nello stampo chiuso genera la necessaria pressione per la compattazione degli strati di prepreg. Tale pressione può arrivare fino a circa 15 bar e  
20 dipende dal rapporto fra il volume della cavità della parte centrale, fra le pareti definite dagli strati di materiale composito, e la quantità originaria di polimero sintattico (precursore), non ancora schiumato.

25 Gli stampi utilizzati per realizzare il

componente aeronautico secondo il presente trovato ed effettuare sia la cura, sia la post-cura del polimero termoindurente contenuto nei prepreg e del polimero sintattico, possono essere di varia  
5 natura: composito, metallo, vetroresina, ceramica, od altro, integrati con opportuni scambiatori di calore, come ad esempio resistenze elettriche per il riscaldamento, circuito di serpentine inglobate per il raffreddamento e/o sistemi di regolazione  
10 termica.

Il calore generato, per esempio dal passaggio di corrente, è necessario per innescare l'espansione del polimero sintattico ed attivare la cura del polimero termoindurente.

15 L'utilizzo della vetroresina per la realizzazione degli stampi è possibile e vantaggioso in considerazione della relativa resistenza termica e del suo basso costo. Risulta quindi evidente come l'utilizzo della vetroresina, per la realizzazione  
20 degli stampi, riduca ulteriormente e notevolmente sia il costo degli stessi stampi, sia il loro peso, consentendo una facile trasportabilità delle attrezzature per realizzare il procedimento secondo il presente trovato, ed una conseguente facilità di  
25 realizzazione del procedimento, anche per piccoli

lotti produttivi.

I vantaggi dell'innovativo procedimento secondo il presente trovato sono di tipo sia tecnico, sia economico e possono essere sintetizzati come segue:

- 5 - riduzione del lavoro intensivo;
- nessun trattamento superficiale richiesto;
- nessun rischio di corrosione;
- significativa riduzione di peso;
- alta riproducibilità del prodotto.

10 ILLUSTRAZIONE E DESCRIZIONE DEI DISEGNI

Queste ed altre caratteristiche del presente trovato appariranno chiare dalla seguente descrizione di una forma preferenziale di realizzazione, fornita a titolo esemplificativo,  
15 non limitativo, con riferimento agli annessi disegni in cui:

- la fig. 1 è una vista prospettica di un  
componente aeronautico secondo il  
presente trovato, montato su una  
20 gondola motore di un aereo;
- la fig. 2 è una vista laterale del componente  
aeronautico di fig. 1, inserito in uno  
stampo, durante il suo procedimento di  
realizzazione;
- 25 - la fig. 3 è una sezione secondo la linea III-III

Il mandatario  
**STEFANO LIGI**  
(per sé e per gli altri)  
**STUDIO GLP S.r.l.**  
P.le Cavedalis, 6/2 - 33100 UDINE

- di fig. 2;
- la fig. 4 è un primo particolare ingrandito (A)  
di fig. 3;
  - la fig. 5 è un secondo particolare ingrandito  
5 (B) di fig. 3;
  - le figg. da 6a a 6f rappresentano schematicamente  
sei fasi del procedimento di  
realizzazione del componente  
aeronautico di fig. 1;
  - 10 - la fig. 7 è un primo grafico, che rappresenta  
l'andamento del coefficiente di  
espansione di un determinato polimero  
sintattico, in funzione della  
temperatura;
  - 15 - la fig. 8 è un secondo grafico, che rappresenta  
l'andamento della pressione interna  
generata da un determinato polimero  
sintattico, in funzione della  
temperatura;
  - 20 - la fig. 9 è un terzo grafico, che rappresenta  
l'andamento della pressione interna  
generata da un determinato polimero  
sintattico, in funzione della  
percentuale di riempimento della  
25 cavità, o parte, centrale del

componente aeronautico di fig. 1;

- 5                   - la fig. 10 è un quarto grafico, che rappresenta  
                    il volume medio dei singoli alveoli di  
                    un determinato polimero sintattico, in  
                    funzione della percentuale di  
                    riempimento della cavità, o parte,  
                    centrale del componente aeronautico di  
                    fig. 1;
- 10                  - la fig. 11 è un quinto grafico, che rappresenta  
                    il valore di resistenza al taglio del  
                    componente aeronautico di fig. 1, in  
                    funzione del volume medio dei singoli  
                    alveoli;
- 15                  - la fig. 12 è un sesto grafico, che rappresenta un  
                    ciclo di cura, o polimerizzazione,  
                    della resina e del polimero sintattico  
                    in relazione alla temperatura e del  
                    calore che si sviluppa all'interno di  
                    uno stampo in un procedimento secondo  
20                  il presente trovato.

DESCRIZIONE DI UNA FORMA PREFERENZIALE DI  
REALIZZAZIONE DEL TROVATO

Con riferimento alla fig. 1, un componente  
aeronautico secondo il presente trovato è, nella  
25 fattispecie, un deflettore 10, o inserto

Il mandatario  
STEFANO LIGI  
(per sé e per gli altri)  
STUDIO GLP S.r.l.  
P.le Cavedalis, 6/2 - 33100 UDINE

fluidodinamico denominato strake, il quale è montato su una gondola 11 di un motore per aereo, di qualsiasi tipo noto.

Il deflettore 10 (figg. 3, 4 e 5) comprende una pluralità di strati 12, in materiale composito fibro-rinforzato, disposti a sandwich, che definiscono pareti laterali 13 e una parete di fondo 15, con all'interno una parte centrale, o nucleo, 16 in schiuma polimerica sintattica. Le pareti laterali 13 e la parete di fondo 15 costituiscono l'involucro strutturale esterno del deflettore 10.

Il procedimento secondo il presente trovato per realizzare il deflettore 10 comprende una prima fase (fig. 6a), nella quale viene realizzato uno stampo composto essenzialmente da tre parti 20, 21 e 22 (figg. 2, 3 e 6e), atte ad essere accoppiate fra loro per definire una cavità 23 (figg. 4, 5 e 6a) che ha la forma negativa del deflettore 10 da realizzare.

All'interno della cavità 23 viene applicato innanzitutto un agente separatore, o distaccante, di tipo noto in sé, per esempio del tipo PVA (alcol polivinilico), o similari, per facilitare la sformatura del deflettore dallo stampo.

Il mandatario  
STEFANO LIGI  
(per sé e per gli altri)  
STUDIO GLP S.r.l.  
P.le Cavedalis, 6/2 - 33100 UDINE

Successivamente, come fase opzionale, utilizzando la nota tecnica IMC (In Mould Coating) si depone, eventualmente, uno strato di vernice protettiva, vantaggiosamente di tipo poliuretanico, ad alto  
5 peso molecolare, antiusura e antigraffio, e la si fa polimerizzare per circa un'ora a circa 80°C (fig. 6a). Lo spessore della suddetta vernice poliuretanica sarà regolato tra circa 300 micron e circa 500 micron.

10 Si tagliano quindi i fogli di materiale composito, pre-impregnato e si dispongono i risultanti strati 12, a sandwich, per formare un laminato che definisce le pareti laterali 13 e la parete di fondo 15 (fig. 6b). Gli strati 12 di  
15 prepreg sono disposti sulla superficie interna delle parti 20 e 21 dello stampo secondo la configurazione voluta. La resina del preimpregnato è, ad esempio, tipo HexPly 8552/AS4-8HS della Hexcel Composites.

20 Poi si inseriscono fogli, barrette, o granuli, di polimero sintattico espandibile nella cavità definita dagli strati 12, in quantità tale che, a fine espansione, la struttura espansa si presenta di tipo a "celle, o alveoli chiusi", distribuiti in  
25 maniera omogenea nella massa espansa. Il polimero

sintattico espandibile è, nella fattispecie, a base epossidica, tipo Core Foam AF3024, o simile, commercializzato dalla società 3M, ed è compatibile con la resina del pre-impregnato.

- 5 Fermo restando il grado di espansione del polimero sintattico, la dimensione media delle "celle, o alveoli chiusi" dipende fondamentalmente dal rapporto tra il volume del polimero sintattico all'origine ( $V_0$ ), deposto nella cavità da riempire,  
10 ed il volume della cavità stessa ( $V_f$ ). Precisamente, quando detto rapporto tende a 1, si azzerà la dimensione delle celle e la pressione tende al valore massimo dell'intervallo di variazione (1-15 bar).
- 15 I lembi 25 (figg. 3, 4 e 6d) degli strati 12 che fuoriescono dallo stampo sono vantaggiosamente risvoltati, sovrapposti e collocati all'interno della parte centrale 16.

- Il procedimento secondo il presente trovato  
20 prevede anche l'integrazione, eventuale, di uno strato superficiale conduttivo 26 (figg. 4 e 5), consistente in un pre-impregnato avente la stessa matrice epossidica della suddetta resina, rinforzato con mesh di alluminio. Lo strato  
25 superficiale 26 ha la funzione di "anti-lightning",

ovvero quella di distribuire (dissipare) eventuali cariche elettrostatiche concentrate, principalmente indotte da fulmini, su tutta la superficie del velivolo, al fine di evitare danneggiamenti locali.

5 Le tre parti 20, 21 e 22 dello stampo sono tra loro serrate tramite un collegamento con morsetti tipo "testaco", di tipo noto, oppure opportunamente progettati per lo scopo, per agevolare e velocizzare le operazioni di chiusura, stampaggio,  
10 apertura ed estrazione del deflettore 10 (figg. 6e e 6f).

Dopo la chiusura, le parti 20, 21 e 22 dello stampo sono riscaldate e portate alla temperatura di cura del polimero sintattico, di circa 180°C. Il  
15 riscaldamento può avvenire in forno, oppure si può sfruttare il calore prodotto dall'effetto Joule del passaggio di corrente in resistenze elettriche inserite nelle parti 20, 21 e 22 dello stampo stesso. Quest'ultima tecnologia risulta più  
20 flessibile in quanto consente di svincolare la produzione dalla dimensione utile del forno.

Durante il riscaldamento e durante il tempo di cura, il precursore, ossia il polimero sintattico, si espande fino a toccare la superficie interna del  
25 laminato, ossia degli strati 12, verso cui esercita

Il mandatarario  
STEFANO LICI  
(per sé e per gli altri)  
STUDIO GLP S.r.l.  
P.le Cavedalis, 6/2 - 33100 UDINE

la necessaria pressione per comprimerne le lamine  
costituenti. La regolarità di espansione anche in  
componenti dalla forma complessa produce una  
pressione uniforme su tutto il rivestimento esterno  
5 in composito (pareti 13 e 15), o skin, garantendo  
un'alta qualità e la ripetibilità del risultato  
finale.

Dopo il raffreddamento e l'estrazione il  
deflettore 10 così realizzato è pronto per il suo  
10 utilizzo.

I grafici delle figure da 7 a 11 illustrano con  
sufficiente approssimazione le prestazioni del  
suddetto polimero sintattico (foam).

In particolare, in fig. 7 è rappresentato il  
15 comportamento del foam, che è determinato dalla  
seguente formula semplificata:

$$V_f = V_0 \cdot (1 + C_e \cdot \ln(T_c/T_a)),$$

dove:

$V_f$  = Volume finale

20  $V_0$  = Volume iniziale

$C_e$  = Costante di espansione tipica del foam in  
questione (nel caso  $C_e = 0,8$ )

$T_c$  = Temperatura di cura

$T_a$  = Temperatura ambiente.

25 La rappresentazione grafica di fig. 8 deriva

dalla seguente formula semplificata:

$$P_f = P_0 * C_e * \ln(T_c / T_a) * (\Delta t / T_a),$$

dove :

$P_f$  = Pressione finale

5  $P_0$  = Pressione iniziale (atmosferica)

$\Delta t$  = Differenza tra la temperatura di cura e la  
temperatura ambiente ( $T_c - T_a$ )

$C_e$  = Costante di espansione tipica del foam in  
questione (nel caso  $C_e = 0,8$ )

10 Al fine di conseguire un contributo strutturale  
significativo del polimero sintattico costituente  
il nucleo 16 della struttura sandwich del  
deflettore 10, le dimensioni delle "celle o alveoli  
chiusi" saranno comprese in un diametro medio tra  
15 0,5 mm e 3 mm. La quantità di precursore (polimero  
sintattico) è definita in funzione della densità  
finale di progetto del nucleo 16, della pressione  
minima da esercitare sulle pareti laterali 13 e di  
fondo 15 (di circa 3 bar), della temperatura e  
20 tempo di cura della matrice polimerica, sufficienti  
affinché l'espansione sia completa.

I grafici delle figure 9, 10 e 11 indicano  
approssimativamente alcuni parametri utili per il  
processo di fabbricazione e cura, e per i requisiti  
25 strutturali coerenti con quelli di progetto.

In particolare, il grafico di fig. 9 deriva dalla seguente formula semplificata:

$$P_f = P_0 * C_e * \ln(T_c/T_a) * (\Delta t / T_a) * ((V_r/V_c)^{(3/2)}),$$

dove:

5      $P_f$  = Pressione finale

$P_0$  = Pressione iniziale (atmosferica)

$\Delta t$  = Differenza tra la temperatura di cura e la  
temperatura ambiente (nel caso  $T_c - T_a =$   
180-20 = 160°C, ciò implica  $\Delta t / T_a = 160/20$   
10     = 8)

$C_e$  = Costante di espansione tipica del foam in  
questione (nel caso  $C_e = 0,8$ )

$V_r$  = Volume di foam occupato (% di riempimento)

$V_c$  = Volume totale della cavità

15     Per semplificazione, la formazione dei singoli  
alveoli in fase di espansione del foam si assume di  
tipo sferica, a celle chiuse, ossia non comunicanti  
con quelle prossime, o attigue.

Il grafico di fig. 10 illustra il comportamento  
20     del foam, in termini di dimensione/volume degli  
alveoli, in funzione della percentuale di  
riempimento della cavità dello stampo.

Il grafico di fig. 11 indica come la resistenza  
al taglio del foam, e quindi del deflettore 10, sia  
25     strettamente legata al volume degli alveoli dopo

cura a 180°C.

I grafici illustrati nelle figure da 7 a 11 sono derivati dalle formule approssimate sopra indicate, e rappresentano parametri connessi alle condizioni  
5 ideali di cura.

Inoltre, il comportamento termico tipico del foam scelto comporta la generazione di calore da reazione esotermica. Questa energia termica può essere opportunamente assorbita/sfruttata nel ciclo  
10 di cura del componente, come mostrato nel grafico di fig. 12. Tale reazione esotermica può incrementare la temperatura, all'interno dello stampo, fino a circa 280°C. La quantità di energia termica che si sviluppa dipende esclusivamente  
15 dalla quantità di polimero sintattico disposto nella suddetta parte centrale. Detta energia, appositamente controllata da regolatori di temperatura del sistema di riscaldamento/raffreddamento dello stampo, può  
20 essere assorbita/sfruttata nel ciclo di cura degli strati di materiale composito pre-impregnato.

È chiaro che al componente aeronautico e al procedimento di realizzazione fin qui descritto possono essere apportate modifiche, o aggiunte di  
25 parti, o di fasi, senza per questo uscire

dall'ambito del presente trovato.

È anche chiaro che, sebbene il presente trovato  
sia stato descritto con riferimento ad un solo  
esempio specifico di componente aeronautico, una  
5 persona esperta del ramo potrà senz'altro  
realizzare molte altre forme di componenti  
aeronautici, aventi le caratteristiche espresse  
nelle rivendicazioni e quindi tutte rientranti  
nell'ambito di protezione da esse definito.

10

RIVENDICAZIONI

1. Componente aeronautico, **caratterizzato dal fatto**  
**che** comprende una pluralità di strati (12), in  
materiale composito fibro-rinforzato e disposti a  
5 sandwich, definenti una o più pareti laterali (13),  
ed una parte centrale, o nucleo (16) in schiuma  
polimerica sintattica.
2. Componente aeronautico come nella rivendicazione  
1, **caratterizzato dal fatto che** detti strati (12)  
10 sono realizzati con lamine di materiale composito,  
rinforzato con fibre di carbonio, kevlar, whiskers,  
o simili, impregnate, o pre-impregnate, con una  
resina, o un polimero termoplastico, o  
termoindurente (pregreg).
- 15 3. Componente aeronautico come nella rivendicazione  
1 o 2, **caratterizzato dal fatto che** detta schiuma  
polimerica sintattica è ottenuta mediante fogli,  
barrette, o granuli, di polimero sintattico.
4. Componente aeronautico come in una qualsiasi  
20 delle rivendicazioni precedenti, **caratterizzato dal**  
**fatto che** comprende inoltre uno strato di vernice  
protettiva, di tipo poliuretanico, ad alto peso  
molecolare, antiusura e antigraffio.
5. Componente aeronautico come nella rivendicazione  
25 4, **caratterizzato dal fatto che** lo spessore di

strato di vernice protettiva è compreso fra circa 300 micron e circa 500 micron.

6. Componente aeronautico come in una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, **caratterizzato dal**  
5 **fatto che** i lembi (25) di detti strati (12) sono risvoltati, sovrapposti e collocati internamente a detta parte centrale (16).

7. Componente aeronautico come in una qualsiasi delle rivendicazioni precedenti, **caratterizzato dal**  
10 **fatto che** comprende inoltre uno strato superficiale conduttivo (26), consistente in un pre-impregnato avente la stessa matrice epossidica di detta resina, rinforzato con mesh di alluminio.

8. Procedimento per la realizzazione di un  
15 componente aeronautico, comprende una prima fase nella quale viene realizzato uno stampo composto da una pluralità di parti (20, 21, 22), atte ad essere accoppiate fra loro per definire una cavità (23) avente forma negativa di detto componente  
20 aeronautico da realizzare, **caratterizzato dal fatto che** comprende inoltre una seconda fase in cui una pluralità di strati (12), in materiale composito fibro-rinforzato, impregnati, o pre-impregnati, con una resina, o un polimero termoplastico, o  
25 termoindurente, vengono disposti a sandwich in

- detta cavità (23), per definire una o più pareti laterali (13) di detto componente aeronautico, una terza fase in cui viene utilizzato un polimero sintattico per definire una parte centrale, o
- 5    nucleo (16), di detto componente aeronautico, ed una quarta fase di polimerizzazione in cui in detto stampo vengono polimerizzati sia detta resina, o detto polimero termoplastico, o termoindurente, sia detto polimero sintattico.
- 10    9. Procedimento come nella rivendicazione 8, **caratterizzato dal fatto che** detti strati (12) sono realizzati con lamine di materiale composito, rinforzato con fibre di carbonio, kevlar, whiskers, o simili.
- 15    10. Procedimento come nella rivendicazione 8 o 9, **caratterizzato dal fatto che** detto polimero sintattico comprende sfere cave di vetro, polimero, o anche ceramica, aventi un diametro variabile da circa 10 micron a circa 200 micron, che sono atte
- 20    ad espandersi, per effetto della temperatura, riducendo così la loro densità, fino a 2,5 volte quella originaria.
11. Procedimento come nella rivendicazione 8, 9 o 10, **caratterizzato dal fatto che** detta
- 25    polimerizzazione, nonchè l'espansione di detto

polimero sintattico, avvengono simultaneamente ad una temperatura compresa fra circa 170°C e circa 190°C, ottenuta tramite il riscaldamento di detto stampo.

5 12. Procedimento come nella rivendicazione 11, **caratterizzato dal fatto che** detta espansione di detto polimero sintattico in detto stampo chiuso genera una pressione per la compattazione di detti strati (12) compresa fra circa 3 bar e circa 15 bar  
10 e dipende dal rapporto fra il volume della cavità di detta parte centrale e la quantità originaria di detto polimero sintattico.

13. Procedimento come in una qualsiasi delle rivendicazione da 8 a 12, **caratterizzato dal fatto**  
15 **che** dette parti (20, 21, 22) di detto stampo sono realizzate in materiale composito, in metallo, in vetroresina, e/o in ceramica.

14. Procedimento come in una qualsiasi delle rivendicazione da 8 a 13, **caratterizzato dal fatto**  
20 **che** in una o più di dette parti (20, 21, 22) sono presenti mezzi di riscaldamento e/o di raffreddamento, eventualmente associati a mezzi di regolazione termica.

15. Procedimento come in una qualsiasi delle  
25 rivendicazione da 8 a 14, **caratterizzato dal fatto**

**che** fra detta prima e detta seconda fase, all'interno di detta cavità (23) viene applicato un agente separatore, o distaccante, per facilitare la sformatura di detto componente aeronautico da detto  
5 stampo.

16. Procedimento come in una qualsiasi delle rivendicazione da 8 a 15, **caratterizzato dal fatto**  
**che** comprende inoltre una quinta fase in cui viene realizzato uno strato superficiale conduttivo (26),  
10 con funzione di "anti-lightning" e consistente in un pre-impregnato avente la stessa matrice epossidica di detta resina, rinforzato con mesh di alluminio.

17. Componente aeronautico e procedimento per  
15 realizzarlo, sostanzialmente come descritti, con riferimento agli annessi disegni.

p. Design Manufacturing S.p.A. in forma abbreviata  
DEMA SPA

gdf 12.06.2007

Il mandatario  
**STEFANO LICI**  
(per sé e per gli altri)  
**STUDIO GLP S.r.l.**  
P.le Cavedalis, 6/2 - 33100 UDINE

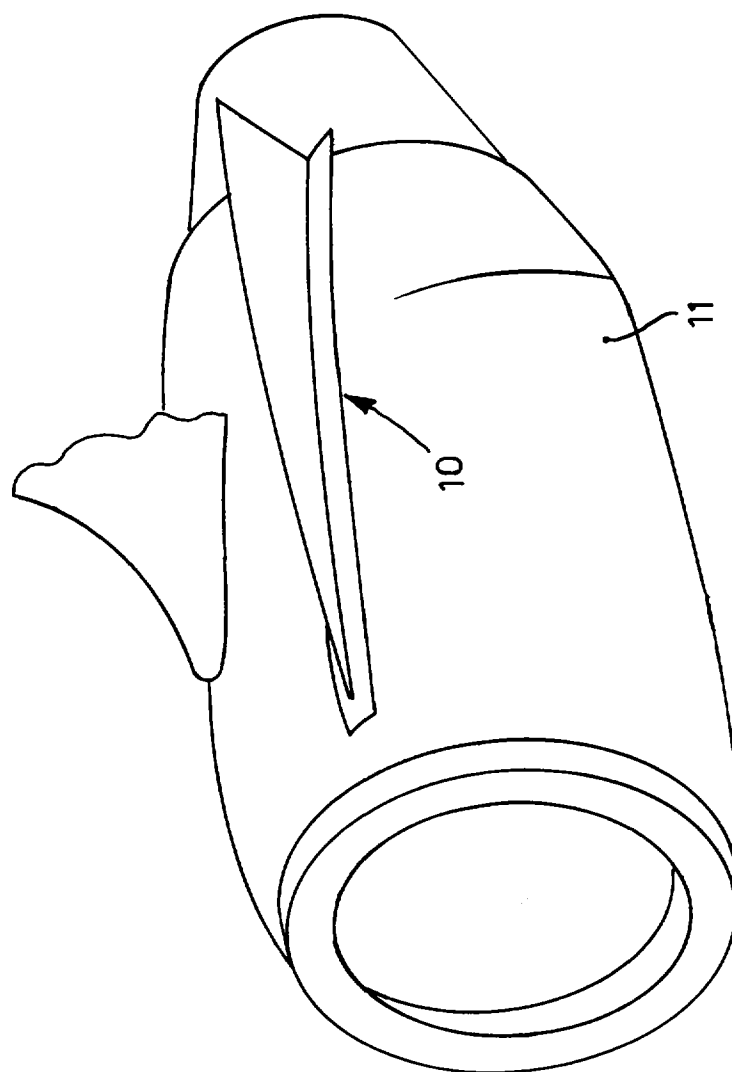
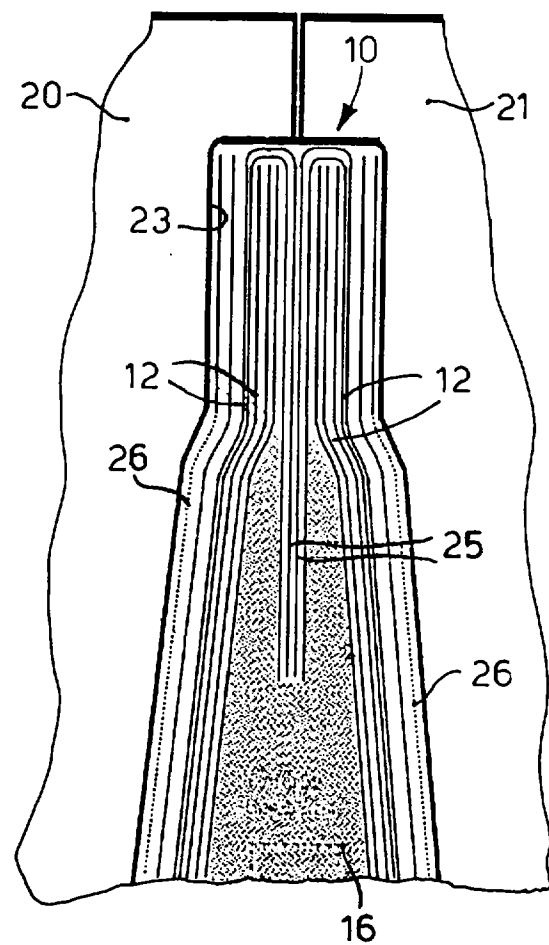
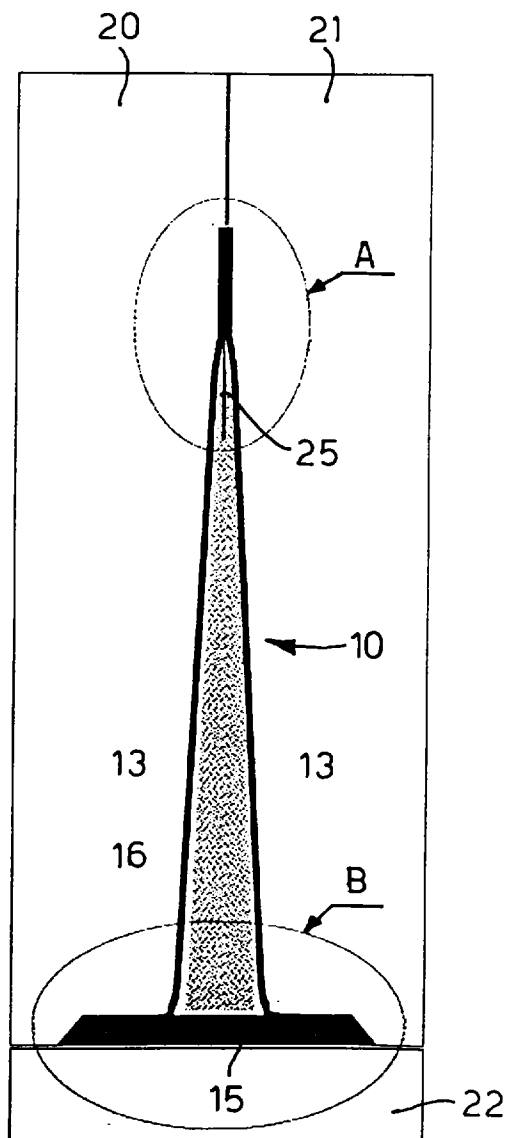
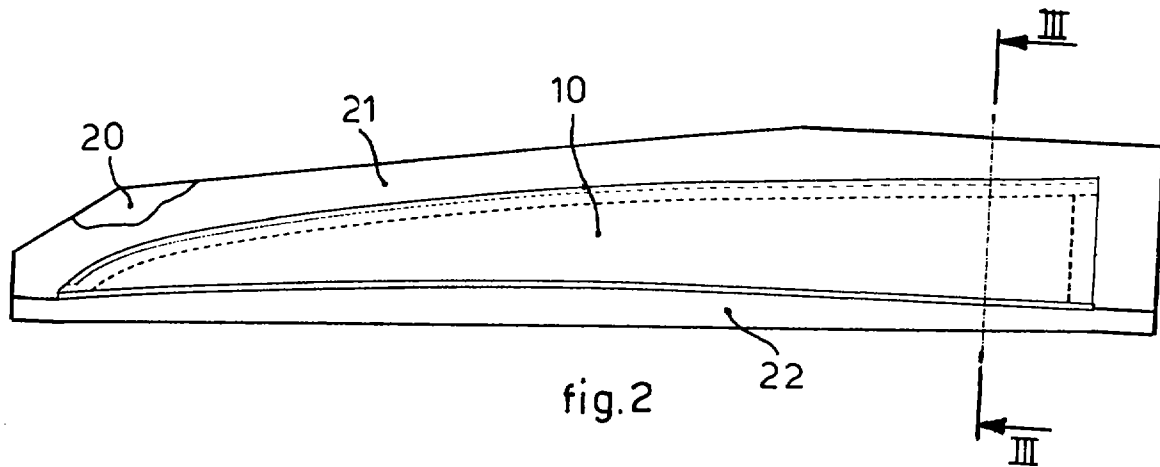


fig. 1



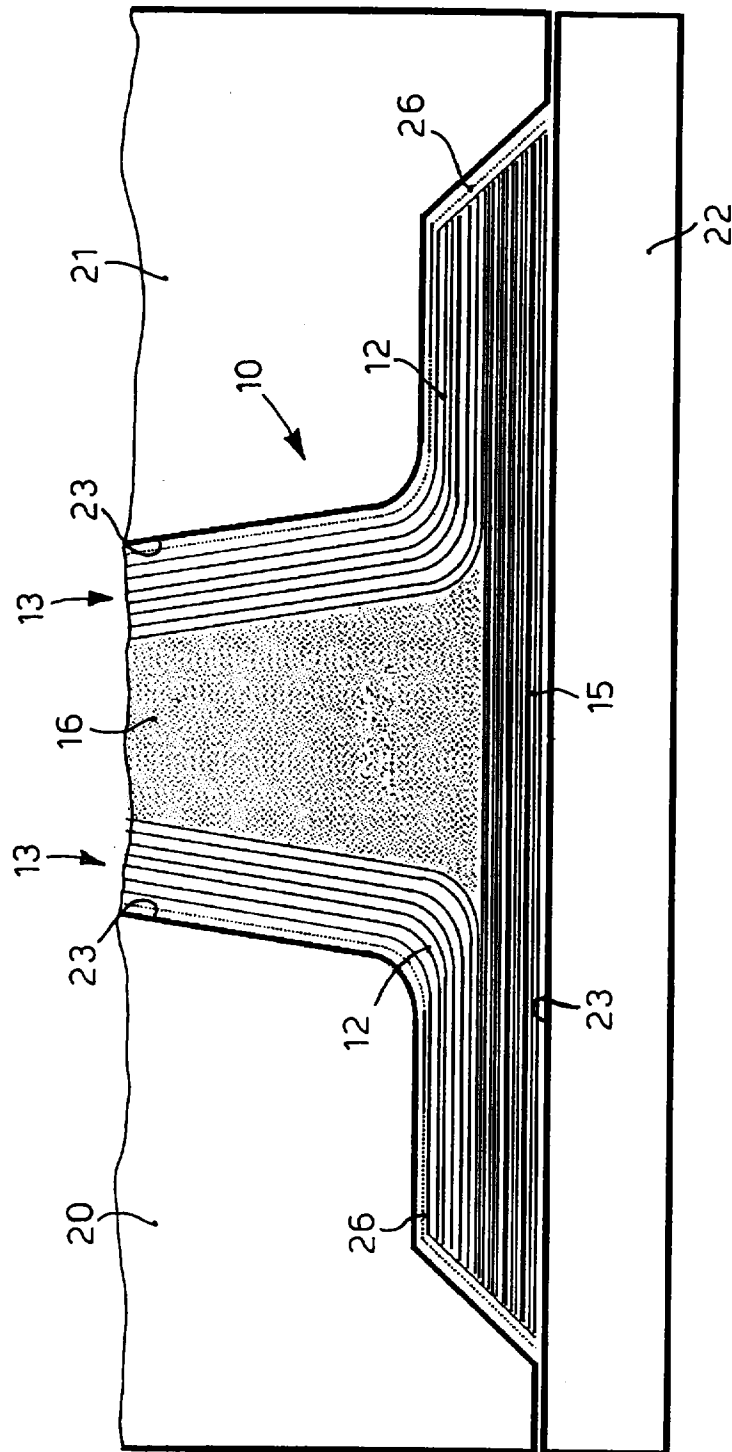


fig. 5

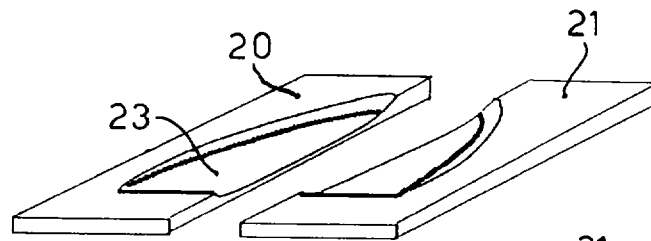


fig. 6a

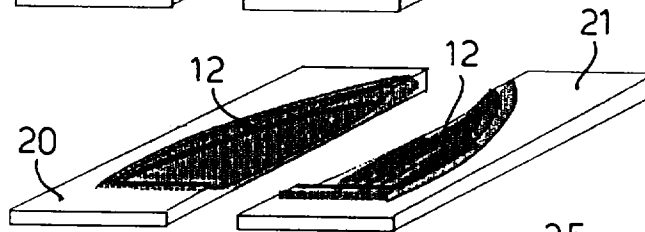


fig. 6b

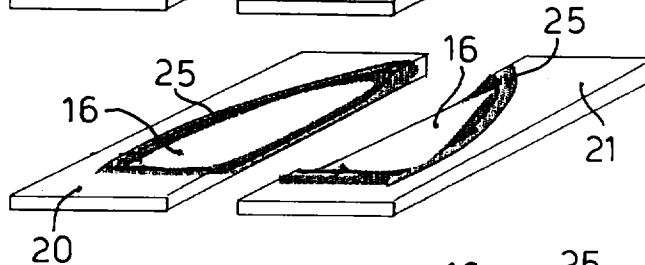


fig. 6c

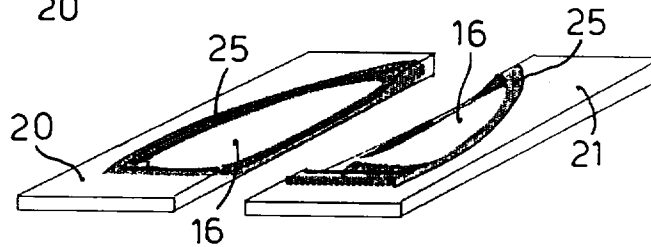


fig. 6d

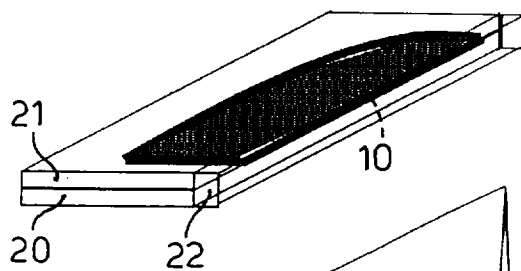


fig. 6e

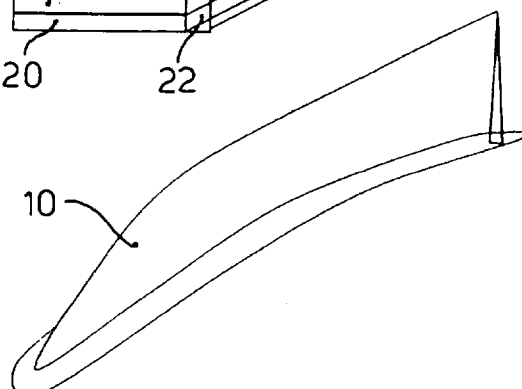


fig. 6f

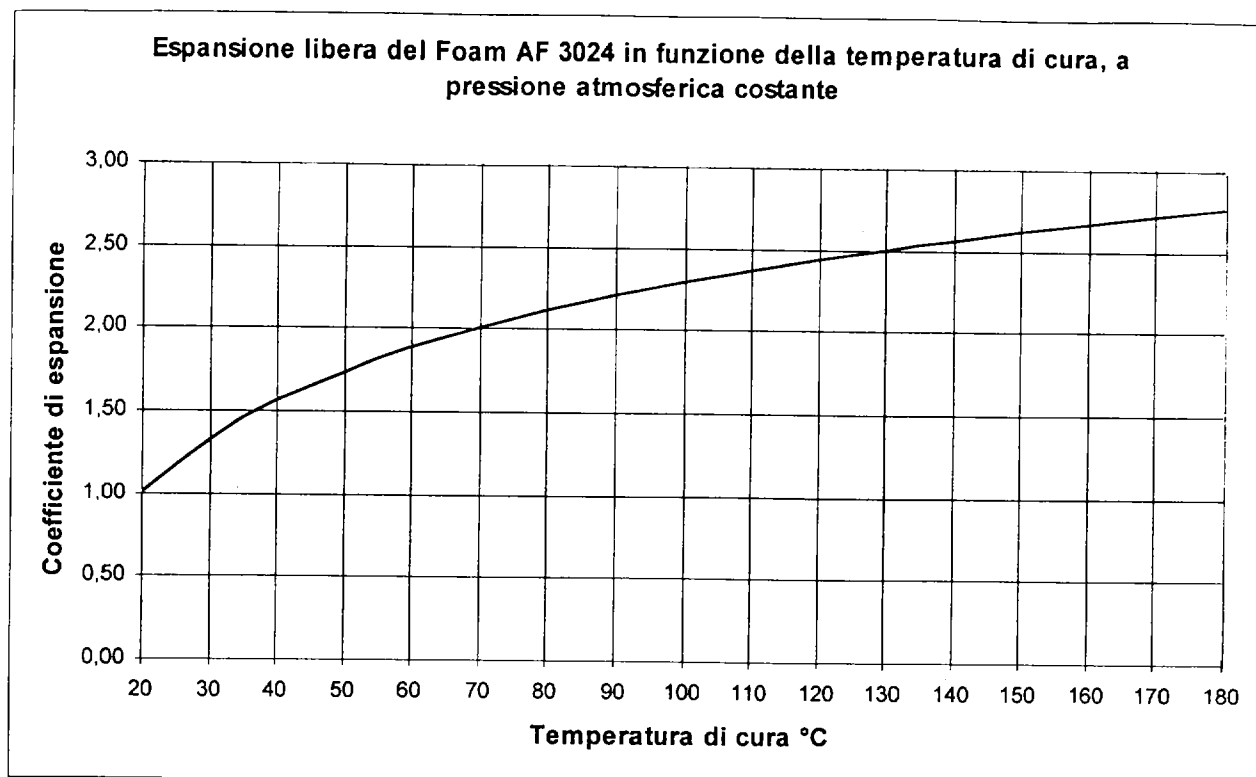


fig. 7

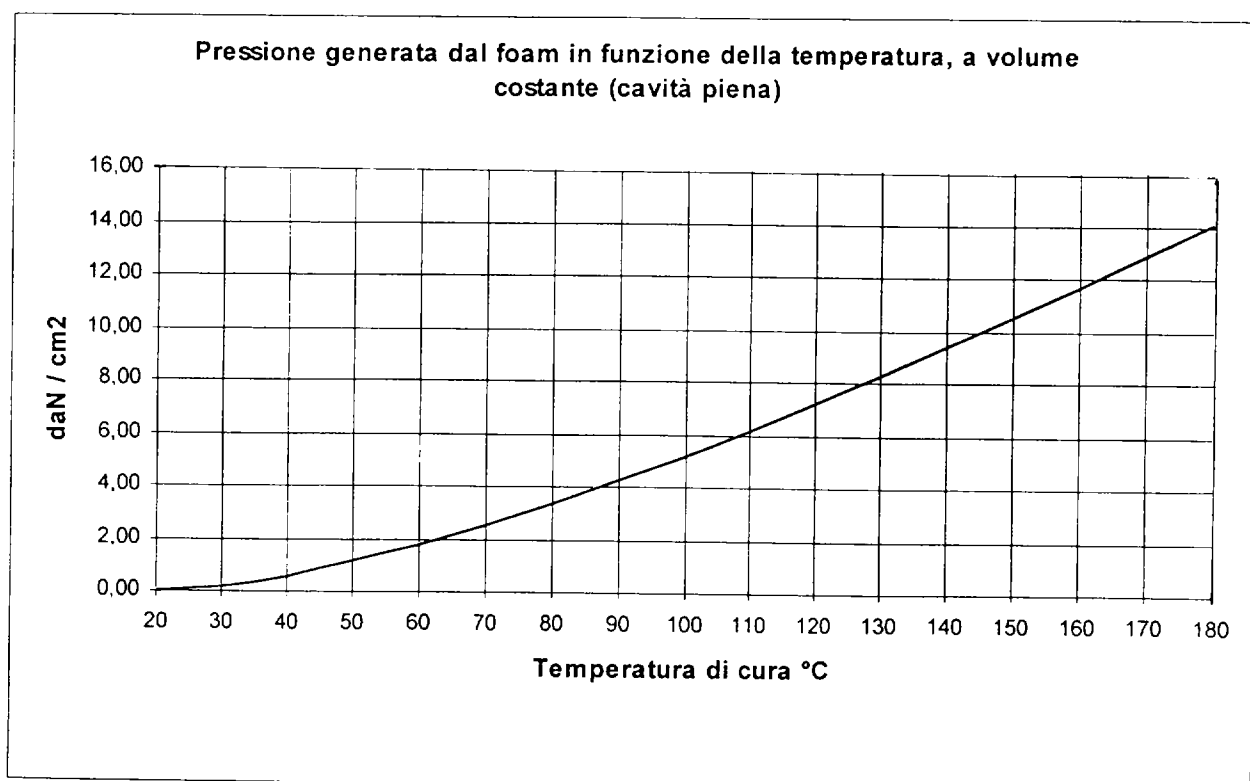


fig. 8

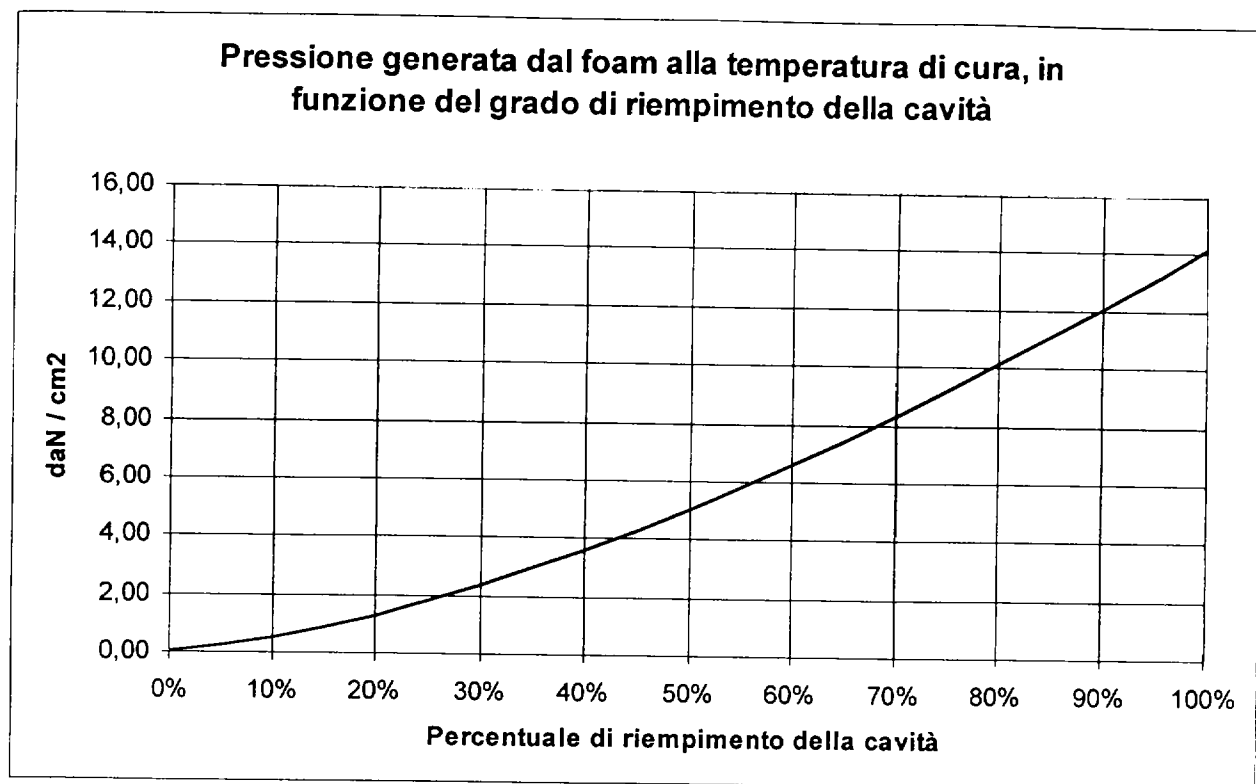


fig. 9

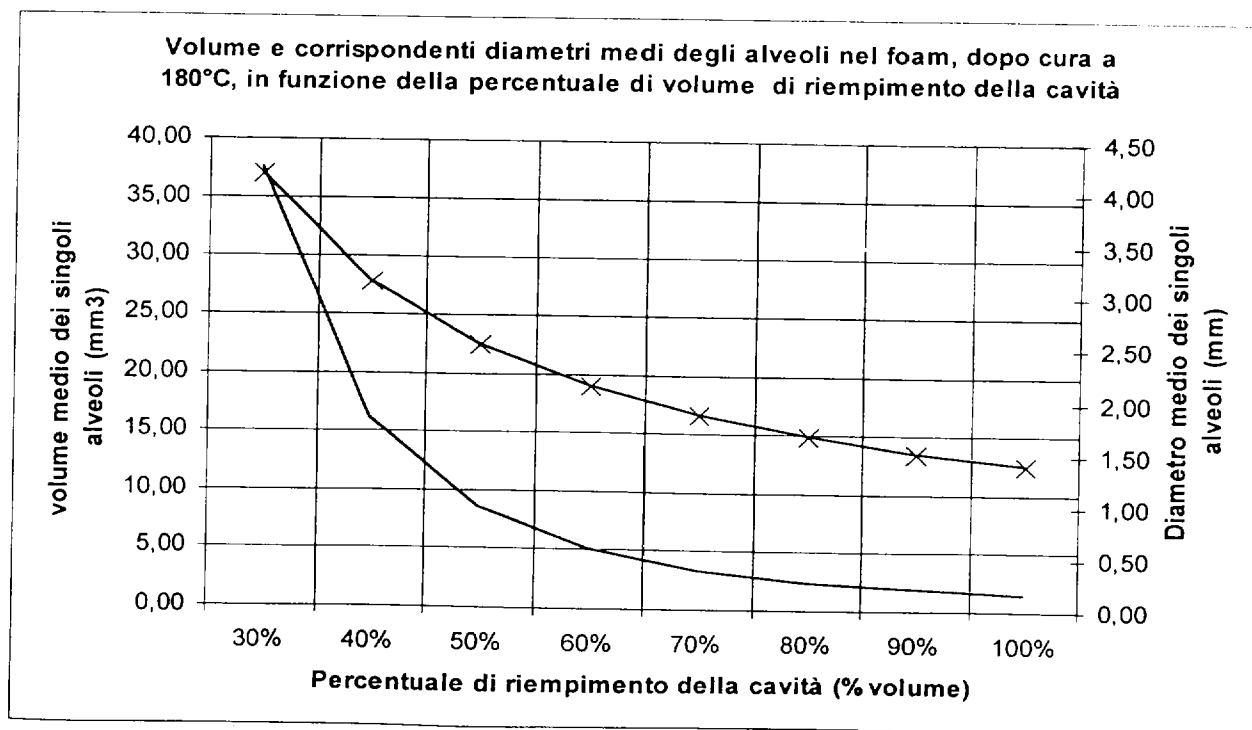


fig. 10

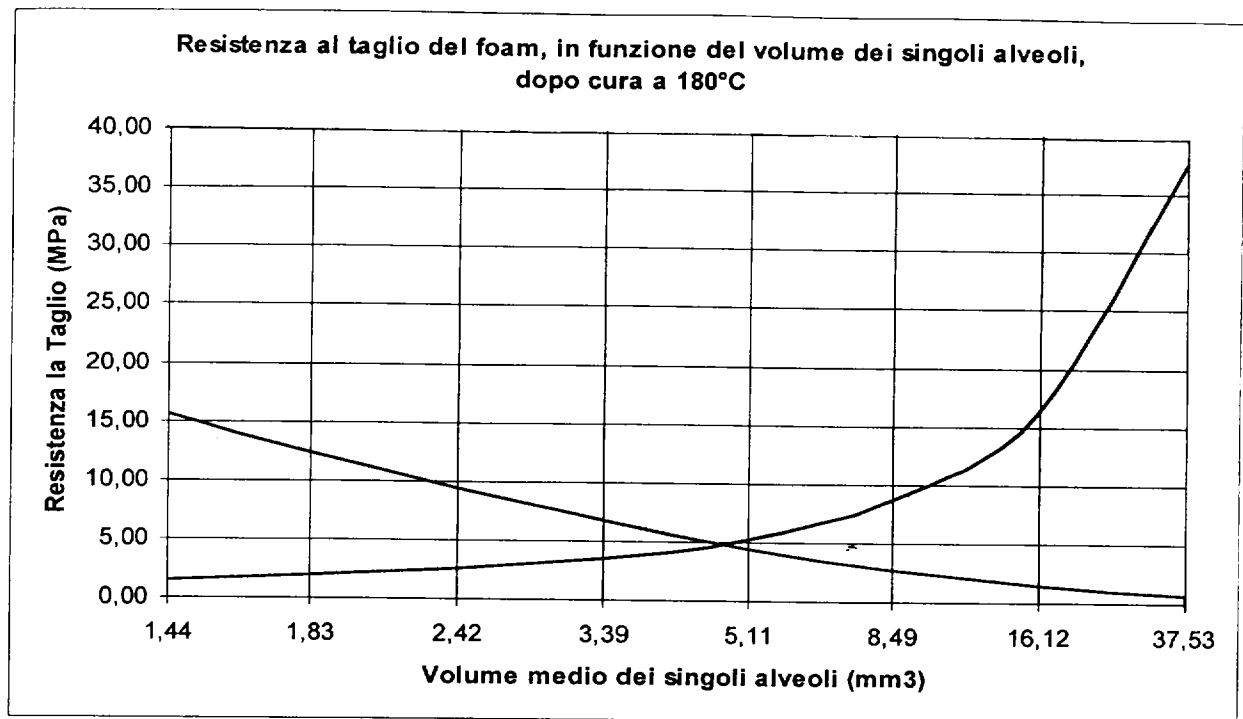


fig. 11

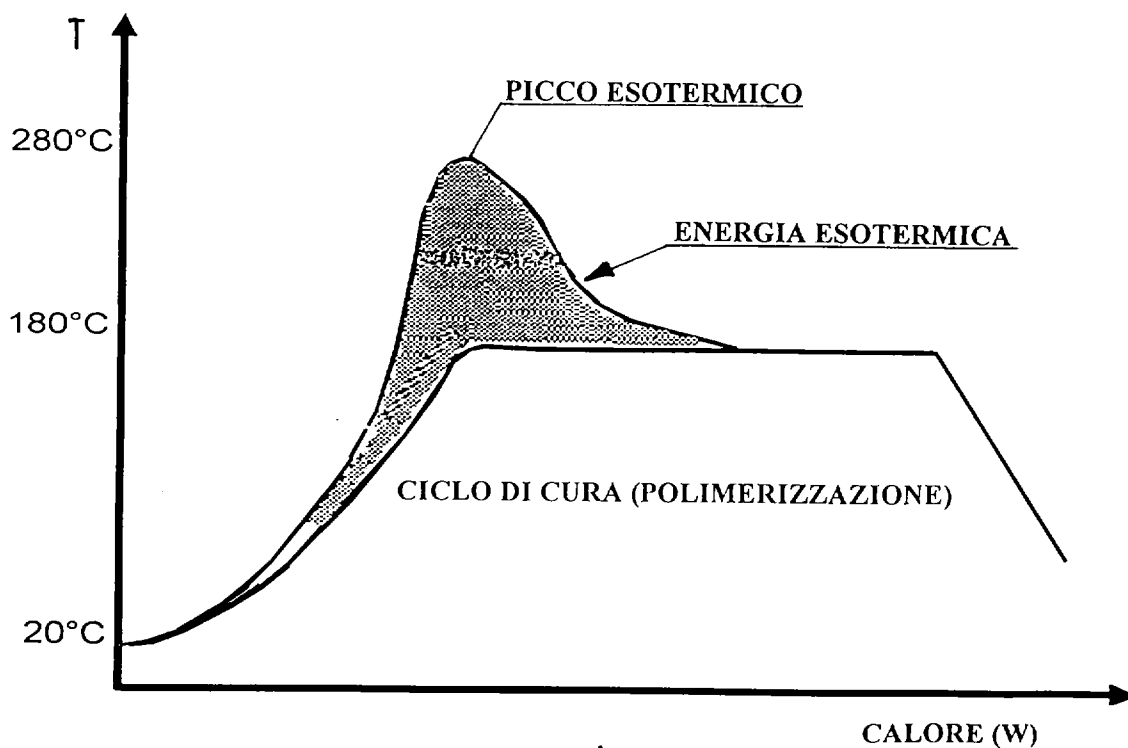


fig. 12