



(10) **DE 10 2014 015 840 B4** 2019.02.28

(12)

Patentschrift

(21) Aktenzeichen: **10 2014 015 840.3**
(22) Anmeldetag: **28.10.2014**
(43) Offenlegungstag: **30.04.2015**
(45) Veröffentlichungstag
der Patenterteilung: **28.02.2019**

(51) Int Cl.: **B29C 70/84** (2006.01)
B29C 70/54 (2006.01)
B29C 70/34 (2006.01)
B64C 1/00 (2006.01)

Innerhalb von neun Monaten nach Veröffentlichung der Patenterteilung kann nach § 59 Patentgesetz gegen das Patent Einspruch erhoben werden. Der Einspruch ist schriftlich zu erklären und zu begründen. Innerhalb der Einspruchsfrist ist eine Einspruchsgebühr in Höhe von 200 Euro zu entrichten (§ 6 Patentkostengesetz in Verbindung mit der Anlage zu § 2 Abs. 1 Patentkostengesetz).

(30) Unionspriorität:
14/066,376 **29.10.2013** **US**

(73) Patentinhaber:
**Gulfstream Aerospace Corporation, Savannah,
Ga., US**

(74) Vertreter:
**Geskes Patent- und Rechtsanwälte, 50968 Köln,
DE**

(72) Erfinder:
**Aitken, Charles, Savannah, Ga., US; Autry,
Brenden, Savannah, Ga., US**

(56) Ermittelter Stand der Technik:

DE	10 2008 012 252	A1
US	2007 / 0 175 571	A1
US	2009 / 0 320 292	A1
US	2012 / 0 076 989	A1
US	2013 / 0 209 746	A1
EP	0 027 107	B1

(54) Bezeichnung: **Verfahren zum Herstellen eines I-Stringers eines Flugzeugs und Einrichtungen zur Verwendung in derartigen Verfahren**

(57) Hauptanspruch: Verfahren zum Herstellen einer verstärkten Verbundstruktur (10) für ein Flugzeug, das Verfahren aufweisend die Schritte:

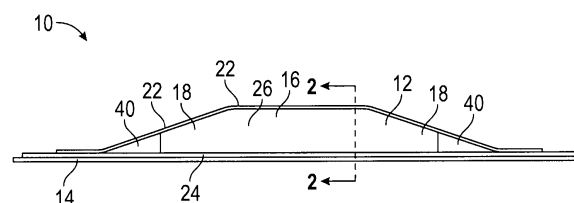
Ausbilden eines Verbundmaterial-Layouts (50) durch Anordnen einer ersten Verbundmateriallage (52) auf einer zweiten Verbundmateriallage (54) liegend und Positionieren eines vorgehärteten Haubeneinsatzes (28, 56) auf der ersten Verbundmateriallage (52),

wobei der vorgehärtete Haubeneinsatz (28, 56) als länglicher Streifen konfiguriert ist, wobei das Verbundmaterial-Layout (50) die erste Verbundmateriallage (52), die zweite Verbundmateriallage (54), die die erste Verbundmateriallage überlappt, und einen vorgehärteten Haubeneinsatz (28, 56), der auf der ersten Verbundmateriallage (52) und der zweiten Verbundmateriallage (54) zentriert wird, aufweist;

Fördern des Verbundmaterial-Layouts (50) durch eine Haubenformende Einrichtung (60), so dass die Haubenformende Einrichtung (60) die erste Verbundmateriallage (52) und die zweite Verbundmateriallage (54) dazu veranlasst, den vorgehärteten Haubeneinsatz (28, 56) zu umschließen und sich in einem Kontaktbereich (94) miteinander zu berühren,

wobei das Fördern in einem vorgeformten Haubenabschnitt (22, 99) einer ersten Länge (96) des Verbundmaterial-Layouts (50) und einer zweiten Länge (98) des Verbundmaterial-Layouts (50) resultiert, wobei sich die Längen (96, 98) über Längsseiten des vorgehärteten Haubeneinsatzes (28, 56) erstrecken; Entfer-

nen des Verbundmaterial-Layouts (50) von der Haubenformenden ...



Beschreibung**TECHNISCHES GEBIET**

[0001] Das technische Gebiet bezieht sich im Allgemeinen auf Verfahren zum Herstellen verstärkter Strukturen und Einrichtungen, die in solchen Verfahren verwendbar sind, insbesondere bezieht sich das technische Gebiet auf Verfahren zum Herstellen verstärkter Strukturen von Flugzeugen, wie etwa faserverstärkte I-Stringer und Einrichtungen zur Verwendung in solchen Verfahren.

HINTERGRUND

[0002] Der Rumpf, Flügel und das Leitwerk eines Flugzeugs beinhalten üblicherweise Stringer, die mit Hautstrukturen gekoppelt sind, welche die glatten äußeren Oberflächen des Rumpfes, der Flügel und des Leitwerks bilden. Die Stringer und Hautstrukturen wirken zusammen, um diesen Abschnitten des Flugzeugs Biegesteifigkeit und Drehsteifigkeit zu verleihen. Traditionell werden der Rumpf, die Flügel und Leitwerksoberflächen sowie die damit verbundenen Stringer aus Metall hergestellt, wie etwa Aluminium, Stahl oder Titan. Der Stringer kann einen Stegbereich beinhalten, wie etwa eine ebene Wand, die im Allgemeinen in ungefähr senkrechter Richtung zu der Hautstruktur ausgerichtet ist und sich im Allgemeinen in einer Längsrichtung entlang des Rumpfes und des Leitwerks erstreckt und in einer im Allgemeinen spannweiten Richtung entlang des Flügels, so dass der Stegbereich einen Biege widerstand bereitstellt. Ein Flanschbereich kann an einem oder beiden der Längskanten des Stegbereichs angeordnet sein, um eine erhöhte Festigkeit und Stütze des Stringers bereitzustellen. Der Flanschbereich entlang der Längskanten des Stegbereichs kann ebenso als Anbindungsoberfläche zum Anbinden des Stringers an die Hautstruktur verwendet werden.

[0003] Faserverstärkte Verbundmaterialien sind in einer Vielzahl von kommerziellen und militärischen Flugzeugprodukten als Ersatz für Metalle weit verbreitet, besonders in Anwendungen, bei denen ein relativ niedriges Gewicht und eine hohe mechanische Festigkeit erwünscht sind. Das Material ist im Wesentlichen aus einem Netzwerk von Verstärkungsfasern, die in Schichten oder Lagen angeordnet sind, aufgebaut. Die Schichten weisen eine Harzmatrix auf, die die Verstärkungsfasern im Wesentlichen benetzt und ausgehärtet wird, um eine enge Verbindung zwischen dem Harz und den Verstärkungsfasern herzustellen. Das Verbundmaterial kann in eine Strukturkomponente durch eine Vielzahl von bekannten Formgebungsverfahren geformt werden, wie etwa Extrusion, Vakuumbeutelverfahren, Autoklaven und/oder dergleichen. Aus US 2009 / 0 320 292 A1 sind ein Verfahren und eine Vorrichtung zur Herstellung eines Stringers für Flugzeuge bekannt. Aus

US 2013 / 0 209 746 A1 ist eine verstärkte Verbundstruktur für Flugzeuge bekannt. Aus EP 0 027 107 B1 sind ein Verfahren zur Befestigung eines aushärtbaren Verbundunterbaues an einer aushärtbaren Verbundplatte und eine Verbundstruktur mit einer Verbundplatte bekannt.

[0004] Häute und Stringer für verschiedene Abschnitte von Flugzeugen befinden sich in einem Übergang von metallischen Materialien zu faserverstärkten Verbundmaterialien. Jedoch kann die Herstellung von Stringern und von Stringern, die an Hautstrukturen befestigt sind, recht zeitaufwendig sein. Da bis zu annähernd 6,5 km von Stringern alleine in einem Flugzeugflügel vorliegen, ist die Herstellung von Stringern von Hand in zeitlicher und in Kostenhinsicht unerschwinglich. Zusätzlich kann das manuelle Herstellen von Stringern Defekte und Nicht-Konformitäten verursachen, die die Festigkeit und die Stütze der Stringer kompromittieren.

[0005] Demgemäß ist es wünschenswert, Verfahren zum Herstellen verstärkter Verbundstrukturen für Flugzeuge bereitzustellen, wie etwa I-Stringer, die mithilfe von Stapel- oder kontinuierlichen automatischen Verfahren herstellbar sind. Zusätzlich ist es wünschenswert, Einrichtungen zur Verwendung in derartigen Verfahren vorzuschlagen. Ferner werden andere wünschenswerte Merkmale und Eigenschaften aus der nachfolgenden detaillierten Beschreibung und den angehängten Ansprüchen, in Verbindung mit den begleitenden Zeichnungen und diesem Hintergrund offensichtlich.

KURZE ZUSAMMENFASSUNG

[0006] Verfahren zum Herstellen einer verstärkten Verbundstruktur für ein Flugzeug und Einrichtungen zur Verwendung in solchen Verfahren werden bereitgestellt. Gemäß einer exemplarischen Ausführungsform beinhaltet ein Verfahren das Ausbilden eines Verbundmaterial-Layouts durch Anordnen einer ersten Verbundmateriallage auf einer zweiten Verbundmateriallage liegend und Positionieren eines vorgehärteten Haubeneinsatzes auf der ersten Verbundmateriallage, wobei der vorgehärtete Haubeneinsatz als länglicher Streifen konfiguriert ist, wobei das Verbundmaterial-Layout eine erste Verbundmateriallage, eine zweite Verbundmateriallage, die die erste Verbundmateriallage überlappt, und einen vorgehärteten Haubeneinsatz, der auf der ersten Verbundmateriallage und der zweiten Verbundmateriallage zentriert wird, aufweist, und das Fördern eines Verbundmaterial-Layouts durch eine Haubenformende Einrichtung, so dass die Haubenformende Einrichtung die erste Verbundmateriallage und die zweite Verbundmateriallage dazu veranlasst, den vorgehärteten Haubeneinsatz zu umschließen und sich in einem Kontaktbereich miteinander zu berühren. Das Fördern resultiert in einem vorgeformten Haubenab-

schnitt, einer ersten Länge des Verbundmaterial-Lay-outs und einer zweiten Länge des Verbundmaterial-Lay-outs, wobei sich die Längen über Längsseiten des vorgehärteten Haubeneinsatzes erstrecken. Das Verbundmaterial-Layout wird von der Haubenformenden Einrichtung entfernt und der vorgeformte Haubenabschnitt des Verbundmaterial-Lay-outs wird innerhalb eines Hohlraums eines flexiblen Dorns angeordnet, mit einem Fußabschnitt der ersten Länge und einem Fußabschnitt der zweiten Länge außerhalb des Hohlraums des flexiblen Dorns verbleibend. Der Fußabschnitt der ersten Länge und der Fußabschnitt der zweiten Länge berühren eine Hautstruktur. Das Verbundmaterial-Layout wird unter Verwendung des flexiblen Dorns erwärmt und druckbeaufschlagt, um das Verbundmaterial-Layout auszuhärten und die verstärkte Verbundstruktur, die an der Hautstruktur befestigt ist, auszubilden.

[0007] Gemäß einer anderen exemplarischen Ausführungsform weist ein Verfahren zum Herstellen eines I-Stringers für ein Flugzeug das Überlappen von zueinander versetzten Verbundmateriallagen, wobei das Überlappen das Überlappen einer ersten Verbundmateriallage und einer zweiten Verbundmateriallage aufweist, so dass die erste Verbundmateriallage von der zweiten Verbundmateriallage versetzt ist, und das Positionieren eines vorgehärteten Haubeneinsatzes, der auf den Verbundmateriallagen aufliegt, wobei der vorgehärtete Haubeneinsatz als länglicher Streifen konfiguriert ist, auf. Die Verbundmateriallagen und der vorgehärtete Haubeneinsatz werden in eine Haubenformende Einrichtung mit einem ersten geradlinigen Raum zum Aufnehmen der Verbundmateriallagen und des vorgehärteten Haubeneinsatzes und mit einem zweiten geradlinigen Raum zum Aufnehmen einer ersten Länge und einer zweiten Länge der Verbundmateriallagen angeordnet, wobei sich die Längen über Längsseiten des vorgehärteten Haubeneinsatzes erstrecken. Die erste Länge und die zweite Länge werden dazu veranlasst, einander in einem Kontaktbereich zu berühren, während die Verbundmateriallagen und der vorgehärtete Haubeneinsatz durch die Haubenformende Einrichtung gefördert werden. Wärme wird dem Kontaktbereich zugeführt, um die erste Länge und die zweite Länge dazu zu veranlassen, in dem Kontaktbereich miteinander entlang einer Länge der Verbundmateriallagen zu verkleben. Die Verbundmateriallagen und der vorgehärtete Haubeneinsatz werden in einem Hohlraum eines flexiblen Dorns angeordnet, um einen Stegbereich und einen Fußbereich der ersten Länge und einen Fußbereich der zweiten Länge, die außerhalb des flexiblen Dorns verbleiben, auszubilden. Der Fußbereich der ersten Länge und der Fußbereich der zweiten Länge berühren eine Hautstruktur. Wärme und Druck werden den Verbundmateriallagen zugeführt, um den I-Stringer auszubilden. Der flexible Dorn wird von dem I-Stringer entfernt.

[0008] Gemäß einer exemplarischen Ausführungsform weist eine Einrichtung zum Ausbilden eines Haubenabschnitts eines I-Stringers eines Flugzeugs eine Basis, ein erstes Stützenbauteil, das fest an der Basis befestigt ist, und ein zweites Stützenbauteil, das fest an der Basis befestigt ist und in Längsrichtung mit dem ersten Stützenbauteil ausgerichtet ist, auf. Das erste Stützenbauteil und das zweite Stützenbauteil sind um einen ersten Abstand voneinander beabstandet. Ein vertikales Rad ist dazu eingerichtet, entlang der Basis zu rollen. Zwei Greifräder sind um einen zweiten Abstand voneinander beabstandet und nahe der Enden des ersten Stützenbauteils und des zweiten Stützenbauteils positioniert. Ein erstes diagonales Bauteil wird durch das erste Stützenbauteil gestützt und ein zweites diagonales Bauteil wird durch das zweite Stützenbauteil gestützt. Das zweite diagonale Bauteil schließt mit dem zweiten diagonalen Bauteil einen Winkel ein und beide weisen Enden auf, die um einen dritten Abstand voneinander beabstandet sind. Ein Zentrum des ersten Abstandes ist kollinear mit einem Zentrum des zweiten Abstandes und des dritten Abstandes.

Figurenliste

[0009] Die verschiedenen Ausführungsformen werden hiernach im Zusammenhang mit den nachfolgenden Zeichnungen beschrieben, wobei gleiche Bezugszeichen gleiche Elemente bezeichnen, und wobei:

Fig. 1 eine Seitenansicht einer verstärkten Verbundstruktur für ein repräsentatives Flugzeug gemäß einer exemplarischen Ausführungsform ist;

Fig. 2 eine Schnittansicht der verstärkten Verbundstruktur aus **Fig. 1** ist;

Fig. 3 eine teilweise perspektivische Ansicht eines Auslaufbereichs einer verstärkten Verbundstruktur gemäß einer exemplarischen Ausführungsform ist;

Fig. 4A eine Seitenansicht des Auslaufbereichs aus **Fig. 3** ist;

Fig. 4B bis **Fig. 4E** Schnittansichten des Auslaufbereichs aus **Fig. 4A** sind;

Fig. 5 eine perspektivische Ansicht eines Schritts eines Verfahrens zum Herstellen einer verstärkten Verbundstruktur gemäß einer exemplarischen Ausführungsform zeigt, wobei ein Verbundmaterial-Layout gebildet wird;

Fig. 6 eine perspektivische Ansicht einer Haubenformenden Einrichtung gemäß einer exemplarischen Ausführungsform ist;

Fig. 7 die Bildung eines vorgeformten Haubenabschnitts unter Verwendung der Haubenformenden Einrichtung aus **Fig. 6** in einer perspektivischen Ansicht ist;

tivischen Ansicht gemäß einer exemplarischen Ausführungsform illustriert;

Fig. 8 die Bildung eines vorgeformten Haubenabschnitts unter Verwendung der Haubenformenden Einrichtung aus **Fig. 6** in einer Seitenansicht gemäß einer exemplarischen Ausführungsform illustriert;

Fig. 9 die Bildung der verstärkten Verbundstruktur unter Verwendung eines flexiblen Dorns in einer Schnittdarstellung gemäß einer exemplarischen Ausführungsform illustriert;

Fig. 10 den flexiblen Dorn aus **Fig. 9** in einer perspektivischen Ansicht gemäß einer exemplarischen Ausführungsform illustriert;

Fig. 11 die Bildung eines Auslaufbereichs der verstärkten Verbundstruktur gemäß einer exemplarischen Ausführungsform illustriert;

Fig. 12 die Bildung der verstärkten Verbundstruktur unter Verwendung des flexiblen Dorns und einer nicht flexiblen Stützstruktur in einer Schnittdarstellung gemäß einer exemplarischen Ausführungsform illustriert; und

Fig. 13 die Bildung der verstärkten Verbundstruktur unter Verwendung eines Folienklebstoffs in einer Schnittdarstellung gemäß einer anderen exemplarischen Ausführungsform illustriert.

DETAILLIERTE BESCHREIBUNG

[0010] Die folgende detaillierte Beschreibung ist lediglich exemplarischer Natur und nicht dazu gedacht, die verschiedenen Ausführungsformen oder deren Anwendung oder Verwendungen zu beschränken. Ferner besteht keine Absicht, an irgendeine in dem vorhergehend beschriebenen Hintergrund oder der nachfolgenden detaillierten Beschreibung präsentierten Theorie gebunden zu sein.

[0011] Verschiedene hier gezeigte Ausführungsformen betreffen Verfahren zum Herstellen verstärkter Verbundstrukturen für Flugzeuge. Die Verfahren können zum Herstellen derartiger Strukturen in einer Stapelbearbeitung oder, alternativ, können automatisiert werden, so dass die Strukturen in einem kontinuierlichen Fluss hergestellt werden, wie etwa durch Verwendung einer automatischen Montage oder einer Förderlinie. Wie nachfolgend beschrieben, verwenden die Verfahren eine Haubenformende Einrichtung und einen flexiblen Dorn, die bei der Bildung von verstärkten Verbundstrukturen helfen. In diesem Zusammenhang kann die Produktion von Verbundstrukturen in einer gegebenen Zeit erhöht werden. Zusätzlich können die verstärkten Verbundstrukturen mit weniger Defekten und Nicht-Konformitäten im Vergleich zu manuell hergestellten Strukturen erzeugt werden.

[0012] Bezug nehmend auf die **Fig. 1** bis **Fig. 2** werden eine Seitenansicht und eine Schnittdarstellung einer verstärkten Verbundstruktur **10** für ein Flugzeug gemäß einer exemplarischen Ausführungsform bereitgestellt. Die verstärkte Verbundstruktur **10** weist einen faserverstärkten Verbundstringer **12** und eine Hautstruktur **14** auf, die an dem faserverstärkten Verbundstringer **12** befestigt ist. Wie in weiterem Detail nachfolgend diskutiert, sind der faserverstärkte Verbundstringer **12** und die Hautstruktur **14** jeweils aus einem faserverstärkten Verbundmaterial **30** gebildet, das sich in dieser Phase in einem ausgehärteten Zustand befindet. Wie gemäß einer exemplarischen Ausführungsform illustriert, weist der faserverstärkte Verbundstringer **12** einen Trägerkörperbereich **16** und zwei Auslaufbereiche **18** auf, die sich von dem Trägerkörperbereich **16** aus in entgegengesetzte Richtungen erstrecken. Der Trägerkörperbereich **16** und der Auslaufbereich **18** werden durch Projektion eines variablen I-förmigen Querschnitts **20** (siehe die Schnittdarstellung des faserverstärkten Verbundstringers **12**, illustriert in **Fig. 2**) in Längsrichtung entlang mindestens eines Bereichs einer kombinierten Gesamtlänge des Trägerkörpers **16** und der Auslaufbereiche **18** definiert. Obwohl die Hautstruktur **14** als relativ flach gezeigt ist, sollte verstanden werden, dass die Hautstruktur **14** konturiert sein kann und kleine Stufen oder Absätze aufweisen kann und dass der faserverstärkte Verbundstringer im Allgemeinen der Kontur der Hautstruktur **14** folgt. Demgemäß können die Richtung und Länge, auf die der variable I-förmige Querschnitt **20** zum Definieren des faserverstärkten Verbundstringers **12** projiziert wird, linear, nicht-linear oder Kombinationen aus linear und nicht-linear sein, so dass der faserverstärkte Verbundstringer **12** im Allgemeinen den Konturen der Hautstruktur **14** folgen kann.

[0013] Der variable I-förmige Querschnitt **20** weist einen Haubenabschnitt **22**, einen Fußabschnitt **24** und einen Stegabschnitt **26**, der sich zwischen Hauben- und Fußabschnitten **22** und **24** erstreckt auf. Wie in weiterem Detail nachfolgend diskutiert werden wird, weist der faserverstärkte Verbundstringer **12** einen vorgehärteten Haubeneinsatz **28** auf, der in dem Haubenabschnitt **22** des Trägerkörpers **16** und Auslaufbereichen **18** platziert wird, mit dem faserverstärkten Verbundmaterial **30** des Haubenabschnitts **22** den vorgehärteten Haubeneinsatz **28** abdeckend. Der Fußabschnitt **24** wird an der Hautstruktur **14** befestigt und kann, wie illustriert, einen ersten Stufenbereich **32** und einen zweiten Stufenbereich **34** für den Übergang zu der Hautstruktur **14** aufweisen.

[0014] Ebenso Bezug nehmend auf die **Fig. 3** bis **Fig. 4E** weist der Stegabschnitt **26** eine durch einen Doppelpfeil **36** angezeigte Höhe und eine durch einander gegenüberliegende Einfachpfeile **38** angezeigte Breite auf. In einer exemplarischen Ausführungsform weisen die Bereiche des Stegabschnitts **26**, die

sich entlang der Auslaufbereiche **18** erstrecken, jeweils eine „keilförmige“ Form **40** auf. Insbesondere ist der variable I-förmige Querschnitt so konfiguriert, dass sich die Höhe (durch Doppelpfeil **36** angegeben) und die Breite (durch einander gegenüberliegende Einfachpfeile **38** gezeigt) des Stegabschnitts **26** distal entlang einer Länge des zugehörigen Auslaufbereichs **18** verjüngt bzw. ausbaucht, um den Haubenabschnitt **22** mit dem Fußabschnitt **24** zu verschmelzen. In einer exemplarischen Ausführungsform weist jeder der Auslaufbereiche **18** einen Steg-Keileinsatz **39** (zum Beispiel ein keilförmiger Einsatz) auf, der in dem Stegabschnitt **26** des Auslaufbereichs **18** platziert ist, der sich in Längsrichtung entlang eines Bereichs der Gesamtlänge des Auslaufbereichs **18** erstreckt. Das faserverstärkte Verbundmaterial **30** liegt auf dem Steg-Keileinsatz **39**. In diesem Zusammenhang hilft der Steg-Keileinsatz **39**, die „keilförmige“ Form **40** auszubilden. Der Steg-Keileinsatz **39** kann aus einem relativ festen und eine geringe Dichte aufweisenden Material ausgebildet sein, wie etwa ein steifer Schaum, zum Beispiel ein steifer Polymethacrylimid (PMI)-Schaum. Ein geeignetes Material ist Rohacell® 51 WF, hergestellt durch Evonik Industries AG mit Sitz in Darmstadt, Deutschland. Andere relativ steife und eine geringe Dichte aufweisende Materialien, die einem Fachmann bekannt sind, können ebenso verwendet werden, um den Steg-Keileinsatz **39** auszubilden.

[0015] Die **Fig. 5** bis **Fig. 13** illustrieren ein Verfahren zum Herstellen einer verstärkten Verbundstruktur **10** gemäß verschiedener Ausführungsformen. Die beschriebenen Prozessschritte, Prozeduren und Materialien sind lediglich als exemplarische Ausführungsformen zu betrachten. Verschiedene Schritte bei der Herstellung von verstärkten Verbundstrukturen sind bekannt und daher werden, aus Gründen der Übersichtlichkeit, einige konventionelle Schritte nur kurz erwähnt oder gänzlich ausgelassen, ohne bekannte Prozessdetails bereitzustellen.

[0016] Bezug nehmend auf **Fig. 5** wird ein Verbundmaterial-Layout **50** durch Überlappen einer ersten Verbundmateriallage **52** und einer zweiten Verbundmateriallage **54** zueinander versetzt ausgebildet. In einer exemplarischen Ausführungsform weisen die Lagen eine Länge, die der gewünschten Länge des resultierenden Haubenabschnitts **22** aus **Fig. 1** entspricht, und jeweils sich verjüngende Enden, auf. In einer anderen Ausführungsform sind die Lagen **52** und **54** gleicher Größe und werden zueinander versetzt angeordnet, so dass die Kanten der Lagen nicht auf einer Linie liegen. Wie beispielsweise in **Fig. 5** illustriert, können die Kanten und Enden der Lagen zueinander beispielsweise um 6,35 mm (1/4 Zoll) oder, beispielsweise, 12,7 mm (1/2 Zoll) zueinander versetzt sein. Alternativ können die Lagen auch unterschiedliche Größen aufweisen. Während **Fig. 5** ein Verbundmaterial-Layout **50** mit zwei Verbundmateri-

allagen **52** und **54** illustriert, ist anzuerkennen, dass das Verbundmaterial-Layout **50** auch ein oder mehr als zwei Lagen aufweisen kann, die für eine besonders verstärkte Verbundstruktur **10** geeignet ist.

[0017] Die Verbundmateriallagen **52** und **54** sind Lagen von Verstärkungsfasern, die mit einem Harz vorimprägniert sind (faserverstärktes „Prepreg“), wie im Stand der Technik bekannt. Die Lagen können Schichten aus unidirektionalen faserverstärkten Prepregs, Stoff oder gewebten faserverstärkten Prepregs, ungeordneten faserverstärkten Prepregs, geflochtenen faserverstärkten Prepregs, kontinuierlich faserverstärkten Prepregs und/oder diskontinuierlich faserverstärkten Prepregs beinhalten. Nicht beschränkende Beispiele für Verstärkungsfasern beinhalten S-Glasfasern, E-Glasfasern, Kohlefasern, Keramikfasern, metallische Fasern, Polymerfasern und dergleichen. Polymerharze können Epoxide, Polyurethane und/oder Polyurethanvorstufen, Polyester und/oder Polyester vorstufen und dergleichen beinhalten, sind hierauf jedoch nicht beschränkt. Andere Verstärkungsfasern und/oder Polymerharze, die dem Fachmann für verstärkte Verbundmaterialien bekannt sind, können ebenfalls eingesetzt werden.

[0018] Das Verbundmaterial-Layout **50** beinhaltet einen vorgehärteten Haubeneinsatz **56** entsprechend dem vorgehärteten Haubeneinsatz **28** gemäß **Fig. 2**. Der vorgehärtete Haubeneinsatz **56** wird auf den Verbundmateriallagen **52** und **54** aufliegend positioniert, so dass sich einander gegenüberliegende Endbereiche **58** der Lagen **52** und **54** in Querrichtung über den vorgehärteten Haubeneinsatz **56** erstrecken und der vorgehärtete Haubeneinsatz **56** relativ zu dem Verbundmaterial-Layout **50** mittig ist. In einer exemplarischen Ausführungsform ist der vorgehärtete Haubeneinsatz **56** als länglicher Streifen konfiguriert und stellt eine stabile Form zum Erleichtern der Formgebung und der Handhabung des Verbundmaterial-Layouts **50** bereit. Der vorgehärtete Haubeneinsatz **56** ist beispielsweise aus einem unidirektionalen kohlefaserverstärkten Material ausgebildet. Der vorgehärtete Haubeneinsatz **56** weist eine Länge auf, die mit der gewünschten Länge des Haubenabschnitts **22**, der Auslaufbereiche **18** und dem Ende des faserverstärkten Verbundstringers **12** aus **Fig. 1** korrespondiert. Es ist anzuerkennen, dass das Verbundmaterial-Layout **50** in einem Stapel- oder, alternativ, in einem kontinuierlichen System, in dem, zum Beispiel, die Lagen **52** und **54** auf Rollen vorliegen, von denen sie entnommen werden, sich verjüngend eingeschnitten werden, relativ zueinander auf einer Fördereinrichtung und/oder einem Fertigungssystem positioniert werden und mit dem vorgeformten Einsatz durch automatische Mittel konfiguriert, hergestellt werden kann.

[0019] Anschließend, Bezug nehmend auf die **Fig. 6** und **Fig. 7**, wird das Verbundmaterial-Layout **50** in einer Hauben-formenden Einrichtung **60** angeordnet und hierdurch gefördert. In einer exemplarischen Ausführungsform beinhaltet die Hauben-formende Einrichtung **60** eine Basis **62**, ein erstes Stützenbauteil **64**, welches sich entlang einer Länge der Basis auf einer Seite der Basis erstreckt, beispielsweise auf einer rechten Seite der Basis, und ein zweites Stützenbauteil **66**, welches sich entlang der Länge einer gegenüberliegenden Seite der Basis erstreckt, beispielsweise auf einer linken Seite der Basis. Das erste Stützenbauteil **64** und das zweite Stützenbauteil **66** sind entlang der Länge der Basis über einen durch einen Doppelpfeil **67** dargestellten Abstand voneinander beabstandet, der von der Gestaltungsbreite der Haube abhängt. Ein erstes diagonales Bauteil **68** wird durch das erste Stützenbauteil **64** gestützt und ein zweites diagonales Bauteil **70** wird durch das zweite Stützenbauteil **66** gestützt. Das erste diagonale Bauteil und das zweite diagonale Bauteil schließen einen Winkel zueinander ein und vereinigen sich an Enden **74** der Stützenbauteile, so dass sich, wie nachfolgend beschrieben, die Verbundmateriallagen **52** und **54** aus **Fig. 5** um den vorgehärteten Haubeneinsatz **56** mit einer durch einander gegenüberliegende Pfeile **76** gezeigten Abstand, der auf einer Dicke der Lagen zusammen basiert, wickeln.

[0020] Die Hauben-formende Einrichtung **60** weist ferner eine erste Schiene **78** auf, die an einer äußeren Kante des ersten Stützenbauteils **64** fest befestigt ist und eine zweite Schiene **80**, die an einer äußeren Kante des zweiten Stützenbauteils **66** fest befestigt ist. Ein erstes Gleitbauteil **82** ist gleitend auf der ersten Schiene **78** befestigt und ein zweites Gleitbauteil **84** ist gleitend auf der zweiten Schiene **80** befestigt. Eine unflexible Stange **86** ist rotierbar auf dem ersten Gleitbauteil **82** und dem zweiten Gleitbauteil **84** gelagert, wie etwa durch Lagerung jedes Endes der Stange in einem Hohlraum jeweils eines Gleitbauteils. Ein vertikales Rad **88** ist durch die unflexible Stange **86** gelagert. Das vertikale Rad weist einen solchen Radius auf, dass das vertikale Rad die Basis **62** berührt. Zwei Greifräder **92** sind durch die Basis **62** in der Nähe der Enden **74** der Stützenbauteile gelagert. Die zwei Greifräder sind durch einen durch Pfeile **90** gezeigten Abstand voneinander beabstandet, basierend auf einer Dicke der Verbundmateriallagen **52** und **54** zusammen, wie nachfolgend beschrieben. Ein Zentrum **93** des Abstands **90** ist mit einem Zentrum **93** des Abstands **76** zwischen dem ersten diagonalen Bauteil **68** und dem zweiten diagonalen Bauteil **70** und mit einem Zentrum **93** des Abstands **67** zwischen dem ersten Stützenbauteil **64** und dem zweiten Stützenbauteil **66** kollinear. Das vertikale Rad **88** ist zum Rollen in Längsrichtung entlang der Basis **62** und entlang des Zentrums **93** ausgerichtet.

[0021] Bezug nehmend besonders auf **Fig. 7** presst das vertikale Rad **88** den vorgehärteten Haubeneinsatz **56** gegen Verbundmateriallagen **52** und **54**, wie durch einen Pfeil **91** illustriert, während das Verbundmaterial-Layout **50** aus **Fig. 5** durch die Hauben-formende Einrichtung **60** gefördert wird. Während das vertikale Rad **88** den vorgehärteten Haubeneinsatz gegen die Verbundmateriallagen **52** und **54** drängt, werden die Lagen **52** und **54** nach außen gezogen, wie durch die Pfeile **97** dargestellt, zu den äußeren Kanten der Hauben-formenden Einrichtung **60**. Es wird nun auf **Fig. 8** verwiesen, in der die Lagen durch den Abstand **76** zwischen dem ersten diagonalen Bauteil **68** und dem zweiten diagonalen Bauteil **70** gedrängt werden und wiederum zwischen die zwei Greifräder **92**, während das Verbundmaterial-Layout **50** weiterhin durch die Hauben-formende Einrichtung gefördert wird. In diesem Zusammenhang werden die Längen **96** und **98** der Lagen, die sich über den Längsseiten des vorgehärteten Haubeneinsatzes **56** erstrecken, um den vorgehärteten Haubeneinsatz und zusammen knapp oberhalb des vorgehärteten Haubeneinsatzes **56** in einem Kontaktbereich, der durch gepunktete Linien **94** gezeigt ist, gedrängt, hierbei den vorgehärteten Haubeneinsatz umhüllend. Eine beispielhafte Breite, angegeben durch Pfeile **95**, des Kontaktbereichs **94** ist ungefähr 6,35 mm (1/4 Zoll). In einer Ausführungsform wird Wärme in den Kontaktbereich **94** bei einer Temperatur geleitet, die ausreichend ist, dass sich die Lagen miteinander in dem Kontaktbereich verkleben, jedoch nicht so hoch, dass die Lagen schmelzen. Zum Beispiel kann die Temperatur in einem Bereich von ungefähr 100 bis ungefähr 150°C liegen. Wärme kann, zum Beispiel, durch eine Heizpistole eingeleitet werden. In diesem Zusammenhang resultiert das Umhüllen des vorgehärteten Haubeneinsatzes **56** durch die Längen **96** und **98** in der Bildung eines vorgeformten Haubenabschnitts **99**, das in den **Fig. 1** und **Fig. 2** auch als Haubenabschnitt **22** bezeichnet wird.

[0022] Verweisend auf **Fig. 9**, sobald das Verbundmaterial-Layout vollständig durch die Hauben-formende Einrichtung gefördert wird, ist das Verbundmaterial-Layout **50** mit dem vorgehärteten Haubeneinsatz **56** in einem Hohlraum **102** eines flexiblen Dorns **100** positioniert. Vorübergehend auf **Fig. 10** verweisend weist der flexible Dorn in einer Ausführungsform eine Länge auf, die ausreicht, um die Länge des Verbundmaterial-Layouts **50** unterzubringen. Beide Enden **103** des flexiblen Dorns verjüngen sich von einer ersten oder Fußoberfläche **104** zu einer zweiten oder Haubenoberfläche **106**. In einer Ausführungsform ist der flexible Dorn **100** aus einem Elastomermaterial gebildet, wie etwa Silikon, und weist eine Shore A Durometer Härte von ungefähr **50** bis ungefähr **70** auf. Solch ein geeignetes Elastomermaterial ist GT **1364** RTV Silikon, hergestellt von GT Products, Inc. aus Grapevine, Texas. Andere geeigne-

te Elastomermaterialien, die ein Fachmann zur Herstellung von Formen kennt, können ebenfalls Verwendung finden. Der flexible Dorn **100** kann gebogen, gebeugt und/oder manipuliert werden, um Zugriff zu dem Hohlraum **102** sogar in solchen Bereichen des flexiblen Dorns **100** zu erlauben, die signifikante Formarretierungsbereiche aufweisen, zum Beispiel Hinterschneidungsbereiche in der Form, die der Entfernung von Bauteilen aus dem Hohlraum der Form hemmen können.

[0023] Wieder verweisend auf **Fig. 9** wird der Hohlraum **102** in einer exemplarischen Ausführungsform durch Projektion einer variablen, T-förmigen Querschnittsöffnung **108** in Längsrichtung durch den flexiblen Dorn **100** entlang der Länge des Hohlraums **102** definiert. Die variable T-förmige Querschnittsöffnung **108** weist einen Haubenhohlraumabschnitt **110** und einen Steghohlraumabschnitt **112** auf, der sich zwischen dem Haubenhohlraumabschnitt **110** und einer äußeren Oberfläche **114** des flexiblen Dorns erstreckt. Wie illustriert, repräsentiert der Haubenhohlraumabschnitt **110** einen Hinterschneidungsbereich oder einen Formarretierungsbereich in dem flexiblen Dorn **100**.

[0024] In einer exemplarischen Ausführungsform wird das Verbundmaterial-Layout **50** in dem flexiblen Dorn **100** durch Biegen und Manipulieren von Bereichen des Dorns zum schrittweisen Freigeben von Bereichen des Haubenhohlraumabschnitts **110** positioniert. Der vorgeformte Haubenabschnitt **99** wird dann schrittweise in die zugänglichen Bereiche des Haubenhohlraumabschnitts **110** geführt. Während die exponierten Bereiche des Haubenhohlraumabschnitts **110** mit dem vorgeformten Haubenabschnitt **99** des Verbundmaterial-Layouts **50** gefüllt werden, dürfen sich gebogene Bereiche des flexiblen Dorns wieder entspannen und in ihre ursprüngliche Position zurückkehren, dabei einen Stegbereich **120** der Längen **96** und **98** der Lagen des Verbundmaterial-Layouts **50** in dem Steghohlraumabschnitt **112** erfassend. Ein erster äußerer oder Fußbereich **116** der Länge **96** und ein zweiter äußerer oder Fußbereich **118** der Länge **98** erstreckt sich von dem Steghohlraumabschnitt **112** aus dem flexiblen Dorn nach außen. In einer exemplarischen Ausführungsform werden Fußbereiche **116** und **118** der Längen **96** bzw. **98** entlang benachbarter Seiten **122** äußerer Oberflächen **114** des flexiblen Dorns **100** umgefaltet, um einen vorgeformten Fußabschnitt **124** auszubilden, zum Beispiel Fußabschnitt **24** aus **Fig. 1**, des Verbundmaterial-Layouts. Als solches weist das Verbundmaterial-Layout **50** einen variablen „I-förmigen“ Querschnitt **126**, der durch den vorgeformten Haubenabschnitt **99**, den Stegbereich **120** und den vorgeformten Fußabschnitt **124** gebildet ist, um einen vorgeformten Verbundmaterialstringer **128** zu definieren, wie etwa ein faserverstärkter Verbundstringer **12** aus **Fig. 1**.

[0025] Wie in **Fig. 11** illustriert, wird in einer Ausführungsform ein Steg-Keileinsatz, wie etwa Steg-Keileinsatz **39** der **Fig. 4C** bis **Fig. 4E** in den Auslaufbereichen **18** des resultierenden vorgeformten Verbundmaterialstringers **128** angeordnet, sobald das Verbundmaterial-Layout **50** in dem flexiblen Dorn positioniert ist. Der Steg-Keileinsatz **39** erlaubt einen kontinuierlichen und verstärkten Übergang des vorgeformten Haubenabschnitts **99** vom Zentrum des Stringers zu den Auslaufbereichen **18** zu der Hautstruktur **14**.

[0026] Anschließend, unter erneutem Verweis auf **Fig. 9**, wird in einer exemplarischen Ausführungsform ein Radienfüller **130** in einem länglichen Raum **132** platziert, der an der Verschmelzung des Stegbereichs **120** und des vorgeformten Fußabschnitts **124** und zwischen dem ersten Fußbereich **116** der Länge **96** und dem zweiten Fußbereich **118** der Länge **98** gebildet ist. In einer Ausführungsform ist der Radienfüller **130** aus einem härtbaren Polymermaterial hergestellt, welches mit Fasern und/oder Füllern verstärkt sein kann oder alternativ kein verstärkendes Material aufweisen kann. In dem ungehärteten Zustand kann der Radienfüller als flexibler länglicher Körper oder flexible Stange konfiguriert sein. Der Radienfüller **130** minimiert oder verhindert Defekte, die sich ansonsten nacheinander entlang der Schnittstelle zwischen der Hautstruktur **14** und dem vorgeformten Verbundmaterialstringer **128** ab dem Vorhandensein des länglichen Raums **132** bilden würden. Vor oder nach Platzierung des Radienfüllers **130** wird der flexible Dorn mit dem Verbundmaterial-Layout **50** in eine unflexible Stützstruktur **101** platziert. Die unflexible Stützstruktur **101** ist aus irgendeinem unflexiblen, steifen Material gebildet, wie etwa Holz, das verhindert, dass der flexible Dorn **100** gebogen, gebeugt oder gedreht wird, während Wärme und Druck einwirken, wie weiter nachfolgend detailliert beschrieben.

[0027] Bezug nehmend auf **Fig. 12** werden der vorgeformte Verbundmaterialstringer **128** zusammen mit dem flexiblen Dorn **100** an der Hautstruktur **14** positioniert, so dass der vorgeformte Fußabschnitt **124** zu der Hautstruktur **14** benachbart ist. In einer exemplarischen Ausführungsform weist die Hautstruktur **14** ein ungehärtetes faserverstärktes Material auf, wie zum Beispiel ein Layout aus Verbundmateriallagen, die mit einem Harz imprägniert sind. Obwohl die vorliegende Ausführungsform die Hautstruktur **14** als ein ungehärtetes faserverstärktes Material aufweisend beschreibt, ist zu verstehen, dass in alternativen Ausführungsformen die Hautstruktur **14** ein gehärtetes faserverstärktes Material aufweisen kann. Wie illustriert, wird eine Vakuumbutelanordnung **134** über die Hautstruktur **14** und den flexiblen Dorn **100** gebracht, mit dem vorgeformten Verbundmaterialstringer **128** zwischen der Hautstruktur **14** und dem flexiblen Dorn **100** eingeschoben. In einer Ausführungsform wird eine Stütze **136** unter die

Hautstruktur **14** positioniert. Wärme und Druck werden zum gemeinsamen Aushärten des vorgeformten Verbundmaterialstringers **128** und der Hautstruktur **14** eingebracht. Bekannte Prozesse und Zustände zum Einbringen von Wärme und Druck auf ungehärtete faserverstärkte Materialien, wie etwa unter Verwendung eines Autoklavs in Kombination mit einer Vakuumbutelananordnung **134**, können verwendet werden, um den vorgeformten Verbundmaterialstringer **128** und die Hautstruktur **14** zusammen auszuhärten. Die Erfinder haben herausgefunden, dass der flexible Dorn **100** unter Druck gebeugt wird, um mit der äußeren Oberfläche der Hautstruktur **14** übereinzustimmen, während die unflexible Stützstruktur **101** verhindert, dass der flexible Dorn von der Hautstruktur **14** wegnickt oder sich wegdreht, was veranlasst, dass der vorgeformte Fußabschnitt **124** des vorgeformten Verbundmaterialstringers **128**, die zwischen dem flexiblen Dorn **100** und der Hautstruktur eingeschoben ist, den Konturen und jeglichen kleinen Stufen oder Absätzen der äußeren Oberfläche der Hautstruktur kontinuierlich zu folgen. Als solche werden unterkomprimierte oder überkomprimierte Bereiche entlang der Schnittstelle zwischen der Hautstruktur **14** und dem Stringer **128** reduziert, minimiert oder eliminiert. Die unflexible Stützstruktur **101** wird von dem flexiblen Dorn **100** entfernt. Der flexible Dorn **100** wird wiederum von dem vorgeformten Verbundmaterialstringer **128** durch Biegen und Manipulieren von Bereichen des flexiblen Dorns **100** zum schrittweisen Freigeben des vorgeformten Haubenabschnitts **99** des vorgeformten Verbundmaterialstringers **128** von dem Haubenhohlraumabschnitt **110** entfernt.

[0028] In einer optionalen Ausführungsform, illustriert in **Fig. 13**, wird ein Schichtklebstoff **140** zwischen den vorgeformten Haubeneinsatz **46** und den Verbundmateriallagen **52** und **54** vor dem Falten der Lagen über den vorgehärteten Haubeneinsatz angeordnet und/oder zwischen die Hautstruktur **14** und die Fußbereiche **116** und **118** vor dem gemeinsamen Aushärten des vorgeformten Verbundmaterialstringers **128** und der Hautstruktur **14**. Der Schichtklebstoff kann ein aushärtbares Polymerharz aufweisen und helfen, die Klebestärke zu verbessern.

[0029] Wie anerkannt wird, kann die Bildung von verstärkten Verbundstrukturen für Flugzeuge unter Verwendung der Hauben-formenden Einrichtung **60**, des flexiblen Dorns **100** und der unflexiblen Stützstruktur **101** automatisiert werden, so dass diese schnell und effizient im Vergleich zu manuellen Verfahren gebildet werden können. Ferner erleichtern solche Werkzeuge die Herstellung von Stringern ohne Defekte und Nicht-Konformitäten, die für manuelle Verfahren typisch sind. Die Hauben-formende Einrichtung **60**, der flexible Dorn **100** und die unflexible Stützstruktur **101** können in einem Stapel-System verwendet werden oder in einem Förder- und/oder Montage-System eingesetzt werden, in denen die verstärkten Verbund-

strukturen auf kontinuierliche Weise ausgebildet werden.

[0030] Während mindestens eine exemplarische Ausführungsform in vorangehender detaillierter Beschreibung präsentiert werde, sollte anerkannt werden, dass eine sehr große Zahl von Variationen existiert. Es sollte ebenso anerkannt werden, dass die exemplarische Ausführungsform oder die exemplarischen Ausführungsformen nur Beispiele sind und nicht dazu gedacht sind, den Schutzbereich, die Anwendbarkeit oder die Konfiguration der Erfindung auf irgendeine Weise zu beschränken. Vielmehr wird die vorangehende detaillierte Beschreibung dem Fachmann mit einem bequemen Fahrplan zum Implementieren einer exemplarischen Ausführungsform der Erfindung versorgen. Es sollte verstanden werden, dass verschiedene Änderungen in der Funktion und der Anordnung von Elementen, welche in exemplarischen Ausführungsformen beschrieben wurden, gemacht werden können, ohne von dem Schutzbereich der Erfindung wie in den anhängigen Ansprüchen definiert abzuweichen.

Patentansprüche

1. Verfahren zum Herstellen einer verstärkten Verbundstruktur (10) für ein Flugzeug, das Verfahren aufweisend die Schritte:

Ausbilden eines Verbundmaterial-Layouts (50) durch Anordnen einer ersten Verbundmateriallage (52) auf einer zweiten Verbundmateriallage (54) liegend und Positionieren eines vorgehärteten Haubeneinsatzes (28, 56) auf der ersten Verbundmateriallage (52), wobei der vorgehärtete Haubeneinsatz (28, 56) als länglicher Streifen konfiguriert ist,

wobei das Verbundmaterial-Layout (50) die erste Verbundmateriallage (52), die zweite Verbundmateriallage (54), die die erste Verbundmateriallage überlappt, und einen vorgehärteten Haubeneinsatz (28, 56), der auf der ersten Verbundmateriallage (52) und der zweiten Verbundmateriallage (54) zentriert wird, aufweist;

Fördern des Verbundmaterial-Layouts (50) durch eine Hauben-formende Einrichtung (60), so dass die Hauben-formende Einrichtung (60) die erste Verbundmateriallage (52) und die zweite Verbundmateriallage (54) dazu veranlasst, den vorgehärteten Haubeneinsatz (28, 56) zu umschließen und sich in einem Kontaktbereich (94) miteinander zu berühren, wobei das Fördern in einem vorgeformten Haubenabschnitt (22, 99) einer ersten Länge (96) des Verbundmaterial-Layouts (50) und einer zweiten Länge (98) des Verbundmaterial-Layouts (50) resultiert, wobei sich die Längen (96, 98) über Längsseiten des vorgehärteten Haubeneinsatzes (28, 56) erstrecken; Entfernen des Verbundmaterial-Layouts (50) von der Hauben-formenden Einrichtung (60);

Anordnen des vorgeformten Haubenabschnitts (22, 99) des Verbundmaterial-Layouts (50) in einem Hohl-

raum (102) eines flexiblen Dorns (100) mit einem Fußbereich (116) der ersten Länge (96) und einem Fußbereich (118) der zweiten Länge (98) außerhalb des Hohlraums (102) des flexiblen Dorns (100) verbleibend;

Berühren des Fußbereichs (116) der ersten Länge (96) und des Fußbereichs (118) der zweiten Länge (98) mit einer Hautstruktur (14); und

Erwärmen und Druckbeaufschlagen des Verbundmaterial-Layouts (50) unter Verwendung des flexiblen Dorns (100) zum Aushärten des Verbundmaterial-Layouts (50) und zum Ausbilden der an der Hautstruktur (14) befestigten verstärkten Verbundstruktur (10).

2. Verfahren nach Anspruch 1, ferner aufweisend das Ausbilden des Verbundmaterial-Layouts (50) durch Anordnen einer ersten Verbundmateriallage (52) und einer zweiten Verbundmateriallage (54) derart, dass die erste Verbundmateriallage (52) zu der zweiten Verbundmateriallage (54) versetzt ist, wobei das Ausbilden des Verbundmaterial-Layouts (50) vor dem Fördern durchgeführt wird.

3. Verfahren nach Anspruch 1, wobei die erste Verbundmateriallage (52) und die zweite Verbundmateriallage (54) sich verzweigende Enden aufweisen, wobei das Ausbilden des Verbundmaterial-Layouts (50) vor dem Fördern durchgeführt wird.

4. Verfahren nach Anspruch 1, wobei das Positionieren des vorgehärteten Haubeneinsatzes (28, 56) das Positionieren des vorgehärteten Haubeneinsatzes (28, 56), aufweisend ein unidirektionales kohlefaserverstärktes Verbundmaterial, aufweist.

5. Verfahren nach Anspruch 1, wobei das Anordnen das Anordnen des vorgeformten Haubenabschnitts (22, 99) des Verbundmaterial-Layouts (50) in einem Haubenhohlraum-Abschnitt (110) des flexiblen Dorns (100) und das Anordnen eines Stegbereichs (120) der ersten Länge (96) und eines Stegbereichs (120) der zweiten Länge (98) des Verbundmaterial-Layouts (50) in einem Steghohlraum-Abschnitt (112) des flexiblen Dorns (100) aufweist.

6. Verfahren nach Anspruch 1, wobei der flexible Dorn (100), vor dem Berühren, mit dem Verbundmaterial-Layout (50) in einer unflexiblen Stützstruktur (101) platziert wird.

7. Verfahren nach Anspruch 1, ferner aufweisend das Einbringen von Wärme in dem Kontaktbereich (94).

8. Verfahren nach Anspruch 1, ferner aufweisend das Einbringen eines Schichtklebstoffs zwischen den vorgehärteten Haubeneinsatz (28, 56) und der zweiten Verbundmateriallage (54).

9. Verfahren nach Anspruch 1, wobei die Haubenformende Einrichtung (60) ein vertikales Rad (88) aufweist und wobei das Fördern des Verbundmaterial-Layouts (50) durch die Haubenformende Einrichtung (60) das Drängen des vertikalen Rades (88) gegen den vorgehärteten Haubeneinsatz (28, 56) aufweist, während Längen (96, 98) des Verbundmaterial-Layouts (50) von dem vorgehärteten Haubeneinsatz (28, 56) weggezogen werden.

10. Verfahren nach Anspruch 1, ferner aufweisend, vor dem Berühren des Fußbereichs (116) der ersten Länge (96) und des Fußbereichs (118) der zweiten Länge (98) mit der Hautstruktur (14), das Einfügen eines Stegkeil-Einsatzes (39) an Enden des Verbundmaterial-Layouts (50).

11. Verfahren zum Herstellen eines I-Stringers (12) für ein Flugzeug, das Verfahren aufweisend die Schritte:

Überlappen von Verbundmateriallagen (52, 54) in zueinander versetzter Weise, wobei das Überlappen das Überlappen einer ersten Verbundmateriallage (52) und einer zweiten Verbundmateriallage (54) aufweist, so dass die erste Verbundmateriallage (52) von der zweiten Verbundmateriallage (54) versetzt ist; Positionieren eines vorgehärteten Haubeneinsatzes (28, 56) auf den Verbundmateriallagen (52, 54) liegend,

wobei der vorgehärtete Haubeneinsatz (28, 56) als länglicher Streifen konfiguriert ist;

Anordnen der Verbundmateriallagen (52, 54) und des vorgehärteten Haubeneinsatzes (28, 56) in eine Haubenformende Einrichtung (60) mit einem ersten geradlinigen Raum zum Aufnehmen der Verbundmateriallagen (52, 54) und des vorgehärteten Haubeneinsatzes (28, 56) und mit einem zweiten geradlinigen Raum zum Aufnehmen einer ersten Länge (96) und einer zweiten Länge (98) der Verbundmateriallagen (52, 54),

wobei sich die Längen (96, 98) über Längsseiten des vorgehärteten Haubeneinsatzes (28, 56) erstrecken, und Veranlassen der ersten Länge (96) und der zweiten Länge (98), einander in einem Kontaktbereich (94) zu berühren, während die Verbundmateriallagen (52, 54) und der vorgehärtete Haubeneinsatz (28, 56) durch die Haubenformende Einrichtung (60) gefördert werden;

Einbringen von Wärme in den Kontaktbereich (94), um die erste Länge (96) und die zweite Länge (98) dazu zu veranlassen, in dem Kontaktbereich (94) entlang einer Länge der Verbundmateriallagen (52, 54) miteinander zu verkleben;

Anordnen der Verbundmateriallagen (52, 54) und des vorgehärteten Haubeneinsatzes (28, 56) in einem Hohlraum (102) eines flexiblen Dorns (100), um einen Stegbereich (120) und einen Fußbereich (116) der ersten Länge (96) und einen Fußbereich (118) der zweiten Länge (98), die außerhalb des flexiblen Dorns (100) verbleiben, auszubilden;

Berühren des Fußbereichs (116) der ersten Länge (96) und des Fußbereichs (118) der zweiten Länge (98) mit einer Hautstruktur (14);

Einbringen von Wärme und Druck in die Verbundmateriallagen (52, 54), um den I-Stringer(12) auszubilden; und

Entfernen des flexiblen Dorns (100) von dem I-Stringer (12).

12. Verfahren nach Anspruch 11, wobei die erste Verbundmateriallage um 6,35 mm oder 12,7 mm von der zweiten Verbundmateriallage versetzt ist.

13. Verfahren nach Anspruch 11, wobei das Veranlassen des Berührens der ersten Länge (96) und der zweiten Länge (98) im Kontaktbereich (94) das Fördern der ersten Länge (96) und der zweiten Länge (98) zwischen zwei Greifrädern (92) aufweist, die die erste Länge (96) und die zweite Länge (98) dazu veranlassen, einander im Kontaktbereich (94) physikalisch zu berühren.

14. Verfahren nach Anspruch 11, wobei das Fördern der ersten Länge (96) und der zweiten Länge (98) zwischen den Greifrädern (92) das Fördern der ersten Länge (96) und der zweiten Länge (98) zwischen den zwei Greifrädern (92) aufweist, die die erste Länge (96) und die zweite Länge (98) drängen, einander physikalisch im Kontaktbereich (94) zu berühren, der ungefähr 6,35 mm breit ist.

15. Verfahren nach Anspruch 11, wobei das Anordnen der Verbundmateriallagen (52, 54) und des vorgehärteten Haubeneinsatzes (28, 56) in die Haubenformende Einrichtung (60) das Ausbilden eines vorgeformten Haubeneinsatzes (28, 56) aufweist.

16. Verfahren nach Anspruch 11, ferner aufweisend, vor dem Berühren, das Positionieren des flexiblen Dorns (100) mit den Verbundmateriallagen (52, 54) und dem vorgehärteten Haubeneinsatz (28, 56) in eine unflexible Stützstruktur (101).

17. Verfahren nach Anspruch 11, wobei das Anordnen der Verbundmateriallagen (52, 54) und des vorgehärteten Haubeneinsatzes (28, 56) in die Haubenformende Einrichtung (60) das Drängen eines vertikalen Rades (88) gegen den vorgehärteten Haubeneinsatz (28, 56) aufweist, während die erste Länge (96) und die zweite Länge (98) von dem vorgehärteten Haubeneinsatz (28, 56) weg gezogen werden.

18. Vorrichtung zum Ausbilden eines Haubenabschnitts (22, 99) eines I-Stringers (12) eines Flugzeugs, die Vorrichtung aufweisend:

eine Basis (62);

ein erstes Stützenbauteil (64), das fest an der Basis (62) befestigt ist;

ein zweites Stützenbauteil (66) das fest an der Basis (62) befestigt ist und in Längsrichtung mit dem ersten

Stützenbauteil (64) ausgerichtet ist, wobei das erste Stützenbauteil (64) und das zweite Stützenbauteil (66) voneinander um einen ersten Abstand (67) voneinander beabstandet sind;

ein vertikales Rad (88), welches zum Rollen entlang der Basis (62) konfiguriert ist;

zwei Greifräder (92), die um einen zweiten Abstand (90) voneinander beabstandet sind, wobei die zwei Greifräder (92) nahe den Enden (74) des ersten Stützenbauteils (64) und des zweiten Stützenbauteils (66) positioniert sind;

ein erstes diagonales Bauteil (68), das durch das erste Stützenbauteil (64) gestützt ist;

ein zweites diagonales Bauteil (70), das durch das zweite Stützenbauteil (66) gestützt ist, wobei das erste diagonale Bauteil (68) einen Winkel mit dem zweiten diagonalen Bauteil (70) einschließt und beide Enden aufweisen, die um einen dritten Abstand (76) voneinander beabstandet sind, wobei ein Zentrum (93) des ersten Abstandes (67) kollinear mit dem Zentrum (93) des zweiten Abstandes (90) und des dritten Abstandes (76) ist.

Es folgen 6 Seiten Zeichnungen

Anhängende Zeichnungen

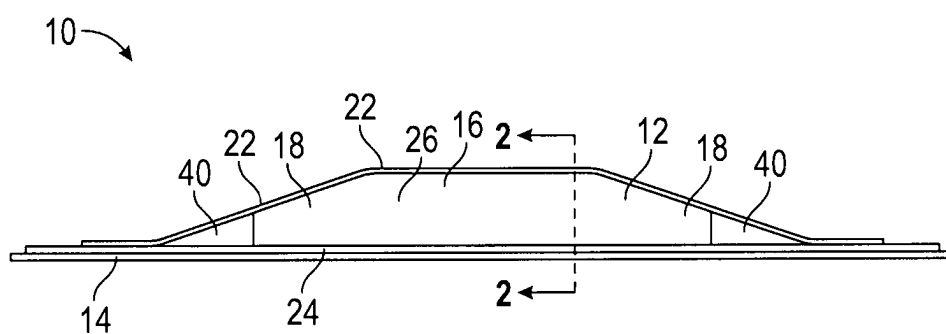


FIG. 1

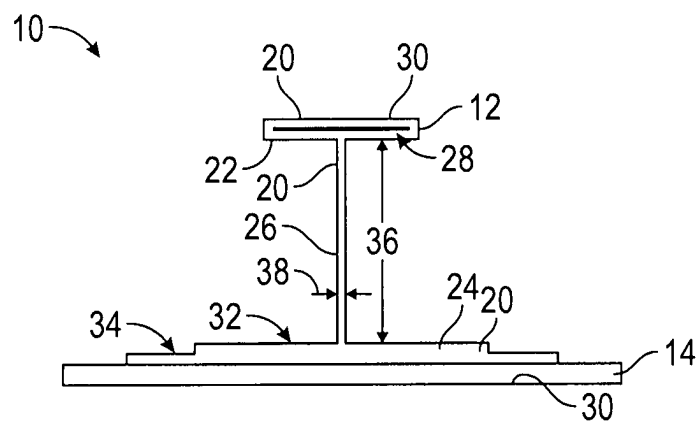


FIG. 2

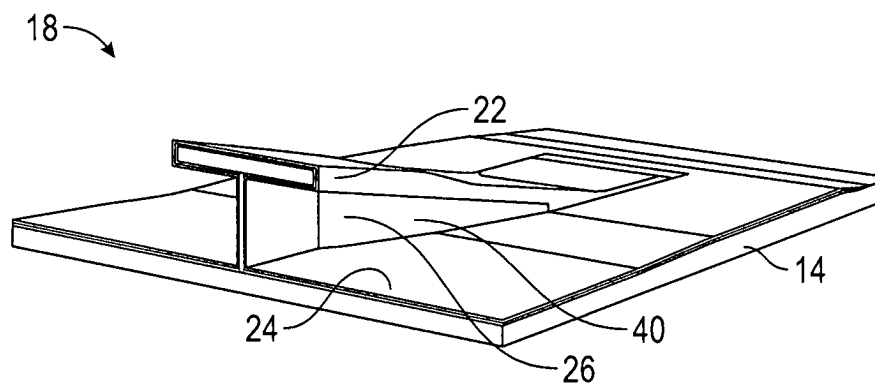


FIG. 3

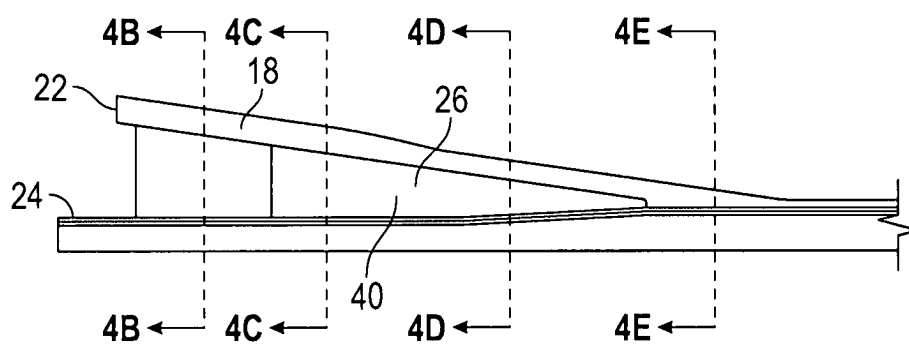


FIG. 4A

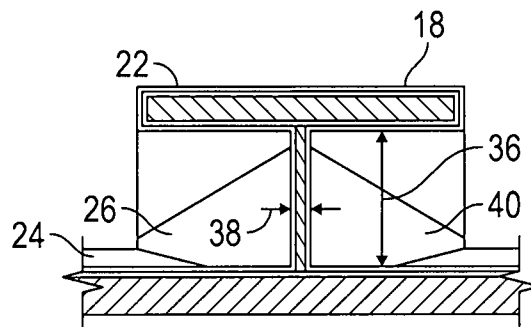


FIG. 4B

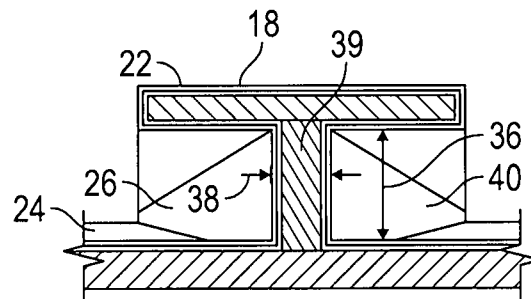


FIG. 4C

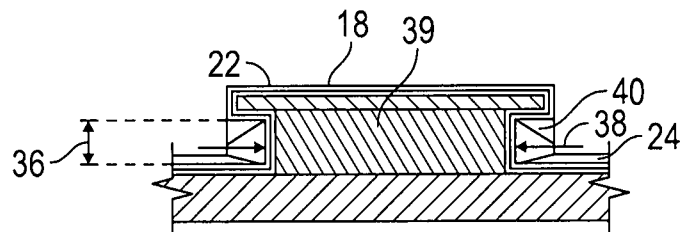


FIG. 4D

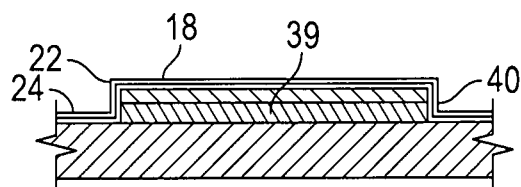


FIG. 4E

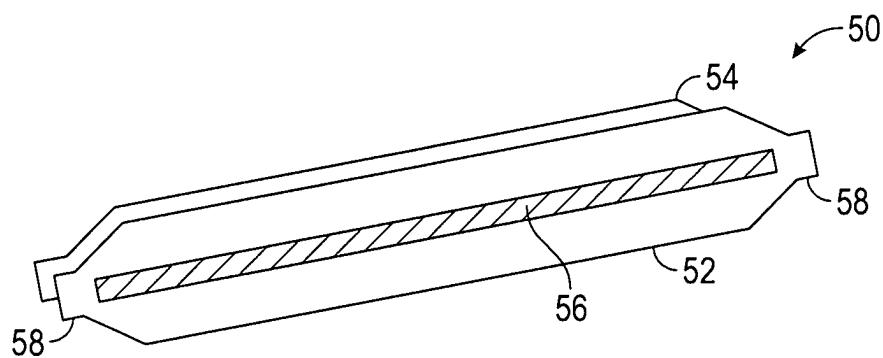


FIG. 5

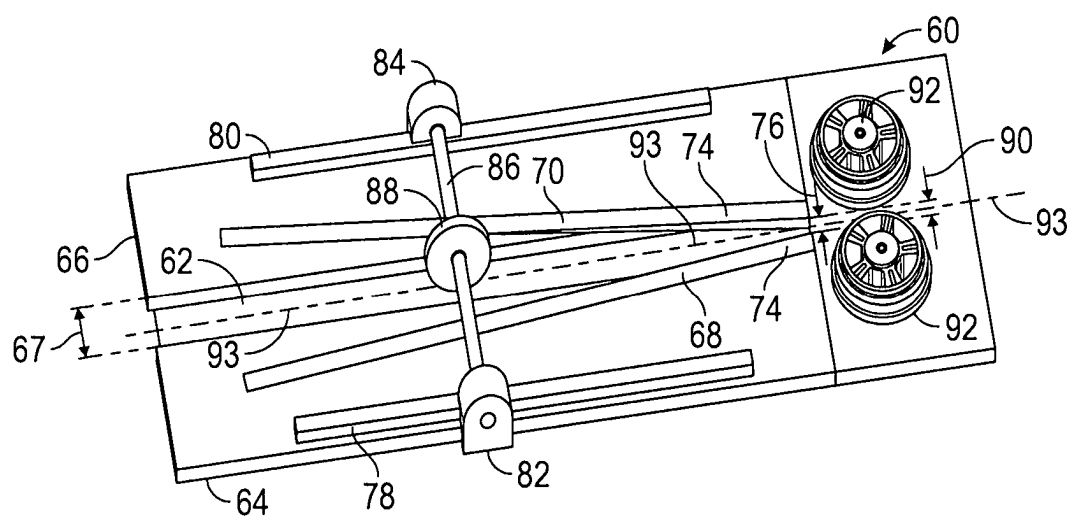


FIG. 6

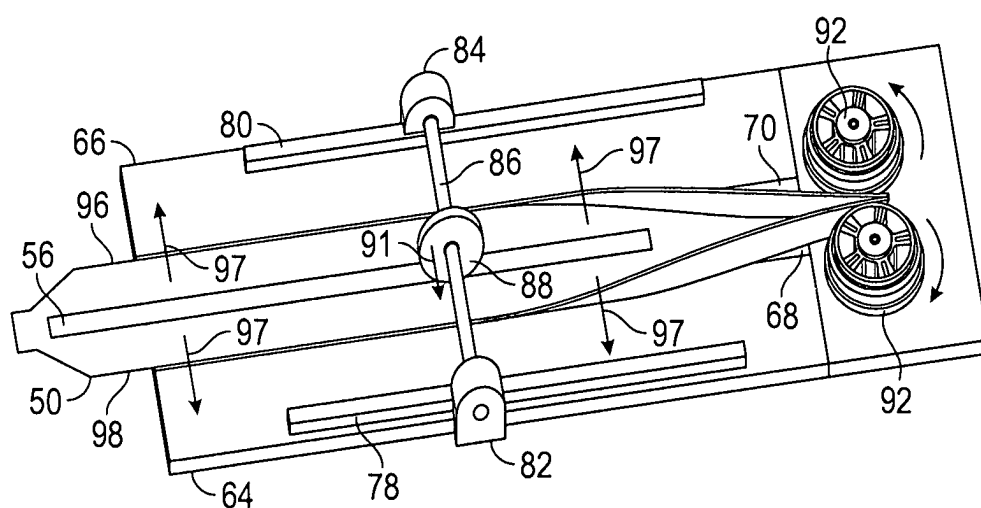


FIG. 7

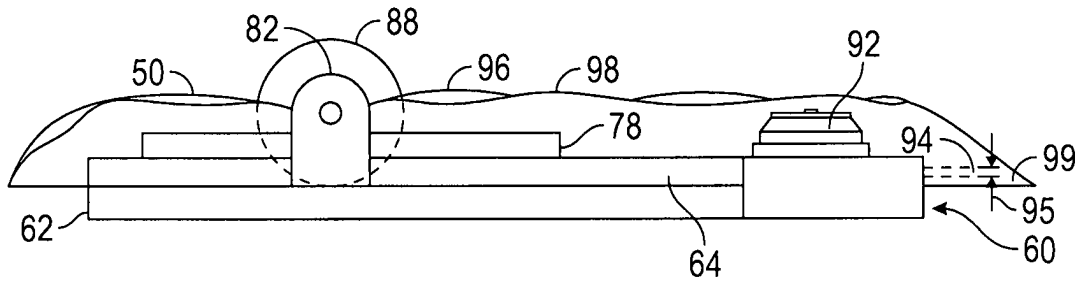


FIG. 8

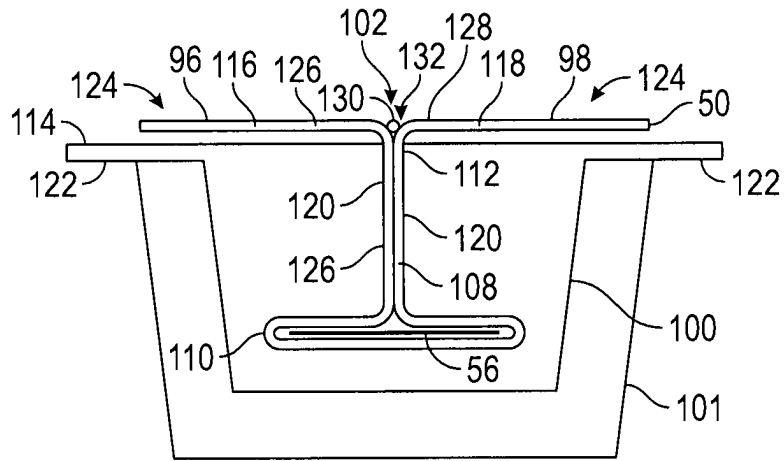


FIG. 9

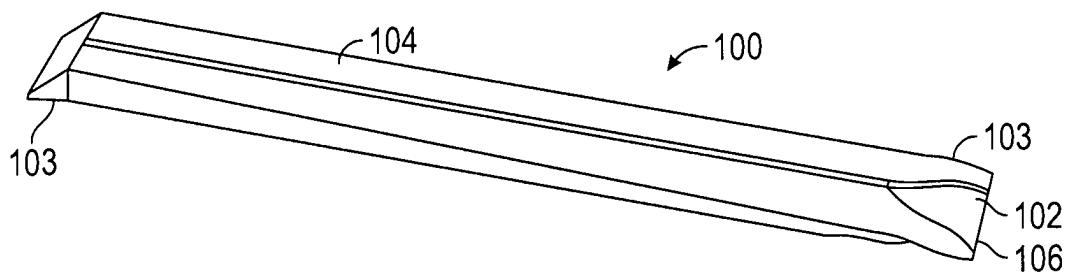


FIG. 10

