

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第4236661号
(P4236661)

(45) 発行日 平成21年3月11日 (2009. 3. 11)

(24) 登録日 平成20年12月26日 (2008. 12. 26)

(51) Int. Cl.	F 1
B 6 4 C 27/82 (2006. 01)	B 6 4 C 27/82
B 2 9 C 43/18 (2006. 01)	B 2 9 C 43/18
B 2 9 K 105/08 (2006. 01)	B 2 9 K 105/08
B 2 9 L 31/30 (2006. 01)	B 2 9 L 31/30

請求項の数 27 外国語出願 (全 17 頁)

(21) 出願番号	特願2005-353122 (P2005-353122)	(73) 特許権者	593020038
(22) 出願日	平成17年12月7日 (2005. 12. 7)		ユーロコプテール
(65) 公開番号	特開2006-168718 (P2006-168718A)		E U R O C O P T E R
(43) 公開日	平成18年6月29日 (2006. 6. 29)		フランス国 1 3 7 2 5 マリニャン セ
審査請求日	平成18年2月20日 (2006. 2. 20)		デックス アエロポール アンテルナシオ
(31) 優先権主張番号	0413397		ナル マルセイユ プロヴァンス
(32) 優先日	平成16年12月16日 (2004. 12. 16)	(74) 代理人	100079108
(33) 優先権主張国	フランス (FR)		弁理士 稲葉 良幸
		(74) 代理人	100093861
			弁理士 大賀 真司
		(74) 代理人	100109346
			弁理士 大賀 敏史
		(72) 発明者	ローランス マイユ
			フランス共和国, 1 3 7 2 0 ベルコデー
			ヌ, カルティエ レ バルリエ
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ヘリコプター回転翼フェアリングを製造するための方法及び装置、並びにそれによって得られたフェアリング

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

回転翼航空機用のテール構造を製造する方法であって、
該構造が、

2つの端を有し、前記2つの端の各々からそれぞれ延在する2つのカラー又はフランジを備える管状部又はダクトと、

前記2つのカラー又はフランジの周囲にそれぞれ延在する2つの湾曲したフェアリング側壁と、を備える方法において、

前記2つの側壁は、有機マトリックスと繊維強化材とを含む複合材料から作製され、

前記側壁は、前記有機母材を固化させることによって一体化され、これによって、前記管状部を受入れるのに適した一体化シェルを形成し、

前記シェルは、前記カラー又はフランジによって、前記管状部に組み立てられることを特徴とする方法。

【請求項 2】

樹脂予備含浸繊維強化材を用いて、少なくとも1つの側壁予備成形品を作製する請求項1に記載の方法。

【請求項 3】

前記樹脂予備含浸繊維強化材が型に配置され、圧力が加えられる請求項2に記載の方法。

【請求項 4】

10

20

前記繊維強化材は、機械を用いて配置される請求項 3 に記載の方法。

【請求項 5】

前記繊維強化材は、手動で配置される請求項 3 に記載の方法。

【請求項 6】

1 つまたは 2 つのフェアリング側壁予備成形品が作製され、
各予備成形品は、側壁接合区域を有し、
前記接合区域は、前記有機ポリマーマトリックスを含み、
前記 2 つの壁は、前記接合区域における前記マトリックスを固化又は固結することによって、一体化される請求項 1 ~ 5 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 7】

前記側壁予備成形品の前記有機マトリックスは、熱硬化性樹脂によって構成される請求項 1 ~ 6 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 8】

前記側壁予備成形品の前記有機マトリックスは、熱可塑性樹脂によって構成される請求項 1 ~ 6 のいずれか一項に記載の方法。

。

【請求項 9】

前記予備成形品は、前記樹脂によって含浸された繊維又は繊維布から製造され、
前記予備含浸繊維及び / 又は布が、凸状又は凹状型に機械的に又は手動で堆積かつ配向され、前記型の適切な外面又は内面に対して加圧される請求項 1 ~ 8 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 10】

前記 2 つの側壁は、一緒に硬化され、少なくとも 1 つの周辺接合部を介して、一体化される請求項 1 ~ 9 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 11】

前記フェアリング側壁予備成形品に加えて、舵又はフィン用の 1 つ又は 2 つの複合壁予備成形品が、同時に、互いに一体化されると共に、それ又はそれらが延在する前記側壁予備成形品と一体化される請求項 1 ~ 10 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 12】

前記フェアリング側壁予備成形品に加えて、テールブームへの接合のための 1 つ又は 2 つの複合壁予備成形品が、互いに一体化されると共に、それ又はそれらが延在する前記側壁予備成形品と一体化される請求項 1 ~ 11 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 13】

複合材料の単一予備成形品は、予備含浸繊維を分割コア又はマンドレルの周囲に置くことによって作製され、前記フェアリング側壁の両方と、2 つの舵側壁及び / 又は航空機テールブームとの接合のための略円筒又は切頭円錐壁とが形成される請求項 1 ~ 12 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 14】

前記分割マンドレルを形成するマンドレルセグメントは、分離され、前記フェアリング側壁を構成する前記予備成形品によって画成された空洞から、前記側壁に設けられた開口を介して取り出される請求項 13 に記載の方法。

【請求項 15】

前記予備成形品は、次いで、2 部品凹状型内に移される請求項 14 に記載の方法。

【請求項 16】

膨張性浮囊のような膨張可能及び / 又は収縮可能な予備成形品支持構造が、次いで、前記空洞内に挿入され、前記予備成形品が固化される請求項 14 又は 15 に記載の方法。

【請求項 17】

前記予備成形品が、オートクレーブ内で固化される請求項 16 に記載の方法。

【請求項 18】

面対称である 2 つの側予備成形品が作製され、

10

20

30

40

50

各予備成形品は、
フェアリング側壁を形成するための第 1 の部分と、
舵側壁を形成するための第 2 の部分と、
テールブームとの接続のための壁を形成するための第 3 の部分と、を備える複合材料及びサンドイッチ材料のいずれかから作製される請求項 1 ~ 12 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 19】

前記部分の各々は、対称的な予備成形品の対応する部分の周辺接合帯片と重なるように折られ及び / 又は曲げられるのに適した少なくとも 1 つの周辺接合帯片を有する請求項 18 に記載の方法。

【請求項 20】

前記予備成形品の各々は、樹脂予備含浸繊維を加圧下で凸状又は凹状の半割り型に置くことによって得られる請求項 18 又は 19 に記載の方法。

【請求項 21】

前記繊維は、機械を用いて置かれる請求項 20 に記載の方法。

【請求項 22】

両方の予備成形品が適切な形状の第 1 凹状半割り型内に置かれ、
次いで、前記 2 つの予備成形品の前記それぞれの周辺接合帯片が、前記半割り型の前記接合面に対応する前記接合区域において完成した部分の良好な構造的連続性を得るために、相互に密に接触され、

次いで、前記中空型が閉じられ、オートクレーブ内に置かれ、前記構造の前記予備成形品を硬化させる請求項 18 ~ 21 のいずれか一項に記載の方法。

【請求項 23】

回転翼航空機用のテール構造を製造する方法を実施するための装置であって、
該構造は、
2 つの端を有し、前記 2 つの端の各々からそれぞれ延在する 2 つのカラー又はフランジを備える管状部又はダクトと、前記 2 つのカラー又はフランジの周囲にそれぞれ延在する 2 つの湾曲したフェアリング側壁と、を備え、
前記 2 つの側壁は、有機マトリックスと繊維強化材とを含む複合材料から作製され、
前記側壁は、前記マトリックスを固化させることによって一体化され、これによって、前記管状部を受入れるのに適した一体化シェルを形成し、
前記シェルは、前記カラー又はフランジによって、前記管状部に組み立てられ、
長軸を有するシャフトに可逆的に連結されるのに適したコア又はマンドレルを備える装置。

【請求項 24】

軸を中心とする回転体の形態にある環状中心部であって、前記シャフトが通過する 2 つの直線状に並ぶオリフィスによって貫通された環状中心部と、
前記部分の周囲を包囲するように配置されたマンドレル扇部又はセグメントと、
を備える請求項 23 に記載の装置。

【請求項 25】

凹状型内に受け入れられた前記予備成形品の内面に対して圧力又は吸引力を加えることによって加圧されるのに適した変形可能な予備成形品支持構造、をさらに備える請求項 23 又は 24 に記載の装置。

【請求項 26】

回転翼航空機用のテール構造であって、
2 つの端を有し、前記 2 つの端の各々からそれぞれ延在する 2 つのカラー又はフランジを備える管状部又はダクトと、前記 2 つのカラー又はフランジの周囲にそれぞれ延在する 2 つの湾曲したフェアリング側壁と、を備え、
前記 2 つの側壁は、有機マトリックスと繊維強化材とを含む複合材料から作製され、
前記側壁は、前記マトリックスを固化させることによって一体化され、これによって、

10

20

30

40

50

前記管状部を受入れるのに適した一体化シェルを形成し、

前記シェルは、前記カラー又はフランジによって、前記管状部に組み立てられ、

前記構造は、さらに、

前記ダクトに固定される一体化シェルを備える構造。

【請求項 27】

湾曲が反転する少なくとも 1 つの区域を備える請求項 26 に記載の構造。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、回転翼航空機、特にヘリコプターの反トルク回転翼用のフェアリング構造を製造する方法、その方法を実施するための装置又は工具、及びその方法によって得られる構造に関する。

10

【0002】

本発明の技術分野は、ヘリコプターを製造する技術分野である。

【0003】

本発明は、特に、流線形の反トルク回転翼を備えるヘリコプターテール構造の製造に関する。

【背景技術】

【0004】

特許文献 1 及び特許文献 2 は、胴体に延在するテールブームの後端に固定され、航空機に揚力と推進力をもたらすために主回転翼によって胴体に加えられるトルクに対抗するための回転翼を受入れる構造を記載している。

20

【0005】

この構造は、ダクトを形成する環状（又は管状）壁を備え、ダクトは、これに収容される反トルク回転翼によって生じた空気流れ用の流れトンネルを画成する。

【0006】

一般に、このようなダクトは、上流から下流に向かって、順次、収束入口部と、円筒部（一定半径）と、丸められた縁を有するトンネル出口で終端する分散部とを有し、ダクトの各端は、環状フランジ又はカラーを備えている。

【0007】

また、テール構造は、2つの側腹部（左腹部と右腹部）又はフェアリング側壁を備え、これらは、各々、オリフィスによって貫通され、前記オリフィスの縁を介して、管状ダクトの2つのフランジの該当する1つに固定されている。

30

【0008】

さらに、テール構造は、実質的に垂直のフィン又はスタビライザーを備えている。このフィン又はスタビライザーは、フェアリングの側壁に固定され、それらの側壁から上方に向かって、航空機胴体の略対称の前後垂直面に沿って又は前記面に対して傾斜して延在している。

【0009】

このようなテール構造は、一般的に、少なくとも4つの主部を組み合わせることによって得られ、これらの主部に対して、一体化されたフェアリングの側壁間に延在する補強部分と、前記テール構造をテールブームに固定するための少なくとも1つの接続部分とが、加えられる必要がある。

40

【0010】

これらの種々の部分は、一般的に、有機マトリックスと強化繊維を含む複合材料によって作製され、これらの特許文献に記載されるフェアリング側壁と管状ダクトの一部は、ハニカム層（又は等価物）をさらに含んでいる。

【0011】

これらの部分の各々を作製するために、通常の技術では、予備含浸繊維、すなわち、「プリプレグ（prepreg）」の1つ以上の層が、その部分の形状に適合する形状の（浮彫り

50

状に突出する)雄型又は(凹状の)雌型内に置かれる。一般的に、このプリプレグは、熱硬化性樹脂によって被覆された繊維(例えば、炭素繊維)によって本質的に構成される。この「ドレープ(繊維配置)」工程中、その部分に対する所望の機械的特性を得るために、繊維は、1つ以上の所定方向に沿って配向される。

【0012】

作製されるべき部分が、ハニカムのような厚いコアを含む場合、一般的に、手順は、表皮(内部又は外部)を形成し、それに続いてコアを堆積させる第1ドレープ工程と、次いで、一般的に、第2表皮(外部又は内部)を形成する目的でコアを被覆する第2ドレープ工程を含む。

【0013】

このようにして得られた予備成形品は、次いで、その予備成形品を包む完全な型(雄と雌)が置かれるオートクレーブ又は炉内において、熱、及び、適切であれば、真空を加えることによって、硬化される。この工程は、有機マトリックスを重合又は架橋する役割がある。

【0014】

予備成形品を作製する工程は、一般的に、手動によってなされ、これによって、複合材料の損失が生じ、また、同一形状を有する一連の部分における機械的特性を完全に再現性のある態様で得ることができない。

【0015】

ドレープ工程を機械化するために、特に、特許文献3及び特許文献4に記載されているような繊維配置技術を用いることが知られている。この技術によれば、予備含浸繊維が、回転軸を中心として回転するように取り付けられたマンドレルの外面に、機械によって堆積される。

【0016】

にもかかわらず、この技術は、一般的に、凸形状でかつ円対称を有する部分の作製に制限され、ダクト付きテール回転翼を有する回転翼航空機用のテール構造には適用されない。特に、テールとフェアリングの本体が接合する前区域は、多数の曲率を有する複雑な形状を呈している。また、曲率が反転する区域、すなわち、凹壁が凸壁に隣接する区域、及び小さい曲率半径の区域がある。

【0017】

このようなテール構造の製造は、接着剤をこれらの部分の相互に重なった位置に配置された箇所に塗布するか、リベット留めするか、接着とリベット留めの両方によるか、及び/又は他の結合手段を用いることによって、組み立てられるべき種々の複合材料部分を必要とする。

【0018】

これらの結合技術は、同様に、完全に再現性のある機械的特性を有する組立構造を得るのに適していない。また、これらの結合技術は、得られる組立構造の有害な重量増加をもたらす。

【0019】

【特許文献1】米国特許第5 498 129号明細書

【特許文献2】仏国特許第2 719 553号明細書

【特許文献3】仏国特許第2 766 407号明細書

【特許文献4】米国特許第6 613 258号明細書

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0020】

本発明の目的は、回転翼航空機のテール回転翼用のフェアリング構造を製造する方法であって、このような構造を製造する既知の方法の欠点を改良し、及び/又は少なくとも部分的に修正する方法を提案することにある。

【0021】

10

20

30

40

50

本発明の目的は、この方法を実施するよう適合された工具又は製造装置を提案することにある。

【0022】

また、本発明の目的は、既知のヘリコプターテール構造の欠点を改良し、及び／又は少なくとも部分的に修正する回転翼航空機用の複合テール構造を提供することにある。

【課題を解決するための手段】

【0023】

従って、第1態様における本発明は、回転翼航空機用の回転翼フェアリング構造を製造する方法であって、前記構造は、

- ・ 2つの端を有し、これらの2つの端の各々からそれぞれ延在する2つのカラー又はフランジを備える管状部（又はダクト）と、

- ・ 2つのカラー又はフランジの周囲にそれぞれ延在する2つの湾曲した（傾斜した／非平面）フェアリング側壁と

を備え、前記2つの側壁は、有機ポリマーマトリックスと強化材、特に熱硬化性樹脂と無機繊維を含む複合材料によって作製される方法を提供するものである。

【0024】

本発明によれば、側壁は、マトリックスを固化させることによって一体される。好ましくは、1つ又は2つの予備成形品が、2つのフェアリング側壁によって作製され、予備成形品は、側壁接合区域を有し、前記接合区域は、前記有機マトリックス（ポリマー）を含み、2つの壁は、接合区域におけるマトリックスを固化又は固結することによって一体化される。

【0025】

従って、単一の工程によって、シェルが得られ、このシェルは、2つのフェアリング側壁を備え、空気を通過させるためのトンネルを画成する管状壁を受入れるのに適し、接着剤を用いることなく、又はシェルを作製するための付加的な接続手段を加えることがない。

【0026】

本発明の好ましい実施形態において、側壁の予備成形品の有機マトリックスは、熱硬化性樹脂によって本質的に構成され、2つの側壁は、側壁の予備成形品を（同時に）硬化させることによって、一体化される。

【0027】

本発明の他の実施形態において、予備成形品の有機マトリックスは、熱可塑性樹脂によって本質的に構成され、このような状況において、一体化される2つの壁部は、相互に重なる位置において互いに面して配置され、これらの部分を任意に加熱によって軟化させた後、これらの部分は互に加圧され、次いで、冷却される。接合区域における壁のこの一体化は、熱可塑性樹脂によって予備含浸された繊維を配置するための機械であって、堆積区域における（温風の噴流による）局所的な加熱を行なう機械によって、なされ得る。従って、樹脂は、堆積が進むと共に、固化される。予備成形が完了すると、予備成形品は、（樹脂の自然冷却によって）、すでに固化され、これによって、焼成工程を省略することができる。

【0028】

予備成形品は、好ましくは、繊維又は繊維布、特に前記樹脂によって含浸された炭素繊維から、製造される。

【0029】

好ましくは、及び付加的に、予備含浸繊維及び／又は布は、凸状又は凹状型に機械的に堆積かつ配向され、加熱され、次いで、型の外面（場合によっては、内面）に対して加圧される。変形形態において、あるいは付加的に、予備含浸繊維は、手動によって、型に堆積かつ配向されるようにすることも可能である。

【0030】

また、好ましくは、フェアリング側壁の予備成形品に加えて、舵（又はフィン）の壁用

10

20

30

40

50

の1つ（又は2つ）の複合予備成形品、及び／又はテールブームへの接続のための壁用の1つ（又は2つ）の複合予備成形品も、それ（又はそれら）が延在する側壁の予備成形品と共に、一体化される。

【0031】

本発明の実施形態において、前記2つのフェアリング側壁を、好ましくは、2つの舵側壁及び／又は航空機のテールブームとの接続のための略円筒又は切頭円錐壁と共に形成するために、複合材料の単一予備成形品が、予備含浸繊維を分割コア又はマンドレルの周囲に置くことによって作製される。

【0032】

その後、分割マンドレルを形成するマンドレルセグメントは、分離され、これらのセグメントは、フェアリング側壁の予備成形品によって画成された空洞から、特に、前記側壁の1つに設けられた開口を介して、取り出される。この後、予備成形品は、2部品凹状型内に移される。膨張性浮囊のような予備成形品を支持するための膨張可能及び／収縮可能な構造が、好ましくは、前記空洞に挿入され、次いで、予備成形品は、オートクレーブ内で固化される。樹脂が重合された後、テール構造は、凹状型から取り出され、支持構造が収縮され、前記空洞から取り出される。この後、空気トンネルを画成するダクトが、得られたテール構造と一体化される。

【0033】

本発明の変形形態において、単一の熱硬化性予備成形品が耐熱性のマンドレル上に作成され、真空バッグに巻き付かれた予備成形品は、オートクレーブ内で焼成され、これによって、2つの焼成用半割り型を用いるのを不要にすることができる。

【0034】

焼成後の表面状態を改良するために、滑らかで比較的剛性のある材料（予備成形されたシリコン板、重合されたガラスプライ）を予備成形品と真空バッグとの間に介在させ、予備成形品に痕跡を残す真空バッグの折目をなくし、外観が滑らかな予備成形品の外面を得ることができる。

【0035】

さらに、マンドレルに対して膨張性材料を用いることによって、予備成形品を圧縮するための加圧が、少なくともそのマンドレルを膨張させることによって、部分的に行なわれ得る。この目的のために、約 $10^{-5} \text{ m / (1 当りのメートル)}$ の線膨張係数又はこれよりも大きい膨張係数を有する金属材料を用いるのが、好ましい。特に、マンドレルはこの特性を有する鋼又はアルミニウム合金から作製される。

【0036】

本発明の他の実施形態において、実質的に面対称である2つの側予備成形品が作製され、各複合材料（及び／又はサンドイッチ）予備成形品は、フェアリングの（右又は左）側壁を形成するための第1部分と、好ましくは、舵の（右又は左）側壁を形成するための第2部分、及び／又はテールブームとの接続のための壁を形成するための第3部分とを有している。

【0037】

これらの部分の各々は、実質的に対称の予備成形品の対応する部分の周辺接合帯片を覆うように折られるか及び／又は曲げられるのに適した少なくとも1つの（実質的に平面状の）周辺接合帯片を有している。

【0038】

これらの予備成形品の各々は、好ましくは、凸状又は凹状の（左又は右）半割り型に圧力下で樹脂が予備含浸された繊維を機械的に置くことによって得られる。

【0039】

2つの（実質的に対称の）予備成形品は、それぞれ、適切な形状の2つの凹状型に置かれ、次いで、互に加圧され得る。2つの予備成形品のそれぞれの周辺接合帯片は、半割り型の接合面と実質的に対応するこの接合区域において完成した部分の良好な構造的連続性を得るために、相互に密に接触される。

10

20

30

40

50

【 0 0 4 0 】

このように配置された 2 つの予備成形品を含む 2 つの凹状半割り型は、次いで、構造を硬化させるために、オートクレーブ内に置かれる。

【 0 0 4 1 】

完成した部分が型から取り出された後、ダクトを形成する環状壁が、接着剤又はリベットによって、このようにして得られたフェアリング部分と一体化される。

【 0 0 4 2 】

熱可塑性樹脂を用いるとき、2 つの熱可塑性プラスチック予備成形品が、2 つのマンドレルに用意され、次いで、これらの予備成形品は、局部的加熱によって、接合区域を介して一体化され得る。

10

【 0 0 4 3 】

この方法は、2 つの焼成用半割り型を用いてオートクレーブ内に通すのを回避することができる。この方法は、予備成形品を保持してそれら 2 つの予備成形品を三次元的に並べて位置決めする工具と、局部的加熱中に余白部を互に加圧するための相補形状を有する工具を必要とする。ここで、局部加熱は、前記工具によって、なされ得る。

【 0 0 4 4 】

本発明の他の特性と利点は、特徴を制限することなく、本発明の好ましい実施形態を添付の図面を参照する以下の説明から、明らかになるだろう。

【発明を実施するための最良の形態】

【 0 0 4 5 】

20

別に規定がなされない限り、本出願において、「左」及び「右」という用語は、ヘリコプターを見る観察者及び / 又は背後からヘリコプターのテール構造を見る観察者を基準として用いられ、「前」及び「後」という用語は、ヘリコプターの通常の前方向飛行方向を基準として用いられる。

【 0 0 4 6 】

特に図 1 ~ 4 を参照するに、複合フェアリング構造を成形するための装置は、長軸 2 2 を有するシャフト 2 1 と可逆的に一体化されるのに適したコア又はマンドレル 2 0 を備えている。

【 0 0 4 7 】

マンドレルは、軸 2 4 を中心として実質的に円対称である環状中心部 2 3 を備え、この中心部 2 3 は、一直線上にある 2 つのオリフィス 2 5 によって貫通され、それを通して、シャフト 2 1 が延在している。

30

【 0 0 4 8 】

図 1 を参照するに、マンドレルは、中心部 2 3 の周囲に、それを取り囲むように配置された 6 つのマンドレル扇部又はセグメント 2 6 ~ 3 1 をさらに備えている。

【 0 0 4 9 】

他の実施形態では、マンドレルを構成する部分の数及び前記部分の形状と配置は、各実施形態に固有の幾何学的、機械的、及び熱的な拘束条件の関数として、変更することができる。

【 0 0 5 0 】

40

これらの扇部の各々、特に扇部 2 7 又は 2 8 は、中心部 2 3 の外側凸面 2 3 b の対応する部分と密接に接触して及び / 又は緊密に嵌合して配置されるのに適した内側凹支持面、特に扇部 2 7 の面 2 7 a と扇部 2 8 の面 2 8 a を有している。

【 0 0 5 1 】

中心部 2 3 の外面 2 3 b が軸 2 4 を中心とする円筒形状で、前記軸に対して一定の半径を有するとき、扇部 2 6 ~ 3 1 の 2 7 a、2 8 a のような内面は、同一の半径を有する円筒の部分としての形態にあり、これらの内面は、一緒になって、面 2 3 b の実質的に全体を覆う。これは、扇部 (2 6 ~ 3 1) が中心リング 2 3 の周囲に組み込まれた構成に相当する。しかし、図 1 に示される構成は、マンドレルの構造の理解を促すために中心部 2 3 から離間して示されている限りにおいて、異なっている。

50

【 0 0 5 2 】

図 1 に示される構成は、扇部を軸 2 4 に向かって実質的に半径方向と平行に、例えば、扇部 3 1 の場合、矢印 3 2 に沿って、中心部 2 3 に向かって移動させることによって、図 2 に示されるように、堆積したプリプレグの帯片を受け入れるのに適した組立マンドレル構成に、変換される。

【 0 0 5 3 】

図 2 ～図 5 は、図 1 に示す工具を用いることによって、図 6 に示すテール部分を製造する方法の連続的なステップを示す。

この組立位置（図 2 ）において、扇部は、従来の結合手段（図示せず）によって、リング 2 3 と一体化されている。この構成において、2 つの隣接する扇部は、それぞれの端面、例えば、扇部 2 6 と 2 7 に対する面 2 6 0 と 2 7 1、又は扇部 2 7 と 2 8 に対する面 2 7 0 と 2 8 1 を介して、実質的に接触している。加えて、2 つの隣接する扇部の（外側）側面、例えば、扇部 2 6 の面 2 6 d と扇部 3 0 の面 3 0 d は、相互に面する縁に沿って接線の方にあり、かつリング 2 3 の側面 2 3 d に対して接線の方にあり、これによって、マンドレルの扇部がリングと接触してそれと一体化されたとき、図 2 に示される構成において、プレプリグを受入れる滑らかな側面を形成する。

【 0 0 5 4 】

図 1 と図 2 を参照するに、マンドレル 2 0 が軸 2 2 を中心として回転するのを可能にするシャフト 2 1 は、マンドレルの扇部 2 6 と 2 8 の 2 つを通して延存し、扇部 2 6 の前面 2 6 e と扇部 2 8 の後面 2 8 e を通過する。

【 0 0 5 5 】

この工具は、ディスク状部分 3 3 とテーパ付きブレードの形態にある部分 3 4 も備えている。部分 3 3 は、シャフト 2 1 が通過する開口によって貫通されている。部分 3 3 は、扇部 2 6 の前面 2 6 e に固定され、これによって、複合テール構造をヘリコプターの胴体の後部（又はテールブーム）に接続するための部分を構成するプレプリグ予備成形品の部分のための雄型部分を形成する。

【 0 0 5 6 】

部分 3 4 は、扇部 2 9 と 3 0 の上端と一体化され、最終複合構造のフィン部を形成するための予備成形品の部分のための雄型部分を形成する。

【 0 0 5 7 】

扇部 2 6 ～ 3 1、リング 2 3、シャフト 2 1、及び部分 3 3 と 3 4 が共に組み込まれて、マンドレル又は雄型を形成した後、このマンドレルは、自動的にプレプリグを置くための機械のフレーム上に、回転（又は振動）させるために取り付けられる。次いで、この機械は、一層以上の樹脂含浸繊維又は布をマンドレルの外面に置く。この機械は、（プレス・ホイール又はローラを用いて）、圧力を堆積された繊維または布に加え、及び前記繊維又は布を所定長さに切断する。これらの工程は、得られる部分の形状に関連する特定のプログラムとデータの関数として、及び予備成形品を作製するのに用いられるプレプリグ繊維又は帯片の種々のセグメントの数と配向の関数として、機械の制御装置の制御下で行なわれる。

【 0 0 5 8 】

序文で述べたように、得られる構造の側壁に対応する予備成形品の少なくとも一部は、プレプリグの 2 つの表皮間に形成及び加圧されるハニカム材料のコアを含む。

【 0 0 5 9 】

一旦予備成形品がこのように得られた後、シャフト 2 1 は、マンドレルから分離され、予備成形品 3 5 を保持するマンドレルは、得られるべき部分の外側半面の形状に適合する形状の凹状半割り型 3 6 a 内に置かれる。この目的のために、図 3 に示されるように、マンドレルがマニピュレータ 3 9 のアーム 3 8 に支持されながら、半割り型 3 6 a が支持台 3 7 上に置かれる。アーム 3 8 は、三角構造 4 0 を介して、マンドレルのリング 2 3 に一次的に固定される。

【 0 0 6 0 】

図4を参照するに、次いで、側開口36cによって貫通されている第2半割り型36bが半割り型36aと一体化され、それと一緒に、予備成形品を覆う。次いで、マンドレルが、予備成形品の側面に設けられた側開口と、その予備成形品の側開口と実質的に整合して延在する半割り型36bの壁に設けられた開口36cを通して、予備成形品から取り出される。この目的のために、リング23は、セグメントから分離され、型36a、36bから取り出され、マニピュレータ39のアーム38から吊り下げて保持される。

【0061】

次いで、図1に示されるセグメント31のような第1セグメントが、前記開口と一直線に並ぶように、矢印32に沿って軸24に向かって移動され、その開口を通して、型から取り出される。その後、他のセグメント26~30が、好ましくは、すでに取り出されたセグメント31などに隣接するセグメント(26又は30)の1つから始めて、相次いで、取り出される。

【0062】

この目的のために、セグメント31以外のセグメントの端面、例えば、セグメント27の面270と271は、前記開口の中心を通る軸に実質的に対応する軸24に対して実質的に半径方向に延在し、その一方、セグメント31の端面310と311は、実質的に互いに平行に、かつ軸24に向かって延在する矢印32と平行に延在している。

【0063】

コアが予備成形品とその予備成形品を支持する型36a、36bの壁によって画成された空洞から取り出された後、予備成形品を支持するための変形可能な壁41又は浮嚢が、(図4の矢印42に沿って)、空洞内に挿入され、この方法の後続の工程中に予備成形品を支持するために、予備成形品の内面と接触して配置される。

【0064】

このために、浮嚢は、加圧下の空気のようなガスによって、膨張され得る。代替的に、外皮又は浮嚢41の壁を型内に収納された中空の予備成形品の内面に押圧するために、型36a、36b内が吸引され得る。

【0065】

次いで、予備成形品を含む型と予備成形品支持構造は、予備成形品のプリプレグの樹脂を硬化させるために、オートクレーブ又は炉内に置かれる。

【0066】

この工程の最後に、図5に示されるように、2つの半割り型36aと36bが互いに分離され、本発明の部分が型から取り出される。

【0067】

図6を参照するに、このようにして得られたヘリコプターテール構造43は、前後面56を中心として略対称である。この構造は、面56と実質的に直交する横軸57を中心とする円形開口46によって貫通される第1側壁45を備えている。この構造43は、中心が同様に軸57に位置する円形開口48によって貫通される第2側壁47を有している。

【0068】

壁45は、フィン左壁51を形成する壁52を経由して、上方に延在し、その一方、壁47は、フィン右壁を形成する壁53を経由して、上方に延在している。

【0069】

壁52と53の前部は、前区域60に沿って交差し、壁45と47の前部は、区域60に延在する上部55aを有する前区域55a、55bを形成するように、交差している。

【0070】

湾曲した前部55aと55bとの間に、テール構造をヘリコプター胴体に接続するための部分44a、44bが延在している。この部分は、面56に含まれる軸58に沿って延在する短い円筒部44aと、軸58を中心とする円盤の形態にあり、円筒部44aによって包囲された面部44bから成る。

【0071】

壁45と47の底部分は、開口50によって貫通される底区域49を形成するように交

10

20

30

40

50

差し、その一方、壁 4 5 と 4 7 の後部分は、開口 5 9 が貫通する後接合区域 6 2 を形成する。

【 0 0 7 2 】

図 6 において、壁 5 2 と 5 3 の上部が面部 5 4 を介して交差し、その一方、これらの壁 5 2 と 5 3 の後部が区域 6 1 に沿って交差することも、理解され得る。

【 0 0 7 3 】

接合区域 4 9、5 4、5 5 a、5 5 b、及び 6 0 ~ 6 2 は、側壁 4 5、4 7、5 2、及び 5 3 と、接続構造 4 4 a、4 4 b と協働して、剛性のある一体化された軽量の中空構造を形成する。

【 0 0 7 4 】

この構造 4 3 は、続いて、図 7 と図 8 に示されるように、ダクト 6 3 と組み立てられ、ヘリコプターテール回転翼フェアリングを形成する。

【 0 0 7 5 】

ダクト 6 3 は、同様に、複合材料から作製され、軸 5 7 を中心とする（実質的に一定半径の）実質的に円筒状の中心部 6 4 を備えている。

【 0 0 7 6 】

矢印 6 7 によって示されるように（図 8）、ダクト 6 3 によって画成されたトンネル 6 8 内に配置された回転翼（図示せず）によって推進される空気流れの進行方向であって、反トルク回転翼によって得られる空気力学的な推進力と反対の方向に対応する方向を基準とするこの中心部の上流側に、収束部 6 5 が設けられている。この収束部 6 5 は、その端から延在する第 1 円形フランジ 6 6 を有している。

【 0 0 7 7 】

ダクト 6 3 の反対側の端に、第 1 フランジ 6 6 と平行の第 2 円形フランジ 7 0 で終端する分散部 6 9 が設けられている。フランジ 7 0 の外径 7 1 は、フランジ 6 6 の外径 7 2 よりも小さい。

【 0 0 7 8 】

特に図 8 に示されるように、ダクト 6 3 の下流部が、側壁 4 5 に形成された開口 4 6 内に、矢印 6 7 に沿って、小径フランジ 7 0 が壁 4 7 に設けられた開口 4 8 の周囲の壁 4 7 の内面と接触するまで、通されることによって、構造 4 3 の内側に挿入される。

【 0 0 7 9 】

この構成において、大径フランジ 6 6 は、壁 4 5 内に設けられた開口 4 6 の周囲の壁 4 5 の外面と接触している。この位置において、部分 6 3 と 4 3 は、接着剤（適切であれば、リベット）によって、部分 4 3 の側壁の対応する部分に重なるダクト 6 3 のフランジの部分を実質的に一体化することによって、互いに組み立てられる。

【 0 0 8 0 】

図 9 ~ 1 1 は、本発明の第 2 実施形態に関する。

図 9 ~ 1 1 に対応する好ましい実施形態において、予備成形品の全体が、図 1 1 に示されるように、2 つの実質的に対称的な予備成形品 7 6 g と 7 6 d から、作製される。

【 0 0 8 1 】

図 1 0 に示される左側予備成形品 7 6 g は、実質的に円形の中心部 9 0 を備え、この中心部 9 0 は、その中心を通る軸 7 7 と直交して延在している。側予備成形部 8 0 が、中心部 9 0 の周囲に延在している。胴体と接続するための部分 8 2 が、部分 8 0 から延在している。この部分 8 2 は、実質的に、部分 9 0 の面と平行の軸 7 8 を有するテーパ付き半割りチューブの形態にある。フィンの左壁を形成する予備成形品の部分 8 1 が、同様に、部分 8 0 から延在している。

【 0 0 8 2 】

プリプレグ予備成形品の部分 8 0、8 1、及び 8 2 の各々は、その周辺において、プリプレグの帯片まで延在している。これらの帯片は、それぞれ、8 3 ~ 8 9 の番号が付されている。

【 0 0 8 3 】

これらの帯片は、テール構造を形成する２つの（半）予備成形品間の周辺接合部を形成する役割がある。

【００８４】

図９と図１１に示されるように、左側予備成形品７６ｇが、適切な形状の２つの凹状半割り型９１ｇと９１ｄとを備える図９の型内において、右側予備成形品７６ｄに面して置かれるとき、それらのそれぞれの接合帯片、例えば、予備成形品７６ｄの前余白を形成する帯片８３ｄと予備成形品７６ｇの前余白を形成する帯片８３ｇは、互いに面して配置される。これらの２つの予備成形品は、中心コア９２（図９）に対して加圧されるので、それらのそれぞれの周辺帯片（又は余白）は、互いに折り曲げられて対にされ、それらは互いに加圧されて、実質的に予備成形品の周囲に延在する周辺接合区域を形成する。

10

【００８５】

図９に示される工具は、３つの平坦部９５～９７をさらに備えている。これらの部分は、型９１ｄ、９１ｇの対応する周辺壁と一緒にあって、型内において予備成形品を支持する柔軟なコア９２のそれぞれの端面９２ａ、９２ｂ、及び９２ｃを密封するのに用いられる。それらは、２つの半割り型間に機械的な接続をもたらすこともできる。

【００８６】

図９に示される型を閉鎖した後、樹脂が硬化され、次いで、型が開かれる。得られた部分は、図６に示されるのと同様である。この図において、部分４３は複雑な形状を有し、軸５７に沿って平らで、フィン形成部の前縁と後縁のそれぞれの方向に近い面５６の方向において細長いこと、この部分は、側部５２と５３を有する側部４５、４７用の凹状接続部をそれぞれ有していること、及び側フェアリング部４５、４７は、大きく空洞化されていることが、理解され得る。

20

【００８７】

図１２を参照するに、第１熱可塑性半予備成形品１００が、支持工具１０１によって支持され、第２熱可塑性半予備成形品１０２が、他の予備成形品保持工具１０３に支持されている。

【００８８】

予備成形品１０２の周辺部（又は縁）１０２ａが、予備成形品１００の周辺部１００ａに重なり、対称的に、予備成形品１００の縁１００ｂが、予備成形品１０２の縁１０２ｂに重なっている。

30

【００８９】

雄成形工具１１０が、予備成形品１００と１０２との間に延在している。この工具１１０は、一体化するために縁１００ｂと１０２ｂに面して配置された部分１１１を有し、縁１００ｂ、１０２ｂ間の接合区域に作製されるべき部分の内面に適合する形状を有している。

【００９０】

雌成形工具１１２が、予備成形品の外側に延在している。工具１１２の部分１１３は、重ねられた縁１００ｂ、１０２ｂに面して配置され、作製されるべき部分の外面のこの接合区域における形状に適合されている。

40

【００９１】

縁１００ｂ、１０２ｂは、工具１１２を矢印１１４に沿って工具１１０に向かって移動させ、工具１１０、１１２の面１１１と１１３間で縁を圧縮することによって、一体化される。

【００９２】

この工程は、縁を加熱によって軟化させることを必要としてもよい。これによって、樹脂を溶融させ、その樹脂を冷却することによって、縁を一体化させることができる。

【００９３】

図１３を参照するに、予備成形品１００は、２部品マンドレル１０４、１０５によって支持され、予備成形品は、このマンドレルの外面１０６の形状に適合している。

【００９４】

50

マンドレルと予備成形品との間の隙間 107 及び / 又は予備成形品と外皮 109 との間の隙間 108 を吸引する手段によって、整形具と外皮部分が予備成形品の外面に対して加圧されることを可能にする。

【0095】

気密バッグ又はカバー 109 が予備成形品 100 を包囲し、対皺整形具 120、121 が、予備成形品と外皮との間に介在される。整形具 120、121 の内面 123、124 は、予備成形品 100 を硬化することによって得られる部分の外面の対応する部分の形状に適合している。

【0096】

当然、前述の種々の実施形態に対して、本発明の範囲を逸脱することなく、構造要素及び機能要素の両方に関して、種々の追加、省略、又は修正が、当業者によって実施され得る。

【図面の簡単な説明】

【0097】

【図1】本発明の第1実施形態に係る製造方法によって、図6に示される種類のヘリコプターテール部分を製造するのに用いられる分割マンドレルを備える工具の概略側面図である。

【図2】マンドレルを備えると共にシャフトが取り付けられた図1の工具であって、マンドレルがシャフトの長軸の回りを旋回可能な工具の概略透視図である。

【図3】凹状の半割り型内に置かれた、プリプレグが配置されたマンドレルの概略透視図である。

【図4】凹状型内に置かれた予備成形品によって画成される空洞から取り出されるマンドレルを示す図である。

【図5】2部品凹状型から取り出された固化されたテール部分を示す図である。

【図6】ヘリコプターテール部分を示す図である。

【図7】本発明のヘリコプターテール部分内に、それと一体化する目的で置かれるトンネルダクトを示す概略透視図である。

【図8】本発明のテール部分の2つの対向する側壁と組み立てられるダクトを示す、空気トンネルダクトの軸を含む断面に沿った部分断面図である。

【図9】図11に示される種類の2つの予備成形品を組み立てるための工具を示す概略透視図である。

【図10】本発明のテール構造の左側を形成するように設計された予備成形品を示す概略透視図である。

【図11】図10の観察方向と実質的に同じ方向から見た図であり、互いに面して配置された2つの実質的に対称の予備成形品を示す図である。

【図12】2つの予備成形品の重なる部分の同時固結によって、熱可塑性シェルを作製するための工具を示す概略断面図である。

【図13】吸引力を用いて、予備成形品を含む柔軟な外皮を押込むことによって、マンドレルによって支持された予備成形品からテール構造を作製するための工具の概略断面図である。

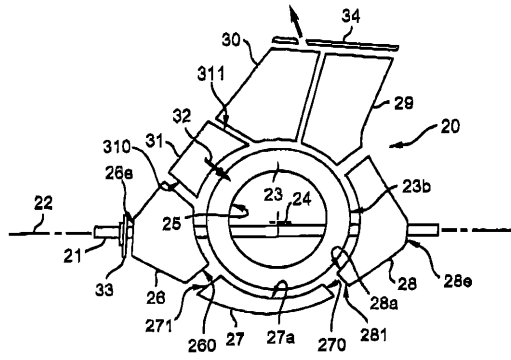
10

20

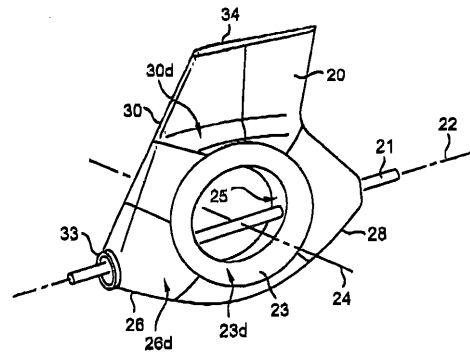
30

40

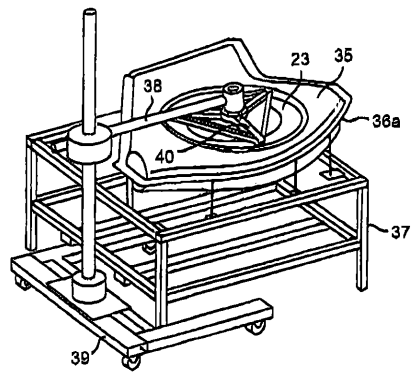
【図 1】



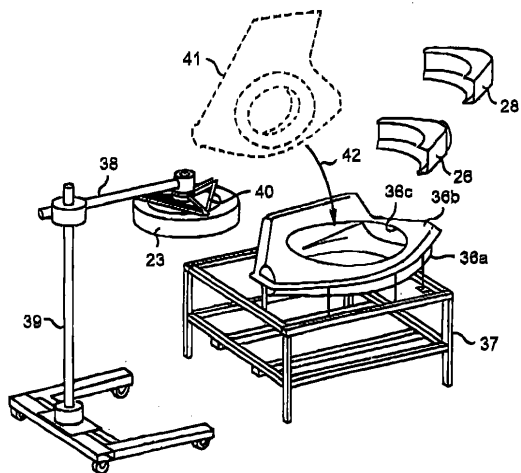
【図 2】



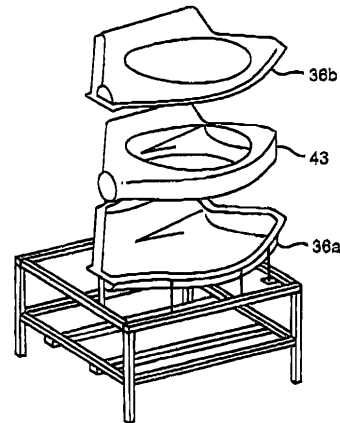
【図 3】



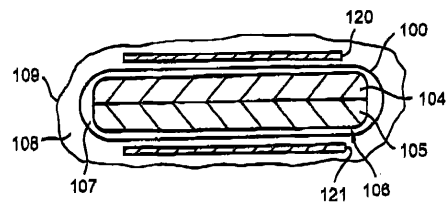
【図 4】



【図 5】



【図 13】



フロントページの続き

(72)発明者 ルック ムトン

フランス共和国, 1 3 5 1 0 エグイーユ, シュマン デ ゼル バス

審査官 杉山 悟史

(56)参考文献 米国特許第05498129(US, A)

米国特許第05251847(US, A)

欧州特許出願公開第01308265(EP, A1)

仏国特許出願公開第02556650(FR, A1)

特公平03-062598(JP, B2)

特許第3124905(JP, B2)

特許第3043594(JP, B2)

特許第3043593(JP, B2)

特許第3043592(JP, B2)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B 6 4 C 2 7 / 0 0

B 2 9 C 4 3 / 0 0

B 2 9 K 1 0 5 / 0 0

B 2 9 L 3 1 / 0 0