

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2005-291204

(P2005-291204A)

(43) 公開日 平成17年10月20日(2005.10.20)

(51) Int. Cl. ⁷	F I	テーマコード (参考)
FO1D 25/24	FO1D 25/24	T
FO1D 25/14	FO1D 25/14	
FO2C 7/00	FO2C 7/00	D

審査請求 未請求 請求項の数 12 O L 外国語出願 (全 22 頁)

(21) 出願番号	特願2005-87761 (P2005-87761)	(71) 出願人	500045316 スネクマ・モトウール
(22) 出願日	平成17年3月25日 (2005.3.25)		フランス国、75015・パリ、ブルーバール・ドユ・ジエネラル・マルシイアル・バラン、2
(31) 優先権主張番号	0403537	(74) 代理人	100062007 弁理士 川口 義雄
(32) 優先日	平成16年4月5日 (2004.4.5)	(74) 代理人	100114188 弁理士 小野 誠
(33) 優先権主張国	フランス (FR)	(74) 代理人	100103920 弁理士 大崎 勝真
		(74) 代理人	100124855 弁理士 坪倉 道明

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 耐熱性フックを有しかつ粉末冶金法によって得られるタービンケーシング

(57) 【要約】

【課題】 ファスナフックが、良好な機械的強度を呈しかつ加熱によく耐える簡単な構造の組み立て手段によって前記ジャケットに固定される、改善されたタービンステータケーシングを提供する。

【解決手段】 ジャケットと、タービンディストリビュータノズルを締め付けるためのファスナフック 3 a、3 b とを備え、フックは、ジャケットの内側面から突出している、タービンステータケーシングであって、ジャケットは、金属粉末 5 を用いる熱間等方圧圧縮によって第 1 の合金で作られ、ファスナフック 3 a、3 b は、第 1 の合金よりも耐熱性のある第 2 の合金から作られ、かつ熱間等方圧圧縮の間に拡散溶接によってジャケットに固着される。ケーシングは、また、ファスナフック 3 a、3 b を通過しかつジャケットを通るインサート 2 0 を備えている。

【選択図】 図 1

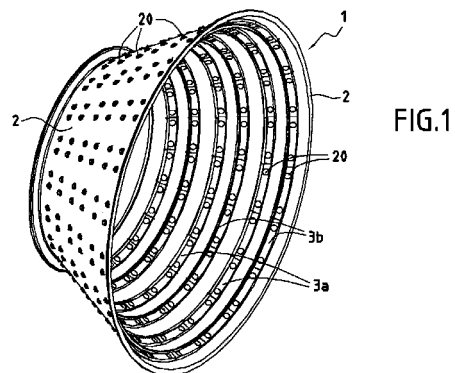


FIG.1

【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ジャケット(2)と、タービンディストリビュータノズルを締め付けるためのファスナフック(3a、3b)とを備え、ファスナフックが、ジャケット(2)の内側面から突出している、タービンステータケーシングであって、前記ジャケット(2)が、金属粉末(5)を用いる熱間等方圧圧縮によって第1の合金で作られ、前記ファスナフック(3a、3b)が、第1の合金よりも耐熱性のある第2の合金で作られ、かつ熱間等方圧圧縮の間に拡散溶接によって前記ジャケット(2)に固着されることを特徴とする、タービンステータケーシング。

【請求項 2】

ファスナフック(3a、3b)および前記ジャケット(2)を通過するインサート(20)をさらに含むことを特徴とする、請求項1に記載のタービンステータケーシング。

10

【請求項 3】

前記インサート(20)が、熱間等方圧圧縮の間に拡散溶接によって、前記ジャケット(2)に固着されることを特徴とする、請求項2に記載のタービンステータケーシング。

【請求項 4】

各インサートは、ファスナフック(3a、3b)の1つに対して当接する肩部(22)が形成される第1の端部を呈することを特徴とする、請求項2または3に記載のタービンステータケーシング。

【請求項 5】

各インサート(20)が、突出部を形成するように、ジャケット(2)の外側面から突出する第2の端部を呈することを特徴とする、請求項2から4のいずれか一項に記載のタービンステータケーシング。

20

【請求項 6】

ねじ山を切られた孔(27)が、前記インサート(20)に形成されかつその第2の端部によって開口していることを特徴とする、請求項5に記載のタービンステータケーシング。

【請求項 7】

各インサートが、前記ジャケット(2)の主要部に埋設された周縁溝(26)を呈することを特徴とする、請求項2から6のいずれか一項に記載のタービンステータケーシング。

30

【請求項 8】

前記第2の合金は、ニッケルおよび/またはコバルトを含むことを特徴とする、請求項1から7のいずれか一項に記載のタービンステータケーシング。

【請求項 9】

第1の合金で作られたジャケット(2)と、タービンディストリビュータノズルを締め付けるためのファスナフック(3a、3b)とを備え、フックが、前記ジャケット(2)の内側面から突出している、タービンステータケーシングを製造する方法であって、前記フック(3a、3b)が、第1の合金よりも耐熱性のある第2の合金で作られ、フック(3a、3b)が、鋳型の内部に配置され、鋳型は、第1の合金の金属粉末(5)が充填されるとともに、フック(3a、3b)が、前記粉末(5)に接触するような態様で配置され、前記ジャケット(2)が、前記金属粉末(5)の熱間等方圧圧縮によって成形され、フック(3a、3b)が、熱間等方圧圧縮の間に拡散溶接によってジャケット(2)に固着されることを特徴とする、方法。

40

【請求項 10】

前記フック(3a、3b)が、鋳物として作られることを特徴とする、請求項9に記載のタービンステータケーシングを製造する方法。

【請求項 11】

フック(3a、3b)は、フック(3a、3b)が熱間等方圧圧縮の間に適切に配置されることを保証するように、インサート(20)によって前記鋳型に締め付けられること

50

を特徴とする、請求項 9 または 10 に記載のタービンステータケーシングを製造する方法。

【請求項 12】

前記鑄型が、前記ジャケット(2)を成形した後に破壊されることを特徴とする、請求項 9 から 11 のいずれか一項に記載のタービンステータケーシングを製造する方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、タービンステータケーシングと、それを製造する方法に関する。より詳細には、本発明は、航空機ターボジェットにおけるタービンのためのステータケーシングに関する。

10

【背景技術】

【0002】

このようなケーシングは、概してフラストコニカル(frustoconical)形状のジャケットと、前記ジャケットに固定されかつその内側面から突出するファスナフックとを備えている。ファスナフックは、ステータブレードを支持しているリングまたはリングセグメントを支持するために使用され、それらはともに、一般にタービンのディストリビュータノズルと称されるアセンブリを形成している。ステータは、概して、複数のノズルを支持するためにジャケットの内側面に配分される、複数の一連のフックを備えている。これらのリングの間に、タービンロータの可動ブレードを支持するロータホイールが設置されている。ノズルとロータホイールによって構成される一対は、タービンの一つの段を構成する。

20

【0003】

航空機ターボジェットのタービンは、非常に高温でタービンを通過する燃焼ガスを有し、したがって特に困難な温度条件のもとで動作する。それゆえ、燃焼ガス流と接触するファスナフックは、より大きな加熱を受け、ジャケットは、いずれにせよ、その外側面において、概して、このジャケットに冷却空気を吹き付ける穿孔されたパイプのシステムである、一般に「シャワーカラー」と称される冷却システムによって冷却される。

【0004】

欧州特許出願公開第 1 2 8 8 4 4 4 号に示されるように、合金でそのようなファスナフックを作ることが知られており、合金は、高温によく耐え、かつジャケットの内側において前記フックの位置に応じて場合によっては異なってよい。より一般的な合金、フックの合金よりも耐熱性が低く、かつそれゆえ形成するのがより容易でかつより安価である合金で、ジャケットを作ること知られている。

30

【0005】

この知られている実施形態において、フックは、締まりばめによって、従来の溶接によって、またはボルト締めによって、ジャケットに固定される。それら種々の組み立て方法も、やはり欠点をもたらす。

【0006】

例えば、溶融による従来の溶接は、溶融領域における高温割れ、および溶接の間に熱的に影響を受けた領域における割れの発生を助長する。ボルト締めは、ケーシングの構造を複雑にし、かつケーシングを作る部品数を増大させる。そして、それらの組み立て手段には、疲労に対して一般的に満足すべき抵抗を示すものはない。

40

【特許文献 1】欧州特許出願公開第 1 2 8 8 4 4 4 号明細書

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0007】

本発明は、ジャケットが、特別な製造の方法を用いて作られ、ファスナフックが、良好な機械的強度を呈しかつ加熱によく耐える簡単な構造の組み立て手段によって前記ジャケットに固定される、改善されたタービンステータケーシングに関する。

50

【課題を解決するための手段】

【0008】

その最も一般的な形態においては、本発明は、ジャケットと、タービンディストリビュータノズルを締め付けるためのファスナフックとを備え、フックは、ジャケットの内側面から突出している、タービンステータケーシングであって、前記ジャケットは、金属粉末を用いる熱間等方圧圧縮によって第1の合金で作られ、前記ファスナフックは、第1の合金よりも耐熱性のある第2の合金で作られ、かつ熱間等方圧圧縮の間に拡散溶接によって前記ジャケットに固着されることを特徴とするケーシングを提供する。

【0009】

熱間等方圧圧縮 (Hot Isostatic Compression) (ここでは「HIC」と称される) によってケーシングジャケットを作るという事実が、以下においてより詳細に説明されているように、知られている製造技術の利点による恩恵を受けることを可能とさせることが、最初に分かる。

【0010】

本発明の他の利点は、拡散溶接によってファスナフックをジャケットに固定するために、HICを実施するためのサイクルの利点が採用され、それゆえケーシングの製造の間の時間を節約するという事実にある。拡散溶接技術は、それらが異なる組成を有する合金からなっているが、それにもかかわらず拡散の観点から相容性があるときに、2つの部品がともに組み立てられることを可能とする知られている技術である。

【0011】

したがって、本発明においては、フックは、例えば、少なくとも900の温度に耐えることができるように、第1の合金よりも耐熱性のある第2の合金で作られているのに対して、ジャケットは、約750までの温度にのみ耐えることができる。当然、ジャケットの内側のフックの位置、およびそれらが受けるであろう温度に応じて、より大きなまたはより小さな範囲の耐熱性を有する、異なるタイプの第2の合金を使用することが可能である。あるタイプのターボジェットについて、タービンのいくつかの段階における温度が、1050にあるいは1100にまでも達し得ることが知られている。

【0012】

都合の良いことに、フックは、ニッケルおよび/またはコバルトを含有する鑄造合金で作られており、等軸単結晶 (equiaxial monocrystalline) の鑄造法によって、あるいは方向付けされた凝固 (directed solidification) による鑄造によって作られることもできる。一般的に、タービンブレードを作るために使用される合金に類似した合金のフックを作ることが決定され得る。

【0013】

ジャケットは、商標Waspaloy (登録商標) のもとで販売される合金、または商標Inconel 718 (登録商標) のもとで知られる合金のような、航空機に通常使用される合金または超合金で作られる。このことは、損傷をこうむった後に、溶接、アセンブリ、または再充填 (re-filling) などの従来 of 修繕技術を用いて、そのようなジャケットを修繕するのを容易にする。例えば、製造または取り扱いの間の衝撃の結果として、ジャケットに対する損傷が生じるかもしれない。

【0014】

要約すれば、ジャケットおよびフックについての使用における要求が異なっているから、異なる第1および第2の合金を使用することは有利である。フックは、非常に高い温度に耐えるために、上述の全てにおいて、良好な能力を呈していなければならないのに対して、ジャケットは、そのような良好な抵抗を呈する必要はないが、容易に修繕できなければならない。さらにまた、フックは、高い温度によく耐えるから、冷却空気ですれらフックを冷却する必要はない。

【0015】

本発明の特別な実施形態においては、ケーシングは、ファスナフックおよび前記ジャケットを通過するインサートを含んでいる。都合の良いことに、インサートも、熱間等方圧

10

20

30

40

50

圧縮の間に拡散溶接によって前記ジャケットに固定される。

【0016】

たとえ、それらが、ケーシングの構造を若干複雑にしたとしても、このようなインサートは、いくつかの利点をもたらす。最初に、それらインサートは、HICサイクルの間にフックが適切に配置されることを保証するように、ケーシングの製造の間に、フックをジャケットが形成される鑄型の一部に固定することを可能とする。その後は、インサートは、突出部を形成するように、ジャケットの外側面から突出することができる。これらの突出部は、次に要素、例えば冷却システムの要素を、ケーシングの外側に固定するために有用であり得る。各インサートに、突出部に開口するねじ山が切られた孔を設け、かつその孔に、ケーシングの外側の要素に固着されたネジが形成されたシャンクを、ネジ留めすることさえも可能である。

10

【0017】

本発明は、第1の合金で作られたジャケットと、タービンディストリビュータノズルを締め付けるためのファスナフックとを備え、フックは、前記ジャケットの内側面から突出している、タービンステータケーシングを製造する方法であって、前記フックは、第1の合金よりも耐熱性のある第2の合金で作られ、フックは、鑄型の内部に配置され、鑄型は、第1の合金の金属粉末が充填されるとともに、フックは、前記粉末に接触するような態様で配置され、そして前記ジャケットが、前記金属粉末の熱間等方圧圧縮によって成形され、フックは、熱間等方圧圧縮の間に拡散溶接によってジャケットに固着されることを特徴とする方法をさらに提供する。

20

【0018】

本発明のケーシングおよびケーシングを製造する方法の利点は、以下における本発明の特定の実施形態の詳細な説明を読めば、よりよく理解されるであろう。

【発明を実施するための最良の形態】

【0019】

図1、図3、および図4を参照すると、図示されたケーシング1の例は、ジャケット2に固定された2つのタイプのフック、すなわちフラットフック3aおよびリップフック3bを有する、概してフラストコニカル形状のジャケット2を備えている。同一のタイプのフックは、湾曲されたセグメントの形状をなし、かつそれらフックは、ジャケット2の内側面にフックのリングを形成するように、端と端とをつなげて配置されている。

30

【0020】

図1に示された例においては、ケーシング1は、フラットフック3aの3つのリングおよびリップフック3bの3つのリングを有しており、これら異なるタイプのリングは、交互配置されている。

【0021】

図4に示されるように、フック3aおよび3bは、ステータブレード9を支持するリングまたはリングセグメントから構成されるタービンディストリビュータノズル6を支持するのに役立っている。これらのステータブレード9は、それらの根元部(root)を介して、ノズル6の外側リング10に結合されている。外側リング10は、その前側および後側に、外側リング10がファスナフック3aおよび3bによって保持されるように、それぞれジャケット2のファスナフック3aおよび3bと協働するのに適するフック11およびフック12が設けられている。

40

【0022】

ケーシング1の構造が十分に理解され、次に、図2を参照して与えられる、ケーシングを製造する方法の説明に移る。この図は、熱間等方圧圧縮、すなわち圧力の印加に関連する特定の加熱サイクルに供されるために、第1の合金の金属粉末5がその中に注入される鑄型を作るために使用される金型(tooling)を示している。

【0023】

実際には、鑄型は、複数の内側金型部品O1、O2、O3、および外側金型部品E1およびE2から作られる。

50

【0024】

これらの金型部品の設計は、高度に精密であり、特に、ジャケット2が形成されるHICの間における局所収縮のモデルを含む、コンピュータ支援設計(CAD)を使用する。この特別な技術は、Isoprec(登録商標)方法の名前のもとに知られており、直接的な設計寸法で、ケーシングジャケットを得ることを可能にし、それによって後続の機械加工の必要性を低減する。

【0025】

図2に示されるように、実質的に円筒状のインサート20は、HICの間に適正な位置にフック3aまたは3bを保持するために使用される。説明された例においては、円環状に対称であるそのようなインサート20は、フック3aまたは3bに形成された円形開口部23を通過するための円筒状本体24を備え、かつ第1の端部に、フック3aまたは3bに対する当接部となるように、開口部23の直径よりも大きい直径を有する円環状肩部22を備えている。例においては、本体24の直径は、開口部23のそれよりも非常にわずかに小さく、インサートとフック3aまたは3bとの間の間隔が、フックの係合が外れることなく、かつインサート20の固定位置に残ることを確実にするためにさらに小さい。開口部23に圧入として取り付けられるべくインサート20を設けることも可能である。

10

【0026】

第1の端部から遠く、従って外側を向いたインサート20の第2の端部は、外側金型E1にこの目的のために設けられたハウジング29に受け入れられるのに適している。孔は、この金型E1を貫通し、一端においてその外側表面に、かつその他端においてハウジング29内に開口している。ねじ山が切られた他の孔27は、インサート20内に形成され、その第2の端部において開口している。これらの孔27および29は、ネジ28が貫通するのを可能にする。ネジ28が、ねじ切りされた孔27内に締め付けられたとき、インサート20の第2の端部は、ハウジング29の端部に対して当接し、フック3aまたは3bが固定位置に保持される。この位置は、フックの外側面30が、内側金型O1、O2、およびO3の外側面Sと揃うような位置である。したがって外側面Sは、外側金型E1およびE2の内側面S'およびフック3aおよび3bの外側面30と協働し、金属粉末5が内部に注入される鑄型の壁部を形成する。それゆえ、フック3aおよび3bの外側面30は、HICによって圧縮されるときに粉末5と接触する。

20

【0027】

実際のHICを行うために、金型、フック、インサート、ネジ、および粉末によって構成されるアセンブリは、高圧および高温、例えば1000バールの圧力および温度1200のオートクレーブ内に配置される。アセンブリは、それから、温度および圧力の作用のもとで圧縮され、そして金属粉末は、ジャケット2を形成するために高密度化される。さらに、ジャケット2ならびにフック3aおよび3bは、それらがともに拡散溶接によって溶接されることを可能とするように、相容性の組成を有する合金から作られるように選択される。従来やり方においては、拡散溶接は、制御された時間の長さについて所定の圧力および温度のもとで、部品、この場合においては、ジャケット2ならびにフック3aおよび3bを、接触状態に維持する方法である。この場合において、適切な温度および圧力条件が、HICサイクルの間に到達される。部品の表面において作られる塑性変形は、接触が密であることを確実にし、かつ要素が、相容性のある合金からなるなら、部品間において移動するすなわち拡散することを確実にする。

30

40

【0028】

拡散溶接方法は、フック3aおよび3bの外側面30が適切に調整されることが必要であることが、観察されるはずである。

【0029】

都合の良いことに、第1の合金よりもより耐熱性があり、かつ拡散の観点から第1の合金と相容性がある、第2の合金と同一または類似している第3の合金で作られるインサート20が使用される。

【0030】

50

したがって、フック 3 a および 3 b と同様に、インサート 2 0 は、H I C サイクルの間に拡散溶接によってジャケット 2 に接合される。

【 0 0 3 1 】

図示される例においては、本体 2 4 およびインサート 2 0 にも周囲溝 2 6 が存在する。この溝 2 6 は、環状であり、本体 2 4 が金属粉末 5 と接触する領域に形成される。それゆえ、粉末 5 は、製造の間にジャケット 2 の主要部の中に埋設される溝 2 6 の内側に浸透する。任意の溝 2 6 は、それゆえ、インサート 2 0 とジャケット 2 との間の締め付けを改善する。

【 0 0 3 2 】

一旦ジャケット 2 が成形されると、例えば軟鋼からなる鋳型については、酸、例えば硝酸の中で溶解されることによって、鋳型は破壊され、その後にネジ 2 8 はゆるめられる。

【 0 0 3 3 】

その後、ケーシングは、航空機ターボジェットの内側に取り付けられる。自由なねじが切られた孔 2 7 は、次に対応するネジ付きタンクに嵌合され、それゆえ冷却するためにケーシング 1 に冷気が吹き付けられることを可能とする、穿孔されたパイプを締め付けるために使用され得る。

【 図面の簡単な説明 】

【 0 0 3 4 】

【 図 1 】 本発明のタービンステータケーシングの一例の斜視図である。

【 図 2 】 図 1 のケーシングのジャケットを成形するために使用される鋳型の一部を通る軸方向断面図である。

【 図 3 】 図 1 のケーシングの一部を通る軸方向断面図である。

【 図 4 】 ケーシングに取り付けられたステータブレードを支持するリングを有して、図 3 に示されるケーシングの一部を通る軸方向断面図である。

【 符号の説明 】

【 0 0 3 5 】

- 1 ケーシング
- 2 ジャケット
- 3 a、3 b フック
- 5 金属粉末
- 6 ディストリビュータノズル
- 9 ステータブレード
- 1 0 外側リング
- 1 1、1 2 フック
- 2 0 インサート
- 2 3 開口部
- 2 4 円筒状本体
- 2 6 周囲溝
- 2 7 孔
- 2 8 ネジ
- 2 9 ハウジング
- 3 0 フック外側面
- O 1、O 2、O 3、E 1、E 2 金型部品

10

20

30

40

【 図 1 】

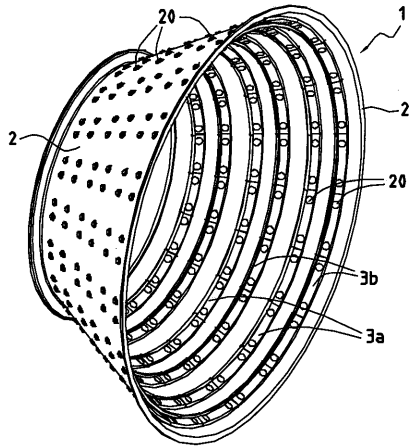


FIG.1

【 図 3 】

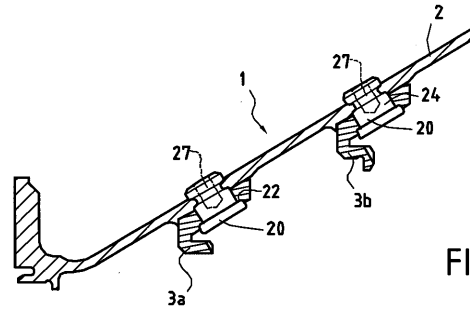
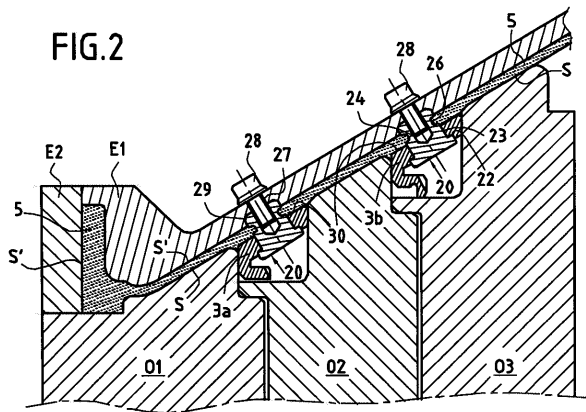


FIG.3

【 図 2 】

FIG.2



【 図 4 】

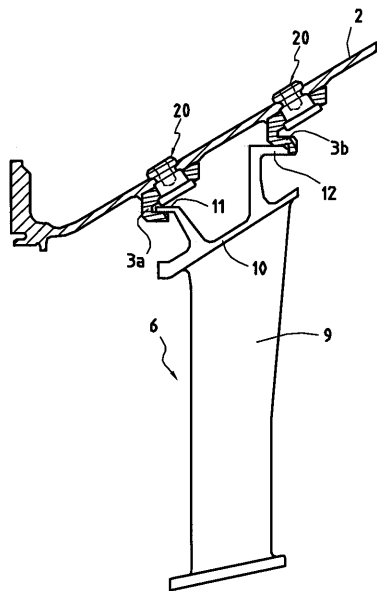


FIG.4

フロントページの続き

- (72)発明者 セバスチャン・アラン・アンブール
フランス国、9 1 3 3 0・イエール、アブニユ・ドユ・ジエネラル・ルクレール、1
- (72)発明者 クロード・マルセル・モン
フランス国、7 7 1 7 6・サビニー・ル・タンブル、ロン・ポワン・ドウ・ラ・コレーズ、1
- (72)発明者 フィリップ・ジャン・ピエール・パピオン
フランス国、7 7 0 0 0・ボー・ル・プニル、アレ・デ・プラン・バルドン、4 2
- (72)発明者 ジャン・リュック・スピゾン
フランス国、7 7 0 0 0・ボー・ル・プニル、リュ・ドウ・ラ・フロット・1 7 1

【外国語明細書】

Specification

Title of Invention

TURBINE CASING HAVING REFRACTORY HOOKS AND OBTAINED BY A POWDER METALLURGY METHOD

The invention relates to a turbine stator casing and to a method of manufacturing it. More particularly, the invention relates to a stator casing for a turbine in an airplane turbojet.

Such a casing comprises a jacket of generally frustoconical shape and fastener hooks secured to said jacket and projecting from its inside face. The fastener hooks are used for supporting rings or ring segments carrying stator blades, which together form an assembly commonly referred to as the distributor nozzle of the turbine. A stator generally comprises a plurality of series of hooks to support a plurality of nozzles, and distributed on the inside face of the jacket. Between these rings, there are located the rotor wheels carrying the moving blades of the turbine rotor. A pair constituted by a nozzle and a rotor wheel constitutes one stage of the turbine.

The turbine of an airplane turbojet has combustion gas that is very hot passing therethrough and therefore operates under temperature conditions that are particularly difficult. Thus, the fastener hooks which are in contact with the combustion gas stream are subjected to much greater heating is the jacket which, in any event, is cooled on its outside face by a cooling system, generally a system of perforated pipes, commonly referred to as "shower collars", blowing cool air onto said jacket.

As shown in European patent application EP 1 288 444, it is known to make such fastener hooks out of an alloy that is good at withstanding high temperatures and that might possibly differ depending on the locations of said hooks inside the jacket; it is also known to make the jacket out of a more ordinary alloy, an

alloy that is less refractory than that of the hooks, and that is therefore easier and less expensive to form.

In that known embodiment, the hooks are fastened to the jacket by an interference fit, by conventional welding, or by bolting. Those various assembly methods nevertheless present drawbacks.

For example, conventional welding with melting encourages hot cracking in the melt zone and the appearance of cracks in the zone that is thermally affected during welding. Bolting complicates the structure of the casing and increases the number of parts making it up. And none of those assembly means generally presents satisfactory resistance to fatigue.

The invention relates to an improved turbine stator casing in which the jacket is made using a particular method of manufacture, the fastener hooks being secured to said jacket by assembly means of simple structure presenting good mechanical strength and withstanding heating well.

In its most general form, the invention provides a turbine stator casing comprising a jacket and fastener hooks for fastening a turbine distributor nozzle, the hooks projecting from the inside face of the jacket, the casing being characterized in that said jacket is made of a first alloy by hot isostatic compression, using metal powder, said fastener hooks being made of a second alloy that is more refractory than the first, and being secured to said jacket by diffusion welding during the hot isostatic compression.

It should first be observed that the fact of making the casing jacket by hot isostatic compression (referred to herein as HIC) makes it possible to benefit from the advantages of that known manufacturing technique, as described in greater detail below.

Another advantage of the invention lies in the fact that advantage is taken of the cycle for implementing HIC to secure the fastener hooks to the jacket by diffusion

welding, thus saving time during manufacture of the casing. The diffusion welding technique is a known technique that enables two parts to be assembled together when they are made of alloys having different compositions but that are nevertheless compatible from the point of view of diffusion.

Thus, in the invention, the hooks are made of a second alloy that is more refractory than the first, such that the hooks can withstand temperatures of not less than 900°C, for example, whereas the jacket can withstand temperatures only up to about 750°C. Naturally, it is possible to use different types of second alloy, that are refractory to a greater or lesser extent, depending on the positions of the hooks inside the jacket and on the temperatures to which they will be subjected. It is known that for certain types of turbojet, the temperature in some stages of the turbine can reach 1050°C or even 1100°C.

Advantageously, the hooks are made of a casting alloy containing nickel and/or cobalt, and they can be made by an equiaxial monocrystalline casting method or by casting with directed solidification. As a general rule, it can be decided to make the hooks out of alloys analogous to those used for making turbine blades.

The jacket is made out of alloys or super-alloys that are commonly used in aviation, such as the alloy sold under the trademark Waspaloy® or the alloy known under the trademark Inconel 718®. This makes it easy to repair such a jacket, after it has suffered damage, using conventional repair techniques such as welding, assembly, or re-filling. Damage to the jacket may arise, for example, as a result of impact during manufacture or handling.

To sum up, it is advantageous to use first and second alloys that are different since the requirements in use for the jacket and the hooks are different. The hooks must above all present good ability to withstand

very high temperatures, whereas the jacket does not need to present such good resistance, but must be capable of being repaired easily. Furthermore, since the hooks withstand high temperatures well, there is no need to cool them with cooling air.

In a particular embodiment of the invention, the casing includes inserts passing through the fastener hooks and said jacket. Advantageously, the inserts are also secured to said jacket by diffusion welding during the hot isostatic compression.

Even if they complicate the structure of the casing slightly, such inserts present several advantages. Firstly they make it possible during manufacture of the casing to secure the hooks to a portion of the mold in which the jacket is formed so as to guarantee that the hooks are properly positioned during the HIC cycle. Thereafter, the inserts can project from the outside face of the jacket so as to form projections. These projections can then be useful for fastening an element on the outside of the casing, for example an element of the cooling system. It is even possible to provide in each insert a tapped bore opening out in the projection and into which it is possible to screw a threaded shank secured to an outside element of the casing.

The invention also provides a method of manufacturing a turbine stator casing comprising a jacket made of a first alloy and fastener hooks for fastening a turbine distributor nozzle, the hooks projecting from the inside face of said jacket, the method being characterized in that said hooks are made of a second alloy that is more refractory than the first, the hooks are placed inside a mold, the mold is filled with a metal powder of the first alloy, while the hooks are disposed in such a manner as to be in contact with said powder, and said jacket is molded by hot isostatic compression of said metal powder, the hooks being bonded to the jacket

by diffusion welding during the hot isostatic compression.

The advantages of the casing of the invention and of the method of manufacturing the casing will be better understood on reading the following detailed description of a particular embodiment of the invention.

With reference to Figures 1, 3, and 4, the example of a casing 1 shown comprises a jacket 2 of generally frustoconical shape having two types of hook fitted thereto: flat hooks 3a and lip hooks 3b. Hooks of the same type are in the form of curved segments and they are placed end-to-end so as to form rings of hooks on the inside face of the jacket 2.

In the example shown in Figure 1, the casing 1 has three rings of flat hooks 3a and three rings of lip hooks 3b, these rings of different types being interleaved.

As shown in Figure 4, the hooks 3a and 3b serve to support a turbine distributor nozzle 6 made up of a ring or of ring segments carrying stator blades 9. These stator blades 9 are connected via their roots to the outer ring 10 of the nozzle 6. The outer ring 10 is provided on its front and rear sides with hooks 11 and 12 suitable for co-operating respectively with the fastener hooks 3a and 3b of the jacket 2 so that the outer ring 10 is held by the fastener hooks 3a, 3b.

Now that the structure of the casing 1 is well understood, there follows a description of the method of

manufacturing it, given with reference to Figure 2. This figure shows the tooling used for making the mold into which a metal powder 5 of a first alloy is injected in order to be subjected to hot isostatic compression, i.e. to a particular heating cycle associated with the application of pressure.

In practice, the mold is made up of a plurality of inside tooling parts O1, O2, O3 and of outside tooling parts E1 and E2.

The design of these tooling parts is highly rigorous and makes use of computer-assisted design (CAD) including, in particular, a model of local shrinkage during the HIC of the jacket 2 being formed. This particular technique, known under the name of the method Isoprec® (registered trademark) makes it possible to obtain a casing jacket that is directly of design dimensions, thereby reducing the need for subsequent machining.

As shown in Figure 2, a substantially cylindrical insert 20 is used for holding the hooks 3a or 3b in position during HIC. Such an insert 20, which in the example described is circularly symmetrical, comprises a cylindrical body 24 for passing through a circular opening 23 formed in a hook 3a or 3b, and at a first end a circular shoulder 22 of diameter greater than that of the opening 23 so as to come into abutment against the hook 3a or 3b. In the example, the diameter of the body 24 is very slightly smaller than that of the opening 23 so that the clearance between the insert and the hook 3a or 3b is smaller to ensure that the hook does not become disengaged and remains in a stationary position on the insert 20. It is also possible to provide for the insert 20 to be mounted as a forced fit in the opening 23.

The second end of the insert 20, remote from the first, and thus pointing outwards, is suitable for being received in a housing 29 provided for this purpose in the outer tooling E1. A bore passes through this tooling E1

and opens out at one end to its outside surface and at its other end into the housing 29. Another bore 27, this bore being tapped, is formed in the insert 20 and opens out in its second end. These bores 27 and 29 enable a screw 28 to be passed through. When the screw 28 is tightened into the threaded bore 27, the second end of the insert 20 comes into abutment against the end of the housing 29, and the hook 3a or 3b is held in a fixed position. This position is such that the outside face 30 of the hook is in line with the outside surfaces S of the inside tooling O1, O2, and O3. The surfaces S thus cooperate with the inside surfaces S' of the outside tooling E1 and E2 and with the outside faces 30 of the hooks 3a and 3b to form the walls of the mold into which the metal powder 5 is to be injected. Thus, the outside faces 30 of the hooks 3a and 3b are in contact with the powder 5 when it is compressed by HIC.

In order to perform practical HIC, the assembly constituted by the tooling, the hooks, the inserts, the screws, and the powder is put into an autoclave at high pressure and high temperature, for example a pressure of 1000 bars and a temperature 1200°C. The assembly then becomes compressed under the effect of the temperature and the pressure, and the metal powder becomes densified in order to form the jacket 2. Furthermore, the jacket 2 and the hooks 3a and 3b are selected to be made out of alloys having compositions that are compatible so as to enable them to become welded together by diffusion welding. In conventional manner, diffusion welding is a method that consists in maintaining parts in contact, in this case the jacket 2 and the hooks 3a and 3b, under given pressure and temperature for a controlled length of time. In this case, the proper temperature and pressure conditions are reached during the HIC cycle. The plastic deformation created at the surfaces of the parts ensures that contact is intimate and also ensures that elements

migrate or diffuse between the parts, providing they are made out of alloys that are compatible.

It should be observed that the diffusion welding method requires the outside faces 30 of the hooks 3a and 3b to be properly prepared.

Advantageously, the inserts 20 that are used are made of a third alloy that is identical or analogous to the second alloy in that it is more refractory than the first alloy and it is compatible with the first alloy from the diffusion point of view.

Thus, like the hooks 3a and 3b, the inserts 20 are bonded to the jacket 2 by diffusion welding during the HIC cycle.

In the example shown, the body 24 and the insert 20 also present a peripheral groove 26. This groove 26 is annular and formed in the zone where the body 24 comes into contact with the metal powder 5. Thus, the powder 5 penetrates into the inside of the groove 26 which is embedded in the mass of the jacket 2 during manufacture. The optional groove 26 thus improves fastening between the insert 20 and the jacket 2.

Once the jacket 2 has been molded, the mold is destroyed, e.g. for a mold made of mild steel by being dissolved in acid, e.g. nitric acid, after which the screws 28 are undone.

Thereafter, the casing is mounted inside an airplane turbojet. The now-free tapped bores 27 can then be used for fastening perforated pipes fitted with corresponding threaded tanks, thus enabling cold air to be blown onto the casing 1 in order to cool it.

Brief Description of Drawings

- Figure 1 is a perspective view of an example of a turbine stator casing of the invention.

- Figure 2 is an axial section through a portion of the mold used for molding the jacket of the Figure 1 casing.

- Figure 3 is an axial section through a portion of the Figure 1 casing.

- Figure 4 is an axial section through the portion of the casing shown in Figure 3, with ring carrying stator blades mounted thereon.

Claims

1. A turbine stator casing comprising a jacket (2) and fastener hooks (3a, 3b) for fastening a turbine distributor nozzle, the hooks projecting from the inside face of the jacket (2), the casing being characterized in that said jacket (2) is made of a first alloy by hot isostatic compression, using metal powder (5), said fastener hooks (3a, 3b) being made of a second alloy that is more refractory than the first, and being secured to said jacket (2) by diffusion welding during the hot isostatic compression.

2. A turbine stator casing according to claim 1, characterized in that it further include inserts (20) passing through the fastener hooks (3a, 3b) and said jacket (2).

3. A turbine stator casing according to claim 2, characterized in that said inserts (20) are secured to said jacket (2) by diffusion welding during the hot isostatic compression.

4. A turbine stator casing according to claim 2 or claim 3, characterized in that each insert presents a first end on which a shoulder (22) is formed that comes into abutment against one of the fastener hooks (3a, 3b).

5. A turbine stator casing according to any one of claims 2 to 4, characterized in that each insert (20) presents a second end that projects from the outside face of the jacket (2) so as to form a projection.

6. A turbine stator casing according to claim 5, characterized in that a tapped bore (27) is formed in said insert (20) and opens out through its second end.

7. A turbine stator casing according to any one of claims 2 to 6, characterized in that each insert presents a peripheral groove (26) embedded in the mass of said jacket (2).

8. A turbine stator casing according to any one of claims 1 to 7, characterized in that said second alloy contains nickel and/or cobalt.

9. A method of manufacturing a turbine stator casing comprising a jacket (2) made of a first alloy and fastener hooks (3a, 3b) for fastening a turbine distributor nozzle, the hooks projecting from the inside face of said jacket (2), the method being characterized in that said hooks (3a, 3b) are made of a second alloy that is more refractory than the first, the hooks (3a, 3b) are placed inside a mold, the mold is filled with a metal powder (5) of the first alloy, while the hooks (3a, 3b) are disposed in such a manner as to be in contact with said powder (5), and said jacket (2) is molded by hot isostatic compression of said metal powder (5), the hooks (3a, 3b) being bonded to the jacket (2) by diffusion welding during the hot isostatic compression.

10. A method of manufacturing a turbine stator casing according to claim 9, characterized in that said hooks (3a, 3b) are made as castings.

11. A method of manufacturing a turbine stator casing according to claim 9 or claim 10, characterized in that the hooks (3a, 3b) are fastened to said mold by inserts (20) to guarantee that the hooks (3a, 3b) are properly positioned during hot isostatic compression.

12. A method of manufacturing a turbine stator casing according to any one of claims 9 to 11, characterized in that said mold is destroyed after molding said jacket (2).

1. Abstract

A turbine stator casing comprising a jacket and fastener hooks (3a, 3b) for fastening a turbine distributor nozzle, the hooks projecting from the inside face of the jacket, said jacket being made of a first alloy by hot isostatic compression using metal powder (5), said fastener hooks (3a, 3b) being made out of a second alloy that is more refractory than the first, and being secured to said jacket by diffusion welding during the hot isostatic compression. The casing also comprises inserts (20) passing through the fastener hooks (3a, 3b) and through said jacket. These inserts (20), which are likewise secured to the jacket by diffusion welding, serve during manufacture of the casing to fasten the hooks to a mold portion (E1) inside which the jacket is formed. The invention is applicable to the turbines of airplane turbojets.

2. Representative Drawing

Fig. 1

