

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第5587287号
(P5587287)

(45) 発行日 平成26年9月10日 (2014. 9. 10)

(24) 登録日 平成26年8月1日 (2014. 8. 1)

(51) Int. Cl.

F I

B 2 3 P 15/02 (2006. 01)

B 2 3 P 15/02

B 2 3 C 3/18 (2006. 01)

B 2 3 C 3/18

B 2 4 C 5/00 (2006. 01)

B 2 4 C 5/00

F 0 4 D 29/32 (2006. 01)

F 0 4 D 29/32

K

F 0 2 C 7/00 (2006. 01)

F 0 2 C 7/00

D

請求項の数 8 (全 9 頁)

(21) 出願番号 特願2011-501212 (P2011-501212)
 (86) (22) 出願日 平成21年3月25日 (2009. 3. 25)
 (65) 公表番号 特表2011-518049 (P2011-518049A)
 (43) 公表日 平成23年6月23日 (2011. 6. 23)
 (86) 国際出願番号 PCT/EP2009/053485
 (87) 国際公開番号 W02009/121767
 (87) 国際公開日 平成21年10月8日 (2009. 10. 8)
 審査請求日 平成24年3月5日 (2012. 3. 5)
 (31) 優先権主張番号 0852076
 (32) 優先日 平成20年3月31日 (2008. 3. 31)
 (33) 優先権主張国 フランス (FR)

前置審査

(73) 特許権者 509081621
 スネクマ
 フランス・F-75015・パリ・ブルヴ
 ザール・デュ・ジェネラル・マルシアル・
 バラン・2
 (74) 代理人 100108453
 弁理士 村山 靖彦
 (74) 代理人 100064908
 弁理士 志賀 正武
 (74) 代理人 100089037
 弁理士 渡邊 隆
 (74) 代理人 100110364
 弁理士 実広 信哉

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 研磨ウォータジェット切削により、一体形ブレードを有しているディスクを製造する方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

1 0 0 mmより大きいかまたはそれに等しい厚さ (e) を有する一体成形プリスク (1) を製造する方法であって、

ディスク (4) から放射状に外側に延在するブレードプリフォーム (1 0 2) を作るように研磨ウォータジェットを使用して材料ブロック (1 0 0) を全厚に亘って切削するステップと、

ブレードプリフォーム (1 0 2) をフライス加工するステップと

を含む、方法において、

前記研磨ウォータジェット切削ステップを、

(a) 前記ディスク (4) から径方向に沿って捻じれているかまたは螺旋形状を有する第 1 の材料片を除去する第 1 の切削作業工程と、

(b) 前記第 1 の切削作業工程の後に、径方向に沿って捻じれているかまたは螺旋形状を有し、前記第 1 の材料片より小さい第 2 の材料を除去する第 2 の切削作業工程と、により実施する、方法。

【請求項 2】

前記研磨ウォータジェット切削ステップは、前記材料ブロック (1 0 0) の少なくとも 5 0 重量%を除去することからなる、請求項 1 に記載の方法。

【請求項 3】

前記ブレードプリフォーム (1 0 2) にフライス加工を施す前記ステップは、翼形ブレ

10

20

ードブランク(202)を得るように実施され、このステップの後に、最終的な外形になったブレード(2)を得るために、ブレードブランク(202)に仕上げを施すフライス加工ステップが続く、請求項1または請求項2に記載の方法。

【請求項4】

前記一体成形ブリスクの直径が、800mmより大きいかまたはそれに等しい、請求項1から3のいずれか一項に記載の方法。

【請求項5】

前記一体成形ブリスクの前記ブレード(2)は捻じれている、請求項1から4のいずれか一項に記載の方法。

【請求項6】

使用される前記材料ブロック(100)は、チタンまたはチタン合金製である、請求項1から5のいずれか一項に記載の方法。

【請求項7】

前記一体成形ブリスクは、航空機タービンエンジン用の一体成形ブリスクである、請求項1から6のいずれか一項に記載の方法。

【請求項8】

前記一体成形ブリスクは、航空機タービンエンジンのタービンロータまたは圧縮機ロータ用の一体成形ブリスクである、請求項1から7のいずれか一項に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、全般的に、好ましくは航空機タービンエンジンのための一体成形(single-piece)ブレード付きディスクの製造に関する。

【背景技術】

【0002】

ブリスクとも呼ばれる、一体成形ブレードを有しているディスクは、通常、大抵はチタン製の材料ブロックにフライス加工を施すことにより作製される。

【0003】

それでもなお、本方法は、良く制御されてはいるが、主に大量の材料、すなわち最初の材料ブロックの最大75重量%またはそれ以上が除去されることにより製造時間が非常に長い点で、十分に最適であるとは考えられない。

【0004】

製造コストもまた、第1に、操作者がフライス盤の所に長時間いることを必要とし、第2に、機器および特に比較的高価なフライス盤ヘッドを急速に磨耗させるその長い製造時間により、不利になる可能性がある。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0005】

したがって、本発明の目的は、先行技術による実施形態の前述の欠点を、少なくとも部分的に改善することである。

【課題を解決するための手段】

【0006】

このことを達成するために、本発明は、以下の

-ディスクから放射状に外側に延在するブレードプリフォームを作るように研磨ウォータージェットを使用して材料ブロックを切削するステップと、

-ブレードプリフォームをフライス加工するステップとを含む、一体成形ブリスクを製造する方法に関する。

【0007】

したがって、本発明の原理は、ブロックに1つまたはいくつかのフライス加工ステップが実施される前に、研磨ウォータージェットを使用して材料ブロックを切削する予備ステッ

10

20

30

40

50

プを用いることに基づいている。

【0008】

研磨ウォータジェット切削技術が比較的短時間で大量の材料を除去することができることを考えると、このことにより、固体ブロックにフライス加工を施すことだけにに基づく方法と比較して、製造時間および製造コストが著しく減少する。例えば、先行技術を使用する機械加工では310時間を必要としたであろう、ブリスクを得るのに必要な時間は、僅か約140時間まで減少し、その上、研磨ウォータジェットでの切削は非常に僅かな時間である。

【0009】

フライス加工時間の短縮は、操作者らがいくつかのフライス盤を操作することができるようにかつ/または研磨ウォータジェットでの切削に使用される機器を制御することもできるようになるように、フライス盤に従事する操作者らにより実施されるべき作業を大幅に減少させることを意味する。

10

【0010】

最後に、フライス加工時間の短縮はまた、機器の磨耗、特にフライス盤ヘッドの磨耗を有利に大幅に低減し、このことにより、製造コストがさらに低減する。

【0011】

したがって、除去の大部分を研磨ウォータジェットで切削することにより迅速に実施することができるため、本方法を用いることは、最初のブロックの材料の75%またはそれ以上が除去される場合に特に適している。本方法を用いることは、前記研磨ウォータジェット切削ステップが、前記材料ブロックの少なくとも50重量%を除去することからなるようになされることが好ましい。換言すれば、研磨ウォータジェット切削ステップ時点のブロックの重量と、ブレードプリフォームが出現するこのステップの終了時点の同じブロックの重量との間の比は、2より大きいことが好ましい。

20

【0012】

この点において、研磨ウォータジェット切削ステップの後に、ブレードプリフォームにフライス加工を施すステップが続く、該フライス加工ステップは、翼形ブレードブランクを得るように実施されることが好ましく、このステップの後に、最終的な外形になったブレードを得るために、ブレードブランクに仕上げを施すフライス加工ステップが続くことが好ましいことに留意されたい。

30

【0013】

前記一体成形ブリスクの直径が、800mmより大きいまたはそれに等しいことが好ましい。ブレードの最小長は、150mmであることが好ましい。

【0014】

前記一体成形ブリスクの厚さが、100mmより大きいまたはそれに等しいことが好ましい。それに関わらず、該厚さは、研磨ウォータジェット切削技術によって達成されうる潜在的に高い性能により、160mm程度であるかまたはそれより大きい可能性がある。この厚さは、前縁と後縁との間の、各ブレードにより覆われた、ブリスクの軸線に沿った距離に略等しい。

【0015】

一体成形ブリスクのブレードは捻じれており、捻じれ角度は、最大45°またはそれよりさらに大きい角度まで変動することが好ましい。

40

【0016】

使用される前記材料ブロックは、チタンまたはチタン合金製であることが好ましい。

【0017】

前記一体成形ブリスクは、航空機タービンエンジン用の一体成形ブリスクであることが好ましい。

【0018】

前記一体成形ブリスクは、航空機タービンエンジンのタービンロータまたは圧縮機ロータ用の一体成形ブリスクであることがさらに好ましい。

50

【0019】

本発明の他の利点および特徴は、以下の詳細かつ非限定的な記載を読んだ後に、明らかになるであろう。

【0020】

本記載は、添付図面を参照して作成されている。

【図面の簡単な説明】

【0021】

【図1】本発明による製造方法を実施することにより得ることができるタービンエンジン用の一体成形ブリスクの斜視部分図である。

【図2a】好適な実施形態の形態の、その製造方法のあるステップにおける一体成形ブリスクを図示する図である。

10

【図2b】好適な実施形態の形態の、その製造方法のあるステップにおける一体成形ブリスクを図示する図である。

【図2c】好適な実施形態の形態の、その製造方法のあるステップにおける一体成形ブリスクを図示する図である。

【図2d】好適な実施形態の形態の、その製造方法のあるステップにおける一体成形ブリスクを図示する図である。

【発明を実施するための形態】

【0022】

最初に図1を参照すると、図は、本発明による製造方法を用いることにより得られる一体成形ブリスク1を示している。該一体成形ブリスクは、航空機タービンエンジン用の圧縮機ロータまたはタービンロータの一部を形成することを目的としていることが好ましい。

20

【0023】

本発明による製造方法を用いて得られる、本明細書において以後ブリスクと呼ばれる一体成形ブリスクは大きく、換言すれば、その直径は800mmより大きいまたはそれに等しく、そのブレード2の長さは少なくとも150mmであり、そのディスク4の厚さ《e》は130mmより大きいまたはそれに等しい。さらに、その中心軸線5を有するディスク4により支持されているブレードは、最大45°またはそれよりさらに大きい捻じり角度で強く捻じられている。参考として、従来の実践によれば、この角度は、翼根部6と特定のブレード2の翼端部8との間の架空の角度に等しい。

30

【0024】

ブリスク1を製造する方法の好適な実施形態が、ここで図2aから2dを参照して記載される。

【0025】

最初に、《一体成形ブランク》とも呼ばれるチタン合金製の材料ブロックにおいて、第1の施削ステップが実施され、このブロックを例えばその最終寸法の1mmの範囲内まで機械加工するために、予備機械加工されることが好ましい。

【0026】

次のステップは、ブレードプリフォームを形成するために、研磨ウォータジェットを使用して固体ブロックを切削することで構成されている。

40

【0027】

これは、非常に高い圧力(例えば3000バール)と非常に高精度のウォータジェット切削機(例えば6軸機)とを使用して実施される。その非常に高い水圧は、材料に対するその切削効果を最適化する研磨剤を運ぶ。そのウォータジェットは、ダイヤモンドまたはサファイアのノズルを使用して、既知の方法で作られ。また、砂などの研磨剤を加えるのに使用される混合室がある。集束銃が水と砂とを均質化し、切削されるゾーン上に砂を合わせる。

【0028】

この研磨ジェット切削技術は、大きな材料除去率と良好な再現性を可能にする。したが

50

って、該技術は、その軸線5に沿って材料ブロックの全厚《e》を貫通するブレード間の間隙を作り出すために、材料の除去に完全に適している。

【0029】

このことは、研磨ウォータージェット切削ステップ完了後の材料ブロック100の最上部を示す図2aに示されている。したがって、このブロックは、ディスク4から径方向に沿って、換言すれば中心軸線5に対して直角に延在しているブレードプリフォーム102を有する。一般に、外周に沿って隣接して連続するブレードプリフォーム102間のブレード間の間隙110を形成するために、切取りは、ブロック100の厚さの範囲内で行われる。

【0030】

この研磨ウォータージェット切削ステップは、ディスクから径方向に沿って捻じれているかまたは螺旋形状を有する第1の材料片を除去する第1の切削作業工程を行い、その後、やはり径方向に沿って捻じれているかまたは螺旋形状を有する第2のより小さい体積の材料を除去する第2の切削作業工程を行うことにより実施することができる。

【0031】

より正確には、図2bに含まれる図の左部分は、第1の切削作業工程がその軸線5に沿ってブロック100の厚さ全体の端から端まで延在している第1の材料片114を切り取ることを示す。このことは、ブロック100の径方向端部から始まり、ディスク4の所まで径方向内側に続き、次いで、このディスクを周方向に沿って辿った後、再び径方向外側に続いて、ブロック100の別の径方向端部に達する、図2aの底部に示されている全体的にU字形の線118に沿って集束銃116の軸を変位させることにより実施される。

【0032】

前述の線118に沿った経路の間に、銃116の軸は、好ましくは固定されたままである軸線5に対する適切な付加的な移動により移動し、この付加的な移動は、本質的に銃の軸が径方向を中心に枢動し、かつ径方向に沿って概して捻じれた形状を有する第1の断片114を形成することからなる。さらに一般的には、軸線5に対して銃116が辿る経路は、2つの同時回転により得られる所謂5軸経路であることに留意されたい。第1の断片114は、図2bの中央部分に示されている通り、操作者により手作業で除去されることが好ましい。径方向に垂直な典型的な部分を示すこの図上に見られる通り、断片114は、ブロックの厚さに沿った2つの対向側面が、この工程が完了すると得られる2つの隣接して連続するブレード2に非常に近接して通過する四辺形の形態である。

【0033】

前段に続いて、第1の断片114の各除去により、2つの隣接して連続するブレードプリフォーム102の表面が形成される。第1のステップでは、全ての第1の断片114を切り取ることが好ましく、その数は、ブリスに設けられるブレード数次第であり、これらの断片114は、次いで、第2の切削作業工程を開始する前に、手作業で除去される。

【0034】

この第2の作業工程は、ブレード部分は湾曲しているが研磨ウォータージェットが略直線でブロックを貫通するので、一度の切削で近づくのが難しい最終的なブレードの反転した曲面を有する捻じれた形状に、得られるブレードプリフォームの形状が可能な限り近くなるように実施される。

【0035】

第2の切削作業工程が、ブロック100の厚さの一部の上のみに、換言すれば、第1の断片114の除去により形成される放射状の要素122の厚さの一部の上のみに延在している第2の材料片120を切り削すことを、図2bに含まれる図の右部分が示す。断片120はまた、その関連の放射状の要素122の放射状の部分上にのみ延在している。すなわち、該断片は、図2aに見られる翼端部に達することなく、翼根部から延在している。

【0036】

これは、放射状の線124に沿って集束銃116を移動させることにより実施され、該放射状の線の一部分が、図2aに示されている。該放射状の線は、翼根部4から始まり、したがって、第1の断片114の除去により形成されたリング112に到達することなく、略放射状に延

10

20

30

40

50

在している。例えば、研磨ウォータージェットが通過する線124は、放射状の要素122の約半分の厚さの所に位置しており、これらの要素の径方向に半分の高さの所で停止する。

【0037】

前述の線124に沿ったその経路の間に、銃116の軸は、好ましくは固定されたままである軸線5に対する適切な付加的な移動により駆動され、この付加的な移動は、基本的に、径方向を中心にした銃の軸の枢動を含み、径方向に沿った捻じれた形状を有する第2の断片120をも形成する。さらに一般的には、軸線5に対する銃116が辿る経路は、2つの同時回転により得られる所謂5軸経路であることに留意されたい。この第2の断片120は、やはり研磨ウォータージェットによってひとたび翼根部5から完全に分離されたならば、図2bの右部分に図示されている通り、操作者の補助なくひとりで分離することが好ましい。

10

【0038】

この点において、銃116が、略放射状の線124ばかりでなく、線124の径方向内側端部から翼根部4に沿って延びる線の円形部分(図示せず)にも沿って移動して、断片120を翼根部から完全に分離することに留意されたい。

【0039】

径方向に垂直な任意の部分を示す図2bに見られる通り、断片120は、作業工程が完了すると関連の放射状の要素122から得られるブレード2に、側面の1つが可能な限り近接して通過する三角形の形態である。

【0040】

第2の断片120全てが除去されると、ブロックの残りは、ディスク4から生じかつブレード間の間隙110により互いから分離されているブレードプリフォーム102だけである。

20

【0041】

次いで、研磨ウォータージェット切削ステップは、材料ブロックの少なくとも50重量%の除去後に完了する。

【0042】

次のステップは、翼形ブレードブランク202を得るために、ブレードプリフォーム102にフライス加工を施すことである。換言すれば、例えば5軸フライス盤を使用して実施されるこのステップの目的は、ブレードプリフォーム102上に残存している材料を除去して、例えば0.6mmの範囲内で最終的な寸法に近づくことである。

【0043】

この場合、プリフォーム102は1つずつ機械加工され、図2cに示されているように、各々が翼形ブレードブランク202を形成することが好ましい。

30

【0044】

次いで、別のフライス加工ステップが実施され、これは、ブレード2にフライス加工を施してブランク202からそれらの最終的な外形を達成する仕上げステップと呼ばれる。使用される工具類は、より精密な機械加工を可能にして、最終的な寸法を得、したがって、図2dの右部分に示されているブレード2を得る。

【0045】

本方法のこの段階において、材料の残存体積は、研磨ウォータージェット切削ステップの開始直前すなわち前述の施削ステップ直後の、このブロックの体積の25%未満である。

40

【0046】

また、本方法の後に、例えば手仕上げ(manual fitting)または摩擦仕上げにより研磨するステップ、ショットブラストを施すステップ、ブレードを一定の長さ(to length)切断するステップ、および/またはブリスクの平衡を保つステップを含む1つまたはいくつかの従来のステップが続いてよい。

【0047】

明らかに、当業者なら、単に非限定的な例として上述した本発明に対する種々の変形形態を作成することができると考えられる。

【符号の説明】

【0048】

50

- 1 一体成形ブリスク
- 2 ブレード
- 4 ディスク
- 5 中心軸線
- 6 翼根部
- 8 翼端部
- 100 材料ブロック
- 102 ブレードプリフォーム
- 110 ブレード間の間隙
- 112 (支持)リング
- 114 第1の材料片
- 118 線
- 116 集束銃
- 120 第2の材料片
- 122 放射状の要素
- 124 放射状の線
- 202 翼形ブレードブランク

10

【図 1】

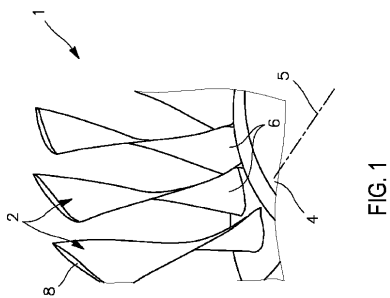


FIG. 1

【図 2 b】

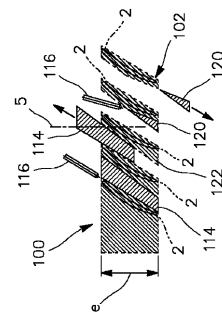


FIG. 2b

【図 2 a】

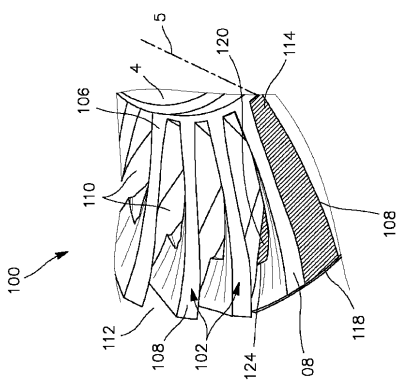


FIG. 2a

【図 2 c】

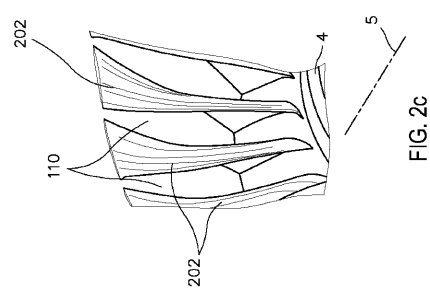


FIG. 2c

【図 2 d】

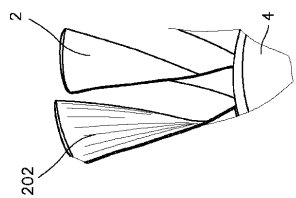


FIG. 2d

フロントページの続き

- (72)発明者 セルジュ・ベルランジェ
フランス・91310・ルヴィル・シュル・オルジュ・リュ・デ・ヴィーニ・7
- (72)発明者 セバスティアン・ボルドゥ
フランス・77170・ブリ・コント・ロベール・リュ・ドゥ・コッシニー・(番地なし)・レジ
ダンス・ル・プレ・リロイ
- (72)発明者 ティエリー・ジャン・マルヴィル
フランス・91490・ミリ・ラ・フォレ・サン・ブレーズ・ルート・ドゥ・プティニ・9
- (72)発明者 クリストフ・シャルル・モーリス・ロカ
フランス・91450・ソワジ・シュル・セヌ・スクエア・ルートヴィヒ・ヴァン・ベートーベ
ン・2

審査官 山本 忠博

- (56)参考文献 特開2003-120203(JP,A)
特開2004-058206(JP,A)
特開2007-276039(JP,A)
特開2005-324276(JP,A)
特開平7-124865(JP,A)
米国特許出願公開第2009/0325468(US,A1)
米国特許第6276899(US,B1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B23P 15/02, 17/00,
B23C 3/18,
B24C 5/00,
F02C 7/00,
F04D 29/32