

(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2006-239775

(P2006-239775A)

(43) 公開日 平成18年9月14日(2006.9.14)

(51) Int. Cl.	F I	テーマコード (参考)
B23K 10/02 (2006.01)	B23K 10/02 501A	3G002
B23K 9/23 (2006.01)	B23K 9/23 G	3H130
C23C 4/12 (2006.01)	C23C 4/12	4E001
F02C 7/00 (2006.01)	F02C 7/00 D	4K031
F01D 5/28 (2006.01)	F02C 7/00 C	

審査請求 未請求 請求項の数 32 O L 外国語出願 (全 24 頁) 最終頁に続く

(21) 出願番号 特願2006-26437 (P2006-26437)  
 (22) 出願日 平成18年2月3日(2006.2.3)  
 (31) 優先権主張番号 11/049,788  
 (32) 優先日 平成17年2月3日(2005.2.3)  
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 590005449  
 ユナイテッド テクノロジーズ コーポレ  
 イション  
 UNITED TECHNOLOGIES  
 CORPORATION  
 アメリカ合衆国, コネチカット 0610  
 1, ハートフォード, ユナイテッド テク  
 ノロジーズ ビルディング  
 (74) 代理人 100096459  
 弁理士 橋本 剛  
 (74) 代理人 100092613  
 弁理士 富岡 潔  
 (72) 発明者 ワンゲン リン  
 アメリカ合衆国, オハイオ, ダブリン, ケ  
 ストレル ウェイ ウェスト 7654  
 最終頁に続く

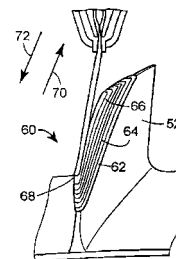
(54) 【発明の名称】 ニッケル合金またはニッケルベース超合金から製造されたエアfoil、およびIN-100か  
 ら製造された一体型ブレード付ロータの溶接補修方法

(57) 【要約】

【課題】 溶接補修が困難なニッケルベース超合金から製造されたエアfoil 52を効果的に溶接補修する。

【解決手段】 本発明によると、ニッケルベース超合金から製造されたエアfoil 52を溶接補修する方法が提供される。本発明の方法には、エアfoil 52を比較的平滑な表面に機械加工して、エアfoil 52の破損部分を除去することが含まれる。次いで、IN 100などの粉末状の合金材料が、プラズマアーク溶接装置に供給される。溶接部の端部における突然の熱の過渡を排除するように、溶接装置の連続的な二方向の移動70、72により、複数の溶接ビード60、62、64、66をエアfoil 52の破損部分に沿って堆積させ、それにより、IN-100などの敏感な合金に亀裂を生じさせる熱応力を減少させる。

【選択図】 図4



## 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

ニッケル合金材料から製造されたエアfoilを溶接補修する方法であって、  
前記エアfoilの破損部分を除去するステップと、  
プラズマアーク溶接装置に粉末状のニッケル合金材料を供給するステップと、  
前記溶接装置により前記エアfoilの前記破損部分に沿って複数のニッケル合金溶接ビードを連続的な二方向のパターンで堆積させるステップと、  
を含むエアfoil溶接補修方法。

## 【請求項 2】

連続的な二方向の溶接パスの間に遅れがないことを特徴とする請求項 1 に記載のエアfoil溶接補修方法。 10

## 【請求項 3】

前記エアfoilが、回転部品上に位置することを特徴とする請求項 1 に記載のエアfoil溶接補修方法。

## 【請求項 4】

前記回転部品が、圧縮機のロータであることを特徴とする請求項 3 に記載のエアfoil溶接補修方法。

## 【請求項 5】

前記エアfoilが、静止部品上に位置することを特徴とする請求項 1 に記載のエアfoil溶接補修方法。 20

## 【請求項 6】

前記静止部品が、圧縮機のステータであることを特徴とする請求項 5 に記載のエアfoil溶接補修方法。

## 【請求項 7】

多軸位置決めシステムで前記溶接装置を電氣的に制御するステップをさらに含む請求項 1 に記載のエアfoil溶接補修方法。

## 【請求項 8】

前記溶接装置を手動で制御するステップをさらに含む請求項 1 に記載のエアfoil溶接補修方法。

## 【請求項 9】

ヒートシンクとしてチルブロックを提供するステップをさらに含む請求項 1 に記載のエアfoil溶接補修方法。 30

## 【請求項 10】

溶接面から約 0.200 インチの位置に前記チルブロックを配置するステップをさらに含む請求項 9 に記載のエアfoil溶接補修方法。

## 【請求項 11】

前記溶接材料を冷却するステップをさらに含む請求項 1 に記載のエアfoil溶接補修方法。

## 【請求項 12】

前記溶接面を熱処理するステップをさらに含む請求項 1 に記載のエアfoil溶接補修方法。 40

## 【請求項 13】

所望の形状に前記溶接材料を機械加工するステップをさらに含む請求項 1 に記載のエアfoil溶接補修方法。

## 【請求項 14】

前記ニッケル合金が、IN-100であることを特徴とする請求項 1 に記載のエアfoil溶接補修方法。

## 【請求項 15】

ニッケルベース超合金材料から製造されたエアfoilを溶接補修する方法であって、  
前記エアfoilの破損部分を除去するステップと、

プラズマアーク溶接装置に粉末状のニッケル合金材料を供給するステップと、  
前記溶接装置により前記エアフォイルの前記破損部分に沿って複数の溶接ビードを二方向  
のパターンで堆積させるステップと、  
を含むエアフォイル溶接補修方法。

【請求項 16】

連続的な溶接パスの間に遅れがないことを特徴とする請求項 15 に記載のエアフォイル  
溶接補修方法。

【請求項 17】

前記ニッケルベース材料が、少なくとも 6 重量%のチタンを含むことを特徴とする請求  
項 15 に記載のエアフォイル溶接補修方法。

10

【請求項 18】

前記ニッケルベース材料が、少なくとも 3 重量%のアルミニウムを含むことを特徴とす  
る請求項 15 に記載のエアフォイル溶接補修方法。

【請求項 19】

前記ニッケルベース材料が、約 50 重量%のニッケルを含むことを特徴とする請求項 1  
5 に記載のエアフォイル溶接補修方法。

【請求項 20】

前記エアフォイルが、回転部品上に位置することを特徴とする請求項 15 に記載のエア  
フォイル溶接補修方法。

【請求項 21】

前記回転部品が、圧縮機のロータであることを特徴とする請求項 20 に記載のエアフォ  
イル溶接補修方法。

20

【請求項 22】

前記エアフォイルが、静止部品上に位置することを特徴とする請求項 15 に記載のエア  
フォイル溶接補修方法。

【請求項 23】

前記静止部品が、圧縮機のステータであることを特徴とする請求項 22 に記載のエアフ  
ォイル溶接補修方法。

【請求項 24】

多軸位置決めシステムで前記溶接装置を電氣的に制御するステップをさらに含む請求項  
15 に記載のエアフォイル溶接補修方法。

30

【請求項 25】

前記溶接装置を手動で制御するステップをさらに含む請求項 15 に記載のエアフォイル  
溶接補修方法。

【請求項 26】

ヒートシンクとしてチルブロックを提供するステップをさらに含む請求項 15 に記載の  
エアフォイル溶接補修方法。

【請求項 27】

溶接面から約 0.200 インチの位置に前記チルブロックを配置するステップをさらに  
含む請求項 26 に記載のエアフォイル溶接補修方法。

40

【請求項 28】

前記溶接材料を冷却するステップをさらに含む請求項 15 に記載のエアフォイル溶接補  
修方法。

【請求項 29】

前記溶接面を熱処理するステップをさらに含む請求項 15 に記載のエアフォイル溶接補  
修方法。

【請求項 30】

所望の形状に前記溶接材料を機械加工するステップをさらに含む請求項 15 に記載のエア  
フォイル溶接補修方法。

【請求項 31】

50

ガスタービンエンジンにおける IN 100 材料から製造された一体型ブレード付ロータを溶接補修する方法であって、

前記ロータの破損部分を除去するステップと、

プラズマアーク溶接装置に粉末状の IN - 100 材料を供給するステップと、

前記ロータの前記破損部分に第 1 の溶接ビードを堆積させつつ、第 1 の方向に前記溶接装置を移動させるステップと、

前記第 1 の溶接ビードに隣接して第 2 の溶接ビードを堆積させつつ、第 2 の方向に前記溶接装置を移動させるステップと、

を含み、

前記第 1 の方向および前記第 2 の方向が、互いに対向する二方向であることを特徴とする一体型ブレード付ロータ溶接補修方法。 10

【請求項 3 2】

連続的な溶接パスの間に遅れがないことを特徴とする請求項 3 1 に記載の一体型ブレード付ロータ溶接補修方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、高ニッケル合金のプラズマアーク溶接補修に関し、特に、IN 100 の材料から製造された薄い断面を有する部品を溶接補修することに関する。 20

【背景技術】

【0002】

アルミニウムおよびチタンの含有量が少ないニッケルベース超合金を溶接補修することは、比較的容易である。しかし、アルミニウムおよびチタンの含有量が増すにつれて、溶接が極めて困難になる。アルミニウムおよびチタンの含有量が増加すると、比例して材料の延性が減少する。延性が低いため、通常の溶接技術を用いた場合には材料に亀裂が生じてしまう。

【0003】

一体型ブレード付ロータは、高性能ガスタービンエンジンにおいて使用されることが多くなっている。性能および効率を向上させるために、一体型ブレード付ロータが用いられている。従来のロータは、ディスクのリムに形成されたダブテール形スロットなど機械的な接続部により保持されるエアfoilを有する。一体型ブレード付ロータの場合は、エアfoilおよびディスクは、通常、1つの連続的な金属ブロックから形成され、このブロックが機械加工されて最終形状となる。一体型ブレード付ロータにより、従来のロータに要求されるよりも質量の小さなディスクでエアfoilが保持され、かつブレードとディスクとの間のギャップを通る圧縮空気の漏出が減少するため、性能が向上する。 30

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

しかし、一体型ブレード付ロータの使用により性能が向上するにもかかわらず、運転中に許容限界を超えて破損するエアfoilの信頼性が高い補修方法が存在しないことは、1つの重大な不利益である。エアfoilが許容限界を超えて破損した場合、全てのロータを取り外して、新しい一体型ブレード付ロータと交換しなければならない。これは、原材料費および人件費の面においてコストが非常に高くなってしまう。 40

【0005】

IN 100 の材料、またはアルミニウムおよびチタンの含有量が高い他のニッケルベース超合金から製造された一体型ブレード付ロータを溶接補修することは、溶接作業中または溶接後の加熱処理中に材料に亀裂を生じさせる本質的に低い延性のため、不可能ではないにしても、困難であった。

【0006】

ニッケルベース超合金から製造された一体型ブレード付ロータの困難な溶接補修を克服する方法を以下に記載する。

【課題を解決するための手段】

【0007】

本発明の一態様によると、IN-100材料から製造されたエアフォイルの溶接補修方法が提供される。この方法には、エアフォイルを比較的平滑な表面に機械加工して、エアフォイルの破損部分を除去することが含まれる。粉末状のIN-100材料は、プラズマアーク溶接装置に供給される。溶接部の端部においてプラズマアークを始動および停止することに伴う熱の過渡を排除するように、溶接装置の二方向の移動(パターン)により複数のIN-100溶接ビードがエアフォイルの破損部分に沿って堆積する。

10

【0008】

本発明の他の態様によると、ニッケルベース超合金から製造されたエアフォイルの溶接補修方法が提供される。この方法には、エアフォイルの破損部分を除去することが含まれる。粉末状のニッケル合金材料が、プラズマアーク溶接装置に供給される。溶接部の端部においてプラズマアークを始動および停止することに伴う熱の過渡を排除するように、溶接装置の二方向のパターンにより複数の溶接ビードがエアフォイルの破損部分に沿って堆積する。

【0009】

本発明の別の態様によると、ガスタービンエンジンにおけるIN-100から製造された一体型ブレード付ロータを溶接補修する方法が提供される。この方法には、ロータの破損部分を除去することが含まれる。粉末状のIN-100材料が、プラズマアーク溶接装置に供給される。溶接装置は第1の方向に移動して、ロータの破損部分に沿って第1の溶接ビードを堆積させる。次いで、溶接装置が第2の方向に移動して、第1の溶接ビードに隣接して第2の溶接ビードを堆積させる。第1および第2の方向は、互いに二方向に対向している。

20

【0010】

本発明の他の用途は、添付の図面とともに本発明の実施を意図した以下の最良の実施形態の説明を読むことにより当業者に明らかにあるであろう。

【0011】

以下の開示は、種々の変更形態および別の構成を受けるが、本発明の特定の例示的な実施例を図示し、さらに以下に詳説する。しかし、本発明は、開示した特定の形態に限定されることを意図するものではなく、添付の特許請求の範囲により定義される本発明の精神および範囲内の全ての変更形態および別の構成に及ぶことを意図することを理解されたい。

30

【発明を実施するための最良の形態】

【0012】

本発明は、IN-100などの低延性で、かつ硬化元素含有量の高いニッケル超合金から製造された部品を溶接補修する方法を提供する。IN-100は、約1850°F~1900°F(約1010°C~約1037.78°C)の高温の用途に推奨される真空溶解されたインベストメント鑄造のニッケルベース合金である。IN-100は、インターナショナルニッケル社(International Nickel Co., Inc.)により開発された。材料の組成は、クロム8.0~11.0%、コバルト13.0~17.0%、モリブデン2.0~4.0%、バナジウム0.70~1.20%、チタン4.50~5.00%、アルミニウム5.0~6.0%、炭素0.15~0.20%、ホウ素0.01~0.02%、ジルコニウム0.03~0.09%、鉄最大1.0%、マンガン最大0.20%、ケイ素最大0.20%、硫黄最大0.015%を含み、残部はニッケルである。本発明の一実施例においては、図示された部品は、一体型ブレード付ロータに形成されたエアフォイルであるが、圧縮機のステータベーン、ディフューザベーンなど比較的高温の用途に用いられるIN-100や同様の材料により製造される同様の幾何学形状を有する他の部品も意図している。

40

50

## 【0013】

本明細書に記載された方法により、アルミニウムおよびチタンなどの硬化元素を含む高ニッケル超合金に伴う溶接補修の問題が有利に克服される。これらの硬化元素により、ニッケルベースの材料が低延性となり、したがって、特定の溶接補修作業中、または続く溶接後の熱処理中に亀裂が生じやすくなる。本発明に用いられる溶接装置は、業界で一般的に用いられている装置の1つであってもよいが、IN-100などの材料の場合には、通常の周囲条件における材料の脆性の特性により、ワイヤ、スティックやロッドの形状に材料を引き抜くのが非常に困難である。そのため、補修方法には、通常、以下に説明する粉末のフィードストック（供給原料）を用いるプラズマアーク溶接装置またはマイクロプラズマアーク溶接装置の使用が含まれる。

10

## 【0014】

一体型ブレード付ロータは、高性能ガスタービンエンジンにおける温度条件を満たすようにIN-100の材料から製造され得る。IN-100は、ガスタービンエンジンの圧縮機部分に用いられる部品などの相対的に高温の部品に対して優れた特性を有するが、溶接補修作業中や溶接後の熱処理中にエアフォイルに亀裂が生じる傾向がある。IN-100は、アルミニウムおよびチタンなどの硬化材料を比較的高い割合で有するクラスの高ニッケル超合金から発展してきたものである。IN-100におけるアルミニウム含有量は、5重量%以上であり、チタンの含有量は、約5.5重量%である。硬化元素のこれらの割合により、IN-100が溶接補修の容認される組成の限界を十分に超えたものとなる。通常、アルミニウム3%またはチタン6%より多く硬化元素を含有するニッケルベース合金は、そのような材料の組成により生じる低延性材料の脆性の特性により溶接が非常に困難となる。

20

## 【0015】

図1を参照すると、プラズマアーク溶接装置10が図示されている。溶接電源12が、電力を供給するようにプラズマアーク溶接装置10に接続されている。粉末供給器14により、IN-100などの粉末状金属が搬送ガス導管16を通過してノズルトーチ18に供給される。ノズルトーチ18は、シールドガスキャップ20と、ノズルトーチ18の外周を囲むシールドガスノズル22と、を備える。溶接電源12は、電線管24を介して電極26に電氣的に接続されている。搬送ガス導管16により、ノズルトーチ18を通過してノズル先端部30に向かって伸びる粉末用チャネル28に粉末状材料が送られる。粉末状材料がノズル先端部30において粉末用チャネル28から流出する際に、電極26により、粉末材料を通過してプラズマアーク32が生じる。プラズマアーク32により粉末状材料が加熱されるとともに、衝突部分において部品36の一部が溶解する。プラズマアーク32により、粉末材料が液化するとともに、部品36上に溶着物つまりビード34が形成される。

30

シールドガス38は、プラズマアーク32周囲に不活性環境をもたらすようにシールドガスノズル22を通過して送られる。シールドガスにより、当業者に周知のように酸化および溶着物中の不純物が防止される。別の実施例においては、溶接作業は、溶接装置10および部品36が完全にアルゴンなどの不活性シールドガスに覆われる不活性ガスパージボックス（図示せず）内で行うことができる。

40

## 【0016】

部品36に亘る均一な伝熱を促進するように制御された環境をもたらすために、溶接される部品36の縁部の下にヒートシンク40を設けてもよい。銅、鋼や黒鉛などの種々の材料からヒートシンク40を製造してもよい。溶接中にヒートシンク40が、溶接される部品36の縁部から所定の距離（約0.200インチ（約5.08mm））を隔てて配置される場合に、十分な伝熱をもたらすことが明らかになっている。ヒートシンク40は、溶接工程のいくつかの事例において有利であることが分かっているが、ヒートシンク40を用いずに溶接補修を行うことも可能であるし、部品36と接触させてヒートシンク40を用いることが最も有利な場合もある。

## 【0017】

50

図2～図6では、薄い断面の部品を溶接補修する一実施例が図示されている。本明細書で用いられているように、「薄い」とは、他の寸法も確かに可能ではあるが、約0.25インチ(約6.35mm)までとして定義される。図2では、エアfoil52がディスク54と一体的に形成されている一体型ブレード付ロータ50の一部が図示されている。図を簡略化するために、ディスク54を部分的に切断して示している。一体型ブレード付ロータ50は、通常、単一の金属ブロックから形成される。従来の圧縮機ロータの構造では、エアfoilが破損した場合、エアfoilはディスクから取り外され、新しいエアfoilと交換される。しかし、一体型ブレード付ロータ50のエアfoilが、所定の限界を超えて破損した場合には、そのエアfoilを補修するか、あるいは高い材料費および人件費をかけて、一体型ブレード付ロータ50全体を取替えなければならない。

10

#### 【0018】

図2に示されたエアfoilの破損部分56は、図3のような実質的にまっすぐな機械加工縁部58を形成するように、グラインダや工作機械などの適切な装置で機械加工され得る。図4では、破損したエアfoil52を補修するように溶接線つまりビード60を形成しているプラズマアーク溶接装置10が図示されている。図を簡略化するために、溶接装置10は、実際の作業で用いられる場合よりもエアfoil52から離れて図示されている。実際は、溶接装置10のトーチは、エアfoil52にかなり近接している(例えば、他の距離であってもよいが、約0.2インチ(約5.08mm))ことを理解されたい。各溶接ビード60は、プラズマアーク溶接装置10の1回のパス(溶接操作)により形成される。第1の溶接ビード62は、溶接装置10が矢印70で示された第1の方向に移動する際に、エアfoil52に堆積する。溶着装置がエアfoilの端部に達した後、即座に溶接装置を反転させて、第1の溶接ビード62の形成と反対の矢印72の方向に溶接装置を移動させることにより、第2の溶接ビード64が第1の溶接ビード62の上に堆積する。プラズマアーク装置のこの連続的な二方向性の移動により、IN-100から製造されたエアfoil52に亀裂のない溶接部が形成されることが分かっている。溶接を形成する連続的な二方向のパターンにより、溶接部の端部における熱の過渡が排除される。さらに、連続的な溶接ビードは、パスとパスとの間において遅れなく速やかに、連続させて付与されるべきである。プラズマアーク溶接トーチ10は、当業者に周知の多軸型の位置合わせシステムにより、電気的に制御され得る。特定の用途において手動作業が有用である場合には、任意選択で、プラズマアーク溶接装置を手動にすることができる。

20

30

#### 【0019】

次に図5を参照すると、エアfoil52が概ね元の高さ74まで溶接材料60で完全に積み上げられ、適切な溶接後の熱処理が完了した後、溶接材料60は、グラインダ工具76などの適切な装置で機械加工され得る。エアfoil52は、図6に示されたような完成形の幾何学形状に機械加工され、特定用途に適切な機械加工後の応力除去、コーティングの付与およびショットピーニングなどの他の工程を経た後、運転使用可能な状態となる。

#### 【0020】

次に図7を参照すると、本発明に用いられた方法は、材料に亀裂を生じさせることなくあらゆる高硬化元素含有ニッケル超合金を溶接補修するために使用され得る。本発明の方法は、一体型ブレード付ロータのエアfoilなどの複雑な幾何学形状の補修に特に有益である。作業においては、破損した部品を機械加工して、部品の破損部分を除去し、溶接ビードを付与するために比較的平滑な表面を形成する(ブロック80)。溶接装置は、部品に溶接ビードを形成しつつ、連続的に二方向に移動する(ブロック82)。溶接材料は、冷却され(ブロック84)、適切に熱処理される(ブロック86)。部品は、次いで、仕上げ加工され(ブロック88)、他の適切な作業の後、通常の運用に戻すことができる状態となる。

40

#### 【0021】

本発明の特定の実施例について詳細な説明がなされたが、本発明の法的な範囲が添付の特許請求の範囲により定義されることを理解されたい。詳細な説明は、例示的なものとし

50

て説明するものであり、可能な全ての実施例を説明することは、不可能でないにしても、実用的ではないため、可能である全ての実施例を説明していない。現在の技術または本発明の出願日以降に開発される技術を用いることにより、本発明を定義する特許請求の範囲の範囲内にある多くの別の実施例が実施され得る。

【図面の簡単な説明】

【0022】

【図1】プラズマアーク溶接装置の概略的な配置図。

【図2】破損したエアfoilを有する一体型ブレード付ロータの一部の斜視図。

【図3】破損部分を機械加工した後の図2のエアfoilの斜視図。

【図4】破損部分に複数のビードを適用した図2のエアfoilの斜視図。

10

【図5】溶接部を機械加工している図2のエアfoilの斜視図。

【図6】完成品のエアfoilの斜視図。

【図7】高硬化元素含有のニッケルベース物質から製造された部品の補修方法を示すフローチャート。

【符号の説明】

【0023】

10 ... プラズマアーク溶接装置

16 ... 搬送ガス導管

18 ... ノズルトーチ

20 ... シールドガスキャップ

20

22 ... シールドガスノズル

24 ... 電線管

26 ... 電極

28 ... 粉末用チャネル

30 ... ノズル先端部

32 ... プラズマアーク

34 ... 溶接ビード

36 ... 部品

38 ... シールドガス

40 ... ヒートシンク

30

50 ... 一体型ブレード付ロータ

52 ... エアfoil

54 ... ディスク

56 ... 破損部分

58 ... 機械加工縁部

60 ... 溶接ビード

62 ... 第1の溶接ビード

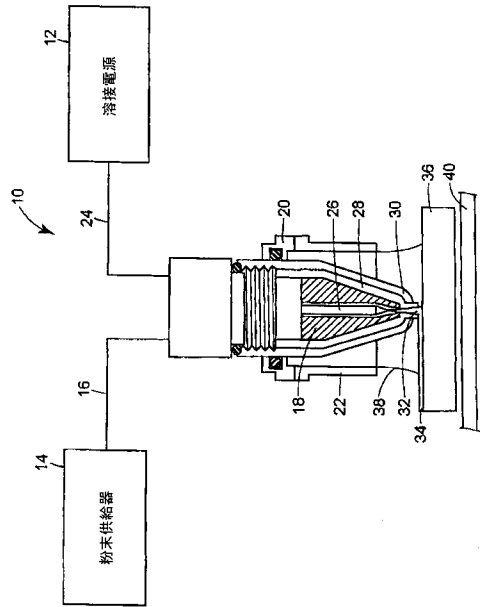
64 ... 第2の溶接ビード

70, 72 ... 矢印

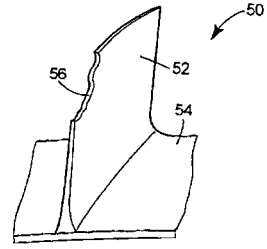
74 ... 元の高さ

40

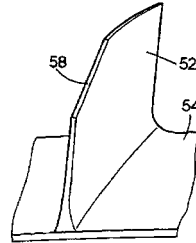
【図1】



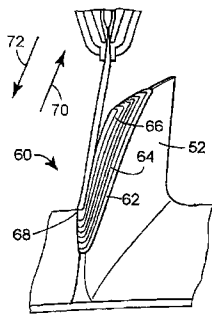
【図2】



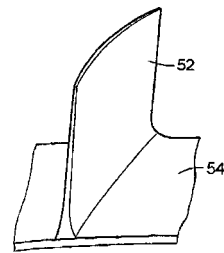
【図3】



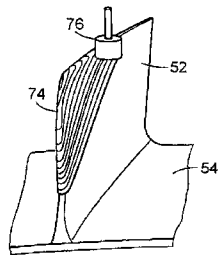
【図4】



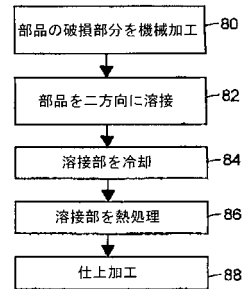
【図6】



【図5】



【図7】



## フロントページの続き

(51) Int. Cl. F I テーマコード(参考)  
**F 0 4 D 29/32 (2006.01)** F 0 1 D 5/28  
 F 0 4 D 29/32 K

(72)発明者 リチャード エー.ストーン  
 アメリカ合衆国, コネチカット, スタッフォード スプリングス, ホップヤード ロード 5 2  
 (72)発明者 ゲーリー ジェイ.ラーソン  
 アメリカ合衆国, コネチカット, マディソン, ツイン コーブス ロード 1 1 1  
 (72)発明者 ジョン マッツ  
 アメリカ合衆国, コネチカット, ニュー ハイブン, チャペル ストリート 9 0 0, アパートメ  
 ント アール シー - 3 1 1

Fターム(参考) 3G002 EA06  
 3H130 AA13 AA22 AB07 AB12 AB27 AB52 AC17 BA98B BA98C CA08  
 CB01 CB06 DA02X DD09X EC03B EC03C EC13B EC13C ED01B ED01C  
 4E001 AA03 BB11 CB03  
 4K031 AA02 AB02 AB06 BA07 BA08 DA03 EA01 EA02 EA10 FA01  
 FA04

【外国語明細書】

## PLASMA ARC WELD REPAIR OF HIGH NICKEL METAL ALLOYS

### Governments Rights in the Invention

[0001] The invention was made by or under contract with the Air Force of the United States Government under contract number F33615-01-C-5232, and the U.S. Government may have rights to this invention.

### Field of the Disclosure

[0002] The present disclosure generally relates to plasma arc weld repairing of high nickel metal alloys and, in particular, to weld repairing thin cross-section components made from IN-100 material.

### Background of the Disclosure

[0003] Weld repairing nickel-based super alloys having low aluminum and titanium content is relatively simple. However, as the aluminum and titanium content increases in concentration, welding becomes much more difficult. As the aluminum and titanium content increases, the ductility of the material is proportionately reduced. The low ductility causes the material to crack when using standard welding techniques.

[0004] Integrally bladed rotors are increasingly being used in high performance gas turbine engines. Their use is driven by requirements for improved performance and efficiency. Conventional rotors have airfoils that are retained by a mechanical connection, such as a dovetail slot formed into the rim of the disk. With an integrally bladed rotor, the airfoils and disk are typically formed from one contiguous block of metal and the block is machined to the final geometry. The improved performance achieved by the integrally bladed rotors result from their ability to retain airfoils with less disk mass than that required with a conventional rotor and from a reduction in leakage of compressed air through gaps between blade and disk.

[0005] Notwithstanding the performance improvement from the use of integrally bladed rotors, one major disadvantage has been the lack of reliable methods for repairing the airfoils that are damaged beyond blendable limits during operation. When the airfoils are damaged beyond the blendable limits, the entire rotor had to be removed from service and

replaced with a new integrally bladed rotor. This is extremely costly in terms of raw material and labor expense.

[0006] Integrally bladed rotors made from IN-100 material or other nickel based super alloys with high aluminum and/or high titanium content have been difficult, if not impossible, to weld repair due to their inherently low ductility which causes the material to crack during the weld operation or during the post-weld heat treatment.

[0007] A method is described in the following disclosure which overcomes the difficulty in weld repairing integrally bladed airfoils made from nickel based super alloys.

### Summary of the Disclosure

[0008] In accordance with one aspect of the disclosure, a method for weld repairing airfoils made from IN-100 material is provided. The method includes removing a damaged portion of the airfoil by machining the airfoil to a relatively smooth surface. Powdered IN-100 material is fed to a plasma arc welding device. A plurality of IN-100 weld beads are deposited along the damaged portion of the airfoil in a bi-directional pattern by the welding device to eliminate thermal transients associated with stopping and starting the plasma arc at the ends of the weld.

[0009] In another aspect of the present disclosure, a method for weld repairing airfoils made from a nickel based super alloy material is provided. The method includes removing a damaged portion of the airfoil. Powdered nickel alloy material is fed to a plasma arc welding device. A plurality of weld beads are deposited along the damaged portion of the airfoil in a bi-directional pattern with the welding device to eliminate thermal transients associated with stopping and starting the plasma arc at the ends of the weld.

[0010] In accordance with another aspect of the present disclosure, a method for weld repairing an integrally bladed rotor made from IN-100 material in a gas turbine engine is provided. The method includes removing a damaged portion of the rotor. Powdered IN-100 material is fed to a plasma arc welding device. The welding device is moved in a first direction while depositing a first weld bead along the damaged portion of the rotor. The welding device is then moved in a second direction while depositing a second weld bead adjacent the first weld bead. The first and second directions are bi-directionally opposing one another.

[0011] Other applications of the present invention will become apparent to those skilled in the art when the following description of the best mode contemplated for practicing the invention is read in conjunction with the accompanying drawings.

### **Brief Description of the Drawings**

[0012] Fig. 1. is a schematic representation of a plasma arc welding device;

[0013] Fig. 2 is a perspective view of a portion of an integrally bladed rotor with a damaged airfoil extending therefrom;

[0014] Fig. 3 is a perspective view of the airfoil shown in Fig. 2 after the damaged portion has been machined;

[0015] Fig. 4 is a perspective view of the airfoil of Fig. 2 having a plurality of weld beads applied to the damaged portion;

[0016] Fig. 5 is a perspective view of the airfoil of Fig. 2 illustrating a machining operation on the weld;

[0017] Fig. 6 is a perspective view of a finished airfoil; and

[0018] Fig. 7 is a flow chart illustrating a method for repairing a component made from a high hardener content nickel based material.

[0019] While the following disclosure is susceptible to various modifications and alternative constructions, certain illustrative embodiments thereof have been shown in the drawings and will be described below in detail. It should be understood, however, that there is no intention to limit the disclosure to the specific forms disclosed, but on the contrary, the intention is to cover all modifications, alternative constructions, and equivalents falling within the spirit and scope of the disclosure as defined by the appended claims.

### **Detailed Description of the Disclosure**

[0020] The present disclosure provides a method for weld repairing components that are made from low ductile, high hardener content nickel super alloys such as IN-100 or the like. IN-100 is a vacuum melted and investment cast nickel-base alloy recommended for high temperature applications of approximately 1850-1900°F. IN-100 was developed by International Nickel Co., Inc. The material composition includes: chromium 8.0-11.0%, cobalt 13.0-17.0%, molybdenum 2.0-4.0%, vanadium .70-1.20%, titanium 4.50-5.00%, aluminum 5.0-6.0%, carbon 0.15-0.20%, boron 0.01-0.02%, zirconium 0.03-0.09%, iron

1.0% maximum, manganese 0.20% maximum, silicon 0.20% maximum, sulfur 0.015% maximum, with the remainder being nickel. In one embodiment of the present disclosure, the component illustrated is an airfoil formed on an integrally bladed rotor, however, other components with similar geometry that are formed of IN-100 or similar materials used in relatively high temperature applications such as compressor stator vanes, diffuser vanes, and the like, are also contemplated.

[0021] The method described herein advantageously overcomes weld repair problems inherent with high nickel super alloys having a minimum percentage of hardening elements such as aluminum and titanium. These hardening elements cause the nickel based material to have low ductility and thus, are susceptible to cracking during a typical weld repair operation or in subsequent post-weld heat treatment. The welding device employed with the present disclosure can be one of any commonly used in the industry, however, with materials such as IN-100 it is extremely difficult to draw the material into a wire, a stick, or a rod because of the brittle nature of the material at standard ambient conditions. Therefore, the repair method would typically include the use of a plasma arc welding device or a microplasma arc welding device using powder feedstock as will be described hereinafter.

[0022] Integrally bladed rotors can be made from IN-100 material to meet temperature requirements in high performance gas turbine engines. IN-100 has excellent properties for relatively high temperature components such as those used in the compressor section of a gas turbine engine, however, the airfoils have a tendency to crack during weld repair operations or in post-weld heat treatment. IN-100 has been developed from a class of high nickel super alloys that have a relatively high percentage of hardening material such as aluminum and titanium. The aluminum content in IN-100 is over five percent by weight, and the titanium content is approximately 5.5% by weight. These percentages of hardeners place IN-100 well above the accepted composition limits for weld repairing. Typically, nickel based alloys that have higher hardener content than three percent aluminum or six percent titanium are extremely difficult to weld due to the brittle nature of the low ductility material resulting from such a material composition.

[0023] Referring now to Fig. 1, a plasma arc welding device 10 is generally represented. A welding power supply 12 is operationally connected to the plasma arc welding device 10 to provide electrical power thereto. A powder feeder 14 delivers powdered metal such as IN-100 through a carrier gas conduit 16 to a nozzle torch 18. The nozzle torch 18 can include a shield gas cup 20 and a shield gas nozzle 22 surrounding the

exterior perimeter of the nozzle torch 18. The welding power supply 12 is electrically connected via an electrical conduit 24 to an electrode 26. The carrier gas conduit 16 transports the powdered material to a powder channel 28 that extends through the nozzle torch 18 toward a nozzle tip 30. The electrode 26 forms a plasma arc 32 through the powdered material as the powdered material exits the powder channel 28 at the nozzle tip 30. The plasma arc 32 heats the powdered material and melts a portion of a component 36 at the point of impact. The plasma arc 32 causes the powdered material to liquify and form a weld deposit or bead 34 on the component 36.

[0024] Shield gas 38 is delivered through the shield gas nozzle 22 to provide an inert environment around the plasma arc 32. The shield gas prevents oxidation and impurities in the weld deposit 34 as is known to those skilled in the art. The welding operation can alternatively be performed inside an inert gas purge box (not shown) where the welding device 10 and component 36 are completely surrounded by inert shielding gas such as argon.

[0025] A heat sink 40 may be positioned below the edge of component 36 that is to be welded to provide a controlled environment to promote uniform heat transfer through the component 36. The heat sink 40 may be made from a variety of materials such as copper, steel or graphite. The heat sink 40 has been shown to provide satisfactory heat transfer when positioned a distance away from the edge of component 36 that is to be welded, such as approximately .200 inches, during welding. While the heat sink 40 has been found to be advantageous in some instances to the welding process, it is also possible to perform the weld repair without the use of a heat sink 40 or may be most advantageously employed with the heat sink 40 in contact with the component 36.

[0026] Figs. 2-6 illustrate one embodiment for weld repairing a thin cross-sectioned component. As used herein, "thin" is defined as up to approximately 0.25 inch, although other dimensions are certainly possible. Fig. 2 shows a portion of an integrally bladed rotor 50 wherein the airfoil 52 is integrally formed with a disk 54. The disk 54 is partially cut away for ease of illustration. Integrally bladed rotors 50 are typically formed from a single block of metal. In a conventional compressor rotor arrangement, when an airfoil is damaged, the airfoil can be removed from the disk and replaced with a new airfoil. However, when an airfoil on an integrally bladed rotor 50 is damaged beyond a predefined limit, the airfoil must be repaired or the entire integrally bladed rotor 50 must be replaced at great expense in both materials and labor cost.

[0027] The damaged portion 56 of the airfoil, shown in Fig. 2, can be machined with a suitable device, such as a grinder or machine tool, to form a substantially straight machined edge 58 as shown in Fig. 3. Fig. 4 illustrates the plasma arc welding device 10 applying weld lines or beads 60 to build up the airfoil 52 where the airfoil 52 was previously damaged. For ease of illustration, the welding device 10 is depicted farther away from the airfoil 52 than would likely be used in actual practice. In practice, it is to be understood the torch on welding device 10 would be fairly close to the airfoil 52, for example, approximately 0.2 in., although other distances are possible. Each weld bead 60 is formed by one pass of the plasma arc welding device 10. A first weld bead 62 is deposited on the airfoil 52 as the welding device 10 is moved in a first direction corresponding to arrow 70. A second weld bead 64 is deposited atop the first weld bead 62 by immediately reversing the welding device upon reaching the end of the airfoil so that it is moving in a direction corresponding to arrow 72 which is in the opposite direction of the application first weld bead 62. This continuous bi-directional movement of the plasma arc device has been found to produce crack-free welds in airfoils 52 made from IN-100. The continuous bi-directional pattern of the weld application eliminates thermal transients at the ends of the weld. Further, successive weld beads should be applied in a continuous manner with no delay between passes. The plasma arc welding torch 10 can be controlled electronically with a multi-axis positioning system, commonly known to those skilled in the art. Optionally, the plasma arc welding device can be hand operated when a particular application lends itself to such processing.

[0028] Referring now to Fig. 5, after the airfoil 52 has been completely built up with welded material 60 to the approximate original height 74 and the appropriate post weld heat treatment operations are completed, the weld material 60 can be machined with a suitable device, such as a grinding bit 76 or the like. The airfoil 52 is machined to the finished geometry as shown in Fig. 6, and is ready for operational use after the completion of any other processes appropriate to the specific application, such as post-machining stress relief, coating application, and shot peening.

[0029] Referring now to Fig. 7, the method employed by the present disclosure can be used to weld repair any high hardener content nickel super alloy without producing cracks in the material. The method is particularly advantageous for repairing complex geometry such as airfoils on an integrally bladed rotor. In operation, a damaged component is machined to remove the damaged portion of the component to provide a relatively smooth surface for applying a weld bead at block 80. A welding device moves in a continuous bi-directional

manner while applying weld beads to a component at block 82. The weld material is cooled at block 84 and appropriately heat treated at block 86. The component is then finish machined at block 88 and is ready to be placed back into regular service after other applicable operations.

[0030] While the preceding text sets forth a detailed description of certain embodiments of the invention, it should be understood that the legal scope of the invention is defined by the claims set forth at the end of this patent. The detailed description is to be construed as exemplary only and does not describe every possible embodiment of the invention since describing every possible embodiment would be impractical, if not impossible. Numerous alternative embodiments could be implemented, using either current technology or technology developed after the filing date of this patent, which would still fall within the scope of the claims defining the invention.

What is claimed is:

1. A method for weld repairing airfoils made from nickel alloy material, comprising the steps of:  
removing a damaged portion of the airfoil;  
feeding powdered nickel alloy material to a plasma arc welding device; and  
depositing a plurality of nickel alloy weld beads along the damaged portion of the airfoil in a continuous bi-directional pattern with the welding device.
2. The method of claim 1, wherein there is no delay between subsequent bi-directional weld passes.
3. The method of claim 1, wherein the airfoil is located on a rotating component.
4. The method of claim 3, wherein the rotating component is a compressor rotor.
5. The method of claim 1, wherein the airfoil is located on a static component.
6. The method of claim 5, wherein static component is a compressor stator.
7. The method of claim 1, further including electronically controlling the welding device with a multiple axis positioning system.
8. The method of claim 1, further including hand controlling the welding device.
9. The method of claim 1, further including providing a chill block for a heat sink.

10. The method of claim 9, further including positioning the chill block approximately .200 inches from the weld surface.
11. The method of claim 1, further including cooling the weld material.
12. The method of claim 1, further including heat treating the weld material.
13. The method of claim 1, further including machining the weld material to a desired specification.
14. The method of claim 1, wherein the nickel alloy is IN-100.

15. A method for weld repairing airfoils made from a nickel based super alloy material, comprising the steps of:
  - removing a damaged portion of the airfoil;
  - feeding powdered nickel alloy material to a plasma arc welding device; and
  - depositing a plurality of weld beads along the damaged portion of the airfoil in a bi-directional pattern with the welding device.
16. The method of claim 15, wherein there is no delay between successive weld passes.
17. The method of claim 15, wherein the nickel based material includes at least six percent titanium by weight.
18. The method of claim 15, wherein the nickel based material includes at least three percent aluminum by weight.
19. The method of claim 15, wherein the nickel based material includes approximately fifty percent nickel by weight.
20. The method of claim 15, wherein the airfoil is located on a rotating component.
21. The method of claim 20, wherein the rotating component is a compressor rotor.
22. The method of claim 15, wherein the airfoil is located on a static component.
23. The method of claim 22, wherein the static component is a compressor stator.
24. The method of claim 15, further including electronically controlling the welding device with a multiple axis positioning system.

25. The method of claim 15, further including hand controlling the welding device.
26. The method of claim 15, further including providing a chill block for a heat sink.
27. The method of claim 26, further including positioning the chill block approximately .200 inches from the weld surface.
28. The method of claim 15, further including cooling the weld material.
29. The method of claim 15, further including heat treating the weld material.
30. The method of claim 15, further including machining the weld material to a desired specification.

31. A method for weld repairing an integrally bladed rotor made from IN-100 material in a gas turbine engine, comprising the steps of:

removing a damaged portion of the rotor;

feeding powdered IN-100 material to a plasma arc welding device;

moving the welding device in a first direction while depositing a first weld bead on the damaged portion of the rotor; and

moving the welding device in a second direction while depositing a second weld bead adjacent the first weld bead, wherein the first and second directions are bi-directionally opposing one another.

32. The method of claim 31, wherein there is no delay between successive weld passes.

## 1. ABSTRACT

**Abstract**

A method for weld repairing airfoils made from nickel based super alloy material is provided. The method includes removing a damaged portion of the airfoil by machining the airfoil to a relatively smooth surface. Powdered alloy material, such as IN-100 material is then fed to a plasma arc welding device. A plurality of weld beads are deposited along the damaged portion of the airfoil in a continuous bi-directional pattern by the welding device to eliminate abrupt thermal transients at the ends of the weld, thereby reducing the thermal stresses that cause cracking in susceptible alloys such as IN-100.

## 2. REPRESENTING DRAWING F I G. 4

