

(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2012-132445

(P2012-132445A)

(43) 公開日 平成24年7月12日(2012.7.12)

(51) Int.Cl.			F I	テーマコード (参考)		
FO2C	7/00	(2006.01)	FO2C	7/00	D	
FO2C	7/18	(2006.01)	FO2C	7/18	C	
F23R	3/42	(2006.01)	F23R	3/42	D	

審査請求 未請求 請求項の数 10 O L (全 10 頁)

(21) 出願番号 特願2011-275137 (P2011-275137)
 (22) 出願日 平成23年12月16日 (2011.12.16)
 (31) 優先権主張番号 12/973, 170
 (32) 優先日 平成22年12月20日 (2010.12.20)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 390041542
 ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
 アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
 クタデイ、リバーロード、1番
 (74) 代理人 100137545
 弁理士 荒川 聡志
 (74) 代理人 100105588
 弁理士 小倉 博
 (74) 代理人 100129779
 弁理士 黒川 俊久
 (74) 代理人 100113974
 弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジンのトランジションピースを補修する方法

(57) 【要約】

【課題】ガスタービンエンジン(10)のトランジションピース(18)の空気冷却式後部フレーム(26)を溶接補修する方法を提供する。

【解決手段】トランジションピース(18)は、セラミック皮膜で被覆された内部表面を有する。後部フレーム(26)は、その中に設けられかつそこから割れが伝搬した冷却孔を備えた表面(28)を有する。本方法は、エンジン(10)からトランジションピース(18)を外すステップと、トランジションピース(18)からセラミック皮膜を除去せずに又は後部フレーム(26)を取り外さずに、表面(28)上に溶加材を付着させるが該表面(28)内の冷却孔を閉塞させないレーザービーム溶接法を実行することによって割れを溶接補修するステップとを含む。後部フレーム(26)の表面(28)は、トランジションピース(18)をガスタービンエンジン(10)内に再据付けするステップに先だって、余分の溶加材を除去するように機械加工することができる。

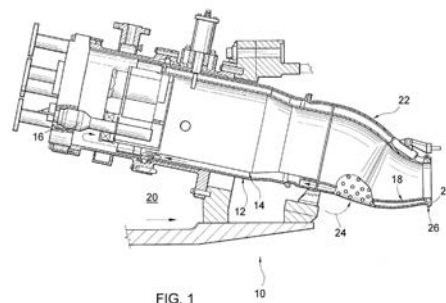


FIG. 1

【選択図】 図1

【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

ガスタービンエンジン(10)のトランジションピース(18)を溶接補修する方法であって、前記トランジションピース(18)が、外部表面、セラミック皮膜で被覆された内部表面、及び前記ガスタービンエンジン(10)のタービンセクションに取付けられる空気冷却式後部フレーム(26)を有し、前記後部フレーム(26)が、その中に設けられかつそこから割れが伝搬した冷却孔を備えた表面(28)を有しており、該方法が、

前記ガスタービンエンジン(10)から前記トランジションピース(18)を取外すステップと、

前記トランジションピース(18)から前記セラミック皮膜を除去せずに又は前記後部フレーム(26)を取り外さずに、前記表面(28)上に溶加材を付着させるが該表面(28)内の冷却孔を塞がない又は前記セラミック皮膜を溶融もしくは剥離させないレーザービーム溶接法を該後部フレーム(26)の表面(28)上に実行することによって該後部フレーム(26)内の割れを溶接補修するステップと、

前記後部フレーム(26)の表面(28)を機械加工して、余分の溶加材を除去するステップと、

前記トランジションピース(18)を前記ガスタービンエンジン(10)内に再据付けするステップと

を含む方法。

【請求項 2】

前記レーザービーム溶接法の作動パラメータが、約2.7~約6.3kWの出力レベル及び約0.2~約1.6mmのレーザスポット径を含む、請求項1記載の方法。

【請求項 3】

前記レーザービーム溶接法が、約2~15ミリ秒のパルス幅及び約1~約12Hzのパルス周波数を含むパルス作動モードを使用するパルスレーザービーム溶接法である、請求項1又は請求項2記載の方法。

【請求項 4】

前記トランジションピース(18)及び溶加材が、ニッケル基合金からなる、請求項1乃至請求項3のいずれか1項記載の方法。

【請求項 5】

前記冷却孔を含む前記後部フレーム(26)の表面(28)が、該後部フレーム(26)のシールランド(28)である、請求項1乃至請求項4のいずれか1項記載の方法。

【請求項 6】

前記冷却孔が、約1.25~約1.5mm離れて間隔を置いて配置されかつその直径が約0.5~約2.0mmである、請求項1乃至請求項5のいずれか1項記載の方法。

【請求項 7】

前記トランジションピース(18)が、該トランジションピース(18)を熱処理せずにしかも前記溶接補修するステップ後に前記セラミック皮膜を再施工せずに、前記ガスタービンエンジン(10)内に再据付けされる、請求項1乃至請求項6のいずれか1項記載の方法。

【請求項 8】

前記トランジションピース(18)の外部表面が、該トランジションピース(18)に取付けられたインピンジメントジャケット(22)によって囲まれており、前記溶接補修するステップが、前記トランジションピース(18)から前記インピンジメントジャケット(22)を取外さずに実行される、請求項1乃至請求項7のいずれか1項記載の方法。

【請求項 9】

前記ガスタービンエンジン(10)が産業用ガスタービンエンジン(10)である、請求項1乃至請求項8のいずれか1項記載の方法。

【請求項 10】

請求項1乃至請求項9のいずれか1項記載の方法で補修されたトランジションピース(

10

20

30

40

50

18)。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、総括的には耐熱合金で形成された部品を補修する溶接方法に関する。より具体的には、本発明は、産業用ガスタービンエンジンの空気冷却式トランジションピースを溶接補修する方法を目的とし、本方法によると、冷却孔の目潰れ及びトランジションピース上の皮膜の剥離を回避することができる。

【背景技術】

【0002】

超合金は、産業用及び航空機用ガスタービンエンジンのタービン部品のようなターボ機械の部品を形成するために広く使用される。注目すべき実施例には、タービンバケット（動翼）、ノズル（静翼）、並びにライナ、熱シールド及びトランジションピースのような燃焼器部品が含まれる。超合金部品は、鑄造によって形成されることが多く、また幾つかの用途では、それらの複雑さの故に好ましくは又は必然的に溶接によって製作される。溶接はまた、熱サイクル又は異物損傷によって生じた超合金部品内の割れその他の表面欠陥を補修する方法として広く使用される。超合金材料の溶接は一般に、ガスタングステンアーク溶接（GTAW）法で実行される。溶加材は一般に、溶加材料の選択が、一般に延性溶加材又はその化学的性質がほぼベース金属に一致する溶加材とした状態でGTAW補修において使用される。

【0003】

図1は、産業用ガスタービンエンジン10の単一環状燃焼器組立体の断面図を概略的に示している。缶アニュラ燃焼器12を有する燃焼器組立体を図示しており、この缶アニュラ燃焼器12は、タービン10の外周の周りに設置された複数の燃焼器の1つである。燃焼器12は、その内部がタービン10の燃焼チャンバを形成した缶型ライナ14を有する。複数の燃料ノズル組立体16がライナ14のヘッド端部に設置され、一方、ライナ14の後端部はトランジションピース18に結合される。チャンバ12からの高温燃焼ガスは、対応するトランジションピース18を通してエンジンのタービンセクション（図示せず）に導かれる。燃焼器12及びトランジションピース18は、それを通して抽出空気がエンジン10の圧縮機セクション（図示せず）から流れるプレナム20内に配置される。トランジションピース18を囲むものとしてインピンジメントジャケット（スリーブ）22を示しており、またプレナム20内の抽出空気24が、ジャケット22を流れてトランジションピース18の外表面をインピンジメント冷却する。トランジションピース18は、その後端部にフランジ又はフレーム26を備えており、このフレーム26によってトランジションピース18は、タービンセクションに連結される。後部フレーム26はまた、例えばフレーム26の噛合いシールランド及びタービンセクション間のシールを通り抜ける及び/又はフレーム26のシールランド28に開口部を形成した冷却孔（図示せず）を通る制御抽出空気漏洩によるなどの抽出空気によって冷却して、抽出空気がジャケット22及びトランジションピース18間を流れるにつれてフレーム26を流れてエンジンのタービンセクションの第一段ノズルセクション内に進むのを可能にすることができる。フレーム26は、個別部品として製作し、その後トランジションピース18の後端部に溶接することができる。

【0004】

燃焼器ライナ14、トランジションピース18、及びガスタービンエンジンのその他の高温セクション構成部品は多くの場合、下方にある部品基材の温度を低下させ、それによって部品の耐用寿命を延長する遮熱コーティング（TBC）によって保護される。セラミック材料、特にイットリア安定化ジルコニア（YSZ）が、それらの温度性能、低い熱伝導性、並びにプラズマ溶射、フレーム溶射及び物理蒸着（PVD）法による蒸着の比較的容易さの故に、TBCとして広く使用されている。TBCは一般に、トランジションピース18の内部表面に施工されて、インピンジメントジャケット22によってもたらされる

10

20

30

40

50

背面冷却作用との組合せで該トランジションピース 18 の温度をその融解温度以下の温度に維持することができるようにする。

【0005】

後部フレーム 26 は、歪み及び疲労を引き起こす可能性がある高い温度及び応力の組合せにより生じる損傷を受ける。冷却孔は、応力集中部として作用するので、該孔を囲むフレーム 26 の材料は、特に温度的 - 機械的疲労 (TMF) により割れを起こしやすくなるおそれがある。孔及び該孔の小さい直径 (一般に、約 0.020 ~ 約 0.080 インチ (約 0.5 ~ 約 2.0 mm)) 間の近接した間隔は、割れ発生傾向を悪化させる傾向がある。急激な温度勾配は、割れ発生を促進する別の要因である。その結果として多数の割れが、図 2 及び図 3 で分かるように個々の冷却孔から伝搬する可能性があり、これら図 2 及び図 3 は、産業用ガスタービンエンジンの実使用で見られたトランジションピースを示している。エンジンからのトランジションピース 18 の取外しに加えて、GTAW を使用する伝統的溶接補修方法に関連する非常に高い入熱は、補修を試みるのに先立って、トランジションピース 18 からのインピンジメントジャケット 22 の分解及びトランジションピース 18 の内部表面上の TBC の剥取りを必要としている。伝統的溶接補修法の高入熱は、TBC の剥離及び / 又は TBC 材料の溶融池内への混合を生じて溶接割れを引き起こすので、TBC の除去が実行される。溶接補修後における TBC のその後の再施工は、拡散過熱処理を必要とし、この拡散過熱処理は、ジャケット 22 をトランジションピース 18 に取付けた状態を維持する場合にジャケット 22 及びその溶接部を歪ませる可能性がある。溶接補修後に冷却孔は、再穿孔加工しなければならず、このことは、実使用の間におけるトランジションピース 18 及びそのフレーム 26 の歪みにより困難かつ努力を要する作業である。冷却孔の再穿孔加工後に、TBC を再施工しかつインピンジメントジャケット 22 との再組立に先立って、トランジションピース 18 に熱処理を行なって、溶接工程によって生じた応力を開放する。別の補修方法は、トランジションピース 18 から後部フレーム 26 全体を切断しかつそれを新規フレームと置換えて冷却孔を補修する必要性を回避することである。しかしながら、このアプローチは依然としてインピンジメントジャケット 22 の取外し及び溶接工程に先立つ TBC の剥取りを必要とし、また次に TBC の再施工、トランジションピース 18 の熱処理及びインピンジメントジャケット 22 の再取付けを必要とする。その結果、両方のプロセスとも、費用がかかりかつ時間がかかる。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

上記のことを考慮すると、トランジションピースの後部フレームを補修するのに必要な時間及びステップ数をさらに減少させることが望ましいと言える。

【0007】

本発明は、産業用ガスタービンエンジンの空気冷却式トランジションピースを溶接補修する方法を提供し、本方法によると、冷却孔の目潰れ及びトランジションピース上の TBC の剥離を実質的に回避することができる。

【課題を解決するための手段】

【0008】

本発明の 1 つの態様によると、トランジションピースは、外部表面、セラミック皮膜で被覆された内部表面、及びガスタービンエンジンのタービンセクションに取付けられる後部フレームを有する。後部フレームは、その中に設けられかつそこから割れが伝搬した冷却孔を備えた表面を有する。方法は、ガスタービンエンジンからトランジションピースを取外すステップと、トランジションピースからセラミック皮膜を除去せずに又は後部フレームを取り外さずに、後部フレームの表面上にレーザビーム溶接法を実行することによって該後部フレーム内の割れを溶接補修するステップとを含む。レーザビーム溶接法は、表面上に溶加材を付着させるが該表面内の冷却孔を塞がない又はセラミック皮膜を溶融もしくは剥離させない。後部フレームの表面は次に、余分の溶加材を除去するように機械加工され、その後トランジションピースは、ガスタービンエンジン内に再据付けすることが

10

20

30

40

50

できる。

【0009】

本発明の別の態様は、上記のステップを含むプロセスによって補修されたトランジションピースである。

【0010】

本発明の技術的効果は、冷却孔を再穿孔加工することを必要とする余分の溶加材を付着させずに、トランジションピースを溶接補修することができることである。さらに、溶接法の低入熱は、溶接補修に先立ってトランジションピース内の皮膜を剥取り、次に溶接補修後にトランジションピースを熱処理する必要性を排除することができる。

【0011】

本発明のその他の態様及び利点は、以下の詳細な説明からより良好に理解されるであろう。

【図面の簡単な説明】

【0012】

【図1】産業用ガスタービンエンジンの単一環状燃焼器組立体の部分断面図。

【図2】トランジションピースの後部フレームの一部分及び冷却孔を含むその後部フレームのシールランド内に発生した割れを概略的に示す図。

【図3】図1及び図2に示すタイプの後部フレームを本発明による溶接プロセスを使用して溶接補修した結果を示す走査像。

【図4】図3の溶接補修部から余分の溶接材料を除去した結果を示す走査像。

【発明を実施するための形態】

【0013】

図1を参照して上記した産業用ガスタービン10のトランジションピース18に関して、本発明を説明する。そのようなものとして、例示的なトランジションピース18は、該トランジションピース18に取付けられたインピジメントジャケット22によって囲まれた外部表面、該トランジションピース18の外表面を遮熱するのに好適なTBC又はその他の皮膜系で被覆された内部表面、該トランジションピース18をガスタービンエンジンのタービンセクションの第一段に取付ける空気冷却式後部フレーム26を有する。さらに、本発明にとって興味があるトランジションピースは、それらの特定の実施例にはNimonic C263、Hastelloy X、Inconel 617及びUdimet 500のようなニッケル基合金が含まれる多様な材料で形成することができる。最後に、本発明は、例えば図2に概略的に示すように、後部フレーム26のシールランド28内の冷却孔から伝搬した割れの溶接補修を実行することを目的とする。冷却孔の一般的な構成は、約1.25～約15mmの中心対中心間隔及び約0.020～約0.080インチ（約0.5～約2.0mm）の直径を備える。しかしながら、本発明は、図1～図3に示す特定の構成を有するトランジションピースに限定されるものではなく、それどころか多様な燃焼器構成で使用されるその他のトランジションピースに適用可能である。

【0014】

TBCの溶融又は剥離及び冷却孔の閉塞を生じさせる可能性があるGTAWその他の高入熱溶接プロセスの上述の欠点を回避するために、本発明は、レーザビーム溶接(LBW)法を使用する。狭い範囲の溶接条件で作動させた場合に、レーザビーム溶接は、それに限定されないがターボ機械で使用される合金を含む多種多様な材料において割れない溶接継手を形成することができる低入熱溶接プロセスとなる。レーザビーム溶接プロセスの利点は、レーザビームの高エネルギー密度により、深くかつ狭い溶接部を形成することができることである。レーザビーム溶接に関連する追加の利点には、電子ビーム溶接で通常必要とされる真空チャンバ又は放射線シールドがない状態で、別の公知の低入熱溶接プロセスを実行することができることが含まれる。

【0015】

本発明で使用する好ましいレーザには、様々な固体YAGレーザが含まれると思われる。好適なレーザビーム溶接機の非限定的な実施例は、約200Wの平均出力能力及び約9

10

20

30

40

50

kWの最大出力能力を有する。レーザービーム溶接プロセスの好適な作動パラメータには、最大出力の約30～70%、例えば約2.7～約6.3の出力レベル、及び約0.2～約1.6mm、より好ましくは約0.35～約0.75mmのレーザースポット径が含まれる。別の作動パラメータは、例えば約2～15ミリ秒のパルス幅及び約1～約12Hzのパルス周波数のようなパルス作動モードを使用することであるが、連続作動モードも使用可能であることが予測できる。必要以上の実験なしに、移動速度のようなその他の作動パラメータを確定することができる。レーザービームの制御は、あらゆる好適なロボット機械で達成することができる。レーザービーム溶接プロセスは、例えば不活性シールドガス（例えば、アルゴン又はヘリウム）、活性シールドガス、或いは混合シールドガスを形成するこれらの組合せのようなあらゆる好適な環境内で実行することができる。

10

【0016】

レーザービーム溶接プロセスは、多くの場合に自生状態で（追加の溶加材を加えずに）実行されるが、後部フレームのシールランド上で溶加材を使用して溶接補修を実行して、シールランドの表面状態を維持することが好ましい。同時に、付着させる溶加材の量は、シールランドに設置した冷却孔内への溶加材の付着を回避するように制御しなければならない。好適な溶加材は、後部フレームの特定の組成に応じて決まるが、注目すべき実施例には、Nimonic C263（固溶体強化のためにモリブデンを付加した析出硬化性ニッケル-クロム-コバルト合金）、Haynes 230（固溶体強化ニッケル基超合金）、IN625（固溶体強化ニッケル基超合金）、IN617（固溶体強化ニッケル基超合金）、Hastelloy W（クロム及び鉄を含有するニッケル-モリブデン合金）のような市場購入可能な合金が含まれる。溶接時に、シールランド、特に割れの両側の材料がレーザービームによって加熱されるが、金属の一部が蒸発して、充填することを必要とする空洞（「キーホール」）を形成する程度までではない。それどころか、レーザービームは、割れの両側の材料と同時に溶加材を溶融させ、それにより融合させて溶接物を形成する働きをする。レーザービーム溶接法の後に、幾つかのケースでは、溶接補修トランジションピース18を熱処理することが望ましい場合がある。

20

【0017】

本発明に至る調査研究では、トランジションピースは、産業用ガスタービンエンジンにおける実使用から取外され、かつその後部フレーム内に該後部フレームのシールランド内の冷却孔から広がる割れを有することが判明した。トランジションピース及び後部フレームは、19～21重量%のクロム、19～21重量%のコバルト、5.1～6.1重量%のモリブデン、1.9～2.4重量%のチタン、0～0.6重量%のアルミニウム（2.4～2.8重量%のアルミニウム+チタン）、0.04～0.08重量%の炭素、0～0.6重量%のマンガン、0～0.2重量%の銅、0～0.005重量%のホウ素、0～0.7重量%の鉄、残部のニッケル及び不可避不純物の組成を有するNimonic C263で形成された。トランジションピースの内部表面は、セラミック遮熱コーティング（TBC）によって保護された。冷却孔は、約2mmの直径を有しかつ約2mm離れて間隔を置いて配置されていた。割れは、後部フレームの断面厚さを完全に貫通して延びており、割れを滑らかにした後に以下のパラメータ、つまり最大出力の約55%の出力レベル（約5kW）、約0.35mmのレーザースポット径、約9ミリ秒のパルス幅、約4Hzのパルス周波数、及び約0.5mm/秒の移動速度を使用して個々にパルスレーザービーム溶接を実行された。溶加材は、約22.0重量%のクロム、2.0重量%のモリブデン、14.0重量%のタングステン、0.3重量%のアルミニウム、0.5重量%のマンガン、0.4重量%のケイ素、0.10重量%の炭素、0.02重量%のランタン、残部（約57重量%）のニッケル及び不可避不純物の公称組成を有するHaynes 230であった。

30

40

【0018】

得られた溶接物の2つを図3に示しており、この図3から、冷却孔内への何らの大きな侵入もない状態で溶接物の僅かな盛上がりが生じていることが分かる。さらに、TBCの溶融又は剥離は全く観察されなかった。追加の割れが、後部フレーム内で同様な方法で溶

50

接され、その後研磨ホイール又はベルトを使用して手動で滑らかにすることによってシールランドを機械加工して、該シールランドの周囲表面から上方に突出した余分の溶接物を除去した。この滑らかにする工程の結果は、図4で見ることができる。これらの結果から、パルスレーザビーム溶接法は、発明の技術的效果は、冷却孔を再穿孔加工することを必要とする余分の溶加材を付着させずに、割れを成功裏に補修したと判断した。さらに、トランジションピースを溶接補修することができることである。さらに、溶接法の低入熱は、TBCを溶融又は剥離させないので、溶接補修に先立つTBCの剥取りは必要ないと判断した。また、溶接法の低入熱は、インピンジメントジャケットをトランジションピースから分解する必要性を排除しまた溶接補修後にトランジションピースを熱処理する必要性を排除すると判断した。従って、この溶接補修は、TBCを再施工しかつインピンジメントジャケットを再取付けする必要性を排除する。その結果、トランジションピースに実行されるレーザビーム溶接法は、トランジションピースの後部フレームを補修する従来の方法よりも安価かつ時間がかからないと判断した。

10

【0019】

特定の実施形態に関して本発明を説明してきたが、当業者がその他の形態を採用することができることは明らかであろう。従って、本発明の技術的範囲は、提出した特許請求の範囲によってのみ限定される。

【符号の説明】**【0020】**

- 10 エンジン
- 12 燃焼器
- 14 ライナ
- 16 組立体
- 18 部品
- 20 プレナム
- 22 ジャケット
- 24 空気
- 26 フレーム
- 28 ランド

20

【 図 1 】

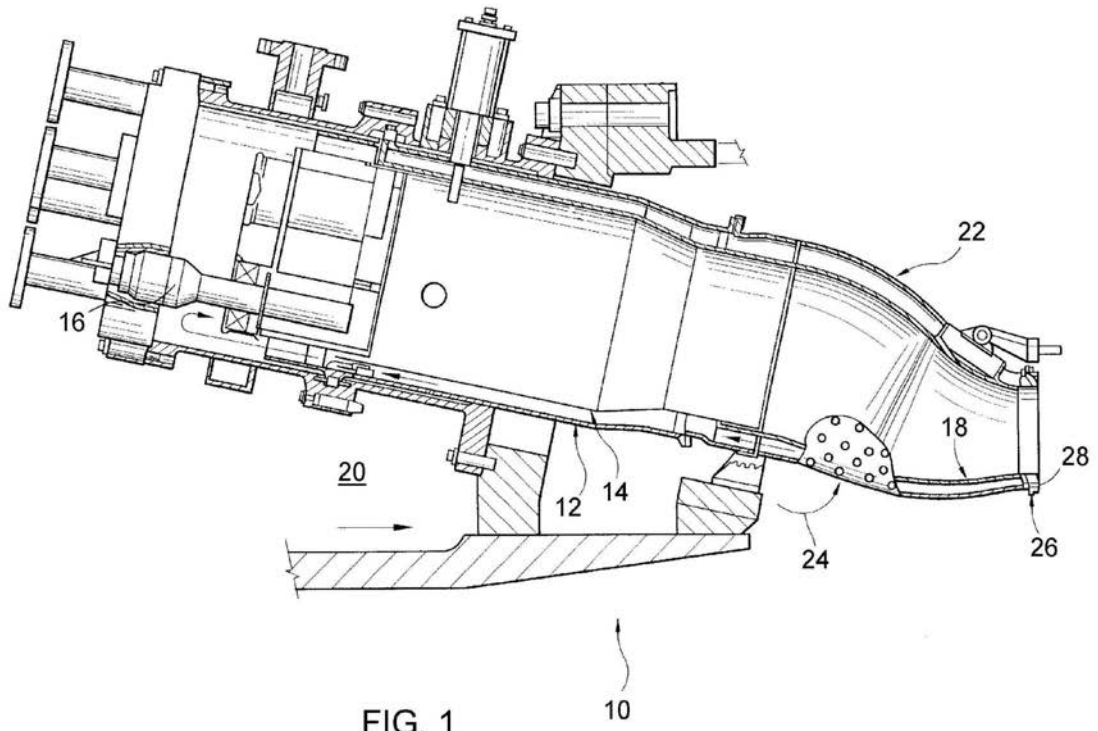


FIG. 1

【 図 2 】

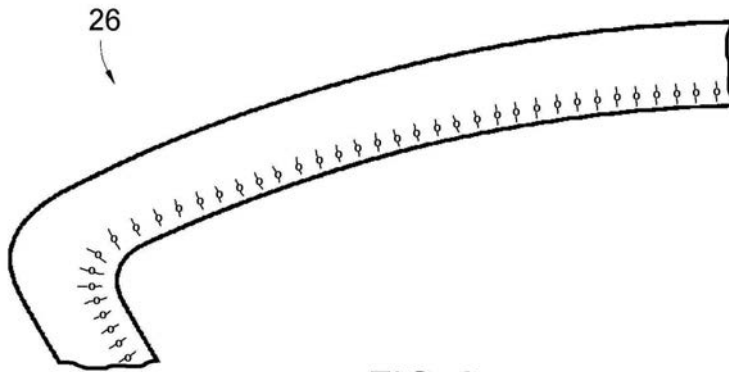


FIG. 2

【 図 3 】

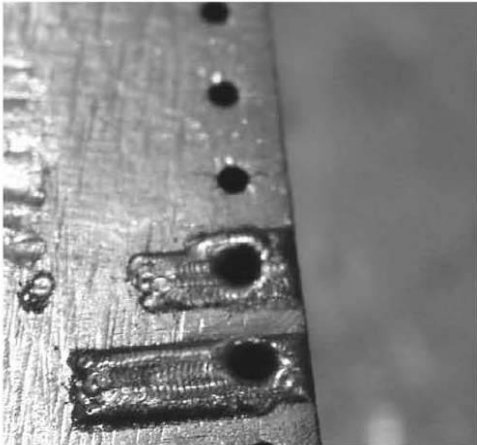


FIG. 3

【 図 4 】

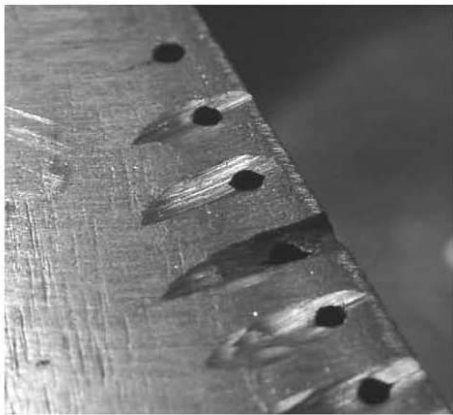


FIG. 4

フロントページの続き

- (72)発明者 スリカンス・チャンドルドゥ・コッティリンガム
アメリカ合衆国、サウスカロライナ州・29615、グリーンヴィル、ガーリングトン・ロード、
300番
- (72)発明者 ジーン・アーサー・マーフィー
アメリカ合衆国、ニューヨーク州・12345、スケネクタディ、リバー・ロード、1番
- (72)発明者 マシュー・ポール・バークビル
アメリカ合衆国、サウスカロライナ州・29615、グリーンヴィル、ガーリングトン・ロード、
300番