

(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2014-19432

(P2014-19432A)

(43) 公開日 平成26年2月3日(2014.2.3)

(51) Int.Cl.

F I

テーマコード (参考)

B 6 4 D 15/12 (2006.01)

B 6 4 D 15/12

B 6 4 F 5/00 (2006.01)

B 6 4 F 5/00

D

審査請求 未請求 請求項の数 20 O L (全 11 頁)

(21) 出願番号 特願2013-144063 (P2013-144063)
 (22) 出願日 平成25年7月10日 (2013.7.10)
 (31) 優先権主張番号 61/671, 204
 (32) 優先日 平成24年7月13日 (2012.7.13)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)
 (31) 優先権主張番号 13/685, 861
 (32) 優先日 平成24年11月27日 (2012.11.27)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 310022132
 エムアールエイ・システムズ・インコーポ
 レイテッド
 アメリカ合衆国、メリーランド州・212
 20、バルティモア、チェサピーク・パー
 ク・プラザ、103
 (71) 出願人 513175354
 ケリー・エアロスペース・サーマル・シス
 テムズ・エルエルシ
 Kelly Aerospace Thermal Systems, LLC
 アメリカ合衆国、オハイオ州・44094
 、ウィロウバイ、ロスト・ネーション・ロ
 ード、1625番

最終頁に続く

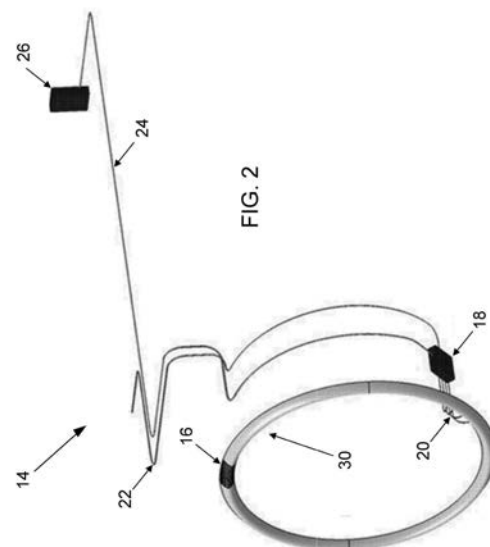
(54) 【発明の名称】 電気加熱素子を含むシステムおよびそれを据え付け使用する方法

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 外部機器または熱源を必要とせずに、実質的に任意の場所に加熱素子を据え付けまたは交換できるシステム及び方法を提供する。

【解決手段】 構成要素14上の表面に接着接合されるように適合された少なくとも1つの加熱素子16と、電源から加熱素子への電流の流れおよび持続時間を制御する手段18とを含む。制御手段は加熱素子を表面に接合するために接着剤を硬化するための第1の加熱サイクルを含み、表面に防除水をもたらすための第2の加熱サイクルを有する。

【選択図】 図2



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

構成要素を電氣的に加熱するためのシステムであって、

前記構成要素の表面に接着接合されるように適合された少なくとも 1 つの抵抗性加熱素子と、

電源から前記加熱素子への電流の流れおよび持続時間を制御する手段であって、前記加熱素子を前記表面に接合するために接着剤を硬化するための第 1 の加熱サイクルと、前記表面に防除水をもたらすための少なくとも第 2 の加熱サイクルとを有する、前記制御手段と

を備えるシステム。

10

【請求項 2】

温度フィードバック信号を発生して前記制御手段に伝えるための少なくとも 1 つの検出デバイスをさらに備える、請求項 1 記載のシステム。

【請求項 3】

前記少なくとも 1 つの検出デバイスが前記加熱素子内に埋め込まれた、請求項 2 記載のシステム。

【請求項 4】

前記制御手段がプログラム可能である、請求項 1 記載のシステム。

【請求項 5】

前記電源が、前記第 1 および第 2 の加熱サイクルのために前記加熱素子に電力を供給する、請求項 1 記載のシステム。

20

【請求項 6】

前記加熱素子への前記電流の前記流れおよび持続時間を調節するために、前記制御手段で制御されるように適合された加熱制御ユニットをさらに備える、請求項 1 記載のシステム。

【請求項 7】

前記制御手段が前記加熱制御ユニットを制御するように適合された主制御ユニットを備え、前記主制御ユニットはプログラマブルデバイスである、請求項 6 記載のシステム。

【請求項 8】

前記主制御ユニットは、第 1 および第 2 の加熱サイクルが予めプログラムされた常駐ソフトウェアを備える、請求項 7 記載のシステム。

30

【請求項 9】

前記主制御ユニットは、除水のためのサイクルおよび防水のためのサイクルがプログラムされた、請求項 7 記載のシステム。

【請求項 10】

前記加熱素子は前記表面に接合され、前記構成要素は航空機エンジンの吸気口端部である、請求項 1 記載のシステム。

【請求項 11】

前記加熱素子は前記表面に接合され、前記構成要素は航空機のエアfoil、翼、またはフェアリングからなる群から選択される、請求項 1 記載のシステム。

40

【請求項 12】

請求項 1 記載の前記システムを前記表面に取り付ける方法であって、

前記加熱素子の第 1 の側に接着剤を設けるステップと、

前記接着剤を用いて前記加熱素子を前記表面に付着するステップと、

前記加熱素子の第 2 の側に圧力を加えるステップと、

前記接着剤を硬化しそれによって前記加熱素子を前記表面に接合するために、前記加熱素子を用いて熱を発生するように前記制御手段を動作させるステップと、

氷の蓄積を防止し、または前記構成要素から氷を除去するために、前記加熱素子を用いて熱を発生するように前記制御手段を動作させるステップと

を含む方法。

50

【請求項 1 3】

抵抗性加熱素子の第 1 の側に接着剤を設けるステップと、
前記加熱素子を構成要素の表面に付着するステップと、
前記加熱素子の第 2 の側に圧力を加えるステップと、
前記接着剤を硬化しそれによって前記加熱素子を前記表面に接合するために、前記加熱素子を用いて熱を発生するステップと、
水の蓄積を防止するまたは前記構成要素から氷を除去する防除氷をもたらすために、前記加熱素子を用いて熱を発生するステップと
を含む方法。

【請求項 1 4】

前記加熱素子を動作させるために供給される電力が、前記加熱素子を接合することおよび防除氷をもたらすことの両方のために電流を供給する電源によって与えられる、請求項 1 3 記載の方法。

【請求項 1 5】

前記加熱素子は前記表面に接合され、前記構成要素は航空機エンジンの吸気口端部である、請求項 1 3 記載の方法。

【請求項 1 6】

少なくとも 1 つの検出デバイスから受け取った温度情報を用いて、前記発生するステップを制御するステップをさらに含む、請求項 1 2 記載の方法。

【請求項 1 7】

前記少なくとも 1 つの検出デバイスが前記加熱素子内に埋め込まれた、請求項 1 6 記載の方法。

【請求項 1 8】

前記加熱素子が、電源から前記加熱素子への電流の流れおよび持続時間を制御する手段を備える防除氷システムの構成要素である、請求項 1 2 記載の方法。

【請求項 1 9】

硬化サイクル、および少なくとも 1 つの防除氷サイクルを記憶し実行するように前記制御手段をプログラムするステップをさらに含む、請求項 1 8 記載の方法。

【請求項 2 0】

前記少なくとも 1 つの防除氷サイクルが、除氷サイクルおよび防水サイクルを含む、請求項 1 9 記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0 0 0 1】

本発明は一般に電気抵抗加熱素子に関し、より詳細には航空機上のナセルおよびエアフォイル防除氷のために用いられる加熱素子に関する。

【背景技術】

【0 0 0 2】

航空機のエアフォイル、飛行制御面、および他の空気力学的表面（a e r o d y n a m i c （a e r o） s u r f a c e）上への着氷は、それらの形状および輪郭を変化させ、これは航空機の制御に干渉を及ぼし制御不能につながり得る。さらにナセル、またはナセルの吸気口端部によって画定されるエンジン吸気口上への着氷は、流れの擾乱および氷の吸い込みを引き起こし得る。これらの理由により、凍結条件または高い高度で飛行することが予想される航空機は一般に、氷の蓄積を除去（除氷）し、かつ／または氷の蓄積を防止（防水）するように動作する防除氷システムが装備される。このようなシステムは熱的なものであり電気加熱素子を含み得る。

【0 0 0 3】

通常はナセルまたはエアフォイル保護のために用いられる電気抵抗加熱素子は、空気力学面のモールドライン側の内部または内側に取り付けられる。これらの素子はしばしば、硬化サイクルにて熱および圧力を用いて表面に接着接合される。これまでは、加熱素子を

10

20

30

40

50

表面に接合するために用いられる熱および圧力は通常は、炉またはオートクレーブなどの独立した外部供給源によって供給される。このような外部供給源は、有効な接合を達成するためにそれ自体の硬化サイクル制御を有する。別法として加熱素子は、製作時に空気力学面の積層され接合された構造の一部として形成することができる。

【0004】

従来は加熱素子を空気力学面に接合するために用いられる熱および圧力の外部供給源は、大型で高価な資本設備である。このような機器はしばしば複雑であり、接着剤、および一緒に接合される材料に対して接合プロセスが適切となるのを確実にするために独立にプログラムしなければならない。さらに、接合が行われる間に加熱素子および空気力学面の様々な部分を輸送し支持するためのツールおよび他の機器が必要である。

10

【0005】

高価であり時間がかかることに加えて上述のタイプのプロセスは、その作業のために必要な機器および／または専門的技術が直ちに利用可能でない場所での現場修理が必要な場合は、実行不可能となり得る。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0006】

【特許文献1】米国特許出願公開第2011/0010969号明細書

【発明の概要】

【0007】

本発明は表面上、たとえば航空機のナセル吸気口端部または他の空気力学面上に、電気抵抗加熱素子を据え付けるためのシステムおよび方法を提供する。さらに本発明は、このような方法において加熱素子として用いるために適合されたデバイスを提供する。

20

【0008】

本発明の第1の態様によれば、構成要素を電氣的に加熱するためのシステムは、接着剤を用いて表面に接着接合されるように適合された加熱素子と、電源から加熱素子への電流の流れおよび電流持続時間を制御する手段とを含む。制御手段は、加熱素子を表面に接合するために接着剤を硬化するように適合された第1の加熱サイクルと、第1の加熱サイクルとは異なり、表面に防除水をもたらすように適合された第2の加熱サイクルとを有する。

30

【0009】

本発明の第2の態様によれば、加熱素子を表面に取り付ける方法は、加熱素子の第1の側に接着剤を設けるステップと、接着剤を用いて加熱素子を表面に付着するステップとを含む。加熱素子の第2の側に圧力が印加されている間に、接着剤を硬化しそれによって加熱素子を表面に接合するように適合された第1の加熱サイクルを行うために、加熱素子を用いて熱が発生される。その後加熱素子を用いて、第1の加熱サイクルとは異なり、表面に防除水をもたらす第2の加熱サイクルを行うことができる。

【0010】

本発明の技術的効果は、外部機器または熱源を必要とせずに、実質的に任意の場所に加熱素子を据え付けまたは交換することを可能にできることである。さらに本発明は、加熱素子の接合および防除水機能のための制御された加熱サイクルをもたらすために、防除水システムのコントローラと、加熱素子内のまたは加熱素子に関連する温度制御デバイスとに、関連付けられたソフトウェアを用いることを可能にする。

40

【0011】

本発明の他の態様および利点については以下の詳細な説明からさらに理解されよう。

【図面の簡単な説明】

【0012】

【図1】本発明を実施することができる航空機エンジンを概略的に示す図である。

【図2】加熱素子とそのための制御システムとを備える、防除水システムを概略的に示す図である。

50

【図 3】図 2 の加熱素子の一部分のより詳細な図を概略的に示す図である。

【発明を実施するための形態】

【0013】

本発明は一般に、表面上に電気加熱素子を据え付け動作させる方法に関する。具体的には本発明は、航空機用の防除氷システムの一部として、空気力学面たとえばナセル、エアフォイル、翼前縁、フェアリング、および航空機の他の同様な構成要素に防除氷をもたらすことができる、電気加熱素子およびシステムに関する。しかし他の用途も考えられ、したがって本明細書で述べられる実施形態は、本発明の範囲を空気力学面に限定するものと見なされるべきではない。

【0014】

図 1 には、高バイパスターボファンエンジン 10 の非限定的な例が示される。空気はエンジン吸気口 12 を通ってエンジン 10 内に吸い込まれ、エンジン吸気口 12 の前縁はエンジンナセルの吸気口端部によって画定される。吸気口端部 12 は、エンジン 10 が地上にある間および特に飛行条件下で、氷結条件を受ける。図 2 は、図 1 のエンジン 10 の吸気口端部 12 の場合などの、吸気口端部区間 30 に取り付けられた少なくとも 1 つの抵抗性加熱素子 16 を備える、防除氷システム 14 を示す。図 3 は、図 2 の逆の角度から見た加熱素子 16 のより詳細な図を示す。加熱素子 16 は、やはり吸気口端部区間 30 に搭載することができる他の加熱素子（図示せず）とは独立に動作するように適合させることができる。区間 30 には、図 1 の吸気口 12 を完全に覆うように十分な数の加熱素子 16 を設けることが好ましい。加熱素子 16 がそれに固定された状態で吸気口端部区間 30 は、氷の蓄積を除去（除氷）する、およびより好ましくは氷の蓄積を防止（防水）するためにエンジン吸気口 12 に配置することができる。

【0015】

加熱素子 16 に適した設計および材料は、当技術分野で知られている様々な電気加熱素子を含む。図 2 および図 3 に示される加熱素子 16 は、米国仮出願第 61/671,218 号に開示されたタイプの例示の抵抗性加熱素子を表し、加熱素子構造の設計および材料に関するその内容を参照により本明細書に組み込む。加熱素子 16 は、温度フィードバック信号を生じるように加熱素子 16 内に埋め込まれた、たとえば抵抗温度検出器（resistance temperature detector: RTD）、熱電対など、1 つまたは複数の一体化された温度センサ（図示せず）を有する構造をもつことが好ましい。

【0016】

図 2 はさらに、加熱素子 16 に供給される電流のレベルおよび持続時間を制御することにより素子 16 によって発生される熱を調節するために、配線 20 によって加熱素子 16 と温度センサとに接続された加熱制御ユニット（heating control unit: HCU）18 を示す。HCU 18 はさらに、HCU 18 を電源（図示せず）に接続するように適合された電源ハーネス 22 と、HCU 18 を主制御ユニット（main control unit: MCU）26 に接続する第 2 の電源ハーネス 24 とに接続されているのが示される。電源ハーネス 22 を通して HCU 18 に供給される電力はたとえば、図 1 に示されるタイプの航空機エンジン上で通常利用可能な 115 VAC とすることができる。MCU 26 は、HCU 18 したがって加熱素子 16 を制御するように適合された常駐ソフトウェアを有するプログラマブルデバイスであることが好ましい。当業者はこのようなソフトウェアを理解しているので、本明細書ではさらに詳述しない。MCU 26 からハーネス 24 を通して送られる制御信号は、たとえば 28 VDC とすることができるが、より高いまたはより低い電圧も考えられる。

【0017】

動作時には MCU 26、HCU 18、加熱素子 16、および温度センサは相互に作用して、加熱素子 16 によって発生される熱およびその結果として、加熱素子 16 に関連付けられた温度センサによって検出される吸気口端部区間 30 の温度を調節する。加熱素子 16 に供給される電流のレベルおよび持続時間は HCU 18 によって調節され、HCU 18

は温度フィードバック信号の補助を受けてMCU 26によって制御される。

【0018】

本発明の好ましい一態様はそれによって加熱素子16が、吸気口端部区間30の表面などの、表面に接合される方法である。より具体的には、所望の防水および除水機能をもたらすように加熱素子16への電流の流れを制御することに加えて、HCU 18およびMCU 26は、加熱素子16を吸気口端部区間30に接合することができる硬化サイクル時に、加熱素子16が熱を発生することを可能にするように加熱素子16を制御するように適合される。したがって加熱素子16は、共にMCU 26内にプログラムされた、少なくとも1つの防除水サイクルと、別の異なる硬化サイクルとの両方で利用されるように適合される。加熱素子16を吸気口端部区間30（または他の適当な表面）、より具体的には吸気口端部区間30の内面に接合するために用いられる加熱素子16の表面は、接合の前に清浄化されることが好ましい。この表面すなわち吸気口端部区間30の内面には、フィルム状接着剤（図示せず）を付着することができる。好ましい接着剤は非限定的に、 Al_2O_3 またはSiCなどの高い熱伝導性と電気絶縁特性を有するセラミックを含む1つまたは複数の充填剤を含むことができる、シリコーンゴムから構成される。次いで加熱素子16は、吸気口端部区間30の内面に接して配置される。

10

【0019】

好ましくは、加熱素子16上のそれが接合される表面と反対側に、圧力パッド（図示せず）が配置される。圧力パッドは接着剤硬化プロセス時に、適切な締め付け圧力、好ましくは約15から90 psiを生じる。圧力パッドは、重りまたは真空バッグなど非常に簡単な装置でよい。加熱素子16に十分な圧力が加えられた後に、加熱素子16を吸気口端部区間30に接合するために硬化サイクルを行うことができる。この目的のために、エンジン動作時に防除水（除水および／または防水）サイクルを行うように加熱素子16を動作させるために用いられるように、加熱素子16は、硬化サイクルを行うためにHCU 18を通して同じ配線ハーネス22および24により電源およびMCU 26に接続することができる。硬化サイクル時には接着剤は、加硫を受け架橋または重合される。このような接合プロセスは加熱素子16への圧力の印加を含むことが好ましく、これは炉またはオートクレーブなどの追加的な外部の熱源を必要とせずに、簡単な圧力パッドと、加熱素子16によって発生される熱とを組み合わせ、印加することができる。硬化サイクルの最適な温度、持続時間、および圧力の設定は、用いられる特定の接着剤の硬化特性によって決まる。非限定的な例としてMCU 26は、加熱素子16と吸気口端部区間30の間に配置された接着剤フィルムを硬化させるために45 psiの圧力で、加熱素子16は45分間で約120 °F（約48 °C）の温度まで加熱され、次いで15分間で制御された変化率で250 °F（約120 °C）までランプ状に上昇し、その後周囲条件までの温度の制御された低下が続く硬化サイクルを実行するように予めプログラムすることができる。接着剤が硬化した後にMCU 26は、それによって加熱素子16がたとえば400 °F（約205 °C）までの温度の除水および／または防水機能を行うことができる、1つまたは複数の異なるプログラムを実行するように動作させることができる。好ましい除水および防水サイクルは、吸気口端部区間30上の氷結を除去および／または抑止するために必要に応じて延長することができる持続時間の間、約60 °Fから約200 °F（約15 °Cから約95 °C）の温度にて加熱素子16を動作させることであると考えられる。

20

30

40

【0020】

加熱素子16に一定の電力を供給しそれによって一定温度サイクルを維持するよりむしろ、電力を節約するために除水および／または防水サイクルの電力レベルはパルス化することが好ましい。たとえば電力は、一度に加熱素子16全体というよりむしろ、順次的なパターンにて吸気口端部区間30の周りの加熱素子16の特定の区間に供給することができる。加熱素子16の交互の区間を加熱する別法としてまたは追加として、加熱素子16が一定の温度に保持された場合に必要となるより高い温度まで短い持続時間の間に、加熱素子16の温度を増加させることができる。

【0021】

50

硬化サイクルは典型的には４つの段階を含む。温度が最初に制御された変化率で増加される第１の段階、温度が比較的一定に保たれる第２の段階、温度が再び上昇されて一定に保たれる第３の段階、および制御された冷却を有する第４の段階である。加熱素子１６の温度は、許容できる機械的特性を生じるように、制御された変化率で増加され冷却されることが好ましい。温度が特定の滞留時間の間一定に保たれる硬化サイクルの第２の段階および第３の段階は、一般に除氷および／または防水サイクルより長い。たとえば除氷および／または防水サイクル時には電力は、防除氷のために吸気口端部３０の周りに急速にパルス印加することができる。これと対照的に硬化サイクル時には温度は、接着剤を適切に硬化させるために十分な延長された時間の間一定の温度に保たれなければならない。

【００２２】

10

本発明について特定の実施形態によって説明してきたが、当業者なら他の形を採用することもできることは明らかである。たとえば防除氷システム１４は、図に示された実施形態とは外観および構造が異なってもよく、システムの各構成要素の機能は、構造が異なるが、同様な（必ずしも等価でない）機能の能力がある構成要素によっても行うことができ、記載されたものを適切な材料で置き換えることもできる。したがって本発明の範囲は添付の特許請求の範囲のみによって限定されるべきである。

【符号の説明】

【００２３】

- １０ エンジン
- １２ 吸気口
- １４ システム
- １６ 素子
- １８ ＨＣＵユニット
- ２０ 配線
- ２２ ハーネス
- ２４ ハーネス
- ２６ ＭＣＵユニット
- ３０ 区間

20

【図 1】

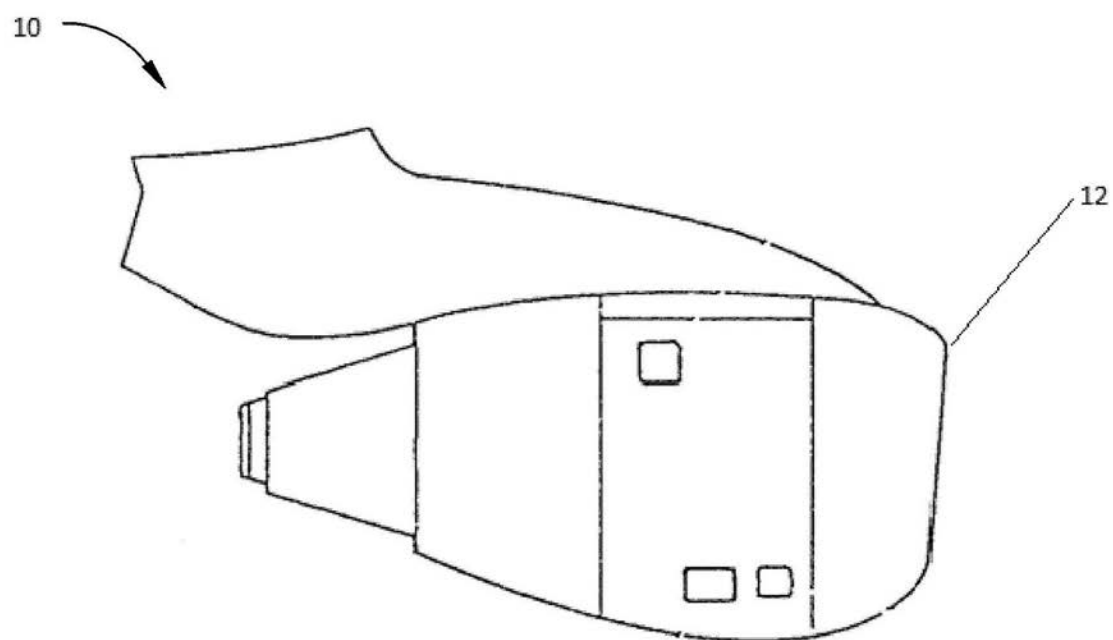
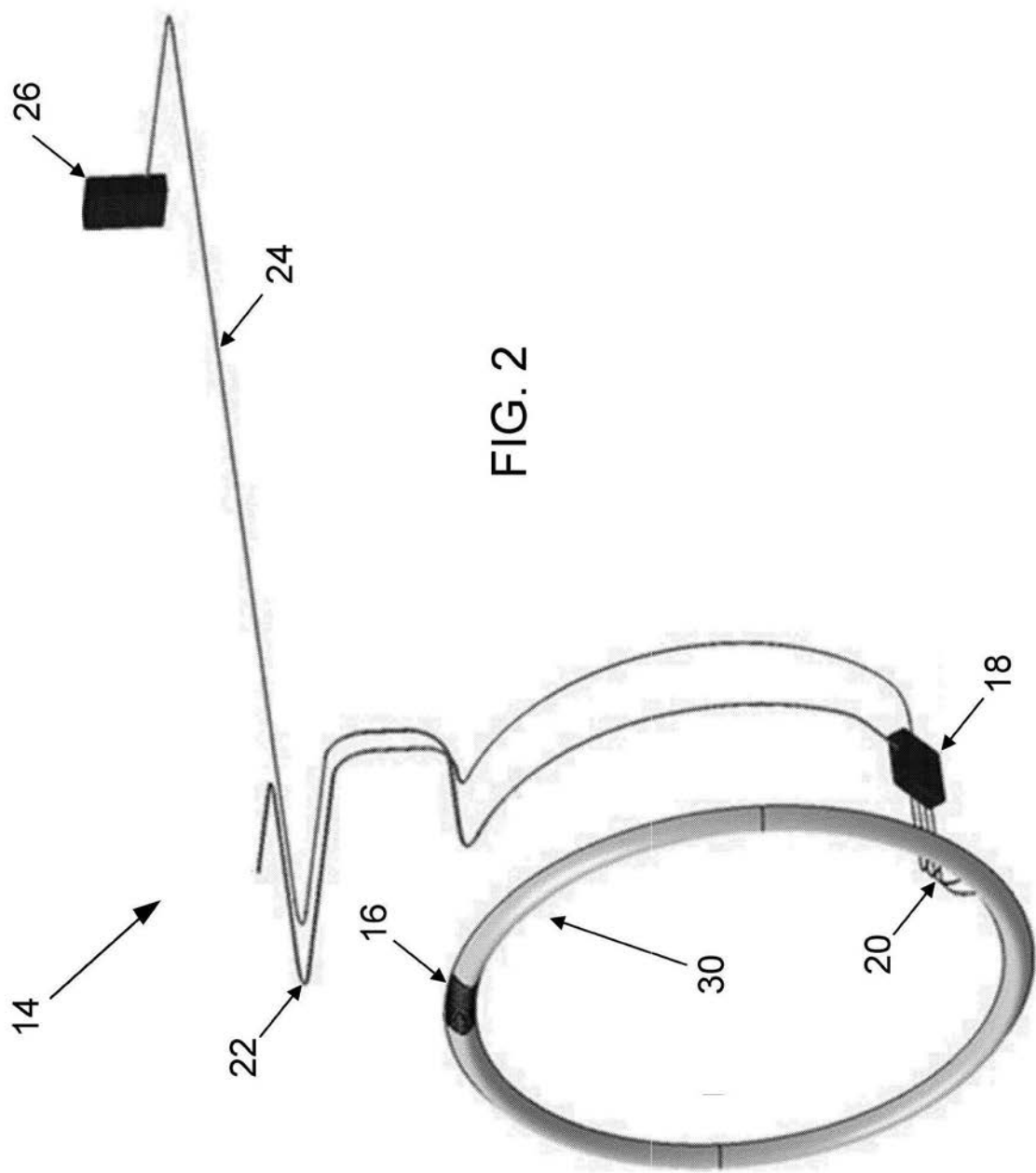


Fig 1

【 図 2 】



【図 3】

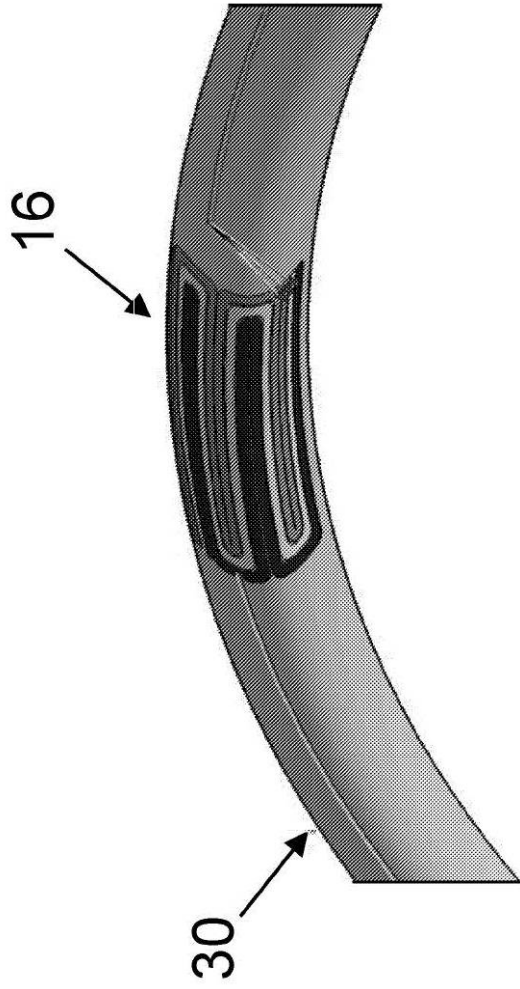


FIG. 3

フロントページの続き

(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

(72)発明者 デイヴィッド・パトリック・カルダー

アメリカ合衆国、メリーランド州・21220、ボルティモア、チェサピーク・パーク・プラザ、
103番

(72)発明者 ジュリアン・アレキサンダー・オピフィシウス

アメリカ合衆国、イリノイ州・61111-4766、ラブス・パーク、クリフォード・アベニュー、
1354番

(72)発明者 マーク・フェアバート

アメリカ合衆国、イリノイ州・61111-4766、ラブス・パーク、クリフォード・アベニュー、
1354番

(72)発明者 エリック・トーマス・ペダーソン

アメリカ合衆国、オハイオ州・44094、ウィローバイ、ロスト・ネイション・ロード、162
5番

(72)発明者 デイヴィッド・セニット・フロスドーフ

アメリカ合衆国、オハイオ州・44313、アクロン、キャッスル・ブールヴァード、303番