

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第4915745号
(P4915745)

(45) 発行日 平成24年4月11日(2012.4.11)

(24) 登録日 平成24年2月3日(2012.2.3)

(51) Int.Cl.	F 1
FO2C 7/047 (2006.01)	FO2C 7/047
B64D 33/00 (2006.01)	B64D 33/00 Z
FO2C 9/00 (2006.01)	FO2C 9/00 A
FO2C 9/18 (2006.01)	FO2C 9/18

請求項の数 13 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2007-526523 (P2007-526523)
(86) (22) 出願日	平成17年9月12日 (2005.9.12)
(65) 公表番号	特表2008-510913 (P2008-510913A)
(43) 公表日	平成20年4月10日 (2008.4.10)
(86) 国際出願番号	PCT/FR2005/050733
(87) 国際公開番号	W02006/032808
(87) 国際公開日	平成18年3月30日 (2006.3.30)
審査請求日	平成19年7月10日 (2007.7.10)
(31) 優先権主張番号	0452110
(32) 優先日	平成16年9月21日 (2004.9.21)
(33) 優先権主張国	フランス (FR)

前置審査

(73) 特許権者	509265313 エアバス オペラシオン (エス. ア. エス)) フランス・F-31060・トゥールーズ ・ルート・ドゥ・バイオヌ・316
(74) 代理人	100123869 弁理士 押田 良隆
(72) 発明者	ジャケーフランシロン, ピエール フランス, F-31330, グレネード, シェア, ギヤロンヌ, アレ, デ, セバスト ポール, 28
(72) 発明者	シェヌ, ジル フランス, F-31300, トゥールーズ ・リュ, ドュ, フォワイエ, トゥールーズ ・9

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】アイドリング回転数での飛行機のエンジン用の着氷防止装置および関連する着氷防止方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

付着した氷の量を感知し、飛行機のエンジン(2)の吸気口内に配置された少なくとも1つのセンサー(1)と、

前記氷の付着量を測定(3)し、かつ前記付着量を閾値(S)と比較(4)するシステム、および

閾値を超える検出に対し応答を開始するようになっている起動システム(5)

とからなるアイドリング回転数での飛行機のエンジンの着氷防止装置において、

起動システム(5)が、エンジン回転数の制御手段を備えたエンジン制御システム(7)に接続され、前記応答が、エンジン制御システム(7)により一定時刻に作動するよう仕組まれたエンジンのアイドリング回転数の上昇からなることを特徴とする装置。 10

【請求項 2】

起動システム(5)が、警報装置(6)または飛行機の制御盤にエンジン回転数を上昇させる命令を表示する装置に接続され、前記応答が警報装置(6)を起動することまたは前記命令を表示することからなることを特徴とする請求項1に記載の装置。

【請求項 3】

起動システム(5)またはエンジン制御システム(7)が、エンジンの吸気口温度を測定する手段(8)に接続され、前記吸気口温度および測定した氷の付着量に応じてエンジンの回転数の上昇の継続時間を管理する手段を含むことを特徴とする請求項1または2に記載の装置。

【請求項 4】

前記測定システムおよびエンジン制御システムのうちの少なくとも一方が、
記憶手段と、ならびに
着氷条件に対応する継続時間を累算し、かつ、前記エンジン回転数上昇のタイミングを
前記累算に適合させる計算手段と、
を備えることを特徴とする請求項 3 に記載の装置。

【請求項 5】

前記センサーが、着氷を受けるエンジンの表面に組み込まれ氷の面積を測定する表面プローブを備えることを特徴とする請求項 1 ~ 4 のいずれか 1 項に記載の装置。

【請求項 6】

前記センサー(1)が、エンジンに入る空気流を受ける振動フィンガープローブを備えることを特徴とする請求項 1 ~ 5 のいずれか 1 項に記載の装置。

10

【請求項 7】

前記起動システム(5)が、エンジンの上流部のホットエアー排出および戻しシステム(22)に接続されることを特徴とする請求項 1 ~ 6 のいずれか 1 項に記載の装置。

【請求項 8】

エンジンのある要素の少なくとも 1 つの壁の上の氷の付着量を測定する工程(10)と、

測定した氷の付着量を閾値と比較する工程(11)と、
閾値を超える検出に対し応答を開始する工程(12)、

20

とからなることを特徴とし、

除氷工程を実行するために閾値を超えたことに応答してエンジン回転数を上昇させる工程(13)をさらに含むことを特徴とするアイドリング回転数での飛行機のエンジンの除氷方法。

【請求項 9】

エンジン制御システムにより、着氷状況の継続時間を表す記憶されたパラメーター(15)に応じてエンジン回転数の上昇を一定時刻に作動するよう仕組み、前記パラメーターに応じて前記継続時間を調節する工程(14)を含むことを特徴とする請求項 8 に記載の除氷方法。

【請求項 10】

30

閾値を超えたことに応答してエンジンの上流部にホットエアーを戻す工程を含むことを特徴とする請求項 8 または 9 に記載の除氷方法。

【請求項 11】

除氷工程が始まるまたは始まる予定であることを警告装置でパイロットに知らせる工程を含むことを特徴とする請求項 8 に記載の除氷方法。

【請求項 12】

エンジン回転数を上昇させる前記工程がファンの回転数 N 1 の 70 % にまで達することを特徴とする請求項 8 に記載の除氷方法。

【請求項 13】

40

前記応答が、ファンの回転数 N 1 の 70 % にまで達するエンジン回転数の上昇からなることを特徴とする請求項 8 に記載の除氷方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、アイドリング回転数での飛行機のエンジン用の着氷防止装置および方法に関するものである。

【背景技術】

【0002】

飛行機、特に旅客機は、運転の制約上、特に離陸前の待機時間の都合上、エンジンのアイドリング中、強力な着氷条件に晒される時間がある。

50

【0003】

エンジンが作動しているのにもかかわらず、これらの条件により、エンジンの静的（または非静的）上流部、特に、エンジンのアイドリング時に低速で回転する通常ファンと呼ばれる低圧コンプレッサーのブレード上、あるいはファンの下流側の固定部分または特にファンを取り囲む部位内のエンジン室（nacelle）の前部の内壁に大量の氷が付着するおそれがある。

【0004】

エンジンの着氷を低減する方法として、エンジンの通常の防水を確実にする基本的方法が存在する。

【0005】

これらの方法は、回転部分に付着した氷を遠心分離するためにエンジンの回転速度を定期的に上昇させるとともに、エンジンの固定部分に付着する可能性のある氷を除去するために、ファンの下流側のエンジン空気流の温度を上げることを含む。

【0006】

これらの方法は、乗務員に対し、着陸時および離陸時前の外気温での地上走行工程の間、着氷条件での経過時間の監視を要求するものである。

【0007】

さらに、これらの方法は、想定された着氷条件に達すると系統的に実行されるが、付着した氷または霜の実際の量を考慮するものではなく、燃料消費の増加および空港の不要な汚染の原因となる。

10

【0008】

飛行時の着氷状況を検出するために氷検出システムは存在する。これらのシステムは、飛行機が氷をもたらす雲の中を飛行する際に情報を伝達する氷感知素子を具備するプローブに基づくものである。

20

【0009】

これらの装置は、乗務員に警告することが主な目的であるが、飛行機への着氷防止システムを自動的に起動するためにも使用することができ、信頼の置ける情報を提供するためには空気流を必要とするプローブを備える。

【0010】

そのようなプローブをエンジンの吸気口に設置し、エンジンが吸引する空気流に晒すことができるので、それにより、飛行機が地上で作業を行っている時でも情報を提供することが可能である。

30

【0011】

この場合において、プローブは氷の存在を示す警報を与えるのに使用されるが、そのプローブでは実際に付着した氷の量を測定することができない。

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0012】

本発明は、実際に測定された氷に応じて除氷工程を適用するためだけの、付着した氷の量または厚さを検出する装置をまず第1に含む、アイドリング回転数での飛行機のエンジンの各部分の着氷防止装置を提供することを目的とする。

40

【課題を解決するための手段】

【0013】

これを実現するため、本発明は第1に、付着した氷の量を感知し、飛行機のエンジンの吸気口内に配置された少なくとも1つのセンサーと、前記付着量を測定し、且つ前記付着量を所定の閾値と比較するシステムと、および所定の閾値を超える検出に対し応答を開始するようになっている起動システムからなることを特徴とするアイドリング回転数での飛行機のエンジンの着氷防止装置に関する。

【0014】

この応答は特に警報装置を起動することまたはエンジン回転数を上昇させる命令を制御

50

盤に表示することから構成することができる。

【0015】

有利な実施例によれば、本発明は、パイロットをエンジンの着氷状況を監視するという任務から解放することが可能な飛行機のエンジンの着氷防止装置を提供することを目的とする。この形態によれば、本装置はエンジンの回転数の制御手段を含むエンジン制御システムに接続され、前記応答は、エンジン回転数の上昇を含む。

【0016】

好ましくは、起動システムまたはエンジン制御システムは、エンジンの吸気温度を測定する手段に接続され、前記吸気温度、および測定した氷の量に応じてエンジンの回転数の上昇の継続時間を管理する手段を含む。

10

【発明の効果】

【0017】

さらに本発明は、主として、エンジンのある要素の少なくとも1つの壁の上の氷の付着量を測定する工程と、測定した氷の付着量を所定の閾値と比較する工程と、所定の閾値を超える検出に対し応答を開始する工程とからなる、アイドリング回転数での飛行機のエンジンの着氷防止方法も包含するものである。

【0018】

有利には、本方法は、エンジン回転数を上昇させる工程、または所定の閾値を超えたことに応答してエンジンの上流部にホットエアーを送る工程をさらに含む。

【0019】

本発明の好ましい実施例によれば、本方法は、エンジン制御システムにより、着氷状況の継続時間を表す記憶されたパラメーターに応じてエンジン回転数の上昇を一定時刻に作動するよう仕組み、前記パラメーターに応じて前記継続時間を調節する工程からなる。

20

【0020】

本発明のその他の特徴および長所は、本発明の非限定的な実施例として示した添付の図面を参照してなされた以下の詳細な説明を読むことにより、よりよく理解されよう。

【発明を実施するための最良の形態】

【0021】

上述したように、本発明による着氷防止装置は、図1に示すような飛行機のエンジンの吸気口20に付着した氷の量の検出に基づくものである。これを行うために、本装置は、付着した氷の量を感知し、エンジン2の吸気口内におけるこのエンジンの着氷を示す場所に配置された、少なくとも1つのセンサー1を含む。

30

【0022】

着氷を示す場所は着氷条件での試験および測定により決められ、この場所は、当該エンジンの構成によって、図1に示すようなファン21の前、あるいはファンの後ろであってもよい。

【0023】

図2により詳細に図示する本装置は、センサー1によって検出された氷の付着量を測定するシステム3を含む。その測定システムはセンサーのケースと一体化するか、エンジンの作動の管理コンピューターなどのエンジン制御システム7の近傍に配置することができる。

40

【0024】

さらに本装置は、前記付着量を所定の閾値Sと比較するシステム4および起動システム5からなる。比較システムは測定システム3または起動システム5と一体化することができるが、後者は、所定の閾値を超過した検出に対して応答を開始するためのものである。

【0025】

所定の閾値は飛行機のコンピューターに入っているデータの一部である。この一部のデータは、通算地上走行時間またはエンジンアイドリング時間などの外部データ、ならびに、特に外気温である外部条件を基にして計算されたデータとすることができるが、エンジンが許容する氷の付着量の最大限度値に対応する固定データとすることもできる。

50

【0026】

「応答」とは、エンジンを除氷するための過程を開始することを指し、本発明によれば、ある量の氷が検出されると応答が実行される。

【0027】

エンジンを除氷するために最もよく用いられる過程はエンジンのアイドリング回転数を上昇させることである。

【0028】

簡単な実施例によれば、起動システム5は飛行機の制御盤の警報装置6に接続され、応答には、警報装置6を起動することまたはエンジン回転数を上昇させる命令を制御盤に表示することが含まれ、パイロットはエンジンの除氷を行うためにエンジンの回転数の上昇を行う任務を負う。

10

【0029】

この場合、本装置は、パイロットによって印加されるエンジンの加速を検出する手段を含むことができ、この加速に応じたエンジンの正しい除氷に適合した継続時間に対する警報を維持するように構成することができる。

【0030】

この実施例は以前の方法と比較して、パイロットに対し着氷状態およびエンジンのアイドリング時間を監視し、系統的かつ定期的なエンジン加速工程を実施することを強いることをしなくなり、有効な時にのみこれらの除氷工程を実行することができるという長所を既に有する。

20

【0031】

特に図2に示された好ましい実施例によれば、起動システム5は、エンジン回転数の制御手段からなるエンジン制御システム7にさらに接続され、前記応答は、エンジン制御システム7により一定時刻に作動するよう仕組まれたエンジンのアイドリング回転数の自動上昇からなる。

【0032】

除氷に必要なエンジン回転数の上昇がファン21の回転数N1の70%にまで達するので、パイロットは本装置が起動された時に警告されるのが好ましいため、警報装置は保持される。

【0033】

30

この実施例によれば、除氷工程を開始するためにエンジン回転数は自動的に上昇され、この場合、警報は、たとえばパイロットが飛行機を減速できるよう、除氷工程が始まるまたは始まる予定であることをパイロットに知らせる警告である。

【0034】

本発明の第1の実施例によれば、起動システム5またはエンジン制御システム7は、エンジンの吸気口温度測定手段8に接続され、測定した吸気口温度と、氷の付着量に応じてエンジンの回転数の上昇の継続時間を管理する手段を含む。

【0035】

実際、本発明によれば、この防水方法は最適化され、この最適化は、この防水に対して実際に必要且つ十分な継続期間にわたって、エンジン加速工程を制限することを必要とし、この継続時間は、監視される部分に付着した氷の量に依存するだけでなく、他の部位にも著しく氷が付着するおそれのある厳しい状況であり得る外部条件にも依存する。

40

【0036】

代替的または補完的実施例によれば、本装置は、エンジンの上流部のホットエアー排出および戻しシステム22に接続される。したがって本装置は最初にホットエアー排出弁23を開き、一般的には、氷が付着する可能性のあるエンジンの重要な部分の除氷を、このホットエアーをこれらの重要な部分に、またはこれらの重要な部分の上流部に送ることによって最適化しつつ、エンジンの適切な作動に影響を及ぼすことなくホットエアーを排出することができる低圧または中圧力の圧縮機段などのエンジンの高温部にホットエアーを排出する。

50

【0037】

本発明による装置によって制御されるそのようなホットエアー排出システムを使用することにより、このシステムを具備するエンジンにおいてエンジンの加速工程を制限すること、あるいはなくすことが可能であり、したがってエンジンの燃料消費および騒音公害を低減することができる。

【0038】

本発明による装置はさらに、記憶手段と、ならびに着氷条件に対応する継続時間の累算を行い、エンジン回転数の上昇のタイミングを前記累算に適合させる計算手段とを備える。これらの手段は前記測定システム3およびエンジン制御システム7のうちの一方に備えることができる。

10

【0039】

センサー1は、着氷を受けるエンジンの表面に組み込まれ氷の面積を測定する表面プローブで構成することができるが、好ましくは、エンジンに入る空気流を受ける振動フィンガープローブで構成される。複数のセンサーを吸気口の複数の異なる場所に配置することができる。

【0040】

振動フィンガープローブは、電子発振回路の作用により40Hz程度の周波数で振動する円筒形ロッドと、前記プローブの振動周波数を検出する回路とを含む磁歪センサーを有するプローブである。ロッドの振動周波数はセンサーへの氷の付着量の増加に応じて減少するので、監視対象部位内の氷の付着量の測定値が得られ、所定の値であるか、飛行機の運転条件に応じて動的に定義された値である着氷閾値を基にして除氷装置を起動することができる。

20

【0041】

このように、除氷装置の動作原理により、本発明によるアイドリング回転数での飛行機のエンジンの除氷方法を実施することができる。

【0042】

図3に概略的に示したこの方法は、エンジンのある要素の少なくとも1つの壁の上の氷の付着量を測定する工程10と、測定した氷の付着量を所定の閾値と比較する工程11と、所定の閾値を超える検出に対し応答を開始する工程12とからなる。応答は、上述したように、警報16を起動することからなってもよいが、好ましい実施例によれば、応答は、所定の閾値を超えたことに応答してエンジン回転数を上昇させる工程13とができる。本例によるこの工程の継続時間は、記憶された条件に依存し、本方法は、エンジン制御システムにより、着氷状況の継続時間を表す記憶されたパラメーター15に応じてエンジン回転数の上昇を一定時刻に作動するよう仕組み、前記パラメーターに応じて前記継続時間を調節する工程14を含む。

30

【0043】

前記継続時間が終了するか、または測定した氷の付着量が下限を下回ると(工程17)、エンジンの回転数はアイドリングに減少し、システムは待機状態に戻る。

【0044】

本発明は、説明してきた実施例に限定されるものではなく、特にエンジン制御システムは、パイロットによる制御操作または手動によるエンジン回転数上昇の操作など外的な事象が発生した時、エンジン回転数を上昇させる命令をキャンセルすることができる、外的事象を検出する手段を含むことができる。

40

【図面の簡単な説明】

【0045】

【図1】本発明によるセンサーを具備する飛行機のエンジンの断面略図である。

【図2】本発明による装置の実施例の略図である。

【図3】本発明による防水方法の略図である。

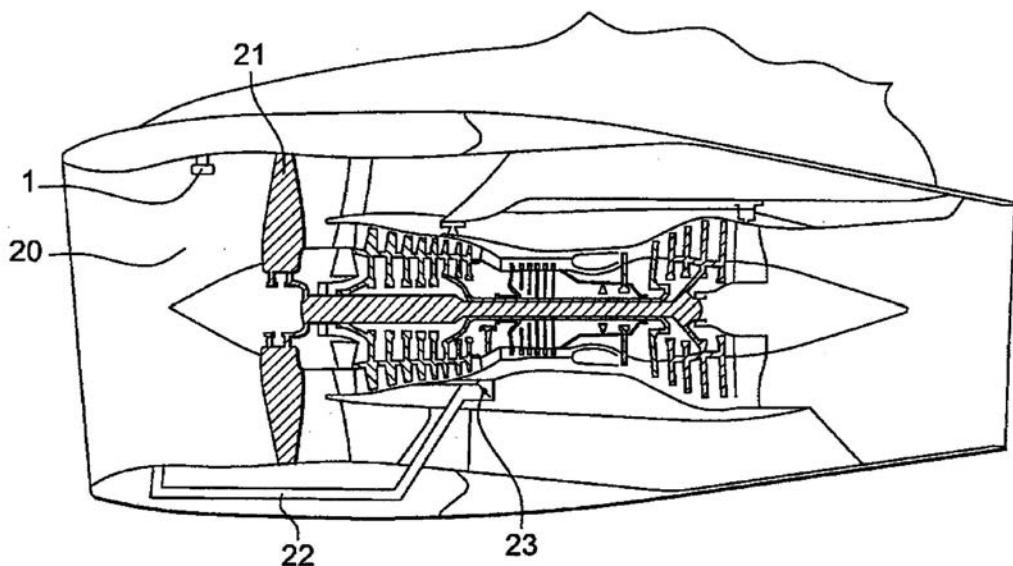
【符号の説明】

【0046】

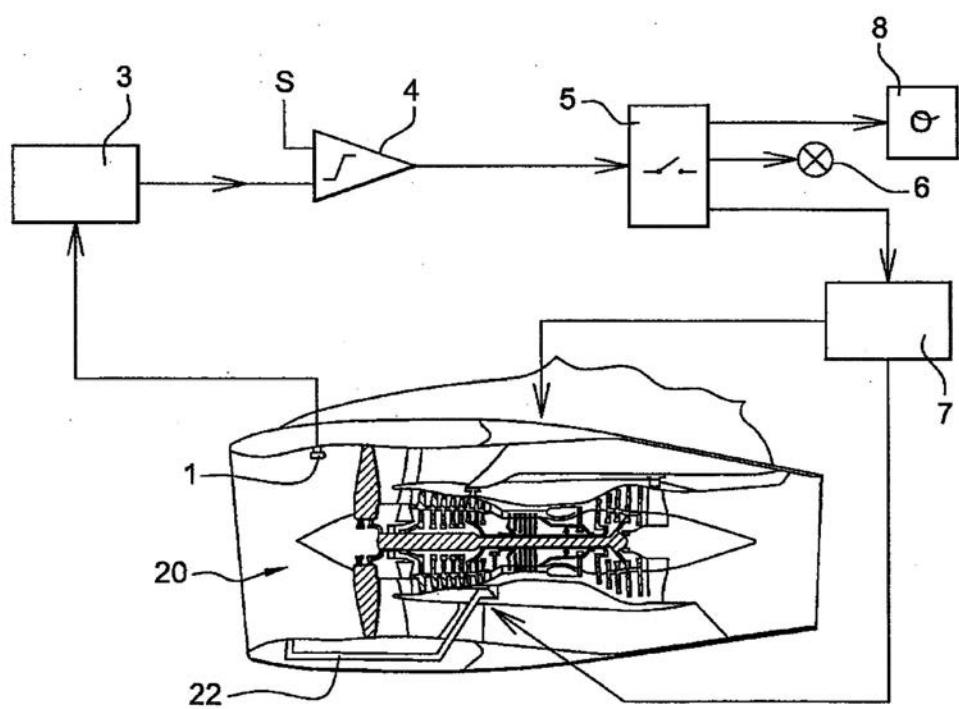
50

1	センサー	
2	エンジン	
3	測定システム	
4	比較システム	
5	起動システム	
6	警報装置	
7	制御システム	
8	測定手段	
10	測定工程	
11	比較工程	10
12	開始工程	
13	回転数の加速工程	
14	調節工程	
15	記憶	
16	警報	
17	測定工程	
20	吸気口	
21	ファン	
22	ホットエアー排出・戻しシステム	
23	ホットエアー排出弁	20

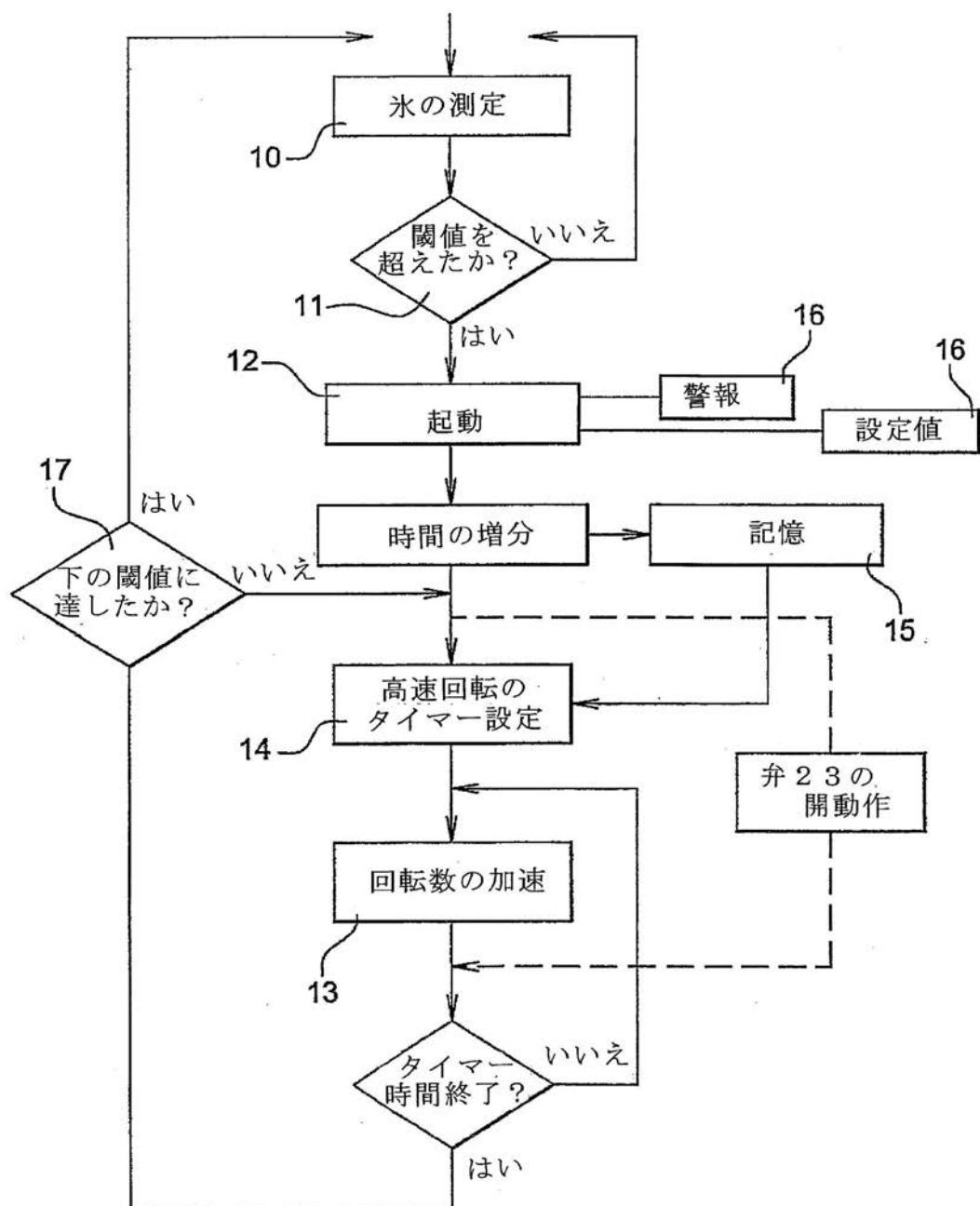
【図1】



【図2】



【図3】



フロントページの続き

審査官 藤原 弘

(56)参考文献 米国特許第04852343(US, A)

特表平05-500489(JP, A)

米国特許第05398547(US, A)

米国特許第05765779(US, A)

米国特許第05018873(US, A)

米国特許第4467599(US, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F02C 7/047

F02C 9/00

F02C 9/18

B64D 33/00