

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第4787832号
(P4787832)

(45) 発行日 平成23年10月5日(2011.10.5)

(24) 登録日 平成23年7月22日(2011.7.22)

(51) Int.Cl. F I
B 6 4 D 37/32 (2006.01) B 6 4 D 37/32
B 6 4 D 13/08 (2006.01) B 6 4 D 13/08

請求項の数 11 (全 10 頁)

(21) 出願番号	特願2007-526362 (P2007-526362)	(73) 特許権者	509203120
(86) (22) 出願日	平成17年8月11日(2005.8.11)		エアバス オペラツィオンス ゲゼルシャ フト ミット ベシュレンクテル ハフツ ング
(65) 公表番号	特表2008-509841 (P2008-509841A)		ドイツ連邦共和国 2 1 1 2 9 ハンブル ク クリートスラーク 1 0
(43) 公表日	平成20年4月3日(2008.4.3)	(74) 代理人	100106002
(86) 国際出願番号	PCT/EP2005/008747		弁理士 正林 真之
(87) 国際公開番号	W02006/018225	(74) 代理人	100114775
(87) 国際公開日	平成18年2月23日(2006.2.23)		弁理士 高岡 亮一
審査請求日	平成20年7月4日(2008.7.4)	(74) 代理人	100120891
(31) 優先権主張番号	102004039669.8		弁理士 林 一好
(32) 優先日	平成16年8月16日(2004.8.16)	(74) 代理人	100122426
(33) 優先権主張国	ドイツ(DE)		弁理士 加藤 清志
(31) 優先権主張番号	60/602,444		
(32) 優先日	平成16年8月16日(2004.8.16)		
(33) 優先権主張国	米国(US)		

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機への空気供給

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空機のための空気冷却装置であって、第一の抽気位置と、第一ラインと、第二ラインと、排気管と、を含み、

前記第一の抽気位置は第一空気調整装置から第一冷却空気を抽気するよう設計され、
前記第一ラインは、抽気が行われた後、供給空気を冷却するために前記第一冷却空気を供給するように設計され、

前記第二ラインは、前記供給空気を不活性ガス生成システムへ供給するよう設計され、
前記供給空気の冷却が行われた後、前記第一冷却空気は前記排気管を經由して排出され

、
前記排気管の通路は、該通路内に設けられた可動蓋により前記排気管における負圧を制御可能または調整可能である、

空気冷却装置。

【請求項 2】

前記第一の抽気位置は前記第一空気調整装置のラムエアチャネルに配置され、
前記供給空気の冷却は熱交換器内で行われ、
抽気が行われた後、前記供給空気を冷却する前に、前記第一冷却空気は第一温度を有し

、
冷却が行われる前に、前記供給空気は第二温度を有し、

前記第一温度は、前記第二温度よりも低い請求項 1 記載の空気冷却装置。

【請求項 3】

さらに、第二の抽気位置を含み、

__前記第二の抽気位置を經由して第二冷却空気は第二空気調整装置の第二ラムエアチャネルから抽気され、

__抽気が行われた後、前記供給空気を冷却する前に第二冷却空気は第三温度を有し、

__前記第三温度は前記第二温度より低く、

__抽気が行われた後、第一冷却空気は第二冷却空気と混合され、混合が行われた後、前記供給空気を冷却するために使用される請求項 2 に記載の空気冷却装置。

【請求項 4】

さらに、第一バルブを含み、

__前記第一バルブを經由して前記供給空気の全体量は制御可能または調整可能である請求項 1 から 3 のいずれかに記載の空気冷却装置。

10

【請求項 5】

さらに、第一温度センサを含み、

__前記第一温度センサによって第四温度が測定可能であり、

__前記第四温度は冷却が行われた後の前記供給空気の温度である請求項 4 に記載の空気冷却装置。

【請求項 6】

さらに、第二バルブと、前記熱交換器のブリッジと、を含み、

__前記ブリッジを交差する通過域は前記第二バルブによって制御可能または調整可能である請求項 5 に記載の空気冷却装置。

20

【請求項 7】

さらに、第一制御装置を含み、

__前記第一制御装置は前記第一バルブまたは前記第二バルブを制御もしくは調整するか、または前記第一温度センサによって第五温度を測定する請求項 6 に記載の空気冷却装置。

【請求項 8】

さらに、第二制御装置と、第二温度センサと、第三バルブと、の群から選ばれる少なくとも一つの要素を含み、

前記第二制御装置が含まれている場合において、前記第一制御装置は前記第二制御装置と設計が異なり、

30

前記第二制御装置が含まれている場合において、前記第一制御装置が故障したときには、前記第二制御装置が前記第一制御装置の機能を引き継ぎ、

前記第二温度センサが含まれている場合において、前記第一温度センサが故障した場合には、前記第二温度センサが前記第一温度センサの機能を引き継ぎ、

前記第三バルブが含まれている場合において、前記第一バルブが故障した場合には、前記第三バルブが前記第一バルブの機能を引き継ぐ請求項 7 に記載の空気冷却装置。

【請求項 9】

請求項 1 から 8 のいずれかに記載の空気冷却装置を含む航空機。

【請求項 10】

航空機における空気冷却方法であって、

第一抽気位置を經由して第一空気調整装置から第一冷却空気を抽気する工程と、

供給空気を前記第一冷却空気によって冷却する工程と、

前記供給空気の冷却が行われた後、不活性ガス生成システムへ前記供給空気を供給する工程と、

40

前記供給空気の冷却が行われた後、前記第一冷却空気を排気管から排出する工程と、

前記排気管の通路内に設けられた可動蓋により前記排気管における負圧を制御または調整する工程と、を含む空気冷却方法。

【請求項 11】

さらに、第二抽気位置を經由して第二空気調整装置から第二空気を抽気する工程と、

第一の抽気された冷却空気と第二の抽気された冷却空気とを前記供給空気の冷却のため

50

に供給する工程と、

前記供給空気の冷却が行われた後、排気管を経由して前記第一および第二冷却空気を出す工程と、を含み

前記第一抽気位置は前記第一空気調整装置のラムエアチャンネルに配置され、

前記第二抽気位置は前記第二空気調整装置のラムエアチャンネルに配置され、

前記供給空気の冷却は熱交換器内で行われる請求項 10 に記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本出願は2004年8月16日出願の米国仮出願の特許出願番号第60/602,444号の出願日の利益を有する。また、2004年8月16日に提出されたドイツ特許出願番号第10 2004 039 669.8号において開示されたことは本願明細書に引用されたものとする。

【0002】

本発明は航空機の空気の冷却に関する。特に本発明は、航空機における空気冷却装置、航空機における空気の冷却方法、航空機における対応する空気冷却装置の使用法、同様に対応する空気冷却装置を含む航空機に関する。

【背景技術】

【0003】

航空機において、いわゆるオンボード（航空機上）の不活性ガス生成システム（以下OBIGGSといい、すなわち航空機の不活性ガスを生成するシステムである）が、用いられる。これらのOBIGGSシステムは、例えば酸素を燃料タンクから移すために使われる窒素を生成するのに役立つ。

【0004】

エンジンからのまたは補助タービン（APUs）からの冷やされた抽気（Zapfluft）が、不活性ガスを生成するための空気の源として使われる。200度の温度を有する熱い抽気は、特定の温度に冷され、特定の圧力に弛緩されなければならない。従来の解決法では、抽気が冷やされる空冷式の熱交換機を提供する。抽気量および圧力は、遮断バルブを用いて調整される。冷却するために、外部の空気が、使われる。そして、航空機が飛行中に、それは、ラムエアチャンネル（ラム空気流路）によってラムエア（ラム空気）として提供される、航空機が陸上にあるときは、接地点は付加的な装置（ファン、ジェットポンプ）によって提供される。OBIGGSのための抽気温度は、バイパス弁および温度センサによって調整される。

【0005】

OBIGGSシステムのために抽気の準備をするにあたり、空気を冷却された熱交換基と、ファンまたはジェットポンプの追加的な装備を有する個別のラムエアチャンネルとは、地上の作業のために提供される。追加的なラムエアチャンネルを備えると、必然的に航空機の重量が追加される。既存の航空機にラムエアチャンネルを取り付けることは、多くの問題と関連する。また、追加的なラムエアチャンネルは飛行中における相当の空気抵抗を作出する。二つの追加的な開口（ラムエアチャンネルの入口及び出口）は、構造を弱め、対応する補強を必要とし、結果的に追加的な重量となる。

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

航空機における改良された空気冷却を提供することが本発明の目的である。

【課題を解決するための手段】

【0007】

本発明の一実施例によれば、請求項1において記載されるように、上記の目的は航空機における空気冷却装置によって解決される。該装置は第一抽気位置と、第一ラインと、第二ラインと、を含み、前記第一抽気位置を経由して第一の冷却空気は第一空気調整装置か

ら抽気される。抽気が完了した後、第一ラインを經由して、第一空気冷却装置は供給空気を冷却するために供給される。そして、抽気が完了した後、供給空気は不活性ガス生成システムへ供給される。

【0008】

空気調整装置から冷却空気を抽気することによって、陸上、飛行中の両方において、空気冷却装置に冷却空気を供給することが確実にされる。これは個別のラムエア入口チャンネルを必要とせず、その結果航空機全体の重量が効果的に減じられ、航空機胴体の安定性も高められる。また、空気調整装置から冷却空気をを用い、追加的なラムエアチャンネルを回避することで、そのような追加的なラムエアチャンネルを原因とする追加的な空気抵抗が回避される。有利に、本発明による空気冷却装置は、航空機においてより小型で簡単に取り付けられる。

10

【0009】

本発明の他の実施例によれば、請求項2において記載されるように、第一抽気位置は、第一空気調整装置のラムエアチャンネルの中または上に配置される。供給空気の冷却は、熱交換機の中で行われる。抽気が行われた後、供給空気を冷却する前に、第一冷却空気は第一温度を有する。冷却が行われる前に、供給空気は第二温度を有する。第一温度は第二温度より低い。

【0010】

第一抽気位置を空気調整装置のラムエアチャンネルの中に配置することによって、有利に空気調整装置における冷却のために用いられる吐出空気（ラムエア）は、供給空気を冷却することに用いられる。有利に、供給空気の冷却は、熱交換機の中で行われ、その結果、効果的な熱の移行が確実にされる。

20

【0011】

本発明の他の実施例によれば、請求項3において記載されているように、空気冷却装置はさらに排気路を有する。供給空気の冷却が行われた後、第一冷却空気は排気路を經由して抜き取ることができ、排気路の通過域は制御可能または調整可能である。有利に、飛行中に熱交換機のための冷却空気の必要量が、冷却空気の供給量を超えた場合、冷却空気の処理能力が増加するよう、排気路の通過域を開けることが可能となる。

【0012】

本発明の他の実施例によれば、請求項4において記載されるように、空気冷却装置は第二抽気位置を含む。第二抽気位置を經由して、第二空気は第二空気調節装置の第二ラムエアチャンネルから抽気される。抽気が行われた後、供給空気を冷却する前、第二空気は第三温度を有し、第三温度は第二温度よりも低い。また、抽気が行われた後、第一冷却空気は第二冷却空気と混合され、混合が行われた後、供給空気を冷却するために用いられる。

30

【0013】

有利に、冷却空気の準備に関連する代理機能性は確保される。二つの抽気位置（または関連づけられたパイプラインまたはバルブ等）のうちの一つが故障した場合、熱交換機への適当な冷却空気の供給が、対応する他の抽気位置によって行われる。このことは、機上（オンボード）の作動の安全を相当改良する。

【0014】

本発明の他の実施例によれば、請求項5において記載されるように、空気冷却装置は第一バルブを含む。第一バルブを經由して、供給空気の全体量は制御可能または調整可能である。

40

【0015】

有利に、第一バルブを經由して、OBIGGSシステムへの空気の供給は遮断されることができ、例えば熱交換機の機能不良の間、OBIGGSシステムへ非常に熱い空気（供給空気）が流れることが止められる。このことは、機上（オンボード）の作動の安全を相当改良する。

【0016】

本発明の他の実施例によれば、請求項6において記載されるように、空気冷却装置は温

50

度センサを含む。温度センサによって第四温度が測定可能である。第四温度は冷却が行われた後の供給空気の温度に対応する。

【0017】

熱交換機の背後の供給空気または冷却が行われた後の供給空気の温度を監視することで、有利に供給空気の温度における望まない変化を考慮に入れることができる。または、そのような温度変化は対応する調整メカニズムまたは制御メカニズムによって対応される。たとえば、温度センサは重複するように設計されてよい。

【0018】

本発明の他の実施形態によれば、請求項7に記載されているように、冷却装置はさらに第二バルブと熱交換機のブリッジを含み、ブリッジを横切る通過域は第二バルブによって制御可能または調整可能である。

10

【0019】

たとえば、本発明による供給空気をブリッジ（橋渡し）またはバイパス（側管を通す）することは第二バルブによって対応して調整される。このようにして、熱交換機の背後の供給空気の温度の調整が可能となる。この方法で、たとえば、熱交換機の区憂う回路において直接干渉することなくオンと調節を達成することができる。

【0020】

本発明の他の実施形態によれば、請求項8に記載されているように、冷却装置はさらに第一制御装置を含む。第一制御装置は第一バルブまたは第二バルブを制御または調整し、または第一温度センサを経由して第五温度を測定する。

20

【0021】

有利に、バルブの電子的制御もしくは調整、温度の電子的監視は、空冷回路の重要なパラメータ、たとえば供給空気の全体的な処理容量や、熱交換機によって空冷されていない熱交換機を通る空気の量を、迅速で正確に入手することを可能にする。

【0022】

本発明の他の実施形態によれば、請求項9に記載されているように、空気冷却装置はさらに第二制御装置、第二温度センサ、第三バルブの群れからなる少なくとも一つの要素を含む。これに関連して第一制御装置は第二制御装置と異なる設計であり、第一制御装置が故障した場合、第二制御装置が第一制御装置の機能を引き継ぐ。第一温度センサが故障した場合、第二温度センサが第一温度センサの機能を引き継ぐ。第一バルブが故障した場合、第三バルブが第一温度センサの機能を引き継ぐ。

30

【0023】

このことは航空機が機上で危機的な状況にある場合でも、たとえば一つまたは複数のシステムが故障すると、たとえば異なる設計の複数の制御装置を取り付け、それぞれの制御装置を異なる配置とするような制御装置の代理機能性に基づいて、制御バルブもしくは調整バルブ、または温度センサの代理機能性のために、信頼できる供給空気の冷却や、OBIGGSシステムへ供給する供給空気の対応する調整や制御が確実にされる。

【0024】

本発明のさらなる目的、実施形態および効果はさらなる独立項において提供される。

【0025】

本発明の他の実施形態によれば、請求項12に記載されているように、航空機における空気冷却の方法は述べられる。方法は、第一抽気位置を経由して第一空気調節装置から第一空気を抽気摺る高知恵と、第一冷却空気から供給空気を冷却する工程と、冷却が行われた後、不活性ガス生成システムへ供給空気を供給する工程と、を含む。有利に、方法は、追加的なラムエア入口チャンネルを追加する必要なく、OBIGGSシステムのための供給空気の冷却を提供することが述べられる。この効果により、航空機の追加的な空気抵抗が回避され、追加的なラムエア入口チャンネルの結果航空機の構造を振りに予分けることが防止される。

40

【0026】

発明のさらなる効果は従属項において述べられる。

50

【発明を実施するための最良の形態】**【0027】**

下記に、本発明の好ましい実施形態が、図面を参照して述べられる。

【0028】

次の図面の記述において、同一の参照符号は同一または類似する要素に用いられる。

【0029】

図1は空気冷却装置の代表的な略図である。空気冷却装置は特に、OBIGGSシステム(図1に図示せず)のために抽気26を冷却するために用いられる。装置はシステムへ供給される抽気26を冷却する熱交換機17を原則的に含む。

【0030】

抽気26は、エンジンまたは補助電源装置(APUs)から供給される。典型的に、抽気または供給空気26はおよそ200度であり、この温度は熱交換機内で低減される。この効果のため、抽気26は入口ライン18を経由して熱交換機17に供給され、冷却され、その後ライン19を経由して空気流としてOBIGGSへ供給される。熱交換機は空冷されたものである。この配置において、空気の冷却は、ラムエアチャネル22、23を経由して運ばれる冷却空気10によって行われる。さらに、陸上ではジェットポンプまたはファン24が備えられ、対応する空気冷却の処理容量が確保される。続いて、冷却空気25は周囲へ流される。

【0031】

温度センサ12は熱交換機における抽気26を監視するために提供される。さらに、安全装置である遮断バルブ13が備えられ、これによりOBIGGSシステムへの抽気の流れ3が止められる。さらに、熱交換機はパイプライン21およびバイパスバルブによってバイパス(側管)を通され、温度調節が可能となる。

【0032】

抽気26の量および圧力は、バルブ13によって制御できる。別々の熱交換機17とラムエアチャネル22、23が存在すると、航空機の追加的な重量が生じる。別々の熱交換機17とラムエアチャネル22、23を既存の航空機に取り付けることは、多くの問題と関連づけられる。ラムエアチャネル22、23は飛行中の追加的な空気抵抗の原因となる。二つの追加的な開口(ラムエアチャネルの入口及び出口)は構造を弱め、対応する補強を必要とし、追加的な重量が生じる。さらに、追加的な熱交換機17は追加的な維持努力も要する。

【0033】

図2は本発明による空気冷却装置を通じて冷却空気を抽気するために用いられる空気調整装置4の代表的な略図である。図2に示すように、航空機の空気生成システム(AGS)の空気調整装置4(包み)は、圧縮機6と、タービン201と、コンデンサ202と、水分離機203と、リヒータ204と、主熱交換機7と、熱交換機205と、いわゆる空気旋回機ファン206と、複数のバルブ208、209、210と、を有する空気冷却回路を含む。

【0034】

航空機の空気生成システムは客室や操縦席の空気調整や圧力をかけることに用いられる新鮮な空気を生成するために用いられる。エンジンまたは補助電源装置からの抽気が空気生成の空気源に用いられる。温度がおよそ200度の熱い抽気は、空気生成システムにおいて冷却され、緩和される。飛行中にラムエアチャネル28からのラムエア10として供給され、地上では空気旋回機ファン206によって供給される外部の空気は、冷却のために用いられる。空気生成システム(AGS)は二つの類似する空気調整装置4を含む。

【0035】

本発明の実施形態によれば、空気調整装置内において空気の抽気が可能な位置に、位置が設けられる。これに関連して、抽気された冷却空気の温度は、これによって冷却される供給空気の温度よりも低い。たとえば、第一抽気位置は空気調整装置4のラムエアチャネル28であってよい。

10

20

30

40

50

【 0 0 3 6 】

図 3 は本発明の実施形態による空気冷却装置の代表的な略図である。図 3 に示すように、空気冷却装置は原則的に第一抽気位置、第二抽気位置、供給ライン 1 8、1 9 および熱交換機を含む。もちろん、たとえば、さらなるラムエア入口チャネル 8、9 の上のようなさらなる抽気位置が備えられてもよい。このように代理機能性がさらに増加して、システムの故障の可能性が低減される。

【 0 0 3 7 】

これに関連して空気冷却装置の第一抽気位置は、第一の A G S 熱交換機または空気調整装置 4 のラムエアチャネル 8 の中または上に配置され、このラムエアチャネル 8 を通じて冷却空気 1 0 が流れる。冷却空気 1 0 は、対応する低い温度の外部の空気である。これと対照的に、第二の A G S 熱交換機または空気調整装置 5 は、ラムエアチャネル 9 を通じて外部の空気が流れる。

10

【 0 0 3 8 】

両方の抽気位置 1、2、はパイプライン 2 2 で連結され、抽気された冷却空気が熱交換機 1 7 に供給される。少なくともとも一つのパック 4、5 の電源が入れられ、作動可能であり、少なくともとも一つのラムエア入口チャネル 8、9 が部分的にでも相手さえいれば、冷却空気を O B I G G S 熱交換機に供給することは、地上でも飛行中でも確実にできる。このことはラムエアチャネル 8、9 の両方の冷却空気の平行した分岐を必要とする。戻らないバルブ 6、7、が分岐ライン 2 2 に取り付けられ、故障して飛行中にラムエアチャネル 8、9、が閉じたままになった場合に、空気が逆流することを防止する。冷却空気の量は調整されなくてよい。空気調整装置 4、5 のラムエア入口チャネル 8、9 と分岐ライン 2 2 は、A G S や O B I G G S のすべての飛行中の状態や作動の状態のもとに、O B I G G S 熱交換機 1 7 のために冷却空気が必要となる量が適量になるように寸法を決められる。

20

【 0 0 3 9 】

すべての飛行条件及び作動条件のもとで、O B I G G S 熱交換機 1 7 に冷却空気の必要な量を供給することができないこととなった場合に、O B I G G S 出口チャネル 2 3 が調整可能なように設計される。この場合、O B I G G S 出口チャネル 2 5 は蓋（またはバルブのようなもの）2 7 を含む。これは、冷却空気の量が、達成されるべき O B I G G S のために抽気に必要な温度に関して適切だった場合には、最適な固定位置にある。一方、冷却空気の量が十分でなかった場合には、前記蓋（またはバルブのようなもの）2 7 は O B I G G S 出口チャネル 2 3 における大きな負の圧力を生成し、このため O B I G G S 熱交換機を横切る圧力に差が生じて、冷却空気の処理量が増す。

30

【 0 0 4 0 】

ファンまたはジェットポンプなどの追加的な装置 2 4 によって、熱交換機 1 7 への冷却空気 1 0、1 1 の適切な供給は地上において確実にされる。

【 0 0 4 1 】

たとえばエンジンまたは補助電源装置によって供給される供給空気 2 6 は、パイプライン 1 8 を経由して熱交換機 1 7 へ供給される。次の事項は O B I G G S システムに供給される抽気に適用される必要事項である。航空機の種類によって、毎秒 0 . 0 1 から 0 . 1 2 k g の量が供給されなくてはならない。温度は 7 6 プラスマイナス 6 であり、抽気の最小限の圧力はおよそ 1 . 7 パール（相対的な圧力である）である。また、安全性の理由から、O B I G G S システム（空気供給を含む）全体の故障の可能性は $1 0^{-4}$ 以上であってはならない。限界値として $1 0^{-9}$ がいわゆるオーバーヒート（過熱）（タンクの供給温度が 2 0 0 を超える可能性）が提供される。

40

【 0 0 4 2 】

本発明の実施形態によれば、これらの要求はシステム全体で満たされなくてはならない。

【 0 0 4 3 】

O B I G G S システムに供給される冷却された供給空気 1 6 に必要な温度は、熱交換機 1 7 およびバイパスラインと対応するバルブ 2 0 を経由して供給される。このようにして

50

、バイパス 21 を経由して、冷却されていない供給空気と、熱交換機 17 から出てパイプライン 19 中にある冷却された供給空気とを混合することができる。このことは、たとえばパイプライン 19 の供給空気の温度が、OBIGGS システムに必要な温度を下まわった場合に要求される。

【0044】

パイプライン 19 の供給空気の温度は温度センサ 12 によって測定される。また、バルブ 13、36 は、OBIGGS システムに供給される供給空気の合計量を制御又は調整するために備えられる。この目的のため、二つのバルブ 13、36、温度センサ 12 およびバイパスバルブ 20 は、ライン 28 から 35 を経由して対応する制御装置 14、15 に連結される。これに関連して制御装置 14、15 はバルブ 13、20 および 36 を制御または調整し、温度センサ 12 を監視し、このようにパイプライン 19 の中の供給空気の温度を制御または調整する。

10

【0045】

空気冷却装置の故障の可能性を最小限にするため、および/またはシステムを最大限利用可能とするために、さまざまな代理機能性が提供される。たとえば、さまざまな空気調整装置 4、5 が冷却空気を供給するために提供されてよく、さまざまなバルブ 13、36 は OBIGGS への空気の供給を安全に遮断するために提供されてよい。さらに、逆止めバルブ 6、7 とは別に、さらに逆止めバルブが提供されてよい。また、さらなるバイパス 21 および対応するさらなるバルブ 20 が提供されてよい。このためバイパスの一つまたはバルブの一つが故障した場合でも、さらなる供給空気バイパスが利用できる。また、複数の温度センサ 12 がシステムの安全性をさらに高めるために提供されてよい。

20

【0046】

温度及び供給空気の流れを調整することは、異なる設計の制御装置 14、15 によって行われる。特に、制御装置 14、15 は航空機の異なる位置に配置され、制御装置の両方も同時に損傷する可能性を最小限とする。制御装置 14、15 の一つが故障した場合、対応する他方の制御装置 14、15 が故障した制御装置の機能を引き継ぐ。

【0047】

本発明は、空気を冷却する OBIGGS 熱交換機に供給するにあたり、重量がより軽い、より小型の解決方法における有利な効果を提供する。このことは別々のラムエア入口チャネルを必要とせず、このため特に、重量が節約される。さらに、本発明による解決方法によると、航空機においてより小型の取り付けが結果としてできる。なぜなら追加的なラムエア入口チャネルの必要がなく、追加的な航空機抵抗が回避され、ラムエア入口チャネルに起因し、取り付けに関連して航空機の構造が弱まることもないからである。さらに、これに関連する追加的な補強や追加的な重量も必要でない。

30

【0048】

本発明の実施は図に示される好ましい実施形態に限定されない。その代わりに、基本的に異なる実施形態であっても、示される解決方法をと本発明の原則を用いる複数の変形例が考えられる。

【0049】

加えて、「含む」の語は他の要素や工程を排除するものではなく、「或る」または「一つの」は複数あることを排除するものではない。さらに上記の実施形態の一つを参照して記載された特徴または工程は、他の上記に記載された実施形態の特徴または工程と結びつけて使用されてよい。請求項中の参照記号は制限として解釈されるものではない。

40

【図面の簡単な説明】

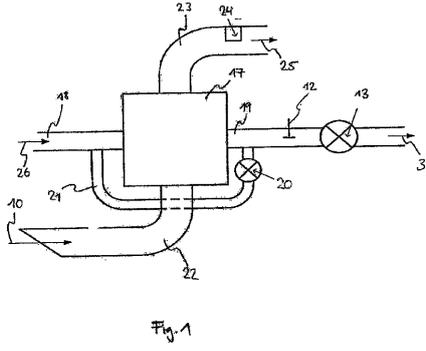
【0050】

【図 1】 空気供給装置の代表的な概略図である。

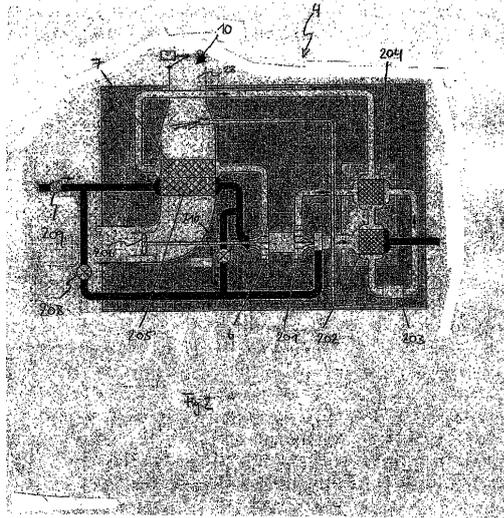
【図 2】 空気調整装置の代表的な概略図である。

【図 3】 本発明の実施形態による空気冷却の代表的な概略図である。

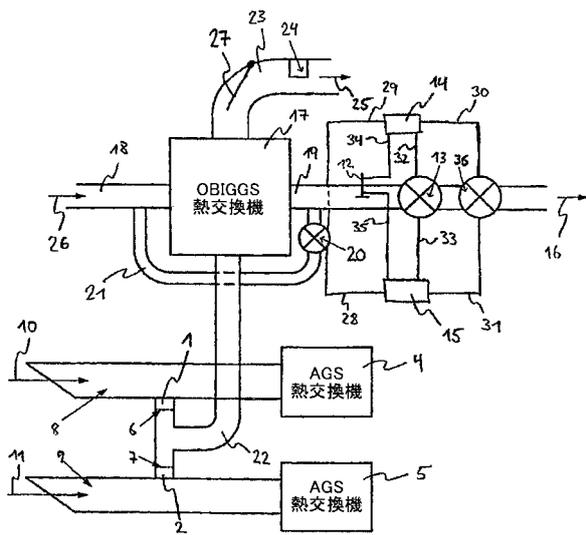
【 図 1 】



【 図 2 】



【 図 3 】



フロントページの続き

- (72)発明者 シェーラー トーマス
ドイツ連邦共和国 ハンブルク ティンスダーレル キルヘンヴェグ 228 エイ
- (72)発明者 シュミット リューディガー
ドイツ連邦共和国 フレデンベック カスタニエンヴェグ 4
- (72)発明者 ゾルトセヴ アレクサンダー
ドイツ連邦共和国 ハンブルク ドリングシェイデ 7

審査官 水野 治彦

- (56)参考文献 特表2008-508136(JP,A)
特開平11-268694(JP,A)
特開2004-197737(JP,A)
米国特許出願公開第2004/0065383(US,A1)
米国特許出願公開第2002/0166923(US,A1)
米国特許第03847298(US,A)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
B64D 37/32
B64D 13/08