

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第6412010号
(P6412010)

(45) 発行日 平成30年10月24日 (2018. 10. 24)

(24) 登録日 平成30年10月5日 (2018. 10. 5)

(51) Int. Cl.	F 1		
B 6 4 D 13/08	(2006. 01)	B 6 4 D	13/08
F 2 4 F 5/00	(2006. 01)	F 2 4 F	5/00 Z
F 2 5 B 9/02	(2006. 01)	F 2 5 B	9/02 Z

請求項の数 6 (全 11 頁)

(21) 出願番号	特願2015-542329 (P2015-542329)	(73) 特許権者	516235451
(86) (22) 出願日	平成25年11月7日 (2013. 11. 7)		サフラン・ヘリコプター・エンジンズ
(65) 公表番号	特表2016-506328 (P2016-506328A)		フランス国、64510・ボルド
(43) 公表日	平成28年3月3日 (2016. 3. 3)	(74) 代理人	110001173
(86) 国際出願番号	PCT/FR2013/052661		特許業務法人川口国際特許事務所
(87) 国際公開番号	W02014/076391	(72) 発明者	ウサイユ, ロラン
(87) 国際公開日	平成26年5月22日 (2014. 5. 22)		フランス国、64110・サン・フォスト
審査請求日	平成28年10月17日 (2016. 10. 17)		、シュマン・ドゥ・ラ・ピスト・バソ・8
(31) 優先権主張番号	1260988		8
(32) 優先日	平成24年11月19日 (2012. 11. 19)	審査官	諸星 圭祐
(33) 優先権主張国	フランス (FR)		
前置審査			

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機のための空調方法およびシステム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

少なくとも1つのメインエンジンを含む航空機の加圧された客室のための空調システム(1)であって、

航空機の外部から周辺外気を引き込むように構成され、少なくとも1つのメインエンジンから独立した空気引き込みモジュール(3)と、

引き込んだ周辺外気流(F1)を圧縮するように構成され、少なくとも1つのメインエンジンから独立した空気圧縮モジュール(5)と、

極低温流体を利用して圧縮空気流(F2、F3)を冷却するように構成された空気冷却モジュール(10)とを備え、前記空気冷却モジュール(10)が、空気流から水を凝結させるための凝縮器(12)と、前記水を抜き取るための水抽出器(13)と、水抽出器(13)によって排出された乾いた空気流を冷却するための冷却器(14)と、極低温流体のためのタンク(15)とを備え、極低温流体を利用して空気流からの水が凝縮器(12)内で凝結され、水抽出器によって排出された乾いた空気が冷却器(14)内で冷却され、

前記システム(1)が、熱交換モジュール(9)から気体流体の流れ(F5)を受け取り、前記流れをタービン(30)に向けて送る、あるいは空気流配向モジュール(7)から再加熱すべき圧縮空気流(F2)を受け取り、前記流れを航空機の客室の空調モジュール(40)に向けて送るよう構成された加熱モジュール(20)をさらに備えることを特徴とする、航空機の加圧された客室のための空調システム(1)。

10

20

【請求項 2】

冷却モジュール(10)が自給式である、請求項1に記載のシステム。

【請求項 3】

冷却モジュール(10)が、極低温流体を利用してタービン(30)に供給するために気体流体を送達するように構成される、請求項1または2のいずれか一項に記載のシステム。

【請求項 4】

前記システム(1)が熱交換モジュール(9)を備え、前記熱交換モジュール(9)は、空気圧縮モジュール(5)と、冷却モジュール(10)との間に配置され、空気圧縮モジュール(5)から受け取った圧縮空気流(F2)を冷却モジュール(10)によって送達された気体流体(F5)の流れを利用して冷却し、一方でこのようにして冷却した圧縮空気流(F3)を冷却モジュール(10)に向けて送り、他方で気体流体(F5)の流れを加熱モジュール(20)に向けて送るように構成される、請求項1から3のいずれか一項に記載のシステム。

10

【請求項 5】

前記システム(1)が、空気流配向モジュール(7)を備え、前記空気流配向モジュール(7)は、圧縮モジュール(5)と冷却モジュール(10)との間に配置され、圧縮空気の温度が客室の空調モジュール(40)の入口において要求される温度を上回った場合、空気圧縮モジュール(5)によって圧縮された空気流(F2)を空気冷却モジュール(10)の方に向ける、あるいは圧縮空気の温度が客室の空調モジュール(40)の入口において要求される温度を下回った場合、空気流(F2)を加熱モジュール(20)の方に向けるように構成される、請求項1から4のいずれか一項に記載のシステム。

20

【請求項 6】

請求項1から5のいずれか一項に記載のシステムを備えることを特徴とする航空機。

【発明の詳細な説明】**【技術分野】****【0001】**

本発明は、航空機における空調の分野に関し、より詳細には航空機の加圧された客室に供給することが意図された空調に関する。本発明はより詳細には、航空機のための空調システムおよび方法、ならびにこの種のシステムを備える航空機に関する。

30

【背景技術】**【0002】**

航空機の飛行高度において、例えば10000メートルの高度において、周辺外気の圧力は概ね、およそ0.2から0.3バールの間であり、その温度-20から-60の間であるのに対して、航空機の加圧された客室内の圧力は、およそ0.8バールであり、客室空調モジュールの入口における温度はおよそ-15である。

【0003】

加圧された客室に空気を供給するために、メインエンジンの領域において空気を引き込み、前記空気を調整し、その後客室空調モジュールにそれを送ることが知られている。

【0004】

40

加圧され高温である圧縮空気流は、このようにメインエンジンの圧縮器段から引き込まれ、その後予備冷却器によって冷却され、その出口における前記空気の圧力は、およそ2バールであり、その温度はおよそ200である。前記空気はその後冷却モジュール内で再び冷却されると同時に除湿および膨張され、その出口における前記空気の圧力は、客室の圧力に近く、およそ0.8バールであり、前記空気の温度はおよそ-15である。このように調整された空気がその後、航空機の客室空調モジュールへと送られることで、その熱調節および新鮮な空気の供給を保証する。しかしながらこの種のシステムには多くの欠点がある。

【0005】

まず、引き込まれた空気の圧力が高いため、航空機の客室調整モジュールの入口におい

50

て要求される圧力レベルに達するために空気を膨張させる必要がある。このような膨張には、ターボチャージャと、複数の熱交換器を備えた冷却モジュールを利用する必要がある、これらはエネルギーを消費し、システムの構造をより複雑にするため、これは最初の欠点である。

【0006】

さらに、この種のシステムの予備冷却器には、航空機のメインエンジンの圧縮器段において引き込んだ高温の空気を冷却するために低温の追加の空気を引き込む必要がある。航空機の異なる領域からのこの種の複数の空気の引き込みが、空調システムおよびこれにより航空機の内部構造をより複雑なものにし、これが抗力および燃料消費を増大させるため、これは第2の欠点である。

10

【0007】

さらにこの種のシステムは、メインエンジンの設置および操作性を複雑なものにし、その性能を低下させる可能性があるため、これは第3の欠点である。

【0008】

さらにメインエンジンの圧縮器段における空気の引き込み作業によって、航空機の推進力に利用することができる空気の量がそれによって減少し、これが燃料消費を増大させるため、これは第4の欠点である。

【0009】

最後に、空気の引き込みの一定の最低レベルを保証するためにエンジン速度の変動は複雑なシステムを必要とするため、これは第5の欠点である。

20

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0010】

本発明は、航空機のエネルギーを節約し、空調およびより一般的には航空機の構造を簡素化するように航空機のための既存の空調システムを改良することを目的とする。

【課題を解決するための手段】

【0011】

本発明の目的は、航空機の加圧された客室のための空調システムを提供することであり、これは航空機の外部から周辺空気を引き込むように構成された空気引き込みモジュールと、引き込んだ空気流を圧縮するように構成された空気圧縮モジュールと、少なくとも1つの冷却剤を保管する手段を備え前記冷却剤を利用して圧縮空気流を冷却するように構成された空気冷却モジュールとを備える点が特徴的である。

30

【0012】

用語「周辺外気」とは、航空機の外部の開放空気を指しており、航空機のエンジン内を流れる空気とは対照的である。

【0013】

このようにして冷却された空気はその後、航空機の客室の空調モジュールへと送ることができ、これはその後、客室環境次第で空気流の温度を調節することで前記客室に低温の空気を供給する。

【0014】

40

圧縮モジュールによって、航空機の外部から引き込んだ周辺空気を圧縮することが可能になり、その圧力および温度は概ね、客室空調モジュールの入口において要求される圧力および温度のレベルを下回る。この種の圧縮によって、客室内で要求される圧力レベル、例えば0.8バールまで空気の圧力を上げることが可能になる。引き込んだ周辺外気の圧力はおよそ0.2または0.3バールであるため、客室内で要求されるレベルに近い圧力、例えば0.8バールを獲得するためのこの種の圧縮に関連する圧縮率は低く、例えばおよそ3または4であるためエネルギーをほとんど必要としない。圧縮は、航空機の空気圧縮モジュールと空調モジュールの水頭損失に関連する空気圧の降下を考慮するために、客室内で要求される圧力をわずかに超える値まで、例えば0.9バールまで実施することができる。

50

【0015】

圧縮が、引き込んだ空気の温度を客室空調モジュールの入口において要求されるレベルを超えるように上げる場合、冷却モジュールはこのとき、圧縮空気流を受け取り、これを客室空調モジュールの入口において要求される温度のレベルまで、例えば - 15 まで冷却する。冷却された空気はその後、航空機の空調モジュールに供給されることで、航空機の熱調節および冷却された空気の加圧された客室への供給を保証する。

【0016】

本発明によるシステムは、単に周辺外気を引き込むだけである。したがってもはやメインエンジンの圧縮器段において空気を引き込む必要はなく、これによりその効率を改善し、空調システムを航空機のエンジン速度の変動から独立させることを可能にする。詳細には、および既存の解決策とは対照的に、本発明によるシステムの空気引き込みモジュールはしたがって、例えば動的な空気入口または制御可能弁によって形成され得る空気を引き込むための単独の手段を備えることができる。

10

【0017】

さらに異なる温度での、および航空機の異なる領域における空気の引き込みの回数を増やす必要がもはやないため、その構造が簡素化され、抗力およびこれによりその燃料消費を抑えることを可能にする。

【0018】

この種のシステムの構造は簡素であり、具体的にはターボチャージャや空気を冷却することを目的とした複数の熱交換器の利用を回避することを可能にする。さらに、エンジンの設置、操作およびメンテナンスをより容易にする。

20

【0019】

冷却剤を保管するための手段はよって、例えば航空機をメンテナンスする間により簡単に補充することができる。この種の冷温蓄積装置によって、周辺外気の二次的な流れを引き込む必要なしに最初の空気流の温度を下げるのが可能になる。加えて、空気は客室内で要求される値まで、または前記値をわずかに超えるまで圧縮されることで、システムにおける損失水頭を補償し、前記圧縮に必要とされるエネルギーを大きく制限する。冷却作用はよって、空気を膨張せずに達成され、これにより膨張モジュールの使用を回避することによってシステムの構造が簡素化される。

【0020】

冷却モジュールは好ましくは、自給式である。「自給式」とは、空気が単に保管手段の中に保管される冷却剤を利用して冷却される、すなわち別の供給元からの流体を使用せずに冷却されることを意味する。

30

【0021】

本発明の特徴によると、冷却剤を保管するための手段は、例えば - 180 未満の低温で特定の流体を保管するように構成され、圧縮空気流が冷却されることを可能にする。

【0022】

冷却剤は有利には、極低温流体であり、好ましくは極低温液体である。

【0023】

冷却剤を保管するための手段は有利には、極低温流体タンクの形態である。この種の極低温流体は、例えば液体窒素、液体空気、液体ヘリウムなどであってよい。

40

【0024】

冷却モジュールは有利には、気体流体、例えば加圧された窒素ガスを送達するように構成され、その温度は好ましくは圧縮空気流の温度より低く、これはタービンに供給し、これにより機械エネルギーを提供することが可能である。

【0025】

本発明の一態様によると、システムは熱交換モジュール、例えば熱交換器を備え、これは空気圧縮モジュールと冷却モジュールの間に配置され、空気圧縮モジュールから受け取った圧縮空気流を冷却モジュールによって送達された気体流体の流れを利用して冷却し、一方でこのようにして冷却された圧縮空気流を冷却モジュールに送り、他方で気体流体の

50

流れを加熱モジュールに送るように構成される。この種のループによって、冷却モジュールによって送達される気体流体の熱エネルギーを使用して、圧縮空気流を熱交換器を利用して予備冷却することを可能にする。

【0026】

本発明の一態様によると、システムは空気流配向モジュールを備え、これは、圧縮モジュールと冷却モジュールの間に配置され、圧縮空気の温度が客室空調モジュールの入口において要求される温度を上回った場合、空気圧縮モジュールによって圧縮された空気流を空気冷却モジュールの方に向ける、あるいは圧縮空気の温度が客室空調モジュールの入口において要求される温度を下回った場合、これを加熱モジュールの方に向けるように構成される。

10

【0027】

空気流配向モジュールは好ましくは、2方弁の形態である。

【0028】

さらに好ましくは、システムは、例えば熱交換モジュールから来る加熱されるべき気体流体の流れ、または空気流配向モジュールから来る空気流を受け取るように構成された加熱モジュールを備える。

【0029】

本発明の特徴によると、加熱モジュールは、加熱された空気を客室空調モジュールに向けて、またはタービンに向けて送るように構成される。

【0030】

システムは有利には、加熱モジュールから、気体流体の流れを受け取り、例えば航空機の装置に供給するために、例えば電流を提供する発電機に供給するように構成されたタービンを備える。この種のタービンから出て行く流れはまた、航空機のエンジン室を冷却する（エンジン室は、エンジンが設置される部屋である）、および/または大気を不活性にし、これにより火災のリスクを大幅に抑えることも可能にする。冷却モジュールによって送達される気体流体を引き込むことによって、追加のエネルギーを低コストで生成することを可能にする。

20

【0031】

圧縮モジュールは好ましくは、負荷圧縮機、例えば補助動力ユニット（APU）である。

30

【0032】

本発明の一態様によると、冷却モジュールは、空気流からの水を凝結させるように構成された凝縮器と、前記水を抜き取るように構成された水抽出器と、乾いた空気流を冷却するように構成された冷却器と、冷却剤、例えば液体窒素、液体空気、液体ヘリウムなどの極低温液体のためのタンクであって、凝縮器による流れからの水の凝結、および氷によって詰まるリスクのない、例えば負温度までの冷却器による乾いた流れの冷却を可能にするように構成されたタンクとを備える。

【0033】

冷却モジュールは有利には、受け取った圧縮空気流を除湿するように構成される。

【0034】

本発明の特徴によると、加熱モジュールは、熱レキュペレータ、例えば熱交換器である。

40

【0035】

本発明はまた、上記に定義した空調システムを備える航空機に関する。

【0036】

本発明はまた、加圧された客室と、前記客室のための空調モジュールとを備える上記に定義した航空機における空調方法に関し、前記方法は、

航空機の外部から周辺空気を引き込むステップと、

引き込んだ空気流を圧縮するステップと、

極低温流体を利用して圧縮空気流を冷却するステップと、

50

このように冷却された空気流を航空機の客室空調モジュールに向けて送るステップとを含む点が特徴的である。

【0037】

方法は好ましくは、圧縮ステップと冷却ステップの間に、圧縮された空気の温度が客室空調モジュールの入口において要求される温度を上回った場合、空気圧縮モジュールによって圧縮された空気流を空調モジュールの方に向ける、あるいは圧縮された空気の温度が客室空調モジュールの入口において要求される温度を下回った場合、それを加熱モジュールに向けるステップを含む。

【0038】

本発明の一態様によると、方法はさらに、加熱モジュールを介して、気体冷却剤の流れを引き込みタービンに向けて送るステップを含む。

10

【0039】

本発明のさらなる特徴および利点は、添付の図面を参照して形成された以下の記載において明らかになると思われ、これらの図面は、非限定的な例という目的で提供されており、そこでは同様の対象物には同一の参照符号が与えられている。

【図面の簡単な説明】

【0040】

【図1】本発明による空調システムの図である。

【図2】図1からのシステムの冷却モジュールの図である。

【図3】本発明による空調方法を示す図である。

20

【発明を実施するための形態】

【0041】

航空機において、この空調システムによって加圧された客室に外部からの空気を供給することを可能にする。

【0042】

図1に示される本発明による空調システム1の実施形態は、空気引き込みモジュール3と、空気圧縮モジュール5と、空気配向モジュール7と、熱交換モジュール9と、冷却モジュール10と、熱回復モジュール20と、タービン30と、航空機の加圧された客室の空調モジュール40とを備える。

【0043】

30

空気引き込みモジュール3

空気引き込みモジュールは、航空機の外部から周辺空気を引き込むように構成される。空気引き込みモジュール3は、好ましくは単独の空気入口、例えば動的な空気入口タイプの1つまたは複数の周辺外気入口を備える。空気入口は、それが獲得した空気からの動的エネルギーを圧力（締め切り圧力または動圧）に変換することが可能である場合、動的であると言える（静的な空気入口の対語として）。この種の動的な空気入口は、航空機の補助動力ユニット（APU）のものであってよい。代替の一実施形態では、空気引き込みモジュールは、1つまたは複数の制御可能な空気引き込み弁の形態であってよい。

【0044】

空気圧縮モジュール5

40

空気圧縮モジュール5は、少なくとも1つの圧縮器を備え、これは例えば航空機の補助動力ユニットの負荷圧縮機であってよい。この種のユニットは通常、負荷圧縮機5と、モータまたは発電機35を備えるタービンエンジンと、タービン30とを備える。負荷圧縮機5は、引き込みモジュール3によって引き込んだ空気流F1を受け取り、前記空気流を圧縮し、圧縮空気流F2を空気配向モジュール7へと送るように構成される。

【0045】

空気配向モジュール7

空気配向モジュール7、例えば2方弁は、圧縮空気流F2を熱交換モジュール9に向けて、または熱回復モジュール20に向けるように構成される。空気配向モジュール7は、空気圧縮モジュール5から来る圧縮空気流F2の温度を測定するための手段と、測定した

50

値を客室空調モジュール40の入口において要求されるレベルに相当する基準値と比較するための手段とを備える。空気配向モジュール7はよって、圧縮空気の測定温度が空調モジュール40の入口において要求されるレベルの温度を上回った場合、このとき前記空気を冷却するために圧縮空気流F2を熱交換モジュール9の方に向けてるように構成される。空気配向モジュール7はまた、圧縮空気の測定温度が空調モジュール40の入口において要求されるレベルの温度を下回った場合、前記圧縮空気を再加熱するために熱回復モジュール20の方に向けてるように構成される。

【0046】

熱交換モジュール9

熱交換モジュール9は、空気配向モジュール7から受け取った圧縮空気流F2と、冷却モジュール10から来る気体流体F5の流れとの間の熱交換を可能にするように構成された少なくとも1つの熱交換器を備える。

10

【0047】

冷却モジュール10

冷却モジュール10は、空気配向モジュール7からやって来て熱交換モジュール9を通過した空気流F3を受け取り、前記受け取った流れF3を冷却するように構成される。図2に示されるように、冷却モジュールは、凝縮器12と、水抽出器13と、冷却器14と、極低温流体、例えば10パールまで加圧された液体窒素のタンク15と、極低温流体タンク15と凝縮器12の間に配置された第1の調整弁16と、極低温流体タンク15と冷却器14の間に配置された第2の調整弁17とを備える。凝縮器12は、冷却すべき空気流、例えば100までの温度で、例えばおよそ0.8パールの客室圧力で場合によっては湿気の多い圧縮空気流を受け取るように構成される。凝縮器12はまた、受け取った圧縮空気流に含まれる水蒸気を凝結させる一方で、出口において正の温度を維持することによってその結氷を避けるように構成されている。水抽出器13は、凝縮器12によって凝結した空気流から水を抜き取るように構成され、この水流F8はその後例えば、除去されるまたは航空機の水システムへと噴射されてよい。冷却器14は、水抽出器13から受け取った乾いた空気流を第2の調整弁17を経由してタンク15から受け取った極低温流体を利用して冷却し、獲得した冷温の乾いた空気流F4を客室空調モジュール40に向けて送るよう構成される。タンク内に保管される液体の極低温流体はこのように、凝縮器12と冷却器14の両方によって使用される。冷却剤は、凝縮器12および冷却器14内で行なわれる熱交換の後気体の形態で進み、熱交換モジュール9を通過し空気配向モジュール7から来る圧縮空気流F2を冷却する目的で熱交換モジュール9に向けて送られることにより再利用される。

20

30

【0048】

加熱モジュール20

加熱モジュール20は、たとえば補助動力ユニット(APU)の排気管内に配置される熱レキュペレータの形態であってよい。加熱モジュール20は、機能の第1のモードにおいて、空気配向モジュール7から受け取った空気流F2を加熱し、その後前記空気を客室空調モジュール40に向けて送り、機能の第2のモードにおいて、熱交換モジュール9から受け取った気体冷却剤F5の流れを加熱し、前記流れをタービン30へと送るよう構成される。前記加熱モジュールを迂回する経路は、空気流F2を加熱するための熱エネルギーを調節するために設けられる場合もある。

40

【0049】

タービン30

タービン30は、加熱モジュール20から気体流体の流れを受け取るように構成される。受け取った気体流体の流れからタービン30によって生成される機械エネルギーは、例えば補助動力ユニット(APU)の変速装置へと噴射される、あるいは交流発電機を駆動するのに利用される、またはより適切であり得る任意の他の用途に利用される場合がある。外に出て行く気体流F7は再度、航空機のエンジン室を冷却するために、および/または例えば前記流体が窒素ガスである場合大気を不活性にするために使用される場合がある

50

。

【 0 0 5 0 】

航空機の加圧された客室の空調モジュール

空調モジュール 4 0 は、冷却モジュール 1 0 から冷却された空気流 F 4 を受け取り、客室に所望の制御温度で空気流を提供するために前記空気流を客室からの空気と混合するように構成された混合機（図示せず）を備える。

【 0 0 5 1 】

本発明によるシステムはまた、客室（図示せず）の圧力を調節するための手段と、システムのモジュール（空気引き込みモジュール、空気圧縮モジュール、空気配向モジュール、冷却モジュール、空調加熱タービンなど）の 1 つまたは全てを制御するように構成された制御手段とを備える場合がある。

10

【 0 0 5 2 】

本発明によるシステムの利用

最初のステップ E 1 において、空気引き込みモジュール 3 は、周辺外気を引き込み、引き込んだ周辺空気 F 1 の流れを空気圧縮モジュール 5 に向けて送る。

【 0 0 5 3 】

ステップ E 2 において、空気圧縮モジュール 5 は、引き込んだ空気 F 1 を圧縮し、圧縮空気流 F 2 を空気配向モジュール F 7 に向けて送る。

【 0 0 5 4 】

ステップ E 3 において、空気配向モジュール 7 は、圧縮空気流 F 2 の温度が空調モジュール 4 0 の入口において要求されるレベルに関連する基準値を上回るか下回るかを判断する。

20

【 0 0 5 5 】

圧縮空気流の温度が基準値を上回った場合、空気配向モジュール 7 は、ステップ E 4 において冷却されるべき圧縮空気流 F 2 を熱交換モジュール 9 に向けて送る。圧縮空気流 F 2 はその後、熱交換モジュール 9 を通過し、そこでそれはステップ E 5 において冷却モジュール 1 0 から来る気体流体 F 5 によって最初の冷却作用を受ける。圧縮空気流 F 3 はその後冷却モジュール 1 0 へと送られ、そこでそれはステップ E 6 において第 2 の冷却作用を受ける。

【 0 0 5 6 】

より具体的には、圧縮空気流 F 3 は、ステップ E 6 1 において凝縮器 1 2 を通過し、その間に空気流の中に存在し得る水蒸気が凝結される。凝縮器 1 2 は、第 1 の弁 1 6 を介して極低温流体タンク 1 5 から受け取った極低温流体を利用することで、空気流の温度を適正な正の温度、例えば 2 まで下げることで結氷することなく水蒸気を凝結させることを可能にする。空気流と極低温流体の間の熱交換によって生成された気体流体 F 5 はその後、熱交換モジュール 9 に向けて送られる。

30

【 0 0 5 7 】

その後、ステップ E 6 2 において水抽出器 1 3 によって空気流から水が抜き取られ、その後空気流は、冷却器 1 4 へと送られ、この冷却器が次いでステップ E 6 3 において第 2 の弁 1 7 を介して受け取った極低温流体を利用して、乾いた空気流の温度を空調モジュール 4 0 の入口において要求される温度のレベル、例えば - 1 5 まで下げる。空気流と極低温流体の間の熱交換によって生成された気体流体はまた、熱交換モジュール 9 に向けて送られる。

40

【 0 0 5 8 】

冷温の乾いた空気流 F 4 はその後、ステップ E 7 において客室空調モジュール 4 0 へと送られる。客室内で所望される温度はその後、空調モジュール 4 0 の混合機を利用して獲得することができる。さらに、客室の圧力を調節するための手段によって、客室を加圧された状態、例えば 0 . 8 パールに維持することを可能にする。

【 0 0 5 9 】

熱交換器によって凝縮器 1 2 内および冷却器 1 4 内に排出される気体流体 F 5 は、ステ

50

ップE 8においてフィードバックループを介して熱交換モジュール9へと送られ、そこでそれは、空気配向モジュール7から来る圧縮空気流F 2の最初の冷却作用を行なうのに利用される。

【0060】

熱交換モジュール9において熱交換が行なわれると、気体流体の流れは、加熱モジュール20へと送られ、これがステップE 9において、前記流体をステップE 10においてAPUのタービン30に向けて送る前にその温度を上げる。タービン30はその後、気体流体F 6の流れを利用して、例えば発電機に供給し電気を生成することができる。

【0061】

気体流体F 7の流れの温度が基準値、例えば摂氏1 の1 / 30を下回った場合、ステップE 11においてこの流れを利用して航空機のエンジン室を冷却する、および/または大気を不活性化することができる。

10

【0062】

圧縮空気流F 2の温度が基準値を下回った場合、空気配向モジュール7はステップE 12において、加熱すべき圧縮空気流F 2を加熱モジュール20に向けて送る。

【0063】

加熱モジュール20はこのとき、ステップE 13において、空気流の温度を上げ、その後ステップE 14において前記空気流を客室空調モジュール40に向けて送る。客室内で所望される温度はその後、空調ユニット40の混合機を使用して獲得することができる。

【0064】

本発明によるシステムの簡素化された実施形態において、熱交換モジュール9は省略される場合があり、圧縮空気流F 2はこのとき、空気配向モジュール7から冷却モジュール10に直接送られる場合があることを理解されたい。

20

【0065】

本発明によるシステムによって、このように航空機の外部の周辺空気から引き込んだ空気流を客室内で要求される圧力に近い値、例えば圧縮率3または4まで圧縮することが可能になり、これにより多くのエネルギーを必要としなくなる。冷却モジュールによってその後、流れを冷却することで、その温度を客室空調モジュールの入口において要求されるレベルまで下げることが可能になる。

【図1】

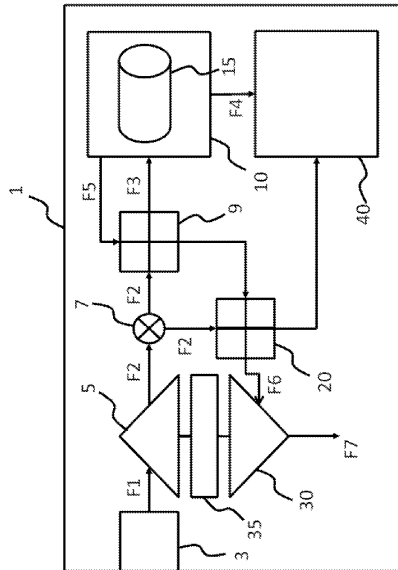


FIGURE 1

【図2】

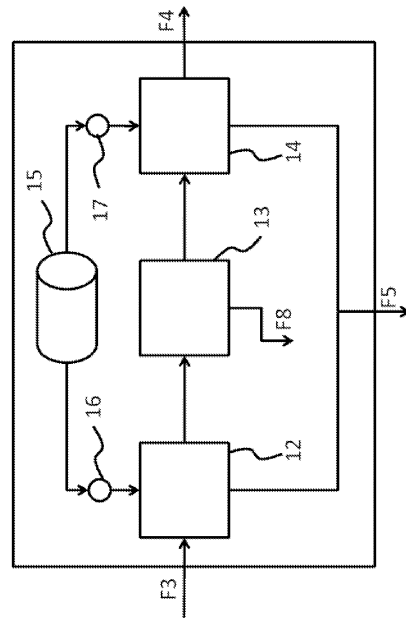


FIGURE 2

【図3】

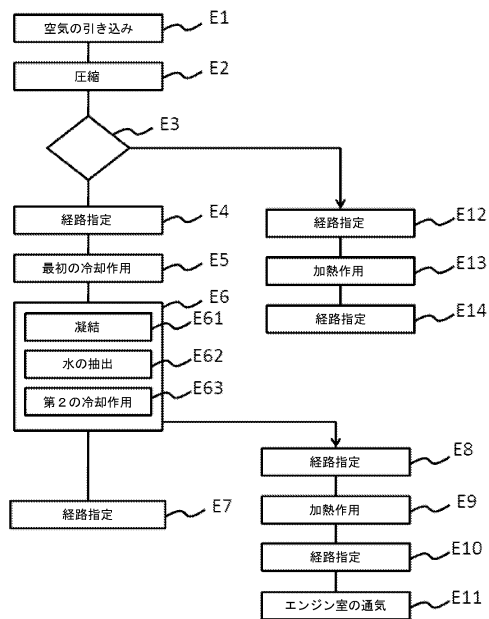


FIGURE 3

フロントページの続き

- (56)参考文献 米国特許出願公開第2008/0032616(US,A1)
特開平10-089823(JP,A)
米国特許出願公開第2012/0240599(US,A1)
特開2003-279215(JP,A)
特開2003-148845(JP,A)
特開2010-065993(JP,A)
米国特許出願公開第2010/0064701(US,A1)
特表2010-528829(JP,A)
米国特許第05730216(US,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

B64D 13/00 - 13/08
F24F 5/00
F25B 9/02 - 9/04
F25D 3/10