

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第6072687号
(P6072687)

(45) 発行日 平成29年2月1日 (2017.2.1)

(24) 登録日 平成29年1月13日 (2017.1.13)

(51) Int. Cl.

F I

F O 2 C 9/00 (2006.01)

F O 2 C 9/00 C

F O 2 C 7/00 (2006.01)

F O 2 C 7/00 F

F O 2 C 7/32 (2006.01)

F O 2 C 7/32

F O 2 C 7/36 (2006.01)

F O 2 C 7/36

F O 2 C 9/18 (2006.01)

F O 2 C 9/18

請求項の数 10 (全 11 頁)

(21) 出願番号 特願2013-525338 (P2013-525338)
 (86) (22) 出願日 平成23年8月23日 (2011.8.23)
 (65) 公表番号 特表2013-537599 (P2013-537599A)
 (43) 公表日 平成25年10月3日 (2013.10.3)
 (86) 国際出願番号 PCT/FR2011/051944
 (87) 国際公開番号 W02012/025688
 (87) 国際公開日 平成24年3月1日 (2012.3.1)
 審査請求日 平成26年8月5日 (2014.8.5)
 (31) 優先権主張番号 1056764
 (32) 優先日 平成22年8月25日 (2010.8.25)
 (33) 優先権主張国 フランス (FR)

(73) 特許権者 501107994
 ターボメカ
 TURBOMECA
 フランス国 セデックス ボルデ 645
 11 (番地なし)
 (74) 代理人 110001173
 特許業務法人川口国際特許事務所
 (72) 発明者 エロ, ジヤン-ミシエル
 フランス国、エフ-64800・ブスト、
 リュ・デ・パロンビエール、13

審査官 齊藤 公志郎

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 航空機の推進ユニットの操作性を最適化する方法およびそれを実施するための自給式パワーユニット

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

主駆動ソースとしてメインエンジン (200) を含む航空機のエンジンセットの操作性を最適化する方法であって、駆動ソースとしてエンジン式主パワーソース (1) を使って、推進力を生まないエネルギー (E n p) の全体を発生させることと、エンジンの過渡的な段階中に、メインエンジン (200) の高圧本体 H P に追加的パワー (k E p、k_t E p t) を多くても部分的に供給することと、メインエンジン (200) のサージマージンを増加させることとに存し、

エンジン式主パワーソース (1) が、すべての飛行段階中に使用できる航空機のメインエンジンとしての保証に適合していることを特徴とする、方法。

【請求項 2】

メインエンジン (200) の H P 本体に供給されるパワーが、駆動装置に変えられるメインエンジン (200) の電気始動機と共同して主パワーソースに適合する発電機によってもたらされる、請求項 1 に記載の最適化方法。

【請求項 3】

メインエンジン (200) の H P 本体に供給されるパワーが、駆動装置に変えられるメインエンジン (200) の空気始動機と共同して主パワーソースからの圧縮空気の抽気によってもたらされる、請求項 1 に記載の最適化方法。

【請求項 4】

主パワーソース (1) が、より高い加速率を得るためにメインエンジン (200) の H

10

20

P 本体にパワーを供給する、請求項 1 から 3 のいずれか一項に記載の最適化方法。

【請求項 5】

アイドル (N_{R0}) が、公称アイドル (N_R) よりも低いレベルに調整される、請求項 4 に記載の最適化方法。

【請求項 6】

過渡的な段階において、主パワーソース (1) が、該段階に対応するエネルギー供給 ($k E_p$ 、 $k_t E_{pt}$) を通してメインエンジン (200) の HP 本体にパワーを供給する、請求項 1 から 5 のいずれか一項に記載の最適化方法。

【請求項 7】

メインエンジンの故障の場合には、主パワーソース (1) は、健全なメインエンジン (MP1) が、そのサージマージン (MP) が十分であるような加速率を有することができるように、健全なメインエンジン (MP1) の HP 本体にパワー ($k E_p$ 、 $k_t E_{pt}$) を供給する、請求項 1 から 6 のいずれか一項に記載の最適化方法。

【請求項 8】

エネルギー消費機器 (100) と、その空気が新しくされ、その温度および/または圧力が調整システム ECS (41) によって調整されるキャビン (4) と、主パワー発生エンジンと、飛行制御装置とを含む航空機 (3) において、防火隔壁 (7) によって航空機他の領域 (5) から隔離され、外気取入れ口 (21) および排気ノズル (22) が装着されているコンパートメント (2) に組み入れられる、請求項 1 から 7 のいずれか一項に記載の最適化方法を実施するための主パワーユニットであって、ガス発生器 (11) と、過給機 (15) を含む機器 (100) を駆動するための出力タービン (12) とが装着されている、請求項 1 に記載の主パワーソースとしてエンジン式パワーユニット (10) を含み、前記過給機が、制御装置に通じている調整制御装置 (19) を介して、キャビン (4) に必要な空気圧エネルギーを供給するために ECS システム (41) に結合され、

エンジン式主パワーソース (1) が、すべての飛行段階中に使用できる航空機のメインエンジンとしての保証に適合していることを特徴とする、主パワーユニット。

【請求項 9】

主パワーユニットが、回収構造体に結合され、該回収構造体が、出力タービン (12) と共に機器 (100) を駆動するためのエネルギー回収タービン (13) を含み、空気入口側では冷却するためにキャビン (4) の出口に、空気出口側では機器 (100) に結合され、過給機 (15) がキャビン (4) への空気圧エネルギーのサプライヤとしてこの回収構造体に組み入れられ、回収構造体が、一次回路 (C1) と二次回路 (C2) を備えた熱交換器 (18) を含むことを特徴とする、請求項 8 に記載の主パワーユニット。

【請求項 10】

回収タービン (13) が、出口側では主パワーユニット (1) のコンパートメント (2) の中に空気流 (F3) を排出し、この主パワーユニット (1) は、空気流が後方コンパートメント (2) に収容される機器および補助機器を冷却した後に、出力タービン (12) から出てくる高温空気流 (F2) の流出速度から生じるジェットポンプ作用によって排気ノズル (22) の中に排気される ($F3'$)、請求項 9 に記載の主パワーユニット。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、航空機のエンジンセットの操作性を最適化する方法、ならびにこの種の方法を実施することができる主パワーユニットに関する。

【0002】

本発明は、航空機のエンジンセット、すなわち本質的に飛行機のエンジンセット (ジェットエンジン、ターボジェットエンジン、ターボプロップエンジン機)、ならびにヘリコプタのエンジンセット (ターボシャフトエンジン) に適用される。

【0003】

航空機エンジンは、典型的には、および簡単化された方法では、ガス発生器を形成する

10

20

30

40

50

燃焼タービンセットのコンプレッサ室を備えている。その燃焼後に、高温ガスは、高圧（省略された形ではＨＰ）シャフトまたはＨＰ本体を介してコンプレッサを機械的に駆動するタービン内で膨張し、位置エネルギーを供給する。

【０００４】

飛行機の場合には、この位置エネルギーは、（ファンを有するターボジェットエンジン、またはプロペラを有するターボプロップエンジン機では）ＬＰ低圧本体を介して直接的に（ジェットエンジンの場合）も間接的にも推力の形の推進エネルギーを発生させる。ヘリコプタの場合、この推進エネルギーは、主変速機歯車装置（通常、ＭＧＢと呼ばれる）を通して回転翼に伝達される。タービンエンジンは、瞬間的なパワー伝達のレベルに対応する時間内にエネルギーを発生させる。

10

【０００５】

コンプレッサおよびタービン内の空気の流れは、ある運転条件において、コンプレッササージと呼ばれる現象を生じることがあり、このコンプレッササージは、ガス発生器からの高温ガスをコンプレッサの空気入口の方へ戻らせ、最も深刻な結果（揚力の急激な低下、推力の反転、ブレードの破壊、エンジンの破壊）をもたらす場合がある。したがって、いくらかのサージマージンを保つことが必要である。この種の現象は、航空分野では禁止されなければならない。

【０００６】

各飛行段階について、空気取入れ口／出口圧力比および空気流量に依存してサージラインを引くことができる。エンジンの作動ラインは、特にいかなる推力損失も回避するためにこのサージラインより下に留まらなければならない。サージマージンと呼ばれる、作動ラインとサージラインとの間の差は、ＨＰ本体の速度が低い場合には減少する。

20

【０００７】

機械式抽気が、電気機器および油圧機器（発電機、ポンプ、等）にパワーを供給するようにＨＰ本体から取り出される場合、サージマージンはますます減少する。本明細書は、これらの抽気の実質的な増加に向けられる。次に、飛行状況が再び速度を上げることが必要な場合には、十分なサージマージンにより、ＨＰ本体を加速することができなければならない。

【０００８】

同様な機能が、ヘリコプタのターボシャフトエンジンに関する限り期待される。しかし、エンジンの故障の場合（「１つのエンジンの不作動（One Engine Inoperative）」、省略された形ではＯＥＩ）には、急速な加速が健全なエンジンのＨＰ本体から必要である。

30

【背景技術】

【０００９】

一般に、機械式抽気に対する要求の重要性が、過渡的な段階中のエンジンの加速性能、すなわちパワーソースの操作性を制限する。所期の加速度を得るために、作動ラインを下げることによってサージマージンを増加させることが有用であろう。また、メインエンジンから空気を抽気することもできるであろう。しかしこの場合、どちらの場合にも、タービンエンジンの全効率が実質的に修正される。

40

【００１０】

航空機は隔離されたシステムであるので、ただ１つの解決策は、ＨＰ本体からの機械式抽気に対する要請を一時的に制限することである。しかし、その結果は、機器に対して、および機器によって実現される機能（キャビンの空気調節、着陸装置、等）に対して有害であり得る。

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【００１１】

本発明は、過渡的な段階中のエンジングループの操作性を最適化するために、この過渡的な段階中にエンジンの機械式抽気の制約を取り除くことを目的としている。

50

【課題を解決するための手段】

【0012】

このために、パワーが、特にこれらの段階中に、間接的に推進力を生じるパワーを供給する追加的なエンジン式のパワーソースによって供給される。パワー発生手段は、このパワー発生手段の構成および性能が航空機のメインエンジンとして役立つパワー発生手段と同じ方法で、すべての飛行段階中に使用できるエンジンとしての保証を得るのに適合する場合には、エンジン式のものとなる。

【0013】

より正確には、本発明の目的は、主駆動ソースとしてメインエンジンを含む航空機のエンジンセットの操作性を最適化する方法である。この種の最適化は、駆動ソースとしてエンジン式主パワーソースを使って、推進力を生まないエネルギーの全体を供給することと、エンジンの過渡的な段階中に、メインエンジンの高圧本体HPに追加的なパワーを多くても部分的に供給することにある。エンジンの過渡的な段階は、特に、加速段階、故障の場合、およびアイドル速度時の機能である。

【0014】

好ましい実施形態によれば、メインエンジンのHP本体に供給されるパワーは、駆動装置に変えられるメインエンジンの電気始動機と共同して主パワーソースに適合する発電機によって—メインエンジンのグラウンド起動中のように—またはメインエンジンの空気始動機と共同して主パワーソースからの圧縮空気の抽気によってもたらされる。

【0015】

特に、主パワーソースは、場合によっては公称アイドルよりも低いレベルに調整されるアイドルを有する、より高い加速率を得るためにメインエンジンのHP本体にパワーを供給することができる。

【0016】

より具体的には、飛行機用途の場合は、過渡的な段階として飛行降下の段階において、主パワーソースが、メインエンジンのHP本体にパワーを供給する。次いで、最適化された操作性が、最大化された加速の性能に関して、飛行段階においてメインエンジンのサージマージンの増加によって実現され、そこで、このマージンは、追加的なパワーの供給なしで最小となり、その結果サージに最も近いところの作動ラインが生じる。

【0017】

より具体的には、ヘリコプタ用途の場合は、メインエンジンの故障の場合、主パワーソースは、健全なメインエンジンがそのサージマージンが十分であるような加速性能を有することができるように、健全なメインエンジンのHP本体にパワーを供給する。したがって、サージマージンはこのように保存され、同時に操作性が最適になっている。

【0018】

したがって、航空機用途の場合は、定常状態の段階ならびに過渡的な段階で、主パワーソースは、メインエンジンのHP本体にパワーを供給する。

【0019】

本発明はまた、上記の方法による航空機のエンジンセットの操作性を最適化することができる主パワーユニット（以下、MPU）にも関する。この種の主パワーユニットは、補助パワーユニットタイプのパワーユニット（略して、APU）に基づいており、これは、エンジンカテゴリに属するためにより確実なものにされ、キャビン内で圧縮空気を調整するための手段に結合されている。

【0020】

通常、APUは、地上でさまざまなエネルギー消費機器（電気、空気圧、および油圧式のパワー、空調）にパワーを供給し、メインエンジンを始動させるために航空機に適合する。エンジンが故障しているときには、いくつかのAPUが、飛行中に働かなくなっているエンジンを再起動させようと試みるために再び始動し、かつ/または飛行中に機器に電気エネルギーの一部を供給することができるように、十分に確保されている。

【0021】

通常、A P Uは、ガス発生器、ならびに、直接に、または回転速度適応を有するパワー伝達ボックスを介して機器（過給機、燃料および油圧ポンプ、発電機、および/または電気始動機/発電機、等）を駆動するための手段から成る。過給機または吸気コンプレッサの出口側での空気抽気が、メインエンジンを空気圧で始動させるために使用される。

【 0 0 2 2 】

推進力を生まないエネルギーを供給するように飛行段階中にまさに確保されるA P Uの使用は、メインエンジンに比して不利なエネルギー効率のため非現実的であると考えられるべきであり、全滞空時間中、A P Uを作動させることは、燃料を消費するものである。

【 0 0 2 3 】

次に、A P Uが、キャビンの厳しい要件により空気圧エネルギーを恒久的に供給するためにエンジン式パワーユニットに変えられる場合、この種の装置を有する航空機は、良好なバランスを提供し、航空機のエンジンセットの操作性を最適化することができる。

【 0 0 2 4 】

したがって、エネルギー消費機器、一特にその空気が新しくされ、その温度および/または圧力が調整システムE C Sによって調整されるキャビンと、主パワー発生エンジンと、飛行制御装置と一を含む航空機において、一航空機の他の領域から隔離され、外気取入れ口および排気ノズルが装着されているコンパートメントに組み入れられる一本発明による主パワーユニットは、ガス発生器と、過給機を含む機器を駆動するための出力タービンとが装着されている、上記で説明したタイプのエンジン式パワーユニットを含む。過給機は、制御装置に通じている調整制御装置を介して、キャビンに必要な空気圧エネルギーを供給するためにE C Sシステムに結合される。

【 0 0 2 5 】

特定の実施形態によれば、

主パワーユニットは、出力タービンと共に機器を駆動するためのエネルギー回収タービンを含み、空気入口側では冷却するためにキャビンの出口に、空気出口側では機器に結合される回収構造体に結合され、過給機がキャビンへの空気圧エネルギーのサプライヤとしてこの回収構造体に組み入れられ、

回収タービン（13）は、出口側では主パワーユニットのコンパートメントの中に空気流を排出し、この主パワーユニットは、空気流が後方コンパートメントに収容される機器および補助機器を冷却した後に、出力タービンから出てくる高温空気流の流出速度から生じるジェットポンプ作用によって排気ノズルの中に排気され、

回収タービンは、キャビンの中への風切り音の伝播を回避するために防音装置に結合され、

出力タービンおよび回収タービンから航空機の機械、空気圧、油圧および/または電気の機器までパワーを伝達するための手段が、特にパワー伝達ボックスの形で設けられ、

回収構造体は、2つの熱伝達回路、すなわち入口側では出力タービンの高温空気流出口に、および出口側では排気ノズルに結合される1次回路と、入口側ではキャビンの空気流出口に、および出口側では回収タービンに結合される2次回路とを有する熱交換器を備える。

【 0 0 2 6 】

これらの条件において、一圧力および/または温度の形をとった一キャビンの出口側のエネルギー回収は、主パワーソースに近いために最適化され、同時にキャビン内の制御された背圧によってキャビンの出口側での空気流出を確実にする。そのうえ、エネルギー回収手段を、単なるコンプレッサや発電機にではなく主パワー発生源に接続することにより、パワー発生源の構成部品および機器のすべてによる質量効果から生じる慣性のため、故障の場合に急に生じる場合がある超過速度に対処することができる。

【 0 0 2 7 】

さらに、キャビンの出口側でのエネルギーの回収は、前述の空気流の間の熱交換によってさらに豊富化される前に、航空機機器専用のシステムを冷却するのに使用される熱エネルギーによって、キャビンからの空気流出に含まれる位置エネルギーを補うことにより保

10

20

30

40

50

証され得る。

【0028】

本発明の他の態様、特徴、および利点は、添付の図面を参照すると、次に述べる特定の実施形態の非限定的な説明により明らかになる。

【図面の簡単な説明】

【0029】

【図1】航空機エンジンの作動ラインの変化についてのグラフである。

【図2a】公称飛行時に航空機のメインエンジンおよび主パワーユニットによって供給される、推進力を生じ、および推進力を生まないエネルギーの分配についてのブロック図である。

10

【図2b】公称飛行時に航空機のメインエンジンおよび主パワーユニットによって供給される、特に過渡的な段階で推進力を生じ、および推進力を生まないエネルギーの分配についてのブロック図である。

【図3】ヘリコプタエンジンの故障の場合のエネルギーの分配についてのブロック図である。

【図4】環境制御システムECSが装着されている航空機キャビンと関連して、航空機の後方コンパートメントについての、本発明による主パワーユニットの例の概略図である。

【発明を実施するための形態】

【0030】

図のすべてにおいて、同じ機能を有する同一または類似の要素は、同一または類似の参照マークで認識される。

20

【0031】

図1を参照すると、航空機エンジンの作動ラインLFの変化のグラフが、所与の飛行段階について調整された空気流量Dに依存している空気圧力比 P/P の参照システムで示されている。空気流量は、さまざまな関係パラメータの影響を含む重要なグラフィック表現を可能にするために調整されると言われる。エンジンのサージラインLPおよび作動ラインLF、LF2が、この参照システムに示されている。作動ラインLFは、いかなる推力損失も回避するためにこのサージラインLPより下に留まっている。作動ラインとサージラインとの間の差であるサージマージンMPは、エンジンHP本体の速度（または空気流量）と共に、たとえば、最大速度 N_M からこの飛行段階で許されるアイドル速度 N_R に至るまで減少する。

30

【0032】

サージマージンが減少すると、エンジンの効率が增加するが、作動ラインがサージラインに極めて近くなる場合にはサージの危険を伴う。たとえば、アイドル速度 N_R から開始する加速の間中、過渡的な段階の作動点Pf1は、グラフ上で N_R から N_M までの作動ラインLF1を描いている。このラインLF1に沿ったサージマージンMPの減少は、HP本体の加速に必要な燃焼室の中への燃料噴射による。グラフに示される点Pf1の位置は、最小のサージマージンに対応する。また、機器にパワーを供給するためのHP本体からの機械式抽気（矢印PM）は、サージマージンを減少させる。本明細書は、実質的にサージの危険を増大させる前記抽気の実質的な増加に向けられる。

40

【0033】

したがって、加速中のオーバーシュートは、取り扱うのに細心の注意を要する。そのうえ、他の機器（キャビン空調、等）にエネルギーを供給するために、たとえばエンジンコンプレッサのレベルにおいて、空気抽気（矢印PA）は、サージマージンを増加させる。次いで、作動ラインは、ラインLFからラインLF2まで移動し、この移動は、矢印PRによって示されるような、一定の流量において効率の損失が生じる。

【0034】

最適化された操作性は、最大化された加速の性能に関して、主パワーソースからのパワーの供給によって実現され、この種の供給は、燃焼室の中への燃料噴射によるパワーとMPUからのパワーとを同時に供給することによって、HP本体のシャフトに供給されるパ

50

ワーを増加させることが可能になる。この追加的な供給は、HP本体の加速率を増加させ、同時に飛行段階でメインエンジンのサージマージンMPを維持するが、このマージンは、追加的なパワーの供給なしでその最小のところにあることになり、その結果サージに最も近いところの作動ラインが生じる。さらに、この追加的な供給により、サージマージンが過渡的な段階で同一に留まりながらアイドル速度 N_R を減少させることができる。そのうえ、この種の供給により、定常状態段階において、ガス発生器の自律性の能力によって決定されるそれよりも低いアイドルレベル N_{R0} を維持することができる。

【0035】

主パワーユニットがない場合には、各メインエンジンは、公称条件において等しく、推進力を生じるエネルギー E_p および推進力を生まないエネルギー E_{np} を供給する。後で詳細に明らかになるように、MPUは、各メインエンジンとMPUとの間で推進力を生まないエネルギーの全体または一部を分配することができる。このMPUはまた、過渡的な段階で、特にメインエンジンの故障の場合に、メインエンジンのHP本体にパワーを供給しながら推進力を生じるエネルギーのうちの数パーセントを供給する。

10

【0036】

図2aを参照すると、航空機の定常状態飛行の初期状態に関して、推進力を生まないエネルギー E_{np} は、メインエンジン200、MP1およびMP2によって、ならびに等分割 $E_{np}/3$ によるMPU1によって機器100に供給される。この等分割はまた、タービンエンジンのサイジングポイントを規定するのに推奨される。その間でメインエンジンが必要とされない降下の段階では、推進力を生まないエネルギーは、主としてまたは完全にMPUによって供給されるべきであることが好ましい。

20

【0037】

変形例(図2b)として、推進力を生まないエネルギー E_{np} は、エンジンの故障の場合に、切換手段(特に、電気スイッチ)が十分な応答時間を有することができるようになるために公称飛行時にMPU1によってのみ供給される。実際、単一のエンジンによって与えられることになる加速中の応答時間は、前記エンジンがそのパワー全体に移動性を持たせない場合には不十分であり得る(エンジン故障の場合、下記を参照されたい)。

【0038】

そのうえ、公称飛行時の推力300($2 \times E_p$)は、メインエンジンのそれぞれによって等しく与えられる。MPU1は、エンジンHP本体のそれぞれにパワーを供給することによって推進力を生じるエネルギー $k \times E_p$ の割合を与えることができ、ここで、 k は、数パーセントポイントになることができる。

30

【0039】

図3の例で示されるように、航空機の、特にMPU1が装着されているヘリコプタのエンジンMP2の故障の場合には、残る健全なMP1エンジン200は、最初は、推進力を生じるエネルギー全体を供給するように構成され、機器100への推進力を生まないエネルギー E_{np} の供給のその割合は、 $E_{np}/3$ (他のエンジンのいかなる故障もない、図2aを参照されたい)から $0 \times E_{np}$ までに及び、推進力を生じるエネルギーのその供給は、推力300全体を生ずるために $E_p/3$ から $2 \times E_p$ にまでに及ぶ。次いで、MPU1は、 $E_{np}/3$ から E_{np} まで増加しながら、推進力を生まないエネルギー E_{np} のすべてを供給するように構成される。有利なことに、MPU1は、健全なエンジンのサージマージンが十分であるべきであるような調整係数 k および加速率によって健全なエンジンのHP本体に推進力を生じるエネルギーの割合 $k \times E_p$ を引き続き与える。過渡的な段階では、調整係数は、値 k_t を有し、次いで、MPUは、推力 $2 \times E_p$ 全体を供給する健全なエンジンMP1のHP本体に過渡的な推進力を生じるエネルギー $k_t E_{pt}$ を供給する。

40

【0040】

過渡的な飛行段階の航空機、特に飛行機の場合(図2b)には、MPU1は、 $1 \times E_{pt}$ を供給するメインエンジン200のそれぞれのHP本体に、係数 k_t によって、過渡的な推進力を生じるエネルギー $k_t E_{pt}$ を供給し、 $2 \times E_{pt}$ は、過渡的な段階で供給さ

50

れることになる全体の推進力を生じるエネルギーである。MPUは、エネルギー $2k_t E_{pt}$ を越えて、推進力を生まないエネルギーの全体、すなわち E_{np} を依然として供給する。

【0041】

メインエンジンのHP本体に供給されるパワーは、メインエンジンの地上スタート中のように駆動装置に変えられるメインエンジンの電気始動機と共同してMPUに適合する発電機、この場合は交流発電機によってもたらされる。

【0042】

特に、MPUは、最も低いところに調整されたアイドルレベルで加速を実行するようにメインエンジンのHP本体にパワーを供給する。

10

【0043】

概略図を示す図4を参照すると、MPU1は、航空機3の下流部分に位置している後方コンパートメント2に配置されている。乗客キャビン4は、上流に位置しており、中間コンパートメント5を介して後方コンパートメント2に結合される。圧力隔壁6が、中間コンパートメントからキャビン4を分離し、防火隔壁7が、後方コンパートメント2から中間コンパートメント5を隔離し、後方コンパートメント2には、外気取入れ口21および排気ノズル22が装着されている。

【0044】

APUタイプであるがエンジンカテゴリに属するMPU1は、エネルギー回収構造体に結合されるエンジン10を含む。補助エンジンは、外気取入れ口21から得られる空気流F1用の吸気コンプレッサ110を含む、ガス発生器またはHP本体11と、燃焼室111と、HPシャフト113によってコンプレッサ110を駆動するためのタービン112とから成る。このガス発生器は、入口側で外気取入れ口21に取り付けられる空気流ダクトK1に、および出口側で通常約500 から600 までの高温空気流F2を生じる出力タービン12に結合される。

20

【0045】

エネルギー回収構造体は、コンパートメントの外側、特にキャビンの中への風切り音の伝播を回避するために、防音装置14と一緒に回収タービン13上で心合わせされる。

【0046】

この回収タービン13は、実施例ではパワー伝達ボックス17を介して、機器100
- 機械、空気圧（コンプレッサ）、電気（発電機）、および/または油圧（ポンプ）
- 特に過給機15および始動機/発電機16を駆動するために出力タービン12に結合される。このボックス17には、パワー伝達に適したギアボックスおよび傘歯車（図示せず）が装着される。出力タービン12は、シャフト121、すなわち示された例では端から端まで通るシャフトを介してボックス17にそのパワーを供給する。あるいは、このシャフトは、適切な減速箱（図示せず）を介して端から端まで通らないシャフトまたは外側シャフトであることができる。このボックスには、非回収段階において（たとえば、開いている飛行機キャビンドアの場合に）その分離が意図されるフリーホイールが装着されることが有利である。

30

【0047】

過給機15は、ECSシステムと呼ばれる、キャビン4の環境制御システム41に空気を供給し、ダクトK1の分岐K11を通して外気取入れ口21から得られる圧縮空気を、再循環混合バルブ42を介して、これに移送する。過給機15は、キャビンに必要な空気圧エネルギーを供給するように、制御装置（図示せず）に通じている調整制御装置19によって調整される。変形例として、吸気コンプレッサ110は、適切に空気を抽気することによって過給機15として役立つことができる。

40

【0048】

キャビン圧力調整弁と呼ばれる少なくとも1つの可変バルブ40が、キャビン4の出口43からダクトK2を介してエネルギー回収構造体に空気流F3を循環させる。有利なことに、ダクトK2は、空気流F3がキャビネット51の内側でパワーエレクトロニクス5

50

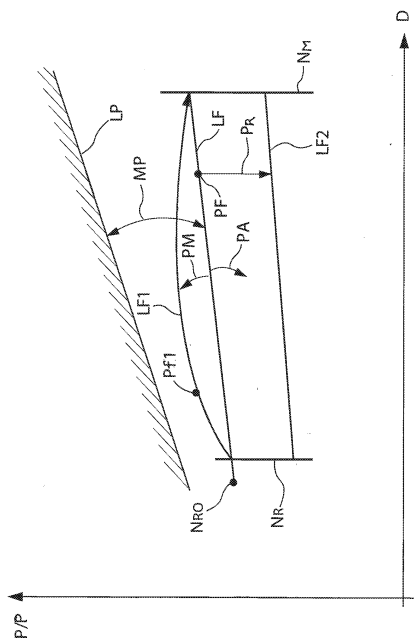
0を冷却するように中間コンパートメント5に通じており、—これらの補助機器は、航空機の機能のために作られるさまざまなシステム（着陸装置、等）専用であり、もちろん、キャビンドアが開いていると動作可能でない。コンパートメント5の出口において、空気流F3は約40の温度を有する。

【0049】

この例では、回収構造体は、入口側では高温空気流F2の出口に、および出口側ではノズル22に結合される1次回路C1—この場合、流れF2の温度は、通常、約550から300までに低下されている—と、入口側ではキャビン4から得られる空気流F3に、および出口側では回収タービン13に結合される2次回路C2とが装着される熱交換器18を備える。次いで、流れF3は、入口（約40）においてよりも実質的に高い、たとえば150程度の温度を有する。回収タービン13の出口において、空気流F3は、機器100を（約40まで下げて）冷却するために後方コンパートメント2内に分散され、次いで、コンパートメントの壁200での反射によって、ノズル22の中にF3'の形をとって集められる。収集は、このノズルの広くされた取入れ口221において、熱交換器18の出口で出力タービン12から得られる高温空気流F2の流出速度から生じるジェットポンプ作用によって行われる。

10

【図1】



【図2a】

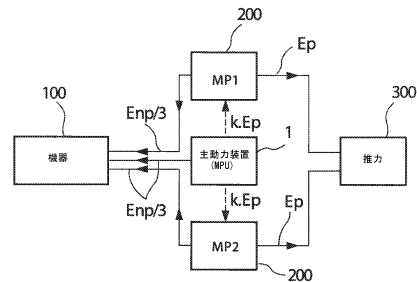


Fig.2a

【図2b】

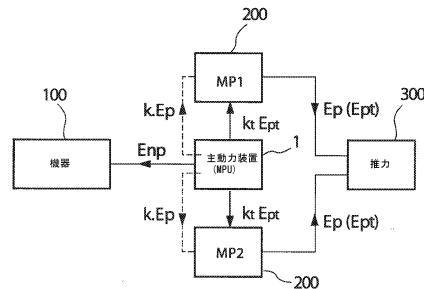


Fig.2b

【図3】

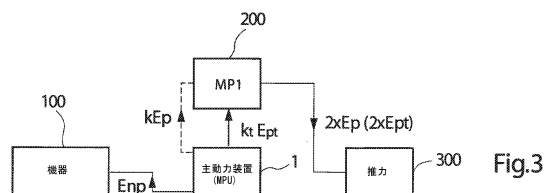


Fig.3

【 図 4 】

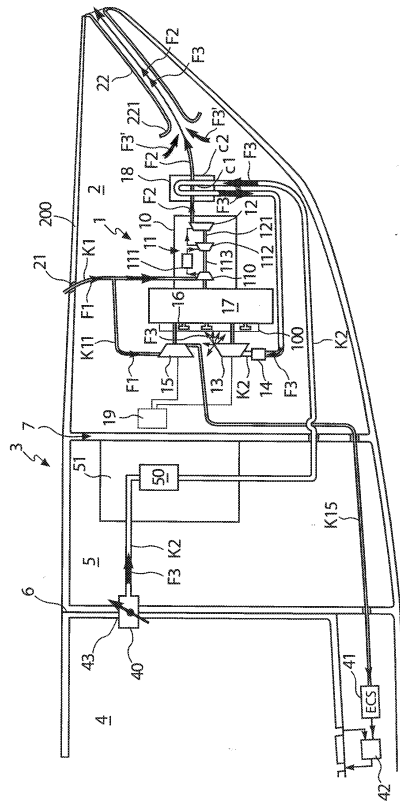


Fig.4

フロントページの続き

(56)参考文献 特表2006-516230(JP,A)
特開2008-080934(JP,A)
米国特許第05239830(US,A)
国際公開第98/048162(WO,A1)
米国特許出願公開第2008/0098743(US,A1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F02C 7/00-36

F02C 9/00-58