

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第6474812号
(P6474812)

(45) 発行日 平成31年2月27日 (2019.2.27)

(24) 登録日 平成31年2月8日 (2019.2.8)

(51) Int. Cl.

F I

B 6 4 D 41/00 (2006.01)

B 6 4 D 41/00

H 0 2 N 11/00 (2006.01)

H 0 2 N 11/00

A

F 2 8 D 15/02 (2006.01)

F 2 8 D 15/02

Z

請求項の数 11 (全 15 頁)

(21) 出願番号 特願2016-536088 (P2016-536088)
 (86) (22) 出願日 平成26年6月18日 (2014.6.18)
 (65) 公表番号 特表2016-533955 (P2016-533955A)
 (43) 公表日 平成28年11月4日 (2016.11.4)
 (86) 国際出願番号 PCT/US2014/043031
 (87) 国際公開番号 W02015/026433
 (87) 国際公開日 平成27年2月26日 (2015.2.26)
 審査請求日 平成29年5月30日 (2017.5.30)
 (31) 優先権主張番号 13/970,416
 (32) 優先日 平成25年8月19日 (2013.8.19)
 (33) 優先権主張国 米国 (US)

(73) 特許権者 500520743
 ザ・ボーイング・カンパニー
 The Boeing Company
 アメリカ合衆国、60606-2016
 イリノイ州、シカゴ、ノース・リバーサイ
 ド・プラザ、100
 (74) 代理人 110002077
 園田・小林特許業務法人
 (72) 発明者 ミッチェル、ブラッドリー ジェー.
 アメリカ合衆国 イリノイ 60606-
 2016, シカゴ, ノース リバーサ
 イド プラザ 100

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 抽気ダクトから廃エネルギーを回復するための方法

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

熱エネルギー取得及び電力変換のシステムであって、
翼の前縁の内部に担持され、エンジンからのブリードエアの流れを受け入れるように連
結された、ブリードエアダクトと、

外部の空気源に晒される前記前縁の表面と、

前記ブリードエアダクトと動作可能に係合する高温インターフェース及び前記前縁の表
面と動作可能に係合する低温インターフェースを有するエネルギー変換装置とを備え、

前記エネルギー変換装置が、前記ブリードエアダクトと前記前縁の表面との間の熱勾配
から電力を生成し、前記エネルギー変換装置は、給電線に電氣的に連結されている、シス
テム。

10

【請求項 2】

前記エネルギー変換装置は、固定された熱電発電機 (TEG)、薄膜 TEG、又はラン
 キンエンジンのうちの少なくとも 1 つを備える、請求項 1 に記載のシステム。

【請求項 3】

前記ブリードエアダクトと前記高温インターフェースとの間に係合する熱導体を更に備
 える、請求項 2 に記載のシステム。

【請求項 4】

前記エネルギー変換装置が TEG であり、前記熱導体が、前記ブリードエアダクトの動
 作可能な係合のために TEG を適応させる幾何学的なアダプターを備える、請求項 3 に記

20

載のシステム。

【請求項 5】

前記熱導体が、熱的コンパウンド又は炭素フェルトを更に備える、請求項 4 に記載のシステム。

【請求項 6】

前記熱導体が、前記ブリードエアダクトと前記高温インターフェースとの間に係合するヒートパイプ又は循環流体導管を備える、請求項 3 に記載のシステム。

【請求項 7】

前記前縁は、前記ブリードエアダクトがその中で担持される容積を組み込む、請求項 1 に記載のシステム。

【請求項 8】

前記低温インターフェースに連結され、前記前縁内の容積に延伸している対流ヒートシンクを更に備える、請求項 1 に記載のシステム。

【請求項 9】

前記対流ヒートシンク上に風を送るファンを更に備える、請求項 8 に記載のシステム。

【請求項 10】

前記低温インターフェースと前記前縁の表面との間に係合するヒートパイプ又は循環流体導管を更に備える、請求項 1 に記載のシステム。

【請求項 11】

前記ブリードエアダクトを覆って同心状に設置されたスリーブ、
前記高温インターフェースに動作可能に係合され、前記スリーブに連結された熱交換器及び
対流熱伝達のために前記スリーブから前記熱交換器を介して作動流体を促すファンを更に備える、請求項 1 に記載のシステム。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本開示の実施形態は、広くは、電気エネルギー生成の分野に関し、特に、電力の生成を航空機の電力システムへ再導入するために、局所的雰囲気とは区別される抽気ダクトの温度を用いる、熱機関と組み合わせられた熱発電機（TEG）又はヒートパイプに関する。

【背景技術】

【0002】

民間航空機は、（本明細書において併せてエンジンと呼ばれる）主要な推進エンジン及び／又は補助動力装置（APU）からの軸動力を用いて、発電機を使用して電力を提供する。これらの発電機は、エンジンの軸から馬力を抽出するので、より大きな燃料消費の原因となる。エンジンは、環境制御システム（ECS）及び空気圧系統の動作のために抽気も提供する。抽気は、典型的には、エンジンから抽気ダクトを通して ECS 又は空気圧系統へ送られる。ダクト内の抽気の温度は、華氏 300 度から華氏 1000 度までの範囲内であり、抽気は、典型的には、ECS 又は空気圧系統の動作のために低温空気と熱を交換する。抽気内の最初の熱エネルギーの少なくとも一部分は、それ故、生産的に用いられない。

【0003】

したがって、発電のために排熱を取得する変換システムを提供することが望ましい。

【発明の概要】

【0004】

本明細書で開示される実施形態は、エンジンからの高温空気の流れを含んでいる抽気ダクトを用いた熱エネルギー取得及び電力変換のシステムを提供する。より低い温度の空気源が、抽気ダクトと動作可能に係合する高温インターフェース及びより低い温度の空気源と動作可能に係合する低温インターフェースを有するエネルギー変換装置と共に含まれる。エネルギー変換装置は、抽気ダクトとより低い温度の空気源との間の熱勾配から電力を

10

20

30

40

50

生成し、電力は給電線へ送られる。

【 0 0 0 5 】

実施形態は、高温インターフェースにおいてエネルギー変換装置を抽気ダクトに結合し、低温インターフェースにおいてエネルギー変換装置を周囲温度シンクに結合することによって、航空機の抽気ダクト内の廃熱から補助電力を生成するための方法を提供する。電力は、抽気ダクトと周囲温度シンクとの間の熱勾配の利用を介して、エネルギー変換装置によって生成される。電力は、その後、航空機内の給電線を通して分配される。

【 0 0 0 6 】

既に説明した特徴、機能、及び利点は、本開示の様々な実施形態で独立に実現することが可能であるか、以下の説明及び図面を参照してさらなる詳細が理解され得る更に別の実施形態で組み合わせることが可能である。

10

【 0 0 0 7 】

更に、本開示は、以下の条項による実施形態を含む。

条項 1

熱エネルギー取得及び電力変換のシステムであって、
エンジンからの高温空気の流れを含んでいる抽気ダクトと、
より低い温度の空気源と、

前記抽気ダクトと動作可能に係合する高温インターフェース及び前記より低い温度の空気源と動作可能に係合する低温インターフェースを有するエネルギー変換装置とを備え、
前記エネルギー変換装置が、前記抽気ダクトと前記より低い温度の空気源との間の熱勾配から電力を生成し、前記電力が給電線へ送られる、システム。

20

条項 2

前記エネルギー変換装置は、固定された熱発電機 (T E G)、薄膜 T E G、又はランキンエンジンのうちの少なくとも 1 つを備える、条項 1 に記載のシステム。

条項 3

前記抽気ダクトと前記高温インターフェースとの間に係合する熱導体を更に備える、条項 2 に記載のシステム。

条項 4

前記エネルギー変換装置が T E G であり、前記熱導体が、前記抽気ダクトの動作可能な係合のために T E G を適応させる幾何学的なアダプターを備える、条項 3 に記載のシステム。

30

条項 5

前記熱導体が、熱的コンパウンド又は炭素フェルトを更に備える、条項 4 に記載のシステム。

条項 6

前記熱導体が、前記抽気ダクトと前記高温インターフェースとの間に係合するヒートパイプ又は循環流体導管を備える、条項 3 に記載のシステム。

条項 7

前記熱エネルギー取得及び電力変換のシステムが、航空機に搭載されている、条項 1 に記載のシステム。

40

条項 8

前記より低い温度の空気源が、前記航空機の表面上の空気の流れ、前記航空機の翼の前縁容積内の空気、又はそれらの組み合わせを含む、条項 7 に記載のシステム。

条項 9

前記低温インターフェースと前記より低い温度の空気源との間に介在する対流ヒートシンクを更に備える、条項 1 に記載のシステム。

条項 1 0

前記対流ヒートシンク上に風を送るファンを更に備える、条項 8 に記載のシステム。

条項 1 1

前記エネルギー変換装置がランキンエンジンであり、前記低温インターフェースが前記

50

ランキンエンジン内にコンデンサーを備える、条項 2 に記載のシステム。

条項 1 2

前記低温インターフェースと前記より低い温度の空気源との間に係合するヒートパイプ又は循環流体導管を更に備える、条項 1 に記載のシステム。

条項 1 3

前記抽気ダクトを覆って同心状に設置されたスリーブ、及び対流熱伝達のために前記スリーブから作動流体を促すファンを更に備える、条項 1 に記載のシステム。

条項 1 4

航空機の抽気ダクト内の廃熱から補助電力を生成するための方法であって、

高温インターフェースにおいてエネルギー変換装置を抽気ダクトに結合するステップ、
低温インターフェースにおいて前記エネルギー変換装置を周囲温度シンクに結合するステップ、

前記抽気ダクトと前記周囲温度シンクとの間の熱勾配の利用を介して、前記エネルギー変換装置によって電力を生成するステップ、及び

航空機内の給電線を通して前記電力を分配するステップを含む、方法。

条項 1 5

高温インターフェースにおいてエネルギー変換装置を結合する前記ステップは、固定された熱発電機 (T E G)、薄膜熱発電機、又はランキンエンジンの高温インターフェースを前記抽気ダクトに結合することを含む、条項 1 4 に記載の方法。

条項 1 6

前記高温インターフェースにおいて前記エネルギー変換装置を結合するステップは、ヒートパイプ又はポンプ圧送流体導管を前記抽気ダクトに係合させること、及び前記ヒートパイプ又はポンプ圧送流体導管を前記高温インターフェースに結合することを含む、条項 1 5 に記載の方法。

条項 1 7

低温側インターフェースにおいて前記エネルギー変換装置を結合するステップは、対流熱交換器を前記低温側インターフェースと動作可能に係合させることを含む、条項 1 4 に記載の方法。

条項 1 8

低温側インターフェースにおいて前記エネルギー変換装置を結合するステップは、前記低温側インターフェースから前記航空機の外板へヒートパイプを動作可能に係合させることを含む、条項 1 4 に記載の方法。

条項 1 9

低温側インターフェースにおいて前記エネルギー変換装置を結合するステップは、薄膜熱発電機の低温インターフェースを航空機の外板に係合させることを含む、条項 1 4 に記載の方法。

条項 2 0

高温側インターフェースにおいて前記エネルギー変換装置を結合するステップは、前記抽気ダクトを覆ってスリーブを設置すること、及び対流熱伝達のために前記スリーブから作動流体を前記高温側インターフェースに促すことを更に含む、条項 1 4 に記載の方法。

条項 2 1

低温側インターフェースにおいて前記エネルギー変換装置を結合するステップは、前記抽気ダクトを覆ってスリーブを設置すること、前記エネルギー変換装置の前記高温側インターフェースを前記スリーブの内側の前記抽気ダクトと動作可能に結合すること、及び前記スリーブ内の作動流体を用いて前記低温側インターフェースから熱を対流的に伝達することを更に含む、条項 1 4 に記載の方法。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 0 8 】

【図 1 A】 E C S パックに接続するように示されている抽気ダクトを伴う推進エンジン及び A P U を有する例示的な民間航空機の平面図である。

10

20

30

40

50

【図 1 B】航空機の翼内で経路指定された抽気ダクトを示すために翼の外板の一部分が除去された翼の前縁容積の詳細な透視図である。

【図 2】図 2 は、排熱を取得するための本明細書で開示される実施形態を組み込んだ抽気システムのブロック図である。

【図 3】抽気ダクトに設置された熱電発電機 (T E G) を用いる廃エネルギー取得システムの第 1 の実施形態を有する翼の前縁容積及び抽気ダクトの概略側面図である。

【図 4】図 3 の実施形態内で用いられる例示的な T E G の透視図である。

【図 5 A】図 4 の T E G からの T E G セグメントの側面図である。

【図 5 B】図 4 の T E G からの T E G セグメントの前面図である。

【図 6】T E G から冷却シンクとしての翼の前縁表面へ熱を伝達するヒートパイプを伴う抽気ダクトに設置された熱電発電機 (T E G) を用いる排エネルギー取得システムの第 2 の実施形態を有する翼の前縁容積及び抽気ダクトの概略側面図である。

【図 7】抽気ダクトを包み熱をランキンエンジンに伝達するパルスヒートパイプを用いる排エネルギー取得システムの第 3 の実施形態を有する翼の前縁容積及び抽気ダクトの概略側面図である。

【図 8】熱をランキンエンジンに伝達するためのポンプを有する抽気ダクトを包む流体で満たされた熱伝達導管を用いる排エネルギー取得システムの第 4 の実施形態を有する翼の前縁容積及び抽気ダクトの概略側面図である。

【図 9】矩形ダクトと直接低温側ヒートシンクとして働くスパー又は翼の外板との間に介在する T E G を用いる排エネルギー取得システムの第 5 の実施形態内の翼の前縁容積及び矩形抽気ダクトの概略側面図である。

【図 1 0】抽気ダクトを包み、翼の前縁容積の周囲温度スペース内の低温アダプターインターフェースを有する T E G の高温側インターフェースとしての高温アダプターに熱を伝達する、パルスヒートパイプを用いる廃エネルギー取得システムの第 6 の実施形態を有する翼の前縁容積及び抽気ダクトの概略側面図である。

【図 1 1】翼の前縁容積の周囲温度スペース内の低温アダプターインターフェースを有する T E G の高温側インターフェースとしての高温アダプターに熱を伝達するためのポンプを有する抽気ダクトを包む流体で満たされた熱伝達導管を用いる廃エネルギー取得システムの第 7 の実施形態を有する翼の前縁容積及び抽気ダクトの概略側面図である。

【図 1 2】熱交換器又はヒートシンクを有する T E G の高温側インターフェースの熱交換器を通して環状ダクトからの空気を、T E G の低温側インターフェースの前縁容積内の低温雰囲気へ促すファンを有する抽気ダクトを取り囲む環状ダクトを用いる廃エネルギー取得システムの第 8 の実施形態を有する翼の前縁容積及び抽気ダクトの概略側面図である。

【図 1 3】ダクト内の促された空気の流れによって冷却される環状ダクト内の低温側ヒートシンクを有する、図 3 に関して説明された抽気ダクトに対する高温側に直接的に接触する T E G を有する抽気ダクトを取り囲む環状ダクトを用いる廃エネルギー取得システムの第 9 の実施形態を有する翼の前縁容積及び抽気ダクトの概略側面図である。

【図 1 4】翼の前縁の外板上の低温側インターフェースに対する高温側インターフェースとしての抽気ダクトから延伸する柔軟な薄膜 T E G を用いる廃エネルギー取得システムの第 1 0 の実施形態を有する翼の前縁容積及び抽気ダクトの概略側面図である。

【図 1 5】電力生成のための抽気システムからの排熱回復のための方法を説明するフローチャートである。

【発明を実施するための形態】

【 0 0 0 9 】

本開示で示される各図は、提示されている実施形態の態様の変種を示しており、以下では相違のみが詳細に記述される。

【 0 0 1 0 】

本明細書で開示される実施形態は、抽気ダクトからの排熱を有用な電力に変換し、したがって、発電機の電気負荷を低減させ、それによって、エンジンの馬力抽出及び燃料消費を低減させるための装置及び方法を提供する。図面を参照すると、図 1 は、(本明細書に

10

20

30

40

50

において各々は概してエンジンと呼ばれる) 主要推進エンジン 12 a、12 b、12 c、及び 12 d、並びに APU 14 を有する例示的な航空機 10 を示している。各エンジン 12 a、12 b、12 c、12 d、及び 14 からの抽気は、抽気ダクト 16 内に収集され、ECS パック 18 又は(図示せぬ) 空気圧系統などの他の航空機システムへ提供される。スパー 20、コードフォーム(cord form) 22、及び前縁の外板 26 のための構造上の連結 24 を有する、翼の前縁セクションの内部容積を通して経路指定される例示的な抽気ダクト 16 が、図 1 B で示されている。

【0011】

図 2 で示されるように、エンジン 12 a、12 b、12 c、12 d、又は 14 からのトルクは、概して電力分配及び負荷 23 として特定される、航空機内の電気システムによって使用されるための給電線 30 を介した電力を提供する発電機 28 を駆動する。抽気ダクト 16 は、翼の防氷、エンジンスターター、油圧タンク加圧、飲料水加圧、空気駆動油圧ポンプ、空気圧/油圧コンバーター、及び緊急ギア拡張システムなどの、ECS 18 及び空気圧系統 34 へ高温/高圧空気を提供する。熱エネルギー取得及び電力変換のシステム 36 は、抽気ダクト 16 からの排熱を用い、給電線 30 又は電力分配若しくは負荷 32 に補助電力を提供する。

【0012】

熱エネルギー取得及び電力変換のシステムの第 1 の実施形態が、図 3 に示されている。熱エネルギー変換装置は、熱電発電機(TEG) 38 であり、以下により詳細に説明されるように、抽気ダクト 16 に取り付けられている。対流熱交換器 40 が、TEG の低温側インターフェースから前縁セクションの内部容積 42 へ延伸している。内部容積 42 の内側の周囲状態は、華氏 40 度~華氏 80 度のシーレベル標準時温度から動作高度での華氏 -21 度まで変動し得る。TEG の高温側インターフェースと低温側インターフェースとの間の温度差は、それ故、近似的に華氏 220 度~華氏 1020 度の範囲内であり得、典型的な初期抽気温度は華氏 300 度~華氏 380 度であり得る。

【0013】

図 3 の実施形態の例示的な一実施態様が、図 4、図 5 A、図 5 B で示されている。図 4 で見られるように、複数の発電機セグメント 44 が、相互に連結されて、抽気ダクト 16 に係合する包囲リング 46 を形成する。図 5 A 及び図 5 B で示されるように、各発電機セグメント 44 が、動作可能な係合のために抽気ダクト 16 の周縁と合致する曲がった内部表面 50 を有する幾何学的なアダプターとしても働くプロファイルアダプター 48 などの熱導体を組み込む。TEG 38 は、プロファイルアダプター 48 の外部表面 54 上のリリース 52 と係合する。カリフォルニア州フリーモントの Antec, Inc. によって製造された Antec Advance thermal compound などの熱的コンパウンド層 56 a が、高められた熱伝達のために TEG 38 の高温インターフェース表面 58 とプロファイルアダプター 48 との間に加えられる。熱交換器 40 が、カリフォルニア州バイセリアの Arctic Silver Incorporated によって製造された Arctic Silver thermal compound などの中間に存在する熱的コンパウンド層 56 b を有する低温インターフェース表面 60 上で TEG 38 と係合し、熱伝達を促進する。代替的な実施形態では、炭素フェルト又は同様な材料が、熱的コンパウンド層に代わって伝導熱伝達要素として働き得る。示される実施形態に対して、熱交換器 40 は、ボルト 64 を用いてプロファイルアダプター 48 に固定されたストラップ 62 によって拘束される。7 インチの直径を有するチタニウム抽気ダクト 16 を有する例示的な実施形態に対して、各発電セグメント 44 は、約 2.09 インチの幅及び近似的に 2.06 インチの長さを有するアルミニウムから製作されたプロファイルアダプター 48 を組み込む。リリース 52 は、近似的に 0.03 インチの深さであり、プロファイルアダプター 48 の長手方向の端部から約 0.41 インチの位置に挿入される。図 4 で示される例示的な実施形態に対して、12 個のセグメント 44 は、硬く相互連結された 4 つのセグメントのグループ、及び 3 つの個別のジョイント 66 でリング 46 状に用いられ、抽気ダクト 16 に取り付けられる。この実施形態で用いられ得る例示的な 1 つの TEG シ

10

20

30

40

50

ステムは、75238テキサス州ダラスのVista Park Road 10451のMarlow Industries, Inc.によって製造されたEvergen Power Strapであり得る。代替的に、セグメント44は、抽気ダクト16の周りを包むためのチェーンリンクによって、共にそれらを連結することによってリング46状に用いられる。代替的な実施形態では、複数のリングが抽気ダクト16に取り付けられ得、その実施形態に対して本明細書で開示される設計及び寸法は、限定的であることを意図しない。

【0014】

動作では、TEG38が、アダプター48を介して伝達され熱交換器40を介して排出される抽気ダクト16からの熱を電流に変換する。熱交換器40は、翼の前縁容積42内の周囲状態に晒される。熱は、典型的には、28VDCバスでの分配のために28VDCへ調整され、又はACバスでの分配のためにインバーター及びトランスを介してAC電力に変換されることを含んで、前に説明されたように、航空機の電気システム内の給電線30への伝送のためにDC電流に変換される。

【0015】

熱エネルギー取得及び電力変換のシステムの第2の実施形態が、図6で示されている。TEG67は、抽気ダクト16と熱伝達可能に係合した高温インターフェース表面68に取り付けられる。取り付けの構成は、第1の実施形態に関して開示されたアダプターと類似し得る。TEG67の低温インターフェース表面70は、翼の前縁容積42内で前縁の外板26の一部分へ経路指定されたヒートパイプ72と熱伝達可能に係合する。ヒートパイプ72は、TEGの低温側から熱を引き出し、その熱を、そこから航空機の表面上を流れる空気流が名目上は華氏-21度～華氏80度の間に含まれる周囲シンク温度を提供するところの前縁の外板26へ伝達する。説明される実施形態において実装可能なヒートパイプのための例示的な技術は、2012年2月のNASA/TM 2012-217205「Heat Pipes and Heat Rejection Component Testing at NASA Glenn Research Center」で開示されたものとして当該技術分野において知られている。代替的な実施形態では、ポンプで熱流体が注入された導管が、ヒートパイプ72に対する代替品として用いられ得る。ヒートパイプ72の伝導性接続を介して、TEGは、抽気ダクト16から伝達された熱を、前述したように、給電線30への伝送のために電流に変換する。単一のTEG及びヒートパイプのペアとして図面で示されている一方で、代替的な実施形態は、抽気ダクトの円周及び/又は長手方向に取り付けられた複数のTEGを用い得、その各々は、関連するヒートパイプによって前縁の外板と熱伝達可能に連結される。

【0016】

熱エネルギー取得及び電力変換のシステムの第3の実施形態が、図7で示されている。その中で、パルスヒートパイプ72が抽気ダクト16に巻かれ、低温インターフェースの終端部74及び高温インターフェースの終端部76が、熱エネルギー変換装置としてのランキンエンジン78と動作可能に取り付けられている。ランキンエンジン78は、前縁容積42内の周囲状態、又は翼の外板26への2次的な連結、又は、当該技術分野で知られているように、動作のためのコンデンサー(condenser)に対する低温シンクのための代替的な構造を用い得る。説明される実施形態における実施態様に対する例示的なランキンエンジンは、89502ネバダ州レノのTurbo Circle 4750のElectraThermによるGreen Machine 4000シリーズの製品と同等であり得る。ランキンエンジン78によって生成される電流は、その後、前述のように給電線30に送られる。

【0017】

図8は、これもまたランキンエンジン78を採用する熱エネルギー取得及び電力変換のシステムの第4の実施形態を示している。流体熱伝達導管80が、抽気ダクト16に巻かれ、低温インターフェースの終端部82及び高温インターフェースの終端部84が、ランキンエンジン78と動作可能に取り付けられている。ポンプ86が、流体熱伝達導管80

10

20

30

40

50

内の流体を循環させる。ランキンエンジン 78 は、前縁容積 42 内の周囲状態、又は翼の外板 26 への 2 次的な連結、又は、当業者に知られているように、動作のための低温シンクのための代替的な構造を用い得る。ランキンエンジン 78 によって生成された電流は、その後、前述のように給電線 30 に送られる。

【0018】

第 3 又は第 4 の実施形態のいずれかでは、ランキンエンジンが、低温インターフェースとして働く熱交換器を有するスターリングエンジンによって代替され得る。

【0019】

T E G は、図 9 の熱エネルギー取得及び電力変換のシステムの第 5 の実施形態に対して示されるように、構造構成要素又は外板要素に対する直接的な熱伝達を使用する代替的な構成でも用いられ得る。抽気ダクト 88 が、前縁容積 42 内で支持され、第 1 の T E G 90 が、抽気ダクトの第 1 の表面 94 と翼のスパー 20 の表面における低温インターフェース表面 96 との間の円筒形状から矩形状へのアダプターを使用して、高温インターフェース表面 92 において係合する。付加的な又は代替的な T E G 98 が、抽気ダクト 88 の表面 94 と前縁の翼の外板 26 における低温インターフェース表面 104 との間の第 2 の円筒形状から矩形状へのアダプター 102 を介して、高温インターフェース表面 100 において係合する。翼の外板 26 及び翼のスパー 20 は、T E G 90 及び 98 を通る T E G 伝導熱伝達のための低温周囲ヒートシンクを提供し、前述のように、給電線 30 へ送られる電流を生成する。

【0020】

抽気ダクト 16 から離れた T E G を用いることが、図 10 で示される熱エネルギー取得及び電力変換のシステムの第 6 の実施形態において達成され得る。パルスヒートパイプ 106 が、抽気ダクト 16 の周りに巻かれ、T E G 110 の高温インターフェース表面 109 に係合された高温プレート 108 に取り付けられる。低温プレート 112 が、T E G 110 の低温インターフェース表面 114 に係合される。低温プレートは、前縁容積 42 内の周囲状態に対する熱伝達のための伝導又は対流ヒートシンクとして動作し、又は翼の外板 26 に対する伝導要素若しくは他の構造要素に連結され、低温周囲ヒートシンクを提供し得る。パルスヒートパイプ 106 を介して伝達される熱は、T E G 110 の動作のために高温プレートを高められた温度に維持する。T E G 110 を介した伝導熱伝達は、前述のように、給電線 30 に送られる電流を生成する。

【0021】

これも抽気ダクト 16 から離れて取り付けられた T E G を用いる熱エネルギー取得及び電力変換のシステムの第 7 の実施形態が、図 11 で示されている。T E G 110 の高温プレート 108 が、抽気ダクト 16 の周りに巻かれた流体熱伝達導管 116 を使用して加熱され、ポンプ 118 が、熱伝達導管に対して、航空機上で既に利用可能なプロピレングリコールと水との混合物及び誘電性流体などの流体を循環させる。先の実施形態におけるように、低温プレート 112 は、T E G 110 の低温インターフェース表面 114 に係合する。低温プレートは、前縁容積 42 内の周囲状態に対する伝導及び対流熱伝達を組み込み、又は翼の外板 26 に対する伝導要素若しくは他の構造要素に連結され、低温周囲ヒートシンクを提供し得る。ポンプで流体が注入された熱伝達導管 116 を介して伝達される熱は、T E G 110 の動作のために高温プレート 108 を高められた温度に維持する。T E G 110 を介した伝導熱伝達は、前述のように、給電線 30 に送られる電流を生成する。

【0022】

図 12 は、熱エネルギー取得及び電力変換のシステムの第 8 の実施形態を示している。同心状のブレナム又はスリーブ 120 が、抽気ダクト 16 を取り囲み、ファン 122 が、対流熱伝達のためにスリーブから熱交換器 124 へ空気又は他の作動ガスを循環させる。熱交換器 124 は、T E G 128 の高温インターフェース表面 126 と動作可能に係合する。第 2 の熱交換器 130 又は他のヒートシンクが、T E G 128 の低温インターフェース表面 132 と動作可能に係合し、前縁容積 42 内の周囲状態に対する伝導若しくは対流熱伝達を組み込み、又は翼の外板 26 に対する伝導要素若しくは他の構造要素と連結され

、低温周囲ヒートシンクを提供し得る。ファンによって循環されるスリーブ120及び熱交換器124からの作動流体は、対流熱伝達を提供し、TEG110の動作のために高温インターフェース表面126を高められた温度に維持する。TEG110を介した伝導熱伝達は、前述のように、給電線30に送られる電流を生成する。

【0023】

図13で示される第9の実施形態では、TEG134が、抽気ダクト16と熱伝達可能に係合した高温インターフェース表面136に取り付けられる。取り付けの構成は、第1の実施形態に関して開示されたアダプターと類似し得る。熱交換器138は、第1の実施形態で開示されたものと同様であり、TEG134の低温インターフェース表面140と動作可能に係合される。スリーブ142が、抽気ダクト16を同心状に取り囲み、TEG134及び熱交換器138に取り付けられ、スリーブ内の作動流体が、対流冷却のための熱交換器を覆うように受け入れられることを可能にする。作動流体は、前縁容積42から循環された周囲空気であり得る。作動流体を含んだスリーブの使用を介して熱交換器138の効率を高めることは、熱交換器のサイズ及び重量を低減させることを可能にする。TEG134を介した伝導熱伝達は、前述のように、給電線30に送られる電流を生成する。

【0024】

図14は、熱エネルギー取得及び電力変換のシステムの第10の実施形態を示している。(薄膜TEGとも呼ばれる)熱電フィルム144が、抽気ダクト16から翼の外板26へ経路指定される。抽気ダクト16と動作可能に係合した熱電フィルムの高温端部146の高められた温度、及び翼の外板26に対する低温端部148の動作可能な連結は、熱電フィルム144の動作のための温度差を提供し、給電線30に供給される電流を生成する。本実施形態で用いられる例示的な熱電フィルムは、Perpetua Power Source Technologies, Inc.によって製造されたPerpetua Flexible Thermoelectric Filmである。代替的な実施形態では、その表面上にプリントされた熱電対列を有する金属フォイル又は金属シートが、熱電フィルムとして採用され得る。上述されたTEGの実施形態と同様に、熱電フィルム144を通る伝導熱伝達は、前述のように、給電線30に送られる電流を生成する。

【0025】

本明細書で説明される実施形態の各々の代替的な構成では、(図1Aで見られる)APU排気ダクト17が、同様な機体の外板、及びそこを通して排気ダクトが経路指定され低温周囲状態を供給するところの容積を伴って、抽気ダクトの代わりに採用され得る。更に、本明細書で開示される実施形態が、低温周囲空気源のための翼の前縁容積又は翼の外板を、低温周囲空気源としての外部空気に対するインターフェースとして特定する一方で、航空機の任意の容積又は外部表面若しくは外板が、低温周囲空気源のインターフェースのために採用され得る。

【0026】

図15で示されるように、本明細書の実施形態は、高温インターフェースにおいてエネルギー変換装置を抽気ダクトに結合し(ステップ1502)、低温インターフェースにおいてエネルギー変換装置を周囲温度シンクに結合する(ステップ1504)ことによって、航空機の抽気ダクト内の廃熱から補助電力を生成するための方法を提供する。そこで、電力は、抽気ダクトと周囲温度シンクとの間の熱勾配の利用を介して、エネルギー変換装置によって生成される(ステップ1506)。電力は、その後、航空機内の給電線を通して分配される(ステップ1508)。高温インターフェースにおいてエネルギー変換装置を結合することは、固定された熱電発電機(TEG)、薄膜熱発電機、又はランキンエンジン若しくはスターリングエンジンの、高温インターフェースを抽気ダクトに結合することによって達成され得る。高温インターフェースにおいてエネルギー変換装置を結合することは、ヒートパイプ又はポンプ圧送流体導管を抽気ダクトに係合させること、及びヒートパイプ又はポンプ圧送流体導管を高温インターフェースに結合することによっても達成され得る。

【 0 0 2 7 】

低温側インターフェースにおいてエネルギー変換装置を結合することは、対流熱交換器を低温側インターフェースと動作可能に係合させること、又は低温側インターフェースからのヒートパイプを航空機の外板に係合させることによって達成され得る。

【 0 0 2 8 】

代替的に、低温側インターフェースにおいてエネルギー変換装置を結合することは、薄膜熱発電機の低温インターフェースを航空機の外板に係合させることによって達成され得る。

【 0 0 2 9 】

高温側インターフェースにおいてエネルギー変換装置を結合することは、抽気ダクトを覆ってスリーブを設置し対流熱伝達のためにスリーブから作動流体を高温側インターフェースへ促すことを更に含み得、又は低温側インターフェースにおいてエネルギー変換装置を結合することは、抽気ダクトを覆ってスリーブを設置しエネルギー変換装置の高温側インターフェースをスリーブの内側の抽気ダクトと動作可能に結合しスリーブ内の作動流体を用いて低温側インターフェースから熱を対流的に伝達することによって達成され得る。

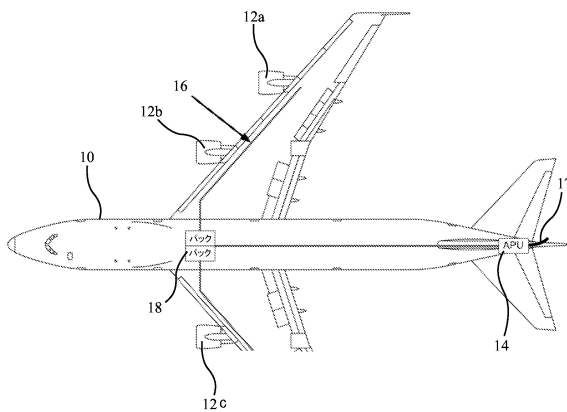
【 0 0 3 0 】

特許法によって要求されるように、様々な本開示の実施形態を詳細に説明してきたが、当業者は、本明細書の中において開示された特定の実施形態に対する変形及び置換を認識するだろう。そのような変形は、以下の特許請求の範囲の中で定義される本開示の範囲及び内容の範囲内にある。

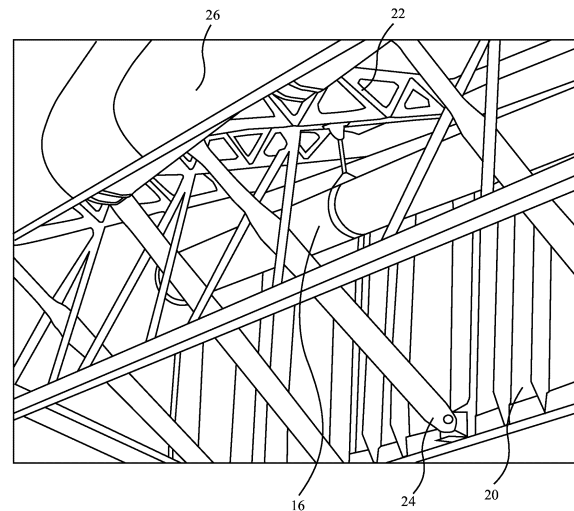
10

20

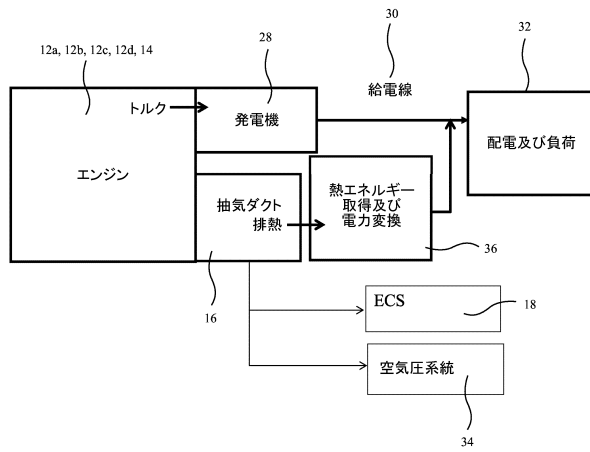
【 図 1 A 】



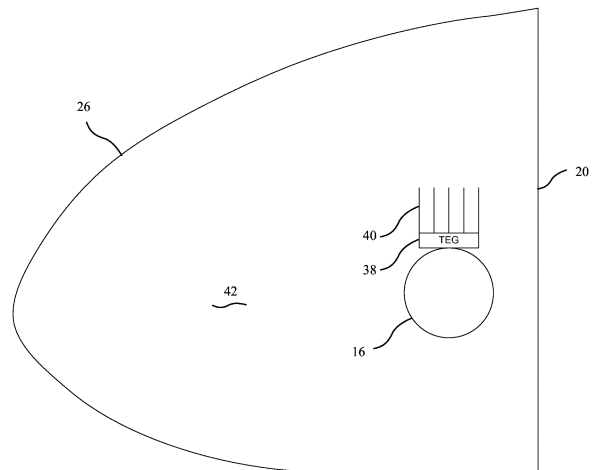
【 図 1 B 】



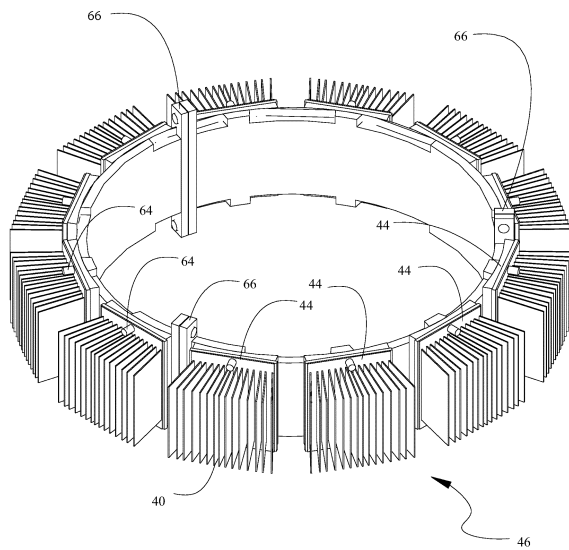
【図 2】



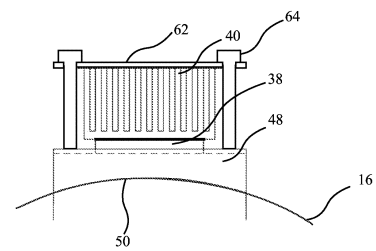
【図 3】



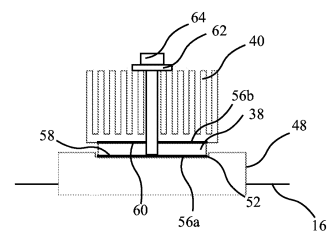
【図 4】



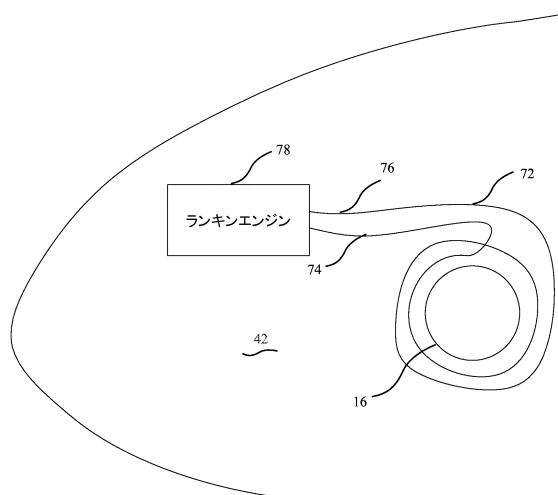
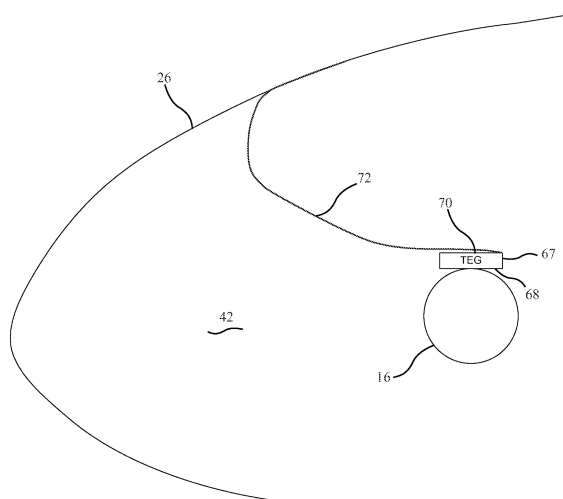
【図 5 A】



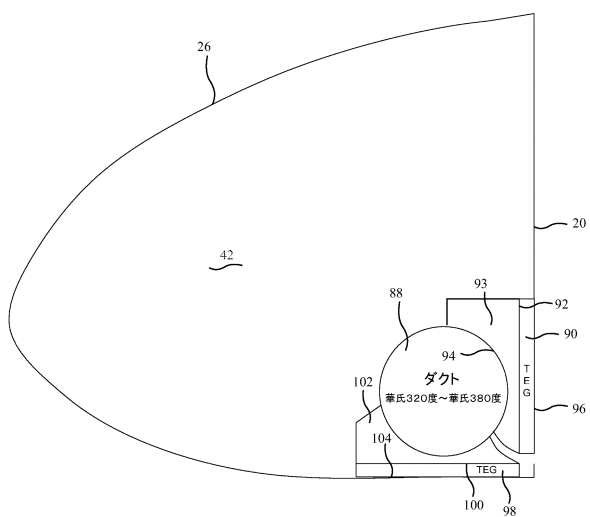
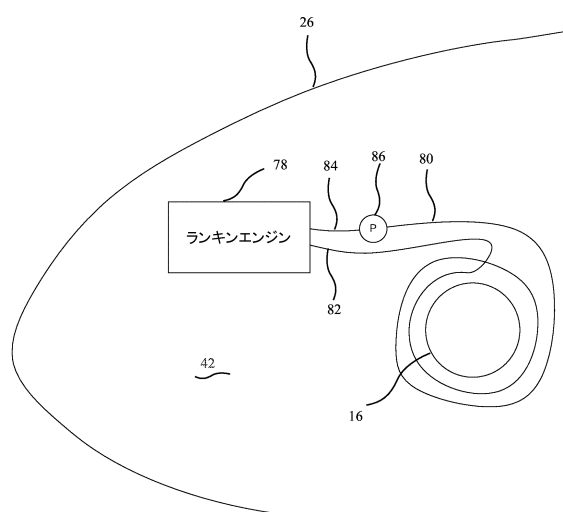
【図 5 B】



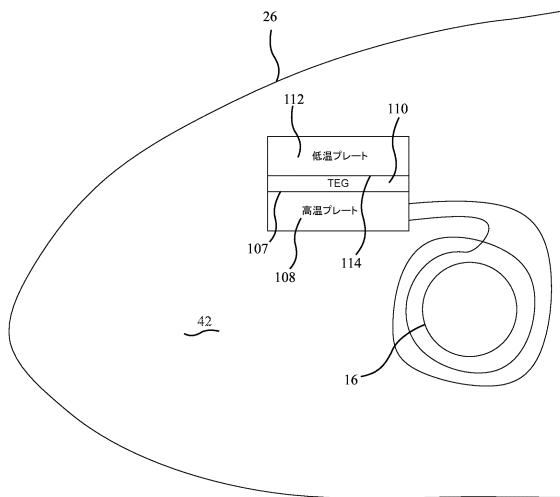
【圖 7】



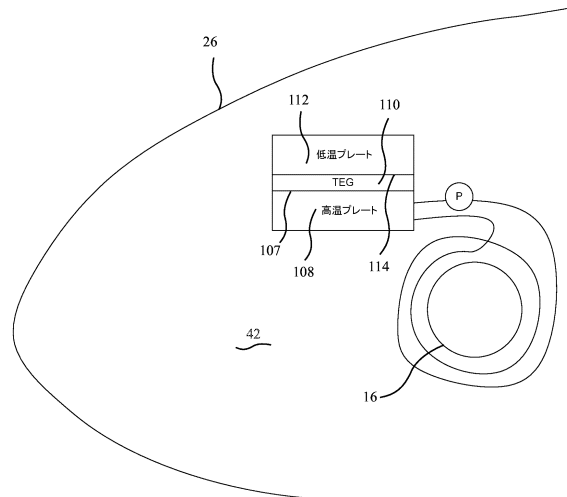
【 図 9 】



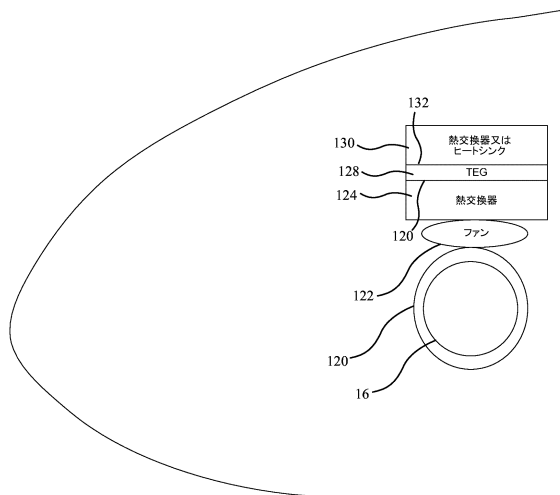
【図 10】



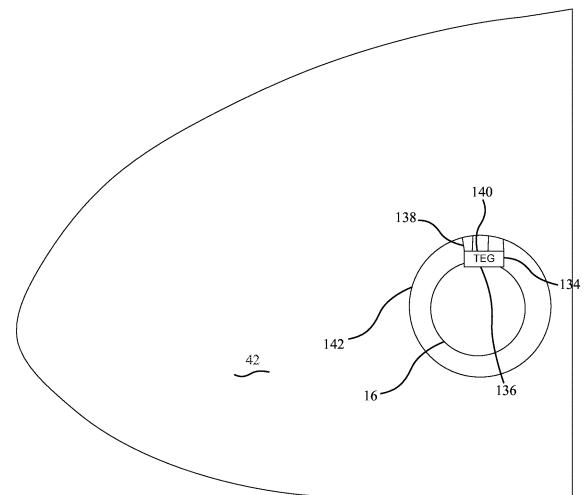
【図 11】



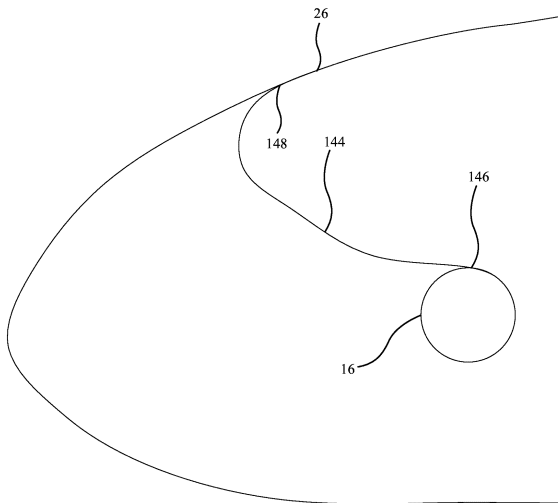
【図 12】



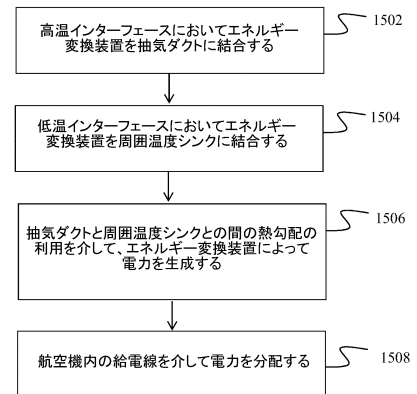
【図 13】



【図 14】



【図 15】



フロントページの続き

- (72)発明者 ライブ, トレバー エム.
アメリカ合衆国 イリノイ 60606-2016, シカゴ, ノース リバーサイド プラザ
100
- (72)発明者 イヤ, シュリダール ケー.
アメリカ合衆国 イリノイ 60606-2016, シカゴ, ノース リバーサイド プラザ
100
- (72)発明者 ロウ, ジョージ エム.
アメリカ合衆国 イリノイ 60606-2016, シカゴ, ノース リバーサイド プラザ
100

審査官 伊藤 秀行

- (56)参考文献 特表2013-512821(JP, A)
米国特許出願公開第2005/0252193(US, A1)
特開2012-197073(JP, A)
米国特許出願公開第2012/0174956(US, A1)
特開平01-190274(JP, A)
米国特許第06100463(US, A)
米国特許出願公開第2010/0199687(US, A1)
特開2013-091487(JP, A)
特表2003-523298(JP, A)
国際公開第2012/029782(WO, A1)

- (58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
- | | |
|------|-------|
| B64D | 41/00 |
| F28D | 15/02 |
| H02N | 11/00 |