

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 公開特許公報(A)

(11) 特許出願公開番号

特開2011-85141
(P2011-85141A)

(43) 公開日 平成23年4月28日(2011.4.28)

(51) Int.Cl.

F02C 7/18 (2006.01)
F02C 6/08 (2006.01)

F

F O 2 C 7/18

テーマコード（参考）

特開2011-85141
(P2011-85141A)

F O 2 C 7/18

A

審査請求 未請求 請求項の数 12 O.L. (全 14 頁)

(21) 出願番号 特願2010-230178 (P2010-230178)
(22) 出願日 平成22年10月13日 (2010.10.13)
(31) 優先権主張番号 12/579,674
(32) 優先日 平成21年10月15日 (2009.10.15)
(33) 優先権主張国 米国 (US)

(71) 出願人 390041542
ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
GENERAL ELECTRIC COMPANY
アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネクタディ、リバーロード、1番
(74) 代理人 100137545
弁理士 荒川 聰志
(74) 代理人 100105588
弁理士 小倉 博
(74) 代理人 100129779
弁理士 黒川 傑久
(72) 発明者 ジョン・ビアジョ・タルコ
アメリカ合衆国、オハイオ州、ウエスト・チエスター、オレゴン・パス、6474番

(54) 【発明の名称】ガスタービンエンジン温度調節冷却流

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】ガスタービンエンジン冷却システムを提供する

○

【解決手段】冷却空気源 5 7 と流体連通する熱交換器 5 6 と、熱交換器内に第 1 の熱交換器 1 0 0 を含む少なくとも第 1 の冷却回路 6 2 と、第 1 の熱交換器回路の周囲に第 1 の空気流 1 1 8 の少なくとも一部を選択的に迂回させる第 1 のバイパス弁 1 1 4 を備えた第 1 の冷却回路内の第 1 のバイパス回路 1 1 0 とを備えている。熱交換器内の第 2 の熱交換器回路 1 0 4 と、第 2 の熱交換器回路及び熱交換器の上流側で第 2 の冷却回路 1 0 2 内に動作可能に配置された遮断制御弁 1 1 2 とを備えた第 2 の冷却回路を使用することができる。第 1 の空気流に対する圧縮機排出抽気 7 9 の一部を抽気して、第 1 のバイパス弁及び熱交換器の下流側で環状流れインデューサ 8 4 を使用して、ロータディスク 4 2 に取り付けられたターピンブレード 4 0 を冷却するために、第 1 の冷却回路の回路入口 5 8 を使用することができる。

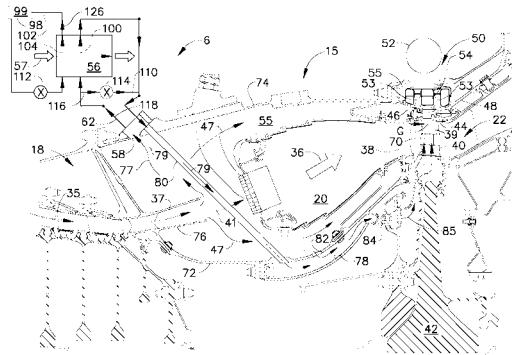


FIG. 2

【選択図】図2

【特許請求の範囲】**【請求項 1】**

冷却空気源(57)と流体連通する熱交換器(56)と、
前記熱交換器(56)内に第1の熱交換器(100)を含む少なくとも第1の冷却回路(62)と、
前記第1の熱交換器回路(100)の周りに第1の空気流(118)の少なくとも一部を選択的に迂回させる第1のバイパス弁(114)を備えた前記第1の冷却回路内の第1のバイパス回路(110)と
を備えたガスタービンエンジン冷却システム(6)。

【請求項 2】

前記熱交換器(56)内の第2の熱交換器回路(104)と、前記第2の熱交換器回路(104)及び前記熱交換器(56)の上流側で前記第2の冷却回路(102)内に動作可能に配置された遮断制御弁(112)とを備えた第2の冷却回路(102)をさらに備えた、請求項1記載のガスタービンエンジン冷却システム(6)。

10

【請求項 3】

前記第2の冷却回路(102)が、熱源(98)を冷却するように前記熱源に動作可能に連結されている、請求項2記載のガスタービンエンジン冷却システム(6)。

【請求項 4】

前記熱源(98)が、航空機の機体(96)内、又は前記航空機の機体(96)内の電力システム(99)内、又は航空機ガスタービンエンジン(10)内にある、請求項3記載のガスタービンエンジン冷却システム(6)。

20

【請求項 5】

前記第1の空気流(118)用の圧縮機排出抽気空気(79)の一部を抽気するように動作可能である前記第1の冷却回路(62)の回路入口(58)をさらに備え、

前記第1の冷却回路(62)が、前記第1のバイパス弁(114)及び前記熱交換器(56)の下流側に環状流れインデューサ(84)を有し、

前記流れインデューサ(84)が、ロータディスク(42)及び前記ロータディスク(42)上に取り付けられたタービンブレード(40)と流体流れ連通している、請求項1記載のガスタービンエンジン冷却システム(6)。

【請求項 6】

前記熱交換器(56)内に第2の熱交換器(104)を含む第2の冷却回路(102)と

30

、前記第2の冷却回路(102)内の第2のバイパス回路(120)と、

前記第2の熱交換器回路(104)の周りに第2の空気流(126)の少なくとも一部を選択的に迂回させるように、前記第2の熱交換器回路(104)及び前記熱交換器(56)の上流側で前記第2のバイパス回路(120)内に動作可能に配置された第2のバイパス弁(122)とを備えた、請求項1記載のガスタービンエンジン冷却システム(6)。

。

【請求項 7】

前記第1の空気流(118)用の圧縮機排出抽気空気(79)の一部を抽気するように動作可能である前記第1の冷却回路(62)の回路入口(58)をさらに備え、

40

前記第1の冷却回路(62)が、前記第1のバイパス弁(114)及び前記熱交換器(56)の下流側に環状流れインデューサ(84)を有し、

前記流れインデューサ(84)が、ロータディスク(42)及び前記ロータディスク(42)上に取り付けられたタービンブレード(40)と流体流れ連通している、請求項6記載のガスタービンエンジン冷却システム(6)。

【請求項 8】

ファン(14)、高圧圧縮機(18)、環状燃焼器(20)、前記高圧圧縮機(18)を駆動する高圧タービン(22)、及び前記ファン(14)を駆動する低圧タービン(24)を直列流れ連通して備えた航空機ガスタービンエンジン(10)であって、

50

前記ファン(14)を囲んでいる環状ナセル(26)が、その径方向内側に配置された環状バイパスダクト(28)を画定し、

ガスタービンエンジン冷却システム(6)が、エンジン(10)上の冷却空気源(57)と流体連通している熱交換器(56)を備えており、

少なくとも第1の冷却回路(62)が、前記熱交換器(56)内に第1の熱交換器回路(100)を備えており、

前記第1の冷却空気回路内の第1のバイパス回路(110)が、前記第1の熱交換器回路(100)の周りに第1の空気流(118)の少なくとも一部を選択的に迂回させるための第1のバイパス弁(114)を備えている航空機ガスタービンエンジン(10)。

【請求項9】

前記環状バイパスダクト(28)である前記冷却空気源(57)をさらに備えた、請求項8記載の機体ガスタービンエンジン(10)

【請求項10】

第1の空気流(118)をガスタービンエンジンの圧縮機(18)から熱交換器(56)内に第1の熱交換器回路(100)を含む第1の冷却回路(62)を通して1つ又は複数の熱構成部品(40)に流すステップと、

冷却空気(57)を前記熱交換器(56)を通して流すステップと、

前記第1の熱交換器回路(100)及び前記熱交換器(56)の周りに前記第1の空気流(118)の少なくとも一部(116)を選択的に迂回させるステップとを含む、ガスタービンエンジン構成部品を冷却する方法。

【請求項11】

前記熱交換器(56)内に第2の熱交換器回路(104)を含む第2の冷却回路(102)を使用して熱生成源(98)を制御可能に冷却するステップと、前記第2の熱交換器回路(104)及び前記熱交換器(56)の上流側で前記第2の冷却回路(102)内に動作可能に配置された制御弁(112)で前記第2の空気流(126)を調節又は遮断及び旋回させるステップとをさらに含む、請求項10記載の方法。

【請求項12】

前記第1の空気流(118)に対して圧縮機排出空気(37)の一部を抽気するステップと、

その後、前記第1のバイパス弁(114)及び前記熱交換器(56)の下流側で前記第1の冷却回路(62)内の環状流れインデューサ(84)に前記第1の空気流(118)を流すステップと、

その後、前記第1の空気流(118)を前記流れインデューサ(84)からロータディスク(42)に、その後、前記ロータディスク(42)上に取り付けられたタービンブレード(40)に流すステップとさらに含む、請求項11記載の方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は概して、ガスタービンエンジン冷却流に関し、より詳細には、タービン構成部品及び機体熱負荷用の冷却流の調節に関する。

【背景技術】

【0002】

ターボファンタイプの典型的なガスタービンエンジンは普通、前方ファン及びブースタ又は低圧圧縮機と、中間コアエンジンと、ファン及びブースタ又は低圧圧縮機を駆動する低圧タービンとを備えている。コアエンジンは、高圧圧縮機と、燃焼器と、高圧タービン(HPT)とを連続流関係で備えている。コアエンジンの高圧圧縮機及び高圧タービンは、高圧シャフトによって連結されている。高圧圧縮機からの高圧空気を、燃焼器内の燃料と混合し、点火して、高エネルギーガス流を形成する。ガス流は、高圧タービンを通って流れ、このタービンと高圧シャフトを回転可能に駆動し、その後、高圧圧縮機を回転可能に駆動する。

10

20

30

40

50

【0003】

高压タービンから出るガス流は、第2の又は低圧タービン（LPT）を通って膨張される。低圧タービンは、低圧シャフトを介してファン及びブースタ圧縮機を回転可能に駆動するように、ガス流からエネルギーを抽出する。低圧シャフトは、高压ロータを通って延びている。生成される推進力のほとんどは、ファンによって作り出される。船舶用又は工業用ガスタービンエンジンは、発電機、船舶用プロペラ、ポンプ及び他のデバイスを駆動する低圧タービンを有し、一方、ターボプロップエンジンは、低圧タービンを使用し、通常ギアボックスを介してプロペラを駆動する。

【0004】

HPTは、燃焼器から排出される最も高温の燃焼ガスに曝されるので、その様々な構成要素は、一般に圧縮機から加圧空気の一部を抽気することによって冷却される。タービン冷却に使用される空気は、燃焼サイクルから失われ、それによって、エンジンの全体的効率が低下する。各タービンステージは、ブレードの径方向外側先端が周囲のタービンシユラウドの内側に取り付けられた状態で、支持ロータディスクから径方向外側に延びる1列のタービンロータブレードを備えている。一般に、少なくとも第1のタービンステージのタービンロータブレードは、圧縮機からの加圧空気の抽気部分によって冷却される。

10

【0005】

典型的なターボファン航空機エンジンは最初、低出力のアイドルモードで作動し、その後、離陸上昇動作のための出力の上昇を受ける。所望の飛行高度での巡航に到達すると、エンジンは、より低い、すなわち中間出力設定で作動する。エンジンはまた、航空機が高度を下げて、滑走路に着陸するときにより低い出力で作動し、その後、高い出力で再びエンジンが作動された状態で、一般に逆推力作動が利用される。出力が増減するエンジンの様々な過渡的動作モードでは、タービンブレードはそれぞれ、温まったり冷えたりする。

20

【0006】

HPTブレードは典型的には、圧縮機の最終段階から抽気される高压圧縮機排出空気（圧縮機排出圧力又はCDP空気としても知られる）を使用して冷却される。空気は、中空ブレード内側で内部冷却チャネルを通って適切に運ばれ、ブレードを通って、前縁及びそこから後方にかけての、また一般にエーロフォイル正圧面の後縁出口孔又はスロットの列も含む、膜冷却孔の様々な列で排出される。このようなブレード冷却空気は、燃焼過程を回避し、それによって、エンジンの効率がさらに低くなる。

30

【0007】

ブレード冷却空気は、集められ、エンジンの静的部分から中空ブレードを支持する回転ディスクまで運ばれる。ブレード冷却空気を効率的に運ぶために、接線流インデューサが、通常、冷却流を加速及び旋回させるように周方向に配置されたノズルのアレイの形で設計されており、それにより回転しているロータに、ロータと実質的に等しい回転速度又は接線速度及び方向で冷却流を接線方向に射出する。各インデューサは、インデューサの下流側又は後方端部の出口孔又はオリフィスでロータの回転の動作方向の接線である方向に冷却空気流を射出する。

【0008】

冷却を少なくする1つの方法は、低出力設定での冷却流を削減することであり、それによって効率が良くなる。オリフィス又は通路を通る物理的空気流を調節する従来の手段は、オリフィスでの通気断面積（flow area）を増減させることによる。

40

【先行技術文献】

【特許文献】

【0009】

【特許文献1】米国特許出願公開第2008/0314573号公報

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0010】

従って、ブレード冷却制御及び効率の改善されたガスタービンエンジンを提供すること

50

が望まれる。

【課題を解決するための手段】

【0011】

ガスタービンエンジン冷却システムは、冷却空気源と流体連通する熱交換器と、熱交換器内に第1の熱交換器を含む少なくとも第1の冷却回路と、第1の熱交換器回路の周りに第1の空気流の少なくとも一部を選択的に迂回させる第1のバイパス弁を備えた第1の冷却回路内の第1のバイパス回路とを備えている。

【0012】

熱源を冷却させるために熱源に動作可能に連結された第2の冷却回路を含めることができる。第2の冷却回路は、熱交換器内の第2の熱交換器回路と、第2の熱交換器回路及び熱交換器の上流側で第2の冷却回路内に動作可能に配置された遮断制御弁とを備えている。熱源は、航空機の機体内、又は航空機の機体内の電力システム内、又は航空機ガスタービンエンジン内にあってもよい。別 の方法では、第2の冷却回路は、第2の熱交換器回路の周りで第2の空気流の少なくとも一部を選択的に迂回させるために、第2の熱交換器回路及び熱交換器の上流側で第2のバイパス回路内に動作可能に配置された第2のバイパス弁を有する第2のバイパス回路とを備えることができる。

10

【0013】

ガスタービンエンジン冷却システムはまた、第1の空気流用の圧縮機排出抽気空気の一部を抽気するように動作可能である第1の冷却回路の回路入口を備えることができ、第1の冷却回路は、第1のバイパス弁及び熱交換器の下流側に環状流れインデューサを備え、流れインデューサは、ロータディスク及びロータディスク上に取り付けられたターピンブレードと流体流れ連通している。

20

【0014】

冷却空気源は、航空機ガスタービンエンジン内の環状バイパスダクトであってもよい。

【図面の簡単な説明】

【0015】

【図1】温度調節冷却流システムを有するガスタービンエンジンの軸方向略断面図である。

30

【図2】エンジン内でターピンブレードを冷却するために使用される冷却回路を含む、図1に示した温度調節冷却流システムの拡大軸方向略断面図である。

【図3】図2に示した温度調節冷却流システム内の熱交換器の拡大軸方向略断面図である。

【図4】図1に示した熱交換器内の代替冷却回路の図である。

【図5】図1に示した温度調節冷却流システムの出入口配管及び熱交換器の略斜視図である。

【図6】図1に示した熱交換器の一実施形態の軸方向略断面図である。

30

【図7】図1に示した熱交換器の別の実施形態の軸方向略断面図である。

【発明を実施するための形態】

【0016】

例示的なターボファン航空機ガスタービンエンジン10が、図1に略図的に示されている。エンジン10は、長手方向又は軸方向中心軸12周りで軸対称であり、航空機13の翼又は胴体に適切に取り付けられている。エンジンは、ファン14と、低圧又はブースタ圧縮機16と、高圧(HP)圧縮機18と、環状燃焼器20と、高圧ターピン(HPT)22と、低圧ターピン(LPT)24とを直列流れ連通して備えている。環状ナセル26は、ファン14を囲み、ブースタ圧縮機16の周りで後方に延びる環状バイパスダクト28を画定する。第1の駆動シャフト30は、HPT22をHP圧縮機18に結合させ、第2の駆動シャフト32はLPT24をファン14及びブースタ圧縮機16に結合させる。コアエンジン15は典型的には、高圧圧縮機18と、環状燃焼器20と、HPT22とを下流側直列流れ連通して備えている。

40

【0017】

50

動作中、外気 3 4 はエンジンの入口に入り、その大部分 3 1 がバイパスダクト 2 8 を通って排出されて、推進推力の大部分を提供する、ファン空気 3 3 内にファン 1 4 によって部分的に加圧される。ファンを通過するファン空気 3 3 の第 1 の部分 3 5 は、ブースタ圧縮機 1 6 に入り、その多数の軸方向段階で別の圧縮サイクルを受け、追加の圧縮がまた、その多数の軸方向段階内で H P 圧縮機 1 8 内で行なわれている。図 1 及び 2 を参照すると、ファン空気 3 3 の加圧された第 1 の部分 3 5 は、H P 圧縮機 1 8 から圧縮機排出空気 3 7 として排出され、高温の燃焼ガス 3 6 を生成するように、燃焼器 2 0 内で燃料と適切に混合される。エネルギーは、第 1 の駆動シャフト 3 0 を駆動し、H P 圧縮機 1 8 を駆動するように、H P T 2 2 内の高温の燃焼ガス 3 6 から抽出される。追加のエネルギーは、第 2 のシャフト 3 2 を駆動し、ファン 1 4 及びブースタ圧縮機 1 6 を駆動するように、L P T 2 4 内の燃焼ガスから抽出される。

10

【0018】

ファン空気 3 3 の一部として図示されている、冷却空気源 5 7 と流体連通している空気熱交換器 5 6 への空気を有する、ガスタービンエンジン温度調節冷却システム 6 が、図 1 及び 2 に全体的に示されている。熱交換器 5 6 は、環状バイパスダクト 2 8 と流体連通して適切に取り付けられている。第 1 の冷却回路 6 2 は、熱交換器 5 6 内に第 1 の熱交換器回路 1 0 0 を備えている。第 1 の冷却回路 6 2 内の第 1 のバイパス回路 1 1 0 は、第 1 の熱交換器回路 1 0 0 の周りで第 1 の冷却回路 6 2 内の第 1 の空気流 1 1 8 の少なくとも一部 1 1 6 を選択的に迂回し、熱交換器 5 6 を迂回するように、第 1 のバイパス弁 1 1 4 を備えている。

20

【0019】

第 2 の空気流 1 2 6 を使用して、熱交換器 5 6 内に第 2 の熱交換器回路 1 0 4 を備えた第 2 の冷却回路 1 0 2 をさらに含んだガスタービンエンジン冷却システム 6 の例示的な実施形態が、図 1 及び 2 に示されている。調節又は遮断弁のいずれであってもよい、第 2 の空気流 1 2 6 を調節又は遮断及び旋回する制御弁 1 1 2 が、第 2 の熱交換器回路 1 0 4 及び熱交換器 5 6 の上流側で第 2 の冷却回路 1 0 2 内に動作可能に配置されている。第 2 の冷却回路 1 0 2 は、航空機の機体 9 6 内で見られるような、又は航空機又は航空機ガスタービンエンジン内の電力システム 9 9 であってもよい熱生成源又は熱源 9 8 を冷却するために使用される。従って、制御弁 1 1 2 は、熱源 9 8 、第 2 の熱交換器回路 1 0 4 及び熱交換器 5 6 の間で、第 2 の冷却回路 1 0 2 内に動作可能に配置されている。

30

【0020】

別の方法では、図 4 に略図的に示すように、ガスタービンエンジン冷却システム 6 はさらに、第 2 の熱交換器回路 1 0 4 の周りで第 2 の冷却回路 1 0 2 内の第 2 の空気流 1 2 6 の少なくとも一部を選択的に迂回させ、熱交換器 5 6 を迂回させるように、第 2 のバイパス弁 1 2 2 を有する第 2 の冷却回路 1 0 2 内の第 2 のバイパス回路 1 2 0 をさらに備えることができる。

【0021】

ガスタービンエンジン冷却システム 6 の別の実施形態は、第 1 の冷却回路 6 2 を組み込むだけであり、第 2 の冷却回路 1 0 2 は組み込まないことがある。ガスタービンエンジン冷却システム 6 の他の実施形態は、それぞれの追加の熱交換器回路を有する追加の冷却回路（第 1 及び第 2 の冷却回路 6 2 、 1 0 2 に加えて）を備えることがある。

40

【0022】

本明細書に図示されたガスタービンエンジン冷却システム 6 の例示的実施形態は、H P タービンブレード 4 0 を冷却するために第 1 の冷却回路 6 2 を使用し、第 2 の冷却回路 1 0 2 は、航空機の機体内で見ることができるように、又は航空機又は航空機ガスタービンエンジン内の動力システムであってもよい熱生成源又は熱源 9 8 を冷却するために使用される。ファン空気 3 3 の一部として図示されている冷却空気源 5 7 は、別の熱交換器の追加重量がかかること、及び航空機システム全体にとって貴重である追加重量がかかるこなしに、上記飛行状態中に使用されるヒートシンクとして働く。

【0023】

50

第1及び第2のバイパス回路110、120及び第1及び第2のバイパス弁114、122は、それぞれ第1及び/又は第2の熱交換器回路100、104の周りで第1の空気流118及び/又は第2の空気流126の少なくとも一部116を迂回させるために選択的に使用することができる。これにより、利用可能な冷却空気源57の効率的使用が行なわれ、熱交換器56を寸法及び重量の両方で最小化することが可能になる。

【0024】

図1を参照すると、熱交換器56への空気は、バイпасダクト28と適切に流連通してファンナセル26を支持する支柱63の基部でコアエンジン15を囲むコアカウル61の内側に便利に配置することができる。適切な入口スクープ65は、熱交換器56を通って、及びナセル26の後縁69でファン出口68の前にバイpasダクト28に冷却空気57を戻す出口経路66を通って後方又は下流側に導かれる冷却空気57を受けるように、コアカウル61内に設けることができる。

10

【0025】

図2は、直列流れ連通して配置された高圧圧縮機18、環状燃焼器20、及びHPT22を備えた、コアエンジン15のより詳細な断面を示している。HPT22は、外側及び内側バンド内に適切に取り付けられた1列のステータベーン38を有する第1のステージ又はHPTタービンノズルを備えている。ベーンの後には、第1のステージ又はHPTロータディスク42の周面又は周縁に取外し可能に取り付けられた単列のHPTタービンブレード40がある。ディスク42は、第1の駆動シャフト30に固定して結合され、その後、高圧圧縮機18の圧縮機ブレードを支持するロータディスクに固定して結合されている。

20

【0026】

HPT圧縮機18及びHPT22の構成及び動作は、空気34を加圧し、それにより生じた燃焼ガス36を膨張させて、そこからエネルギーを抽出するので従来のものである。特に、ファン空気33の第1の部分35の圧力及び気温は、空気が圧縮機ブレードのステージの全てを通って下流側に流れるときに、順に軸方向に上昇する。最終列の圧縮ブレードは、この例示的な構成で高圧圧縮機18の最終ステージを画定し、圧縮機排出空気37(CDP空気)に関連する最大圧力及びそれに応じた高温で加圧空気を排出する。

20

【0027】

タービンブレード40の径方向外側先端39は、周囲のタービンシュラウド44の内側に径方向に配置されている。シュラウド44は典型的には、セグメント内にも形成された支持環状ハンガ46から懸架された周面タービンシュラウドセグメント45内に形成されている。ハンガ46は、前方と後方取付フランジの間に離隔された1対の径方向リブ又はレール53を有する、周囲の環状タービンケーシング48の一部に取り付けられている。固定列のタービンシュラウドセグメント45は、列の回転タービンブレード40の径方向外側先端39を囲み、初期又は名目寸法を有する比較的小さな径方向間隙又は隙間Gを画定するようにそこから離隔されている。

30

【0028】

作動中の隙間Gを通した燃焼ガス36の漏洩により、それに応じてタービン及びエンジンの効率が悪くなる。その支持ロータディスク上に取り付けられたタービンブレード40、及び懸架されたタービンシュラウド44の差動熱伸縮は、離陸から上昇巡航及び滑走路への着陸までの様々なエンジン動作モード中にその名目径方向間隙を変える。

40

【0029】

さらに、列のタービンシュラウド44を支持するタービンケーシング48を冷却又は加熱するために選択的に使用される、動的間隙制御(ACC)システム50の部品が図2に示されている。従って、タービンケーシング48自体は、径方向先端間隙又は隙間Gの寸法を制御するように、ハンガ46及びシュラウド44を順に支持するACCマウントを画定する。環状供給マニホールド52は、タービンケーシング48を囲み、環状衝突バッフル54はプレナム55の内側に適切に取り付けられている。衝突バッフル54は、ケーシング48の2つの径方向レール53の外側輪郭と緊密に一致する蛇行状部分を有する。比較的冷たい又は高温の空気は、衝突バッフル54を通って導かれて、2つのレールの外側

50

表面の上に衝突空気の別個の噴流を与え、その後、作動中にその径方向伸縮及び径方向先端間隙 G の対応する寸法に影響を与える。

【 0 0 3 0 】

図 2 にさらに示すコアエンジン 15 は、それぞれ燃焼器 20 を径方向内向き及び外向きに囲み、従来の環状拡散器 76 に前端部で互いに結合された、径方向内側及び外側燃焼器ケーシング 72、74 を備えている。拡散器 76 は、燃焼器 18 の出口端部に配置され、ファン空気 33 の第 1 の部分 35 を拡散させて、これを圧縮機排出空気 37 として排出する。圧縮機排出空気 37 の第 1 の部分 47 は、環状燃焼器 20 を囲むプレナム 55 内に、内側と外側燃焼器ケーシングの間を流れる。圧縮機排出空気 37 の第 2 の部分 41 は、環状燃焼器 20 内に流れる。第 1 の冷却回路 62 は、内側燃焼器ケーシング 72 の下に適切に取り付けられた環状混合チャンバ 78 を備えている。10

【 0 0 3 1 】

周方向に離隔された複数の移送管 80 は、内側及び外側燃焼器ケーシング 72、74 を通って混合チャンバ 78 内に径方向に延び、以下、圧縮機排出抽気 79 と呼ばれる圧縮機排出空気 37 の冷却された第 3 の部分 77 を戻すために使用される。圧縮機排出抽気 79 は、タービンケーシング 48 を通る第 1 の冷却回路 62 の回路入口 58 を通って第 1 の冷却回路 62 内に高圧圧縮機 18 の最終ステージから取り出され、熱交換器 56 に導かれる。圧縮機排出抽気 79 は、図 5 に示すように、移送管 60 を通って回路入口 58 から熱交換器 56 に導かれる。圧縮機排出抽気 79 が熱交換器 56 内で冷却された後に、戻り管 64 を通って周方向に離隔された複数の移送管 80 に配管で戻され、その後、冷却された圧縮機排出抽気 79 を移送管 80 に分配する。20

【 0 0 3 2 】

図 2 に示すように、移送管 80 は、冷却された圧縮機排出抽気 79 を内側ケーシング 72 の下に適切に取り付けられた環状混合チャンバ 78 内に流れる。内側ケーシング 72 はまた、圧縮機排出空気 37 の第 1 の部分 35 のいくつかをそこに直接提供して、混合チャンバ 78 内の冷却された圧縮機排出抽気 79 と混合し、タービンブレード 40 の過冷却を防ぐように、混合チャンバ 78 に沿って適切に配置された 1 列の混合孔 82 を備えることができる。冷却された圧縮機排出抽気 79、又は圧縮機排出空気 37 の第 1 の部分 35 及び環状混合チャンバ 78 内の冷却された圧縮機排出抽気 79 の混合物は、以下、タービンブレード冷却空気 85 と呼ばれ、H P タービンブレード 40 を冷却するために使用される。30

【 0 0 3 3 】

第 1 の冷却回路 62 はさらに、チャンバ 78 の出口端部とその支持ロータディスクから径方向外向きに延びる第 1 のステージタービンブレード 40 の列の間に流体流れ連通して配置された環状流れインデューサ 84 を備えている。流れインデューサ 84 は、タービンブレード冷却空気 85 を接線的に加速し、計測し、及び / 又は加圧し、タービンブレード冷却空気 85 を回転している第 1 のステージロータディスク 42 内に噴出する 1 列のベーンを典型的に備えた固定構成部品である。これは、タービンブレード 40 のダブテール内に見られる入口内への流れのために、ディスク 42 の軸方向ダブテールスロットに加圧タービンブレード冷却空気 85 を効率的に導き、これを計測するための従来の構成部品である。加圧されたタービンブレード冷却空気 85 は、その中でブレード 40 と冷却経路 70 を通って径方向外向きに流れ、従来の方法でブレードエーロフォイルの正圧面及び負圧面の数列の出口孔を通って排出される。40

【 0 0 3 4 】

ガスタービンエンジン冷却システム 6、特に、第 1 の冷却回路 62 内の第 1 のバイパス回路 110 及びその第 1 のバイパス弁 114 により、タービンブレード 40 を冷却するように、環状流れインデューサ 84 に案内された加圧冷却空気 85 の温度の調節が可能になる。これにより、従来のタービンブレード冷却流調節体制に必要なベーン及び計測オリフィスが少なくなる、又はなくなる。本明細書に記載及び図示したガスタービンエンジン冷却システム 6 は、所与のオリフィス寸法を通して低温度でより多くの空気を、高温度でより少ない空気を流すために空気の物理的特性を利用し、それによってその温度を制御する50

ことによって冷却流量を調節する。

【0035】

このシステムは、タービンブレードエーロフォイル材料が高い出力設定で最大の冷却流及び最も温度の低い冷却源を受けるように、熱交換器56を使用し、冷却された冷却空気を送る。低い出力設定では、より高温の冷却流、又は冷却された冷却をなくすことにより、特にエンジンの高温の部分で、機械的に調整されたオリフィスなしで、30%も物理的冷却流を減らすことができる。エンジンタービンブレード又は高温の部分が、もはや最も高い冷却レベルを必要とせず、熱交換器56、すなわちヒートシンクで様々な航空機の機体及びエンジンシステムを冷却することができるとき、著しく高い機体熱管理能力をもたらすことができる。エンジンは、飛行のかなりの部分の間より低い出力設定（巡航、降下、又は着陸動作中など）であるので、機体はこのヒートシンクを利用することができます。追加重量がかかることなしに機体又は電力システムがこれらの飛行段階中にこのヒートシンクを使用することを可能にすることは、航空機システム全体にとって重要である。

10

【0036】

第1の熱交換器回路100が入口ヘッダ138及び出口ヘッダ140のそれぞれのヘッダセット134の間に熱伝達管132を有する複数の管セット130を備えている、熱交換器56の一実施形態が図6に示されている。圧縮機排出抽気79は、移送管60から入口ヘッダ138に導かれ、その後、それぞれの出口ヘッダ140に熱伝達管132を通して流され冷却され、その後、戻り管64に案内されて、冷却された圧縮機排出抽気79が周方向に離隔された複数の移送管80に分配される。隣接した管セット130は、入口及び出口ヘッダ138、140の共通のものを使用することができる。第1の熱交換器回路100は図6では、管セット130の6つの完全リングを有する。

20

【0037】

圧縮機排出抽気79は、第1の供給コネクタ200を通って移送管60から入口ヘッダ138に案内される。冷却された圧縮機排出抽気79は、第1の戻りコネクタ202を通って戻り管64に導かれ、戻り管64は、周方向に離隔された複数の移送管80に冷却された圧縮機排出抽気79を分配する。

20

【0038】

別の方法では、他の数の管セット130を使用することもでき、完全リングでなくてもよい。第2の冷却回路102は、第1の熱交換器回路100のものと軸方向又は径方向に隣接した入口ヘッダ138及び出口ヘッダ140の管セット及びそれとのヘッダセット134の同様の配置を有することができ、第1の熱交換器回路100から上流側又は下流側又は径方向にずれて配置することができる。

30

【0039】

第1及び第2の熱交換器回路100、104が、別の方法では入口ヘッダ138及び出口ヘッダ140のそれぞれのヘッダセット134の間で同じ複数の管セット130及び熱伝達管132を共有するように配置される、熱交換器56の別の実施形態が図7に示されている。圧縮機排出抽気79は、第1の供給コネクタ200を通って供給管60から入口ヘッダ138に導かれる。次に、圧縮機排出抽気79は、それぞれの出口ヘッダ140に熱伝達管132を通して流され冷却される。その後、冷却された圧縮機排出抽気79は、第1の戻りコネクタ202を通って戻り管64に導かれ、戻り管64は、周方向に離隔された複数の移送管80に冷却された圧縮機排出抽気79を分配する。隣接する管セット130は、入口及び出口ヘッダ138、140の共通のものを使用することができる。

40

【0040】

供給パイプ150は、高温の熱源空気流154を熱源98（図2に示す）から第2の供給コネクタ206を通って入口ヘッダ138まで運び、その後、熱伝達管132を通してそれとの出口ヘッダ140に熱源空気流154を流し、これを冷却する。次に、冷却された熱源空気流154は、熱源98に戻すために戻りパイプ156に第2の戻りコネクタ208を通って導かれる。圧縮機排出抽気79又は熱源空気流154のみが所与の時間に熱交換器56に流れることができるように、第1及び第2のバイパス弁114、12

50

2を操作しなければならない。供給管60又は供給パイプ150を通る熱交換器内への逆流を防ぐように、フラッパ弁などの一方向弁を第1及び第2の冷却回路62、102内に動作可能に配置することができる。

【0041】

ガスタービンエンジン温度調節冷却システム6は、熱交換器56内の第1の熱交換器回路100を通って流れるように、第1の冷却回路62内の第1の空気流118の量又は部分116を調節することによって、第1の空気流118の流量を調節するように操作される。第1の熱交換器回路100を通って流れることが可能である第1の空気流118の量又は一部116が多ければ多いほど、HPタービンブレード40などの冷却すべき1つ又は複数の高温の構成部品に運ばれる第1の空気流118の流量が大きくなる。冷却システム6を操作するための1つの方法は、第1のバイパス弁114を開弁するステップと、巡航、降下、又は着陸動作中などの低出力動作中に第1の熱交換器回路100及び熱交換器56の周りで第1の冷却回路62内の第1の空気流118を迂回させるステップとを含んでいる。この方法はまた、第1のバイパス弁114を閉じるステップと、離陸又は上昇中などの高出力動作中に熱交換器56内の第1の熱交換器回路100を通して第1の冷却回路62内の第1の空気流118を流すステップとを含んでいる。この方法によりまた、制御弁112を調節又は開閉して、航空機の機体96内で見られるような、又は機体又は機体ガスタービンエンジン内の電力システム99であってもよい熱生成源又は熱源98を冷却するように制御弁112を操作することによって、飛行のかなりの部分の間に熱交換器56のヒートシンク能力を機体が利用することが可能になる。

10

20

30

【0042】

ガスタービンエンジン温度調節冷却システム6は、所与のオリフィス寸法を通して低温度でより多くの空気を、高温度でより少ない空気を流すために空気の物理的特性を使用する。冷却された冷却空気を使用して、タービン材料は、高出力設定で最大冷却流及び最低温度冷却源を得る。低出力設定では、より高温の冷却流、又は冷却された冷却をなくすことにより、機械的に調整されたオリフィスなしで、30%も物理的冷却流が減少する。ガスタービンエンジン温度調節冷却システム6は、もはやエンジンの高温の部分が最も高い冷却レベルを必要としないとき、著しく高い機体熱管理能力をもたらすことができる。エンジンは、飛行のかなりの部分の間より低い出力設定（巡航又は降下中）であるので、機体はこのヒートシンクを利用することができます。追加重量がかかることなしに機体又は電力システムがこれらの飛行段階中にこのヒートシンクを使用することを可能にすることは、航空機システム全体にとって重要である。

【0043】

本発明の好ましい例示的実施形態であると考えられるものを本明細書に記載したが、本発明の他の変更形態は、本明細書の教示から当業者には明らかであり、従って、本発明の真の精神及び範囲内にあるこのような変更形態は全て添付の特許請求の範囲で保護されることが望ましい。従って、米国特許証で保護されることが望ましいものは、以下の特許請求の範囲に規定され特定されたような発明である。

【符号の説明】

【0044】

40

- 6 冷却システム
- 10 ガスタービンエンジン
- 12 中心線軸
- 13 航空機
- 14 ファン
- 15 コアエンジン
- 16 低圧又はブースタ圧縮機
- 18 高圧圧縮機
- 20 燃焼器
- 22 高圧タービン

50

2 4	低圧タービン	
2 6	ナセル	
2 8	バイパスダクト	
3 0	第1の駆動シャフト	
3 1	大きな部分	
3 2	第2の駆動シャフト	
3 3	ファン空気	
3 4	外気	
3 5	ファン空気の第1の部分	10
3 6	高温の燃焼ガス	
3 7	排出空気	
3 8	ステータベーン	
3 9	外側先端	
4 0	タービンブレード	
4 1	第2の部分	
4 2	ロータディスク	
4 4	タービンシュラウド	
4 5	シュラウドセグメント	
4 6	ハンガ	
4 7	圧縮機排出空気の第1の部分	20
4 8	タービンケーシング	
5 0	動的間隙制御システム	
5 2	供給マニホールド	
5 3	レール	
5 4	バッフル	
5 5	プレナム	
5 6	熱交換器	
5 7	冷却空気	
5 8	回路入口	
6 0	供給管	30
6 1	コアカウル	
6 2	第1の冷却回路	
6 3	支柱	
6 4	戻り管	
6 5	スクープ	
6 6	出口経路	
6 8	ファン出口	
6 9	後縁	
7 0	冷却経路	
7 2	内側燃焼器ケーシング	40
7 4	外側燃焼器ケーシング	
7 6	拡散器	
7 7	第3の部分	
7 8	混合チャンバ	
7 9	圧縮機排出抽気空気	
8 0	移送管	
8 2	混合孔	
8 4	流れインデューサ	
8 5	タービンブレード冷却空気	
9 6	航空機の機体	50

9 8	熱源	
9 9	電力システム	
1 0 0	第 1 の熱交換器回路	
1 0 2	第 2 の冷却回路	
1 0 4	第 2 の熱交換器回路	
1 1 0	第 1 のバイパス回路	
1 1 2	制御弁	
1 1 4	第 1 のバイパス弁	
1 1 6	部分	
1 1 8	第 1 の空気流	10
1 2 0	第 2 のバイパス回路	
1 2 2	第 2 のバイパス弁	
1 2 6	第 2 の空気流	
1 3 0	管セット	
1 3 2	熱伝導管	
1 3 4	ヘッダセット	
1 3 8	入口ヘッダ	
1 4 0	出口ヘッダ	
1 5 0	供給パイプ	
1 5 4	空気流	20
1 5 6	戻りパイプ	
2 0 0	第 1 の供給コネクタ	
2 0 2	第 1 の戻りコネクタ	
2 0 6	第 2 の供給コネクタ	
2 0 8	第 2 の戻りコネクタ	
G	間隙	

【 図 1 】

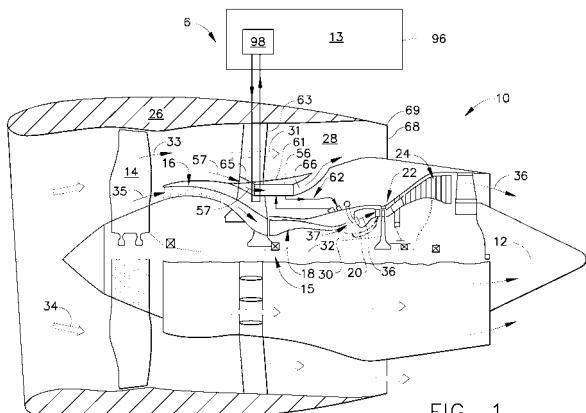


FIG. 1

【 図 2 】

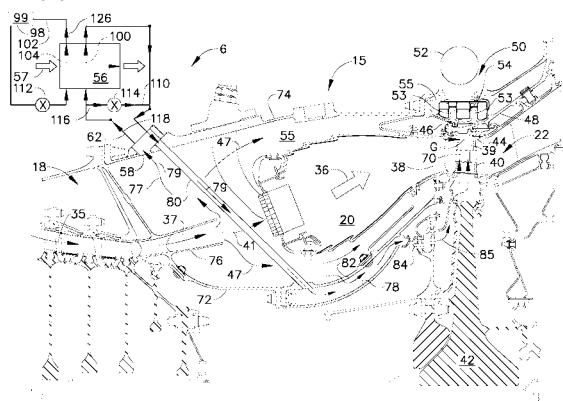


FIG. 2

【 図 3 】

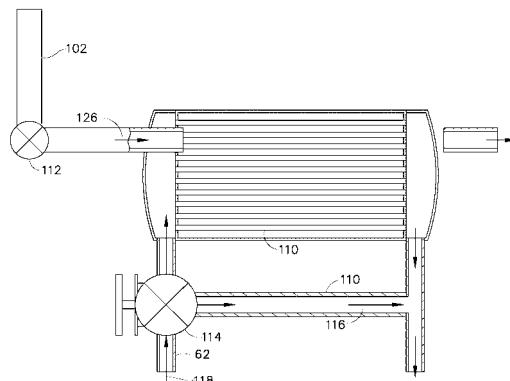


FIG. 3

【 図 4 】

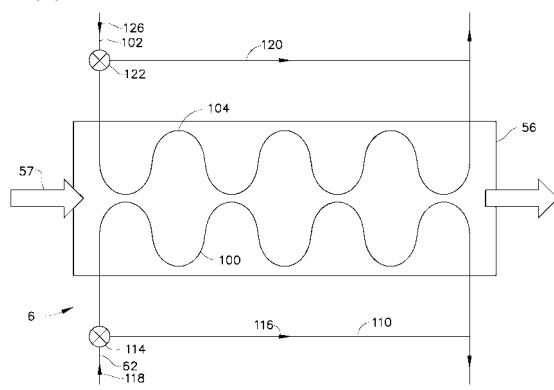


FIG. 4

【 5 】

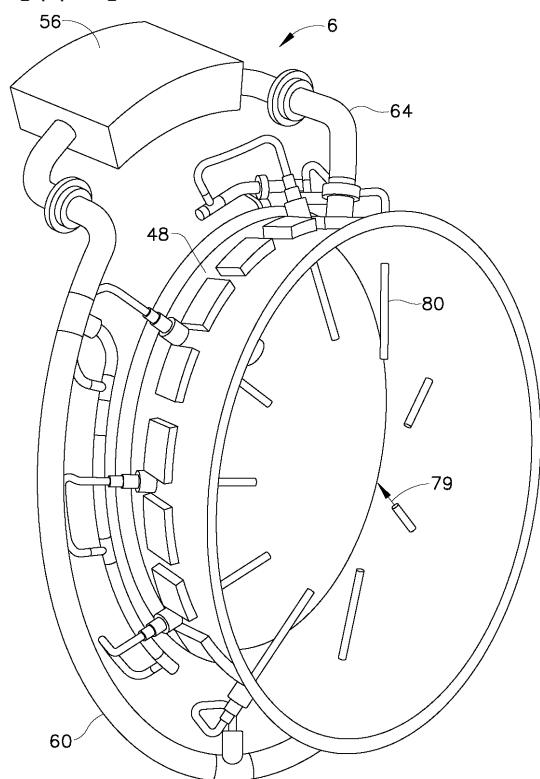


FIG. 5

【 四 6 】

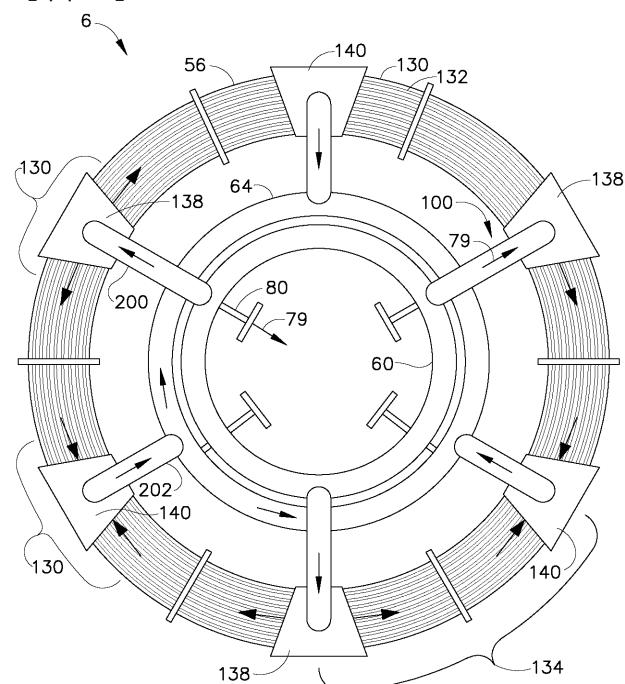


FIG. 6

【図7】

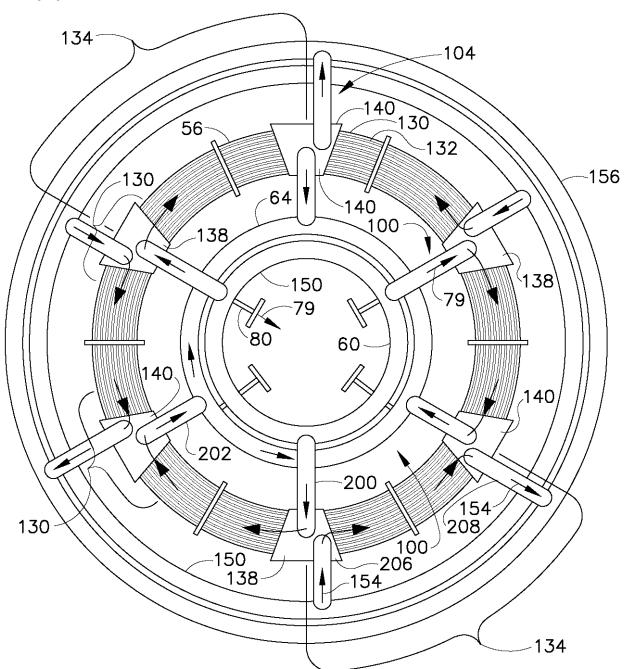


FIG. 7