

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号

特許第5976396号
(P5976396)

(45) 発行日 平成28年8月23日 (2016. 8. 23)

(24) 登録日 平成28年7月29日 (2016. 7. 29)

(51) Int. Cl.	F I
FO2C 7/141 (2006.01)	FO2C 7/141
FO2K 3/06 (2006.01)	FO2K 3/06
FO2C 7/18 (2006.01)	FO2C 7/18 Z
FO2C 9/16 (2006.01)	FO2C 9/16 A
FO2C 6/00 (2006.01)	FO2C 6/00 B

請求項の数 11 外国語出願 (全 14 頁)

(21) 出願番号 特願2012-119285 (P2012-119285)
(22) 出願日 平成24年5月25日 (2012. 5. 25)
(65) 公開番号 特開2012-246927 (P2012-246927A)
(43) 公開日 平成24年12月13日 (2012. 12. 13)
審査請求日 平成27年5月21日 (2015. 5. 21)
(31) 優先権主張番号 13/117, 607
(32) 優先日 平成23年5月27日 (2011. 5. 27)
(33) 優先権主張国 米国 (US)

(73) 特許権者 390041542
ゼネラル・エレクトリック・カンパニー
アメリカ合衆国、ニューヨーク州 123
45、スケネクタデイ、リバーロード、1
番
(74) 代理人 100137545
弁理士 荒川 聡志
(74) 代理人 100105588
弁理士 小倉 博
(74) 代理人 100129779
弁理士 黒川 俊久
(74) 代理人 100113974
弁理士 田中 拓人

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 FLADEタービン冷却並びに出力及び熱管理

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

航空機複合冷却システム (51) であって、
空気サイクルシステム (27) を含む出力熱管理システム (12) と、
加圧ブリード空気 (58) を冷却するため、及び該加圧ブリード空気 (58) を用いて
航空機ガスタービンエンジン (10) の高圧タービン (23) におけるタービン構成要素
を冷却するためのタービン冷却回路 (78) と、
前記エンジン (10) の FLADEダクト (3) に配置された空気 - 空気 FLADEダ
クト熱交換器 (40) と、
前記空気 - 空気 FLADEダクト熱交換器 (40) を前記タービン冷却回路 (78) と
前記空気サイクルシステム (27) との間で選択的に切り換えるよう動作可能なバルブ調
整装置 (125) と、
蒸気サイクルシステム凝縮器 (32) を含む蒸気サイクルシステム (29) と
を備え、
前記空気サイクルシステム (27) が前記蒸気サイクルシステム凝縮器 (32) と熱伝達
冷却関係にある
航空機複合冷却システム (51) 。

【請求項 2】

前記蒸気サイクルシステム凝縮器 (32) と熱伝達冷却関係にあるエンジン燃焼燃料 -
空気熱交換器 (49) を更に備える、請求項 1 に記載の航空機複合冷却システム (51) 。

。

【請求項 3】

前記蒸気サイクルシステム凝縮器（32）内に空気サイクルシステム熱交換器（30）を更に備え、前記空気サイクルシステム熱交換器（30）が、前記空気サイクルシステム（27）からの冷却空気（46）を用いて、前記蒸気サイクルシステム（29）の冷却ループ（83）において作動流体（79）を冷却するよう動作可能であり、前記エンジン燃焼燃料 - 空気熱交換器（49）が、エンジン燃焼燃料（38）を用いて前記蒸気サイクルシステム（29）の冷却ループ（83）において作動流体（79）を冷却するよう動作可能である、請求項 2 に記載の航空機複合冷却システム（51）。

【請求項 4】

前記蒸気サイクルシステム（29）が、液体及び / 又は空気冷却される航空機構成要素（16）を冷却するための環境制御システム（14）に動作可能に接続されて該環境制御システム（14）を冷却する、請求項 3 に記載の航空機複合冷却システム（51）。

【請求項 5】

前記空気サイクルシステム（27）が、空気サイクル機械（34）を更に含み、該空気サイクル機械（34）が、機械圧縮機（50）及び前記空気サイクル機械（34）の冷却タービン（52）に駆動可能に接続された出力タービン（54）を有し、前記航空機複合冷却システム（51）が更に、前記機械圧縮機（50）の機械圧縮機出口（73）と前記冷却タービン（52）の冷却タービン入口（74）との間に直列空気流れ関係で動作可能に配置された、前記 F L A D E ダクト熱交換器（40）を含む中間冷却器（36）を備え、前記空気サイクルシステム熱交換器（30）が、前記冷却タービン（52）の冷却タービン出口（75）と前記機械圧縮機（50）の機械圧縮機入口（72）との間に直列空気流れ関係で動作可能に配置され、前記出力タービン（54）が、航空機ガスタービンエンジン高圧圧縮機（64）の圧縮機吐出段（60）から加圧空気（58）を受け入れるよう該圧縮機吐出段（60）に接続されている、請求項 4 に記載の航空機複合冷却システム（51）。

【請求項 6】

前記空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器（40）との間でそれぞれつながった入口及び出口ライン（122、124）を更に備え、前記バルブ調整装置（125）が、前記入口及び出口ライン（122、124）にそれぞれ接続された入口及び出口バルブ（126、128）を含み、前記圧縮機吐出段（60）が、ブリードライン（130）により前記入口バルブ（126）の第 1 の入口に動作可能に接続され、前記機械圧縮機（50）の圧縮機出口（73）が、圧縮機流出ライン（134）により前記入口バルブ（126）の第 2 の入口（136）に動作可能に接続され、前記空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器（40）への入口ライン（122）が、前記入口バルブ（126）の出口（138）に動作可能に接続され、前記空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器（40）からの出口ライン（124）が、前記出口バルブ（128）のバルブ入口（140）に動作可能に接続され、前記タービン冷却回路（78）が、前記出口バルブ（128）の第 1 の出口（142）に動作可能に接続され、前記航空機複合冷却システム（51）が更に、前記入口バルブ（126）の第 1 のバイパス出口（192）を前記出口バルブ（128）の第 2 のバイパス出口（194）に動作可能に接続するバイパスライン（190）を備える、請求項 5 に記載の航空機複合冷却システム（51）。

【請求項 7】

前記出力タービン（54）を前記機械圧縮機（50）及び前記冷却タービン（52）並びに巻線型誘導磁石発電機（120）に接続するシャフト（56）を更に備える、請求項 6 に記載の航空機複合冷却システム（51）。

【請求項 8】

前記冷却タービン構成要素が第 1 段タービンブレード (1 4 3) を含む、請求項 6 に記載の航空機複合冷却システム (5 1) 。

【請求項 9】

前記蒸気サイクルシステム凝縮器 (3 2) 内に空気サイクルシステム熱交換器 (3 0) を更に備え、

前記空気サイクルシステム熱交換器 (3 0) が、前記空気サイクルシステム (2 7) からの冷却空気 (4 6) を用いて、前記蒸気サイクルシステム (2 9) の冷却ループ (8 3) において作動流体 (7 9) を冷却するよう動作可能であり、

前記蒸気サイクルシステム (2 9) が、液体及び / 又は空気冷却される航空機構成要素 (1 6) を冷却するための環境制御システム (1 4) に動作可能に接続されて該環境制御システム (1 4) を冷却し、

前記空気サイクルシステム (2 7) が、空気サイクル機械 (3 4) を更に含み、該空気サイクル機械 (3 4) が、機械圧縮機 (5 0) 及び前記空気サイクル機械 (3 4) の冷却タービン (5 2) に駆動可能に接続された出力タービン (5 4) を有し、

前記航空機複合冷却システム (5 1) が更に、前記機械圧縮機 (5 0) の機械圧縮機出口 (7 3) と前記冷却タービン (5 2) の冷却タービン入口 (7 4) との間に直列空気流れ関係で動作可能に配置された、前記 F L A D E ダクト熱交換器 (4 0) を含む中間冷却器 (3 6) を備え、

前記空気サイクルシステム熱交換器 (3 0) が、前記冷却タービン (5 2) の冷却タービン出口 (7 5) と前記機械圧縮機 (5 0) の機械圧縮機入口 (7 2) との間に直列空気流れ関係で動作可能に配置され、

前記出力タービン (5 4) が、航空機ガスタービンエンジン高圧圧縮機 (6 4) の圧縮機吐出段 (6 0) から加圧空気 (5 8) を受け入れるよう該圧縮機吐出段 (6 0) に接続されている、請求項 1 乃至 8 のいずれか 1 項に記載の航空機複合冷却システム (5 1) 。

【請求項 10】

航空機複合冷却システム (5 1) であって、

ファン (1 1 9) を有するファンセクション (1 1 5) を含む航空機 F L A D E ガスタービンエンジン (1 0) と、

前記ファン (1 1 9) の下流側で軸方向後方に配置された環状コアエンジン入口 (1 7) を有するコアエンジン (1 9) と、

前記ファン (1 1 9) の下流側で軸方向後方にあり、且つ前記コアエンジン (1 9) を囲むファンバイパスダクト (4 1) と、

前記ファン (1 1 9) 及び前記ファンバイパスダクト (4 1) を囲む F L A D E ダクト (3) と、

前記 F L A D E ダクト (3) にわたって延びる F L A D E ファンブレード (5) の少なくとも 1 つの列を有する F L A D E ファン (4) と、

を備え、前記 F L A D E ファンブレード (5) が前記ファン (1 1 9) の半径方向外向きに配置されて接続され、且つ該ファン (1 1 9) を囲み、前記航空機複合冷却システム (5 1) が更に、

空気サイクルシステム (2 7) を含む出力熱管理システム (1 2) と、

加圧ブリード空気 (5 8) を冷却するため、及び該加圧ブリード空気 (5 8) を用いて航空機ガスタービンエンジン (1 0) の高圧タービン (2 3) におけるタービン構成要素を冷却するためのタービン冷却回路 (7 8) と、

前記 F L A D E ダクト (3) に配置された空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器 (4 0) と、

前記空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器 (4 0) を前記タービン冷却回路 (7 8) と前記空気サイクルシステム (2 7) との間で選択的に切り換えるよう動作可能なバルブ調整装置 (1 2 5) と、

蒸気サイクルシステム凝縮器（３２）を含む蒸気サイクルシステム（２９）を更に備え、前記空気サイクルシステム（２７）が前記蒸気サイクルシステム凝縮器（３２）と熱伝達冷却関係にある、航空機複合冷却システム（５１）。

【請求項１１】

前記蒸気サイクルシステム凝縮器（３２）と熱伝達冷却関係にあるエンジン燃焼燃料 - 空気熱交換器（４９）と、

前記蒸気サイクルシステム凝縮器（３２）内に空気サイクルシステム熱交換器（３０）と、

を更に備え、前記空気サイクルシステム熱交換器（３０）が、前記空気サイクルシステム（２７）からの冷却空気（４６）を用いて、前記蒸気サイクルシステム（２９）の冷却ループ（８３）において作動流体（７９）を冷却するよう動作可能であり、前記エンジン燃焼燃料 - 空気熱交換器（４９）が、エンジン燃焼燃料（３８）を用いて前記蒸気サイクルシステム（２９）の冷却ループ（８３）において作動流体（７９）を冷却するよう動作可能であり、前記蒸気サイクルシステム（２９）が、液体及び／又は空気冷却される航空機構成要素（１６）を冷却するための環境制御システム（１４）に動作可能に接続されて該環境制御システム（１４）を冷却する、請求項１０に記載の航空機複合冷却システム（５１）。

10

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

20

【０００１】

本発明は、全体的に航空機ガスタービンエンジン及び航空機の冷却に関し、より具体的には、航空機出力及び熱管理システム並びにガスタービンエンジンタービンを冷却するためのこのようなシステムに関する。

【背景技術】

【０００２】

軍用航空機設計は、現行のエンジンよりも遙かに高い全体圧力比で作動するエンジンにより開発されている。エンジンのタービン、特に高圧タービンの高温セクションにおいて空気の冷却が必要とされる。米国特許第４，１８７，６７５号、第４，２５４，６１８号、及び第７，８２３，３８９号明細書において開示されるように、圧縮機を用いてタービンを冷却することは公知である。航空機電子機器及び他の機体冷却要件のための冷却空気もまた、圧縮機により供給することができる。ロッキードＦ３５は、圧縮機空気を使用する出力及び熱管理システムとも呼ばれる統合出力及び冷却システムを含んでいる。

30

【０００３】

米国特許第７，６２４，５９２号は、種々の適応モジュールを統合出力及び冷却ユニットにフレキシブルに結合し、あらゆる航空機プラットフォームに適合するよう構成された出力及び冷却管理システムの提供を開示している。統合出力及び冷却ユニットは、１つ又は複数の圧縮機、１つ又は複数の冷却タービン、並びに出力及び冷却タービンのシャフトに取り付けられた１つ又は複数の統合スタータ発電機を有する。統合出力及び冷却ユニットは、追加の圧縮機及び追加のタービンを含む適応モジュールに空気圧により結合され、或いは、全出力運転モードに入った後に主出力を提供する燃料電池に電氣的に結合することができる。エンジンがこれに搭載される統合スタータ発電機を含む場合、統合出力及び冷却ユニットの統合スタータ発電機は、エンジン搭載発電機から電力を受け取るよう動作可能である。或いは、モータ／発電機は、適応モジュールの追加のタービンのシャフトに装着してもよい。

40

【０００４】

米国特許第７，６２４，５９２号において検討された統合出力及び冷却システムの他の実施例には、米国特許第４，６８４，０８１号、第４，４９４，３７２号、第４，６８４，０８１号、第４，５０３，６６６号、第５，４４２，９０５号、第５，４９０，６４５号、第６，４１５，５９５号、及び第６，８４５，６３０号が挙げられる。米国特許第７

50

、 6 2 4 , 5 9 2 号の発明者らは、これらの設計が複雑であり、エンジン構成及びその統合出力及び冷却システムの複雑さを低減することが望ましいことを理解している。通常、これらの冷却システムはファン冷却空気を使用する。

【 0 0 0 5 】

従って、タービン及び航空機電子機器並びに冷却を必要とする他の航空機又は機体の両方に圧縮機冷却空気を供給する必要性がある。また、できる限り燃料消費率 (S F C) に対する影響を最小限にしながらこのような冷却システムを簡素で軽量なものにする必要性がある。

【 先行技術文献 】

【 特許文献 】

10

【 0 0 0 6 】

【 特許文献 1 】 米国特許第 7 , 7 7 0 , 3 8 1 号明細書

【 発明の概要 】

【 0 0 0 7 】

航空機複合冷却システムは、空気サイクルシステムを含む出力熱管理システムと、加圧ブリード空気を冷却するため、及び該加圧ブリード空気をを用いて航空機ガスタービンエンジンの高圧タービンにおけるタービン構成要素を冷却するためのタービン冷却回路と、エンジンの F L A D E ダクトに配置された空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器と、空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器をタービン冷却回路と空気サイクルシステムとの間で選択的に切り換えるよう動作可能なバルブ調整装置と、を含む。

20

【 0 0 0 8 】

航空機複合冷却システムの例示的な実施形態では更に、空気サイクルシステムが蒸気サイクルシステムにおける蒸気サイクルシステム凝縮器と熱伝達冷却関係にある。エンジン燃焼燃料 - 空気熱交換器は、蒸気サイクルシステム凝縮器と熱伝達冷却関係にあるものとすることができる。

【 0 0 0 9 】

空気サイクルシステム熱交換器は、蒸気サイクルシステム凝縮器内に組み込まれ、空気サイクルシステムからの冷却空気をを用いて蒸気サイクルシステムの冷却ループにおいて作動流体を冷却するのに用いることができる。エンジン燃焼燃料 - 空気熱交換器は、エンジン燃焼燃料を用いて蒸気サイクルシステムの冷却ループにおいて作動流体を冷却するよう動作可能である。

30

【 0 0 1 0 】

蒸気サイクルシステムは、液体及び / 又は空気冷却される航空機構成要素を冷却するための環境制御システムに動作可能に接続されて該環境制御システムを冷却することができる。

【 0 0 1 1 】

空気サイクルシステムは、空気サイクル機械を含むことができ、該空気サイクル機械が、空気サイクル機械の機械圧縮機及び冷却タービンに駆動可能に接続された出力タービンを有する。 F L A D E ダクト熱交換器を含む中間冷却器は、機械圧縮機の機械圧縮機出口と冷却タービンの冷却タービン入口との間に直列空気流れ関係で動作可能に配置される。空気サイクルシステム熱交換器は、冷却タービンの冷却タービン出口と機械圧縮機の機械圧縮機入口との間に直列空気流れ関係で動作可能に配置され、出力タービンは、圧縮機吐出段のような、航空機ガスタービンエンジン高圧圧縮機の圧縮機段と加圧空気受け入れ関係で接続されている。

40

【 0 0 1 2 】

航空機複合冷却システムの例示的な実施形態は更に、空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器との間でそれぞれつながった入口及び出口ラインを含む。バルブ調整装置は、入口及び出口ラインにそれぞれ接続された入口及び出口バルブを含む。圧縮機吐出段は、ブリードラインにより入口バルブの第 1 の入口に動作可能に接続され、機械圧縮機の圧縮機出口は、圧縮機流出ラインにより入口バルブの第 2 の入口に動作可能に接続される。空気 - 空

50

気 F L A D E ダクト熱交換器への入口ラインは、入口バルブの出口に動作可能に接続され、空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器からの出口ラインは、出口バルブのバルブ入口に動作可能に接続される。タービン冷却回路は、出口バルブの第 1 の出口に動作可能に接続される。バイパスラインは、入口バルブの第 1 のバイパス出口を出口バルブの第 2 のバイパス出口に動作可能に接続することができる。

【 0 0 1 3 】

巻線型誘導磁石発電機は、出力タービンを機械圧縮機及び冷却タービンに接続するシャフト上にあることができる。

【 0 0 1 4 】

冷却タービン構成要素は、第 1 段タービンブレードを含むことができる。

10

【図面の簡単な説明】

【 0 0 1 5 】

【図 1】タービン冷却又は航空機構成要素冷却用の空気を交互に冷却するよう動作可能な F L A D E ダクトに装着された熱交換器を用いて複合冷却システムを有するガスタービンエンジン駆動による航空機の概略図。

【図 2】図 1 に示すエンジンの F L A D E ダクトの周り及び内部に配置されるダクト熱交換器要素の概略図。

【図 3】図 1 に示す例示的なタービン冷却システムのより詳細な図。

【発明を実施するための形態】

【 0 0 1 6 】

20

図 1 に概略的に示されるのは、エンジン 1 0 の F L A D E ダクト 3 内に配置された空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器 4 0 を含む、例示的な航空機 F L A D E ガスタービンエンジン 1 0 である。熱交換器 4 0 は、図 2 において図示するように F L A D E ダクト 3 の周りに配置された熱交換器セクション 4 5 を含むことができる。複合冷却システム 5 1 は、空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器 4 0 を用いて、タービン冷却用の圧縮機空気と航空機構成要素冷却用の冷却空気を交互に冷却する。複合冷却システム 5 1 は、エンジン 1 0 の高圧タービン 2 3 においてタービン構成要素を冷却するため高温の加圧ブリード空気 5 8 を冷却し、或いは、出力熱管理システム (P T M S) 1 2 を冷却するのに用いられる空気サイクルシステム 2 7 用の冷却空気 4 6 を冷却するよう交互に切り替えるよう動作することができる。加圧ブリード空気 5 8 は、航空機ガスタービンエンジン 1 0 の高圧圧縮機 6 4 の圧縮機吐出段 6 0 から抽気される。F L A D E ダクト 3 は、ファン段よりも通常は F L A D E 段の方がより少なく、よって F L A D E ダクト空気流の方がより低温であるので、ダクト熱交換器 4 0 にとって良好な場所にある。

30

【 0 0 1 7 】

図 1 を参照すると、タービン冷却回路 7 8 は、圧縮機吐出段 6 0 からの加圧ブリード空気 5 8 を F L A D E ダクト熱交換器 4 0 に通してエンジン 1 0 の高圧タービン 2 3 に送る。圧縮機吐出段 6 0 からの加圧ブリード空気 5 8 は、C D P 空気又はブリードと呼ばれることが多い。C D P は、圧縮機吐出圧の頭文字として公知である。出力熱管理システム 1 2 は、空気サイクルシステム A C S 2 7 を含む。A C S 2 7 は、空気サイクル機械 (A C M) 3 4 と、空気 - 空気ダクト熱交換器 4 0 を含む中間冷却器 3 6 とを含む。A C S 2 7 は、環境制御システム (E C S) 1 4 と呼ばれることが多いものを通じて、液体及び / 又は空気冷却される航空機構成要素 1 6 及び機器を冷却し、並びにコックピットの熱制御及び加圧を行うのに使用される。例示的な冷却航空機構成要素 1 6 は、指向性エネルギー兵器 (D E W) 2 0 、航空機電子機器 2 2 、交流 (A C) 電子機器 2 4 、機上不活性ガス発生システム (O B I G G S) 2 6 、及び機上酸素ガス発生システム (O B O G S) 2 8 を含む。

40

【 0 0 1 8 】

タービン冷却回路 7 8 は、加圧ブリード空気 5 8 を冷却し、冷却された加圧ブリード空気 5 8 を使用して高圧タービン 2 3 におけるタービン構成要素を冷却する。出力熱管理システム 1 2 は、環境制御システム 1 4 を冷却するのに使用されるサイクルシステム 2 7 に

50

において冷却空気 46 を使用する。バルブ調整装置 125 は、タービン冷却回路 78 と空気サイクルシステム 27 との間で空気 - 空気 FLADE ダクト熱交換器 40 を選択的に切り替える。

【0019】

FLADE エンジン (FLADE は、「ファンオンブレード」の頭文字である) は、1 つの特定のタイプの可変サイクルエンジンであり、半径方向内側ファンによって駆動され外側ファンによって特徴付けられ、該外側ファンは、内側ファンを囲む内側ファンダクトとほぼ同心環状で該内側ファンダクトを囲む外側ファンダクト内に FLADE 空気を吐出する。Thomas 他による「Two Spool Variable Cycle Engine」の名称の米国特許第 4,043,121 号において開示されている 1 つのこのようなエンジンは、FLADE ファンと外側ファンダクトとを備え、該外側ファンダクト内で、可変ガイドベーンが FLADE 外側ファンダクトを通過する空気の量を制御することによってサイクル変動を制御している。

10

【0020】

FLADE エンジンは、高度及び飛行マッハ数のような亜音速飛行周囲条件の所定のセットにおける比較的広い推力範囲にわたって本質的に一定の入口空気流量を維持してスプレージ抗力を回避し、また飛行条件の範囲全体にわたってそのようにすることができる。この性能は、特に亜音速部分出力エンジン運転状態にとって必要とされる。これらの実施例は、「Spillage Drag and Infrared Reducing FLADE Engine」の名称の米国特許第 5,404,713 号、「Acoustically Shielded Exhaust System for High Thrust Jet Engines」の名称の米国特許第 5,402,963 号、「Variable Specific Thrust Turbofan Engine」の名称の米国特許第 5,261,227 号、及び「Bypass Injector Valve For Variable Cycle Aircraft Engines」の名称の欧州特許第 EP0,567,277 号に開示されている。「Flade gas turbine engine with fixed geometry inlet」の名称の米国特許第 7,395,657 号は、引用により本明細書に組み込まれる。

20

【0021】

エンジン 10 は、三段式ファン 119 と、FLADE ダクト 3 にわたって半径方向に延びる FLADE ファンブレード 5 の少なくとも 1 つの列を有する FLADE ファン 4 とを備えたファンセクション 115 を含む。FLADE ファン 4 及び FLADE ファンブレード 5 は、ファン 119 の半径方向外向きに配置されて接続され、該ファン 119 の周りを囲む。エンジン入口 13 は、ファンセクション 115 に対するファン入口 11 と、FLADE ダクト 3 に対する環状 FLADE 入口 8 とを含む。FLADE 空気流 80 は、FLADE ファンブレード 5 によって排出される。FLADE ファンブレード 5 の列は、三段式ファン 119 の第 1 のファン段 111 の半径方向外向きに配置されて且つ動作可能に接続され、該第 1 のファン段 111 によって駆動される。FLADE ファンブレード 5 の列は、可変の第 1 の FLADE ベーン 6 の軸方向前方列と、任意選択的に、可変の第 2 の FLADE ベーン 7 の軸方向後方列との間に配置される。

30

40

【0022】

ファン 119 の下流側の軸方向後方には、環状コアエンジン入口 17 を有するコアエンジン 19 がある。ファン 119 の下流側の軸方向後方に位置するファンバイパスダクト 41 は、コアエンジン 19 を囲む。FLADE ダクト 3 は、ファン 119 及びファンバイパスダクト 41 を囲む。ファン入口 11 は、可変の第 1 の FLADE ベーン 6 及び可変の第 2 の FLADE ベーン 7 を閉じることにより FLADE 入口 8 が本質的に閉鎖された状態で、全出力条件にてエンジンの全エンジン空気流量 15 を本質的に受け入れるようなサイズにされる。エンジンは更に、所定の部分出力飛行条件で FLADE ダクト 3 の入口を全開し、離陸のような全出力条件で本質的に閉鎖するように設計され動作する。

50

【 0 0 2 3 】

コアエンジン 1 9 は、下流側への直列軸方向流れ関係で、高圧圧縮機 2 2 0、燃焼器 2 2 2、及び高圧タービンプレード 2 5 の列を有する高圧タービン 2 3 を含む。高圧シャフト 3 1 は、エンジン 1 0 の中心線 2 1 2 の周りで同軸に配置され、高圧圧縮機 2 2 0 及び高圧タービンプレード 2 5 を固定して相互接続する。コアエンジン 1 9 は、燃焼ガスを発生させるのに有効である。高圧圧縮機 2 2 0 からの加圧空気は、燃焼器 2 2 2 において燃料と混合されて点火され、これにより燃焼ガスを発生する。高圧タービンプレード 2 5 により一部の仕事はこれらのガスから取り出され、これが高圧圧縮機 2 2 0 を駆動する。高圧シャフト 3 1 は、高圧圧縮機 2 2 0 を回転させる。

【 0 0 2 4 】

コアエンジン 1 9 から燃焼ガスが吐出され、低圧タービン 1 5 1 を有する低圧タービンセクション 1 5 0 に流入する。低圧タービン 1 5 1 は、低圧シャフト 1 5 2 によりファン 1 1 9 に駆動可能に接続される。F L A D E ファンブレード 5 は、主として、入口空気流量要件にフレキシブルに適合させるのに使用される。低圧タービンセクション 1 5 0、F L A D E ダクト 3、及びファンバイパスダクト 4 1 からのエンジン排出流 1 5 3 は、排気ノズル 1 5 6 を通って排出される。

【 0 0 2 5 】

空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器 4 0 は、圧縮機排出段 6 0 からの高温の加圧ブリード空気 5 8 を冷却し、これを加圧冷却空気 1 7 9 として排出するよう動作可能である。或いは、空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器 4 0 は、空気サイクル機械 (A C M) 3 4 用の A C S 2 7 の中間冷却器 3 6 において冷却空気 4 6 を冷却するよう動作可能である。

【 0 0 2 6 】

図 1 及び 3 を参照すると、タービン冷却回路 7 8 は、高温の加圧ブリード空気 5 8 を圧縮機吐出段 6 0 から抽気し、該高温の加圧ブリード空気 5 8 を空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器 4 0 に流して冷却して加圧冷却空気 1 7 9 を形成し、圧縮機 2 2 2 の内側及び外側燃焼器ケーシング 1 7 2、1 7 4 を貫通して半径方向に延びる複数の円周方向に離間した移送管 1 8 0 に低温の加圧空気 1 7 9 を流すようにする。複数の円周方向に離間した移送管 1 8 0 は、タービン冷却回路 7 8 の一部である。次いで、加圧冷却空気 1 7 9 は、環状流れインデューサー 8 4 に流れ、流れインデューサーは、加圧冷却空気 1 7 9 を高圧タービンにおける支持ロータディスク 1 4 7 から半径方向外向きに延びる第 1 段タービンプレード 1 4 3 の列に送る。第 1 段タービンプレード 1 4 3 は、タービン冷却回路 7 8 によって冷却することができる高圧タービン 2 3 におけるタービン構成要素の実施例である。

【 0 0 2 7 】

流れインデューサー 8 4 は、通常はベーンの列を含む固定構成要素であり、加圧冷却空気 1 7 9 を接線方向に加速し、流量調整し、及び / 又は更に加圧して回転する第 1 段ロータディスク 1 4 7 に加圧冷却空気 1 7 9 を噴射する。これは、加圧冷却空気 1 7 9 をディスク 1 4 7 の軸方向ダブテールスロットに効率的に送り流量調整し、タービンプレード 1 4 3 のダブテール内に見られる入口に流すようにするための従来の構成要素である。加圧冷却空気 1 7 9 は、タービンプレード 1 4 3 及びその中の冷却チャンネル 1 6 5 を通って半径方向外向きに流れ、ブレード翼形部の正圧側面及び負圧側面における吐出孔 1 6 8 の複数の列を通じて吐出される。

【 0 0 2 8 】

図 1 を参照すると、環境制御システム (E C S) 1 4 は、空気サイクルシステム A C S 2 7 及び蒸気サイクルシステム (V C S) 2 9 によって冷却される。A C S 2 7 は、空気サイクル機械 (A C M) 3 4 と、空気 - 空気ダクト熱交換器 4 0 を含む中間冷却器 3 6 とを含む。中間冷却器 3 6 は、A C M 3 4 によって冷却される冷却空気 4 6 を冷却するのに使用される。空気サイクルシステム A C S 2 7 内の空気サイクルシステム熱交換器 3 0 を用いて、蒸気サイクルシステム (V C S) 2 9 の冷却を促進する。

【 0 0 2 9 】

ダクト熱交換器 40 は、機械圧縮機 50 と A C M 34 の冷却タービン 52 との間に流れる冷却空気 46 を冷却するのに使用される。冷却空気 46 は、機械圧縮機 50 から中間冷却器 36 を通って冷却タービン 52 に送られる。次に、冷却タービン 52 から出た冷却空気 46 は、蒸気サイクルシステム (V C S) 29 の V C S 凝縮器 32 において作動流体を冷却するのに使用される。作動流体 79 は、R - 134a のような公知の冷媒とすることができる。

【 0030 】

V C S 29 は更に、V C S 圧縮機 81 及び V C S 蒸発器 82 を含む。作動流体 79 は、V C S 凝縮器 32 から V C S 圧縮機 81、及び航空機構成要素 16 を冷却するのに使用される空気を冷却する V C S 蒸発器 82 に、次いで V C S 凝縮器 32 に戻る冷却ループ 83 10
にて再循環される。A C S 27 の空気サイクルシステム熱交換器 30 は、蒸発サイクルシステム凝縮器 32 において使用され、冷却タービン 52 から出る冷却空気 46 を用いて冷却ループ 83 内の作動流体 79 を冷却するようにする。

【 0031 】

エンジン燃焼燃料 - 空気熱交換器 49 もまた、V C S 29 の蒸気サイクルシステム凝縮器 32 内の作動流体 79 を冷却するのに使用される。エンジン燃焼燃料 - 空気熱交換器 49 は、航空機ガスタービンエンジン 10 の燃料に使用されるエンジン燃焼燃料 38 と熱連通している。エンジン燃焼燃料 - 空気熱交換器 49 は、冷却ループ 83 内で再循環する作動流体 79 を冷却するのに使用されるポリアルファオレフィン (P A O) ループ 48 内に
20
ある。エンジン燃焼燃料 - 空気熱交換器 49 は、V C S 凝縮器 32 内にあるものとして図示されているが、作動流体 79 を冷却するため他の場粗に位置することもできる。

【 0032 】

A C M 34 は、シャフト 56 を介して機械圧縮機 50 及び冷却タービン 52 を駆動するための A C M 出力タービン 54 を含む。A C M 出力タービン 54 は、航空機ガスタービンエンジン 10 の高圧圧縮機 64 の圧縮機吐出段 60 からの加圧ブリード空気 58 により動力が供給される。圧縮機吐出段 60 からの加圧ブリード空気 58 は、出力タービン 54 の出力タービン入口 102 に流入する。加圧ブリード空気 58 は、A C M 出力タービン 54 から出力タービン出口 104 を通じて排出され、排気ノズル 156 のスロート 57 の上流側にあるエンジン排気口 86 に放出される。

【 0033 】

本明細書で示される例示的な A C M 34 は、機械圧縮機入口 72 及び圧縮機出口 73 を有する遠心機械圧縮機 50 と、冷却タービン入口 74 及び冷却タービン出口 75 を有する半径方向流入冷却タービン 52 と、半径方向流入 A C M 出力タービン 54 とを含む。A C S 27 における空気サイクルシステム熱交換器 30 は、冷却タービン出口 75 と機械圧縮機入口 72 との間に空気流関係で作動可能に配置される。本明細書で示される例示的な冷却タービン 52 は、固定冷却タービンノズル 68 を有するが、失速マージンに対する作動ライン上で機械圧縮機を維持するような可変ノズルであってもよい。

【 0034 】

A C M 34 はまた、機械圧縮機 50 及び冷却タービン 52 と同じシャフト 56 が駆動する発電機 120 を含むことができる。発電機 120 は、A C S 27 が A P U (補助出力ユニット) として作動するときにエンジン 10 を始動させるための電力を供給する。発電機始動磁気誘導電流がバッテリー (図示せず) から供給される。双発航空機では、この A P U 機能は、グラウンドカート (g r o u n d c a r t) でエンジンが始動できる限りは必要ではない可能性がある。或いは、発電機 120 は、電気スタータ / 発電機とすることができる。

【 0035 】

複合冷却システム 51 は、空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器 40 とそれぞれつながった入口及び出口ライン 122、124 を含む。入口及び出口ライン 122、124 への入口及び出口三方弁 126、128 は、空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器 40 をタービン冷却回路 78 と空気サイクルシステム 27 との間で選択的に切り換えるための例示的
50

なバルブ調整装置 125 を提供する。圧縮機吐出段 60 は、ブリードライン 130 により入口バルブ 126 の第 1 の入口 132 に接続される。機械圧縮機 50 の圧縮機出口 73 は、圧縮機流出ライン 134 により入口バルブ 126 の第 2 の入口 136 に接続される。空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器 40 への入口ライン 122 は、入口バルブ 126 の出口 138 に接続される。

【0036】

空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器 40 からの出口ライン 124 は、出口バルブ 128 のバルブ入口 140 に接続される。図 3 に示される高圧圧縮機 220 の内側及び外側燃焼ケーシング 172、174 を通って半径方向に延びる複数の円周方向に離間した移行管 180 は、出口バルブ 128 の第 1 の出口 142 に接続される。

10

【0037】

バイパスライン 190 は、入口バルブ 126 の第 1 のバイパス出口 192 を出口バルブ 128 の第 2 のバイパス出口 194 に接続する。出力熱管理システム (P T M S) 12 で使用するために複合冷却システム 51 が冷却空気 46 を冷却するよう切り替えられたときに、バイパスライン 190 により、タービン冷却回路 78 は、F L A D E ダクト熱交換器 40 をバイパスしながら加圧ブリード空気 58 を圧縮機吐出段 60 からエンジン 10 の高圧タービンに送ることができるようになる。また、エンジン 10 の高圧タービンにおけるタービン構成要素を冷却するために複合冷却システム 51 が高圧の加圧ブリード空気 58 を冷却するよう切り替えられたときに、バイパスライン 190 により、出力熱管理システム (P T M S) 12 は、F L A D E ダクト熱交換器 40 をバイパスしながら冷却空気 46 を圧縮機 50 の圧縮機出口 73 から、冷却タービン 52 の冷却タービン入口 74 を含む半径方向流入冷却タービン 52 に送ることができるようになる。

20

【0038】

空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器 40 から A C M 34 が利用できる冷却は、エンジン燃料を通して空気熱交換器 49 に流れる大量のエンジン燃焼燃料 38 が存在するときには高出力飛行中は遮断され、従って、蒸気サイクルシステム 29 に多量の冷却が提供される。高出力飛行条件中、圧縮機吐出段 60 からの高温の加圧ブリード空気 58 は、F L A D E ダクト熱交換器 40 において冷却され、加圧冷却空気 179 としてタービン冷却回路 78 に流れる。このことは、加圧冷却空気 179 により冷却されるタービン構成要素が高出力飛行条件中に極めて高温状態に曝されるので特に有用である。

30

【0039】

低出力飛行条件中、タービンはこのような高温状態には曝されず、空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器 40 は空気サイクルシステム 27 に切り替えられる。低出力飛行条件中、エンジン燃料を通して空気熱交換器 49 に流れるエンジン燃焼燃料 38 は少なく、従って、空気 - 空気 F L A D E ダクト熱交換器 40 は、蒸気サイクルシステム 29 に多量の冷却を提供する。

【0040】

本明細書では本発明の好ましく例示的な実施形態であると考えられるものについて説明してきたが、当業者であれば、本明細書の教示から本発明の他の修正が明らかになる筈であり、従って、全てのこのような修正は、本発明の技術思想及び技術的内に属するものとして特許請求の範囲において保護されることが望まれる。従って、本特許により保護されることを望むものは、特許請求の範囲に記載し且つ特定した発明である。

40

【符号の説明】

【0041】

- 3 F L A D E ダクト
- 4 F L A D E ファン
- 5 F L A D E ファンブレード
- 6 第 1 の F L A D E ペーン
- 7 第 2 の F L A D E ペーン
- 8 環状 F L A D E 入口

50

1 0	ガスタービンエンジン	
1 1	ファン入口	
1 2	出力熱管理システム	
1 3	エンジン入口	
1 4	環境制御システム	
1 5	全エンジン空気流量	
1 6	空気冷却航空機構成要素	
1 7	コアエンジン入口	
1 9	コアエンジン	
2 0	指向性エネルギー兵器	10
2 2	航空機電子機器	
2 3	高圧タービン	
2 4	交流（ＡＣ）電子機器	
2 5	高圧タービンブレード	
2 6	機上不活性ガス発生システム	
2 7	空気サイクルシステム	
2 8	機上酸素ガス発生システム	
2 9	蒸気サイクルシステム	
3 0	空気サイクルシステム熱交換器	
3 1	高圧シャフト	20
3 2	蒸気サイクルシステム凝縮器	
3 4	空気サイクル機械	
3 6	中間冷却器	
3 8	エンジン燃焼燃料	
4 0	ダクト熱交換器	
4 1	ファンバイパスダクト	
4 5	熱交換器セクション	
4 6	冷却空気	
4 8	ＰＡＯループ	
4 9	エンジン燃焼燃料 - 空気熱交換器	30
5 0	冷却圧縮機	
5 1	複合冷却システム	
5 2	冷却タービン	
5 4	出力ガスタービン	
5 7	スロート	
5 6	シャフト	
5 8	加圧ブリード空気	
6 0	圧縮機吐出段	
6 4	高圧圧縮機	
6 8	冷却タービンノズル	40
7 2	圧縮機入口	
7 3	圧縮機出口	
7 4	冷却タービン入口	
7 5	冷却タービン出口	
7 8	タービン冷却回路	
7 9	作動流体	
8 0	ＦＬＡＤＥ空気流	
8 1	ＶＣＳ圧縮機	
8 2	ＶＣＳ蒸発器	
8 3	冷却ループ	50

8 4	流れインデューサー	
8 6	エンジン排気口	
1 0 2	出力タービン入口	
1 0 4	出力タービン出口	
1 1 1	第 1 のファン段	
1 1 5	ファンセクション	
1 1 9	三段式ファン	
1 2 0	磁石発電機	
1 2 2	入口ライン	
1 2 4	出口ライン	10
1 2 5	バルブ調整装置	
1 2 6	入口バルブ	
1 2 8	出口バルブ	
1 3 0	ブリードライン	
1 3 2	第 1 の入口	
1 3 4	流出ライン	
1 3 6	第 2 の入口	
1 3 8	出口	
1 4 0	バルブ入口	
1 4 2	第 1 の出口	20
1 4 3	第 1 の段タービンブレード	
1 4 7	ロータディスク	
1 5 0	低圧タービンセクション	
1 5 1	低圧タービン	
1 5 2	低圧シャフト	
1 5 3	エンジン排出流	
1 5 6	排気ノズル	
1 6 5	冷却チャンネル	
1 6 8	吐出孔	
1 7 2	内側燃焼ケーシング	30
1 7 4	外側燃焼ケーシング	
1 7 9	加圧冷却空気	
1 8 0	移行管	
1 9 0	バイパスライン	
1 9 2	第 1 のバイパス出口	
1 9 4	第 2 のバイパス出口	
2 1 2	中心線	
2 2 0	高圧圧縮機	
2 2 2	燃焼器	

【図 1】

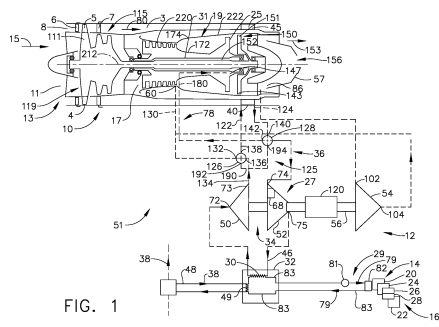


FIG. 1

【図 3】

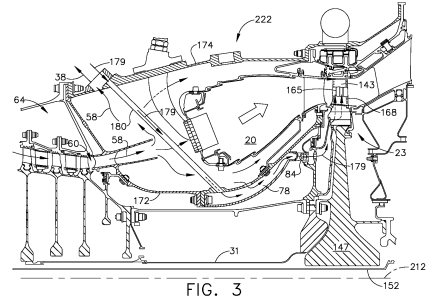


FIG. 3

【図 2】

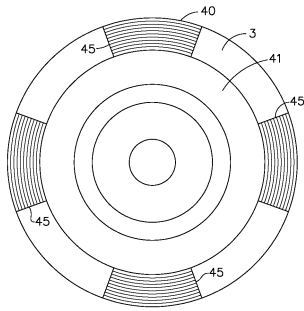


FIG. 2

フロントページの続き

(72)発明者 ジョージ・アルバート・コフィンベリー
アメリカ合衆国、オハイオ州・４５０６９、ウェスト・チェスター、レイク・リッジ・ドライブ、
８２３８番

審査官 佐藤 健一

(56)参考文献 米国特許出願公開第２０１１／０１２００８２（ＵＳ，Ａ１）
米国特許出願公開第２０１１／０１２００８３（ＵＳ，Ａ１）
国際公開第２０１１／０３８２１３（ＷＯ，Ａ１）
国際公開第２０１１／０３８２１６（ＷＯ，Ａ１）
米国特許第０６１８２４３５（ＵＳ，Ｂ１）
特表２０１０－５２２８４２（ＪＰ，Ａ）
特開２００５－２０１２６４（ＪＰ，Ａ）
特開２００８－１２１６８４（ＪＰ，Ａ）
特開昭５４－０５２２１６（ＪＰ，Ａ）
米国特許出願公開第２００９／０００２９４８（ＵＳ，Ａ１）
米国特許第０５８９９０８５（ＵＳ，Ａ）
特開平０７－１９７８５３（ＪＰ，Ａ）

(58)調査した分野(Int.Cl.，ＤＢ名)

F 0 2 C 7 / 0 0、1 2 - 1 8
F 0 2 K 3 / 0 0 - 1 2
F 0 2 C 6 / 0 0
F 0 2 C 9 / 1 6
F 0 1 D 2 5 / 0 8
DWPI (Thomson Innovation)