

(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2015-72010

(P2015-72010A)

(43) 公開日 平成27年4月16日(2015.4.16)

(51) Int.Cl.	F I	テーマコード (参考)
<b>FO2K 3/06 (2006.01)</b>	FO2K 3/06	
<b>FO2C 3/073 (2006.01)</b>	FO2C 3/073	
<b>FO2C 3/107 (2006.01)</b>	FO2C 3/107	

審査請求 有 請求項の数 30 O L (全 13 頁)

(21) 出願番号	特願2014-195928 (P2014-195928)	(71) 出願人	590005449 ユナイテッド テクノロジーズ コーポレイション UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION アメリカ合衆国, コネチカット, ハートフォード, ファイナンシャル プラザ 1
(22) 出願日	平成26年9月26日 (2014. 9. 26)	(74) 代理人	100086232 弁理士 小林 博通
(31) 優先権主張番号	14/044, 971	(74) 代理人	100092613 弁理士 富岡 潔
(32) 優先日	平成25年10月3日 (2013. 10. 3)	(72) 発明者	カール エル. ヘイゼル アメリカ合衆国, コネチカット, マンチェスター, シャローブルック レーン 201
(33) 優先権主張国	米国 (US)		

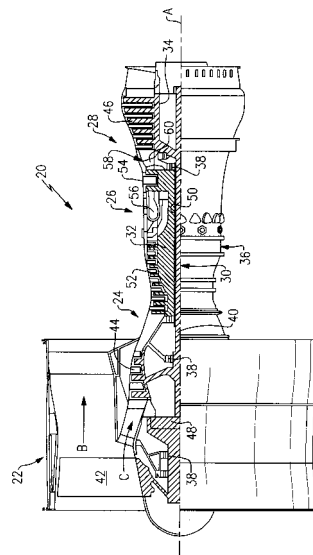
(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジン

(57) 【要約】

【課題】 効率が向上した歯車減速ガスタービンエンジン設計を提供する。

【解決手段】 一例のガスタービンエンジンが、特に、ファンの駆動軸に回転可能に連結された歯車減速構造と、高圧圧縮機と、を含む。ガスタービンエンジンは、高圧圧縮機の出口のコア温度が離陸時に約1150～約1350°Fの範囲となるように構成される。ガスタービンエンジンは、ファン流れ排気速度の一次流れ排気速度に対する比率で定義される排気速度比が、約0.75～約0.90の範囲となるように構成される。エンジンのバイパス比は、約8.0よりも大きい。

【選択図】 図1



## 【特許請求の範囲】

## 【請求項 1】

駆動軸を有するファンであって、バイパスダクトおよびエンジンコアに空気を案内するように構成されたファンと、

前記ファンの前記駆動軸に回転可能に連結された歯車減速構造と、

第 1 の圧縮機セクションと、

を備えたガスタービンエンジンであって、

前記ガスタービンエンジンは、前記第 1 の圧縮機セクションの出口のコア温度が離陸時に 1 1 5 0 ~ 1 3 5 0 ° F ( 6 2 1 . 1 ~ 7 3 2 . 2 ° C ) の範囲となるように構成され、

10

前記ガスタービンエンジンは、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率が、0 . 7 5 ~ 0 . 9 0 の範囲となるように構成され、

前記バイパスダクトを通流する空気の体積を、前記エンジンコアを通流する空気の体積で割った比率が、8 . 0 よりも大きいことを特徴とする、ガスタービンエンジン。

## 【請求項 2】

前記第 1 の圧縮機セクションが、高圧圧縮機であることを特徴とする請求項 1 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 3】

前記ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該エンジンが約 3 5 , 0 0 0 フィートを巡航し、かつ約 0 . 8 0 のマッハ数の巡航出力条件で運転するときの範囲であるように前記エンジンが構成されることを特徴とする請求項 1 に記載のガスタービンエンジン。

20

## 【請求項 4】

前記エンジンが約 3 5 , 0 0 0 フィートを巡航し、かつ約 0 . 8 0 のマッハ数の巡航出力条件で運転するとき、前記ファンのブレードに亘る空気圧力比が、1 . 4 5 未満となるように構成されることを特徴とする請求項 1 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 5】

前記ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該ファン流れ排気速度が 1 1 7 5 f t / s 未満である時の範囲であるように前記エンジンが構成されることを特徴とする請求項 1 に記載のガスタービンエンジン。

30

## 【請求項 6】

前記ファンが、2 6 個未満のファンブレードを有することを特徴とする請求項 1 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 7】

前記ファンが、2 0 個未満のファンブレードを有することを特徴とする請求項 6 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 8】

駆動軸を有するファンであって、バイパスダクトおよびエンジンコアに空気を案内するように構成されたファンと、

前記ファンの前記駆動軸に回転可能に連結された歯車減速構造であって、2 . 3 以上の減速比を有する歯車減速構造と、

40

第 1 の圧縮機セクションと、

を備えたガスタービンエンジンであって、

前記ガスタービンエンジンは、前記第 1 の圧縮機セクションの出口のコア温度が離陸時に 1 1 5 0 ~ 1 3 5 0 ° F ( 6 2 1 . 1 ~ 7 3 2 . 2 ° C ) の範囲となるように構成され、

前記バイパスダクトを通流する空気の体積を、前記エンジンコアを通流する空気の体積で割った比率が、8 . 0 よりも大きく、

前記ガスタービンエンジンは、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率が、0 . 7 5 よりも大きくなるように構成されることを特徴とする、ガスタービンエンジン

50

。

## 【請求項 9】

前記第 1 の圧縮機セクションが、高圧圧縮機であることを特徴とする請求項 8 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 10】

前記ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該エンジンが約 35,000 フィートを巡航し、かつ約 0.80 のマッハ数の巡航出力条件で運転するときの範囲であるように前記エンジンが構成されることを特徴とする請求項 8 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 11】

前記エンジンが約 35,000 フィートを巡航し、かつ約 0.80 のマッハ数の巡航出力条件で運転するとき、前記ファンのブレードに亘る空気圧力比が、1.45 未満となるように構成されることを特徴とする請求項 8 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 12】

前記ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該ファン流れ排気速度が 1175 ft/s 未満である時の範囲であるように前記エンジンが構成されることを特徴とする請求項 8 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 13】

前記ファンが、26 個未満のファンブレードを有することを特徴とする請求項 8 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 14】

前記ファンが、20 個未満のファンブレードを有することを特徴とする請求項 13 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 15】

駆動軸を有するファンであって、バイパスダクトおよびエンジンコアに空気を案内するように構成されたファンと、

前記ファンの前記駆動軸に回転可能に連結された歯車減速構造であって、2.3 以上の減速比を有する歯車減速構造と、

第 1 の圧縮機セクションと、

を備えたガスタービンエンジンであって、

前記ガスタービンエンジンは、前記第 1 の圧縮機セクションの出口のコア温度が離陸時に 1150 ~ 1350 °F (621.1 ~ 732.2 °C) の範囲となるように構成され、

前記バイパスダクトを通流する空気の体積を、前記エンジンコアを通流する空気の体積で割った比率が、8.0 よりも大きく、

前記ガスタービンエンジンは、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率が、0.90 未満となるように構成されることを特徴とする、ガスタービンエンジン。

## 【請求項 16】

前記第 1 の圧縮機セクションが、高圧圧縮機であることを特徴とする請求項 15 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 17】

前記ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該エンジンが約 35,000 フィートを巡航し、かつ約 0.80 のマッハ数の巡航出力条件で運転するときの範囲であるように前記エンジンが構成されることを特徴とする請求項 15 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 18】

前記エンジンが約 35,000 フィートを巡航し、かつ約 0.80 のマッハ数の巡航出力条件で運転するとき、該エンジンにおける前記ファンのブレードに亘る空気圧力比が、1.45 未満となるように構成されることを特徴とする請求項 15 に記載のガスタービンエンジン。

10

20

30

40

50

## 【請求項 19】

前記ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該ファン流れ排気速度が 1175 ft/s 未満である時の範囲であるように前記エンジンが構成されることを特徴とする請求項 15 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 20】

駆動軸を有するファンであって、バイパスダクトおよびエンジンコアに空気を案内するように構成されたファンと、

前記ファンの前記駆動軸に回転可能に連結された歯車減速構造であって、2.3 ~ 4.2 の間の第 1 の範囲の減速比を有する歯車減速構造と、

を備えたガスタービンエンジンであって、

前記ガスタービンエンジンは、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率が、該エンジンが約 35,000 フィートを巡航し、かつ約 0.80 のマッハ数の巡航出力条件で運転するとき 0.75 ~ 0.90 の間の第 2 の範囲となるように構成され、

前記エンジンが約 35,000 フィートを巡航し、かつ約 0.80 のマッハ数の巡航出力条件で運転するとき、前記ファンのブレードに亘る空気圧力比が、1.50 未満となるように構成され、

前記バイパスダクトを通流する空気の体積を、前記エンジンコアを通流する空気の体積で割った比率が、8.0 よりも大きいことを特徴とする、ガスタービンエンジン。

## 【請求項 21】

前記エンジンが約 35,000 フィートを巡航し、かつ約 0.80 のマッハ数の巡航出力条件で運転するとき、前記ファンのブレードに亘る空気圧力比が、1.45 未満となるように構成されることを特徴とする請求項 20 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 22】

前記ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該ファン流れ排気速度が 1175 ft/s 未満である時の範囲であるように前記エンジンが構成されることを特徴とする請求項 20 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 23】

前記ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該ファン流れ排気速度が 1175 ft/s 未満である時の範囲であるように前記エンジンが構成されることを特徴とする請求項 21 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 24】

前記ファンブレードの先端速度が、1200 ft/s 未満であることを特徴とする請求項 21 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 25】

前記ファンブレードの先端速度が、1150 ft/s 未満であることを特徴とする請求項 24 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 26】

前記ファンブレードの先端速度が、1200 ft/s 未満であることを特徴とする請求項 23 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 27】

前記ファンブレードの先端速度が、1150 ft/s 未満であることを特徴とする請求項 26 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 28】

第 1 の圧縮機セクションをさらに備え、

前記ガスタービンエンジンは、前記第 1 の圧縮機セクションの出口のコア温度が離陸時に 1150 ~ 1350 °F (621.1 ~ 732.2 °C) の範囲となるように構成されることを特徴とする請求項 20 に記載のガスタービンエンジン。

## 【請求項 29】

前記エンジンが約 35,000 フィートを巡航し、かつ約 0.80 のマッハ数の巡航出力条件で運転するとき、前記ファンのブレードに亘る空気圧力比が、1.45 未満となる

10

20

30

40

50

ように構成されることを特徴とする請求項 28 に記載のガスタービンエンジン。

【請求項 30】

前記ファンブレードの先端速度が、1200 ft/s 未満であることを特徴とする請求項 29 に記載のガスタービンエンジン。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、効率が向上した歯車減速ガスタービンエンジン設計に関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンは、一般に、ファンセクション、圧縮機セクション、燃焼器セクション、およびタービンセクションを含む。圧縮機セクションに流入する空気は、圧縮されて燃焼器セクションへと送られ、ここで燃料と混合され、点火されて、高温排気ガス流を発生させる。高温排気ガス流は、タービンセクションを通して膨張して圧縮機セクションおよびファンセクションを駆動する。圧縮機セクションは、通常、第1および第2の圧縮機セクションを含み、タービンセクションは、通常、第1および第2のタービンセクションを含む。勿論、それ未満またはそれ以上の圧縮機および/またはタービンセクションを用いてもよい。

10

【0003】

通常、第1の(すなわち高圧)タービンセクションが外側シャフトを介して第1の(すなわち高圧)圧縮機セクションを駆動して第1の(すなわち高速)スプールを形成し、第2の(すなわち低圧)タービンセクションが内側シャフトを介して第2の(すなわち低圧)圧縮機セクションを駆動して第2の(すなわち低速)スプールを形成する。ファンセクションも、内側シャフトによって駆動される。エンジンの全体的な推進効率を向上させるべく、ファンセクションをタービンセクションと異なる速度で回転させるように、遊星歯車アセンブリなどの減速装置をファンセクションの駆動に利用してもよい。このようなエンジン設計では、タービンセクションとファンセクションの両方が最適な速度により近い速度で回転するように、一方のタービンセクションによって駆動されるシャフトが減速した速度でファンセクションを駆動する遊星歯車アセンブリに入力を提供する。

20

【発明の概要】

30

【発明が解決しようとする課題】

【0004】

歯車減速設計は、概ね改善された推進効率を確約するが、タービンエンジンの製造業者はこうした性能の実現や、熱効率、伝達効率および推進効率の改善を含むエンジン性能の更なる改善を達成するための方法を追及し続けている。

【課題を解決するための手段】

【0005】

本発明の様々な特徴の中でも特に、高バイパスターボファンエンジンの効率は、約35,000フィートをマッハ約0.8で運転するとき、ファンをより低速で駆動するように(約2.3~約4.2の減速比を有する)減速装置を使用し、エンジンの排気速度比を約0.7~約0.90の範囲に設定し、約1.50未満のファン圧力比で運転することにより、向上できることが判明した。

40

【0006】

本発明の例示的な態様のガスタービンエンジンが、特に、駆動軸を有するファンであって、バイパスダクトおよびエンジンコアに空気を案内するように構成されたファンを含む。ガスタービンエンジンは、ファンの駆動軸に回転可能に連結された歯車減速構造をさらに含む。ガスタービンエンジンは、第1の圧縮機セクションをさらに含む。ガスタービンエンジンは、第1の圧縮機セクションの出口のコア温度が離陸時に約1150~約1350°F(約621.1~約732.2°C)の範囲となるように構成される。ガスタービンエンジンは、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率が、約0.75~約

50

0.90の範囲となるように構成される。バイパスダクトを通流する空気の体積を、エンジンコアを通流する空気の体積で割った比率は、約8.0よりも大きい。

【0007】

前述のガスタービンエンジンの限定しない更なる実施例では、第1の圧縮機セクションは、高圧圧縮機である。

【0008】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、約35,000フィートを巡航し、かつ約0.80のマッハ数の巡航出力条件で運転するときの範囲であるようにエンジンが構成される。

10

【0009】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、エンジンが約35,000フィート、かつ約0.80のマッハ数の巡航出力条件で運転するとき、ファンのブレードに亘る空気圧力比が、約1.45未満となるようにエンジンが構成される。

【0010】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該ファン流れ排気速度が約1175 ft/s (358 m/s) 未満である時の範囲であるように、エンジンが構成される。

【0011】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファンが、約26個未満のファンブレードを有する。

20

【0012】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファンが、約20個未満のファンブレードを有する。

【0013】

本発明の別の例示的な態様のガスタービンエンジンが、特に、駆動軸を有するファンであって、バイパスダクトおよびエンジンコアに空気を案内するように構成されたファンを含む。ガスタービンエンジンは、ファンの駆動軸に回転可能に連結された歯車減速構造であって、約2.3以上の減速比を有する歯車減速構造をさらに含む。ガスタービンエンジンは、第1の圧縮機セクションをさらに含む。ガスタービンエンジンは、第1の圧縮機セクションの出口のコア温度が離陸時に約1150~約1350°Fの範囲となるように構成される。バイパスダクトを通流する空気の体積を、エンジンコアを通流する空気の体積で割った比率は、約8.0よりも大きい。ガスタービンエンジンは、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率が、約0.75よりも大きくなるように構成される。

30

【0014】

前述のガスタービンエンジンの限定しない更なる実施例では、第1の圧縮機セクションは、高圧圧縮機である。

【0015】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該エンジンが約35,000フィート、かつ約0.80のマッハ数の巡航出力条件で運転するときの範囲であるようにエンジンが構成される。

40

【0016】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、エンジンが約35,000フィート、かつ約0.80のマッハ数の巡航出力条件で運転するとき、エンジンのファン圧力比は1.45未満である。

【0017】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該ファン流れ排気速度が約1175 f

50

t / s 未満である時の範囲であるようにエンジンが構成される。

【0018】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファンが、約26個未満のファンブレードを有する。

【0019】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファンが、約20個未満のファンブレードを有する。

【0020】

本発明のさらに別の例示的な態様のガスタービンエンジンが、特に、駆動軸を有するファンであって、バイパスダクトおよびエンジンコアに空気を案内するように構成されたファンを含む。ガスタービンエンジンは、ファンの駆動軸に回転可能に連結された歯車減速構造であって、約2.3以上の減速比を有する歯車減速構造をさらに含む。ガスタービンエンジンは、第1の圧縮機セクションをさらに含む。ガスタービンエンジンは、第1の圧縮機セクションの出口のコア温度が離陸時に約1150～約1350°Fの範囲となるように構成される。バイパスダクトを通流する空気の体積を、エンジンコアを通流する空気の体積で割った比率は、約8.0よりも大きい。ガスタービンエンジンは、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率が、約0.90未満となるように構成される。

【0021】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、第1の圧縮機セクションは、高圧圧縮機である。

【0022】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該エンジンが約35,000フィート、かつ約0.80のマッハ数の巡航出力条件で運転するときの範囲であるようにエンジンが構成される。

【0023】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、約35,000フィート、かつ約0.80のマッハ数の巡航出力条件で運転するとき、該エンジンにおけるファンのブレードに亘る空気圧力比が、約1.45未満となるように構成される。

【0024】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該ファン流れ排気速度が約1175 ft / s 未満である時の範囲であるようにエンジンが構成される。

【0025】

本発明のさらに別の例示的な態様のガスタービンエンジンが、特に、駆動軸を有するファンであって、バイパスダクトおよびエンジンコアに空気を案内するように構成されたファンを含む。ガスタービンエンジンは、ファンの駆動軸に回転可能に連結された歯車減速構造であって、約2.3～約4.2の間の第1の範囲の減速比を有する歯車減速構造をさらに含む。ガスタービンエンジンは、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率が、約35,000フィートを巡航し、かつ約0.80のマッハ数の巡航出力条件で運転するとき約0.75～約0.90の間の第2の範囲となるように構成される。約35,000フィート、かつ約0.80のマッハ数の巡航出力条件で運転するとき、ファンのブレードに亘る空気圧力比が約1.50未満となるように構成される。バイパスダクトを通流する空気の体積を、エンジンコアを通流する空気の体積で割った比率は、約8.0よりも大きい。

【0026】

前述のガスタービンエンジンの限定しない更なる実施例では、約35,000フィート、かつ約0.80のマッハ数の巡航出力条件で運転するとき、ファンのブレードに亘る空気圧力比が約1.45未満となるように構成される。

10

20

30

40

50

## 【 0 0 2 7 】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該ファン流れ排気速度が約 1 1 7 5 f t / s 未満である時の範囲であるようにエンジンが構成される。

## 【 0 0 2 8 】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファン流れ排気速度を一次流れ排気速度で割った比率は、該ファン流れ排気速度が約 1 1 7 5 f t / s 未満である時の範囲であるようにエンジンが構成される。

## 【 0 0 2 9 】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファンブレードの先端速度は、約 1 2 0 0 f t / s 未満である。

10

## 【 0 0 3 0 】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファンブレードの先端速度は、約 1 1 5 0 f t / s 未満である。

## 【 0 0 3 1 】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファンブレードの先端速度は、約 1 2 0 0 f t / s 未満である。

## 【 0 0 3 2 】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファンブレードの先端速度は、約 1 1 5 0 f t / s 未満である。

20

## 【 0 0 3 3 】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、エンジンが、第 1 の圧縮機セクションを含む。ガスタービンエンジンは、第 1 の圧縮機セクションの出口のコア温度が離陸時に約 1 1 5 0 ~ 約 1 3 5 0 ° F の範囲となるように構成される。

## 【 0 0 3 4 】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、約 3 5 , 0 0 0 フィート、かつ約 0 . 8 0 のマッハ数の巡航出力条件で運転するとき、ファンのブレードに亘る空気圧力比が、約 1 . 4 5 未満となるように構成される。

## 【 0 0 3 5 】

前述のガスタービンエンジンのいずれかのうちの限定しない更なる実施例では、ファンブレードの先端速度は、約 1 2 0 0 f t / s 未満である。

30

## 【 0 0 3 6 】

開示の実施例の様々な特徴および利点が以下の詳細な説明から当業者にとって明らかとなるであろう。詳細な説明に添付の図面を以下のように簡単に説明する。

## 【 図面の簡単な説明 】

## 【 0 0 3 7 】

【 図 1 】 例示的なガスタービンエンジンの断面図。

【 図 2 】 図 1 のガスタービンエンジンの実施例を示す図。

## 【 発明を実施するための形態 】

40

## 【 0 0 3 8 】

図 1 は、ファンセクション 2 2、圧縮機セクション 2 4、燃焼器セクション 2 6 およびタービンセクション 2 8 を含む、一例のガスタービンエンジン 2 0 を概略的に示す。代替的なエンジンは、他の装置や特徴部の中でも特にオーグメントセクション（図示せず）を含みうる。ファンセクション 2 2 は、バイパス流路 B に沿って空気を通流させる一方、圧縮機セクション 2 4 は、コア流路 C に沿って空気を引き込み、空気を圧縮して燃焼器セクション 2 6 へと導く。バイパス流路 B に沿って通流する空気の体積を、コア流路 C に沿って通流する空気の体積で割った比率は、バイパス比として定義される。燃焼器セクション 2 6 では、空気が燃料と混合され、点火されて、高温排気ガス流を発生させ、この高温排気ガス流は、タービンセクション 2 8 を通して膨張し、ここでファンセクション 2 2 およ

50

び圧縮機セクション 2 4 を駆動するようにエネルギーが抽出、利用される。

【 0 0 3 9 】

開示のこれに限定しない実施例では、2 スプールのガスタービンエンジンとして示すが、当然ながら、本明細書で説明する概念は 2 スプールのガスタービンエンジンでの用途に限定されるものではなく、これらの教示は、その他の種類のタービンエンジンにも適用しうる。例えば、タービンエンジンは、3 つのスプールの共通の軸を中心として同軸に回転する 3 スプールの設計を含み、そこでは、低スプールが、低圧タービンによるギアボックスを介したファンの駆動を可能にし、中間スプールが、中間圧力タービンによる圧縮機セクションの第 1 の圧縮機の駆動を可能にし、高スプールが、高圧タービンによる圧縮機セクションの高圧圧縮機の駆動を可能にする。

10

【 0 0 4 0 】

例示的なガスタービンエンジン 2 0 は、通常、エンジンの静止構造 3 6 に関するエンジン長手方向中心軸 A を中心として、複数のベアリングシステム 3 8 を介して回転するように取り付けられた低速スプール 3 0 および高速スプール 3 2 を含む。当然のことながら、種々のベアリングシステム 3 8 を種々の位置に代替的あるいは付加的に設けてもよい。

【 0 0 4 1 】

低速スプール 3 0 は、通常、ファン 4 2 および第 1 の圧力の（すなわち低圧）圧縮機セクション 4 4 を第 1 の圧力の（すなわち低圧）タービンセクション 4 6 に連結する内側シャフト 4 0 を含む。内側シャフト 4 0 は、歯車減速構造 4 8 などの変速機構を介してファン 4 2 を（直接または間接的に）駆動して、低速スプール 3 0 よりも低速でファン 4 2 を駆動する。高速スプール 3 2 は、第 2 の圧力の（すなわち高圧）圧縮機セクション 5 2 および第 2 の圧力の（すなわち高圧）タービン 5 4 を相互に連結する外側シャフト 5 0 を含む。内側シャフト 4 0 および外側シャフト 5 0 は同軸であり、ベアリングシステム 3 8 を介してエンジン長手方向中心軸 A を中心として回転する。

20

【 0 0 4 2 】

燃焼器 5 6 が、高圧圧縮機 5 2 と高圧タービン 5 4 との間に配置される。一例では、高圧タービン 5 4 は、2 段高圧タービン 5 4 を提供するように少なくとも 2 つの段を含む。別の例では、高圧タービン 5 4 は、単一の段のみを含む。別の例では、高圧タービンが 3 つ以上の段を含む。本明細書で用いるように、「高圧」の圧縮機またはタービンは、対応する「低圧」の圧縮機またはタービンに比べて高い圧力を受ける。

30

【 0 0 4 3 】

例示の低圧タービン 4 6 は、約 5 よりも大きい圧力比を有する。例示の低圧タービン 4 6 の圧力比は、排気ノズルより前の低圧タービン 4 6 の出口において測定された圧力に関連させるように低圧タービン 4 6 の入口より前において測定される。

【 0 0 4 4 】

エンジン静止構造 3 6 の中間タービンプレーム 5 8 が、概して高圧タービン 5 4 と低圧タービン 4 6 の間に配置される。中間タービンプレーム 5 8 はさらに、タービンセクション 2 8 内のベアリングシステム 3 8 を支持するとともに、低圧タービン 4 6 に流入する空気を調節する。

40

【 0 0 4 5 】

コア空気流 C は、低圧圧縮機 4 4 により圧縮され、次いで高圧圧縮機 5 2 により圧縮されて、燃焼器 5 6 内で燃料と混合され、点火されて、高温排気ガスを生成し、高温排気ガスは次いで高圧タービン 5 4 および低圧タービン 4 6 を通して膨張する。中間タービンプレーム 5 8 はベーン 6 0 を含み、このベーンは、コア空気流路に位置し、低圧タービン 4 6 の入口ガイドベーンとして機能する。低圧タービン 4 6 の入口ガイドベーンとして中間タービンプレーム 5 8 のベーン 6 0 を利用することにより、中間タービンプレーム 5 8 の軸方向長さを増大させることなく低圧タービン 4 6 の長さを縮小する。低圧タービン 4 6 のベーンの数や低減または削減することにより、タービンセクション 2 8 の軸方向長さを縮小させる。それにより、ガスタービンエンジン 2 0 の小型化が向上し、より高い出力密度が達成される。

50

## 【 0 0 4 6 】

開示のガスタービンエンジン 20 は、一例では高バイパス歯車減速航空機エンジンである。更なる実施例では、ガスタービンエンジン 20 は、約 6 より大きいバイパス比を含み、一実施例では、約 10 より大きく、別の実施例では、約 10 より大きくかつ 22 より小さい。例示の歯車減速構造 48 は、遊星歯車装置、星形歯車装置、またはその他の周知の歯車装置などのエピサイクリック・ギアトレインであり、約 2.3 より大きいギア減速比を有する。

## 【 0 0 4 7 】

開示の一実施例では、ガスタービンエンジン 20 は、約 10 (10 : 1) より大きいバイパス比を含み、ファン直径は、低圧圧縮機 44 の外径に比べて著しく大きい。一方、当然ながら、上記のパラメータは、歯車減速機構を含むガスタービンエンジンの一実施例を例示したに過ぎず、本開示はその他のガスタービンエンジンにも適用可能である。

10

## 【 0 0 4 8 】

高バイパス比に起因するバイパス流 B により、相当量の推力がもたらされる。エンジン 20 のファンセクション 22 は、特定の飛行条件、一般的には、マッハ約 0.8、約 35,000 フィートの巡航用に設計される。エンジンが最適な燃料消費率 - バケット巡航 (bucket cruise) スラスト燃料消費率 (TSFC) としても知られる - を有するマッハ 0.8、高度 35,000 フィートの飛行条件は、エンジンがその最小点で発生するスラストのポンドフォース (lbf) で割った、燃焼される一時間当たりの燃料のポンド質量 (lbm) の工業規格のパラメータである。

20

## 【 0 0 4 9 】

「低ファン圧力比 (low fan pressure ratio)」は、ファン出口ガイドベーン (FEGV) 装置のない、ファンブレードのみに亘る圧力比である。これに限定しない一実施例による本明細書に開示の低ファン圧力比は約 1.50 未満である。これに限定しない別の実施例では低ファン圧力比は約 1.45 未満である。また、これに限定しないその他の実施例では低ファン圧力比は約 1.40 未満、あるいは約 1.30 未満である。

## 【 0 0 5 0 】

「低修正ファン先端速度 (low corrected fan tip speed)」は、工業規格の温度修正  $[(T_{ram} / 518.7) / (518.7 / R)]^{0.5}$  で割った実際のファン先端速度 ft/sec である。これに限定しない一実施例による本明細書に記載の「低修正ファン先端速度」は約 1200 ft/sec 未満である。別の実施例では、ファン先端速度は約 1150 ft/sec 未満である。また別の実施例では、ファン先端速度は約 1100 ft/sec 未満である。

30

## 【 0 0 5 1 】

一例のガスタービンエンジンは、これに限定しない一実施例では約 26 個未満のファンブレードを備えたファン 42 を含む。これに限定しない別の実施例では、ファンセクション 22 が約 20 個未満のファンブレードを含む。さらに、開示の一実施例では、低圧タービン 46 が、符号 34 で概略的に示されるせいぜい約 6 個のタービンロータを含む。これに限定しない別の実施例では、低圧タービン 46 が、約 3 個のタービンロータを含む。ファンブレードの数と低圧タービンロータの数との比率は、約 3.3 ~ 約 8.6 である。一例の低圧タービン 46 がファンセクション 22 を回転させる駆動力を提供し、従って、低圧タービン 46 のタービンロータ 34 の数と、ファンセクション 22 のブレードの数との関係により、動力伝達効率の向上した一例のガスタービンエンジン 20 が開示される。

40

## 【 0 0 5 2 】

ここで図 2 を参照すると、エンジン 62 は、エンジン 20 の変形例である。エンジン 62 は、ファン流れ排気口 64 と、一次流れ排気口 68 と、を有する。概して、バイパス流れ B はファン流れ排気口 64 を通して排出され、コア流 C は一次流れ排気口 68 を通して排出される。

## 【 0 0 5 3 】

(ナセル 74 の後方領域の) ナセルノズル 72 と、エンジンケーシング 78 との間にフ

50

ファン流れ排気口 64 が設けられる。(ケーシング 78 の後方領域の)ケーシングノズル 82 と、テールコーン 84 との間に一次流れ排気口 68 が設けられる。一次流れ排気口 68 を通流する流れは低圧タービン 46 を通して膨張される。

【0054】

運転中、「エンジン排気流速度比」(または「排気速度比」と称される、ファン流れ排気口 64 を通流する流れの速度の、一次流れ排気口 68 を通流する流れの速度に対する比率は、約 0.75 ~ 約 0.90 の範囲である。換言すれば、排気速度比 = (ファン流れ排気速度) / (一次流れ排気速度) である。特に、2.3 ~ 4.2 の減速比を有する(特に、約 6.0 を上回るバイパス比、約 1.50 未満のファン圧力比、約 1200 ft/s ec 未満のファン先端速度、および、約 5.0 を上回る低圧タービン圧力比のうち一つ以上と組み合わせて使用した場合の)ギアード・エンジン設計では、上記の所望の範囲の排気速度比は、この範囲を超えた関係を有するエンジンと比較して、全燃料消費率を低減することが判明した。

10

【0055】

エンジン 62 およびナセル 74 の形態は、巡航運転時に上記の範囲の排気速度比を達成するように選択される。ファン圧力比、全ファン入口流れ、およびバイパス比は、所望の排気速度比を達成するように選択される。

【0056】

ファン圧力比の変更は、ファンブレードの数、および/または、例えば、形状、翼弦長、傾斜度、反りなどに関するファンブレードの形態を変更することによって達成される。ファン流れのノズルのスロート領域はファンノズル 72 の出口における最小の流量範囲である。一次流れのノズルのスロート領域は、テールコーン 84 に亘る一次ノズル 82 の出口における最小の流量範囲である。それらの領域は、選択された全ファン流れおよびバイパス比を達成する値に設計されうる。それらの形態の組合せの選択により、エンジン 62 が所望の排気速度比で運転される。

20

【0057】

特に、排気速度比の上記のエンベロープ内で運転するように設計されたエンジンは、たとえエンジンがそのエンベロープ内で連続的に運転しないとしても、本発明の範囲に含まれる。本発明の開示の利益を受ける当業者は、例えば、その設計されたファン流れ排気口およびその他のパラメータに基づいて、特定の運転条件時のエンジン排気流速度比を計算しうる。

30

【0058】

一例では、このエンジン 62 は、約 35,000 フィートを巡航し、かつ約 0.80 のマッハ数の巡航出力条件で運転する際に、この範囲内のファン流れ排気速度と一次流れ排気速度との関係を示す。プローブ 86, 90 が、ファン流れ排気口 64 および一次流れ排気口 68 またはその近傍に配置されて、各々の圧力および流れの温度を測定し、それらから、設計されたファン流れ排気口および一次流れ排気口が所望の排気速度比を生じさせているかを確認するように排気速度が求められる。

【0059】

エンジン 62 の特徴の一つは、エンジン 62 が約 35,000 フィートを巡航し、かつ約 0.80 のマッハ数の巡航出力条件で運転する際に、エンジン 62 のファン圧力比が約 1.45 未満であることである。

40

【0060】

エンジン 62 の別の特徴は、エンジン 62 の設計されたバイパス比が約 8.0 よりも大きいことである。エンジン 62 が約 8.0 よりも大きい設計されたバイパス比を有するようにエンジン 62 を通して流れを積極的に流す必要はない。

【0061】

エンジン 62 のさらに別の特徴は、歯車減速構造 48 が約 2.3 ~ 4.2 の減速比を有することである。

【0062】

50

エンジン 6 2 のさらに別の特徴は、高圧圧縮機の出口のコア温度が離陸時に約 1 1 5 0 ~ 1 3 5 0 ° F ( 6 2 1 . 1 ~ 7 3 2 . 2 ° C ) の範囲となることである。特に、海拔ゼロで真夏日の離陸時には、その温度は約 1 1 5 0 ~ 1 3 5 0 ° F の範囲である。

【 0 0 6 3 】

一例では、エンジンが約 3 5 , 0 0 0 フィートを巡航し、かつ約 0 . 8 0 のマッハ数の巡航出力条件で運転する際のファン流れ排気速度は約 1 1 7 5 f t / s ( 3 5 8 m / s ) 未満である。

【 0 0 6 4 】

開示の実施例の特徴は、推進効率およびエンジン総合効率を向上させることにより燃料消費率を有利に低減させる、ファン流れの一次流れに対する排気速度の関係を含む。

10

【 0 0 6 5 】

例示の実施例について開示したが、本発明の範囲内である程度の変更が行われうるものが当業者にとって理解されるであろう。そのため、本発明の開示の範囲および要旨を画定するために以下の特許請求の範囲を検討すべきである。

【 符号の説明 】

【 0 0 6 6 】

2 0 ... ガスタービンエンジン

2 2 ... ファンセクション

2 4 ... 圧縮機セクション

2 6 ... 燃焼器セクション

20

2 8 ... タービンセクション

3 0 ... 低速スプール

3 2 ... 高速スプール

3 4 ... タービンロータ

3 6 ... 静止構造

3 8 ... ベアリングシステム

4 0 ... 内側シャフト

4 2 ... ファン

4 4 ... 低圧圧縮機

4 6 ... 低圧タービン

30

4 8 ... 歯車減速構造

5 0 ... 外側シャフト

5 2 ... 高圧圧縮機

5 4 ... 高圧タービン

5 6 ... 燃焼器

5 8 ... 中間タービンプレーム

6 0 ... ベーン

A ... 長手方向中心軸

B ... バイパス流路

C ... コア流路

40

