

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号
特許第4804494号
(P4804494)

(45) 発行日 平成23年11月2日 (2011. 11. 2)

(24) 登録日 平成23年8月19日 (2011. 8. 19)

(51) Int. Cl.

F I

FO2K 1/12 (2006.01)

FO2K 1/70 (2006.01)

FO2K 1/12

FO2K 1/70

請求項の数 11 (全 9 頁)

(21) 出願番号	特願2008-61955 (P2008-61955)	(73) 特許権者	590005449
(22) 出願日	平成20年3月12日 (2008. 3. 12)		ユナイテッド テクノロジーズ コーポレ
(65) 公開番号	特開2010-242504 (P2010-242504A)		イション
(43) 公開日	平成22年10月28日 (2010. 10. 28)		UNITED TECHNOLOGIES
審査請求日	平成20年3月12日 (2008. 3. 12)		CORPORATION
(31) 優先権主張番号	11/693, 096		アメリカ合衆国, コネチカット, ハートフ
(32) 優先日	平成19年3月29日 (2007. 3. 29)		ード, ファイナンシャル プラザ 1
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100096459
			弁理士 橋本 剛
前置審査		(74) 代理人	100092613
			弁理士 富岡 潔
		(72) 発明者	エドワード ビー. ペロ
			アメリカ合衆国, コネチカット, サマーズ
			, ミシェル ドライブ 71
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 ガスタービンエンジン用ノズルおよびガスタービンエンジンシステム

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジンに用いられるノズルであって、
第 1 の端部と、該第 1 の端部の反対側の第 2 の端部と、該第 1 の端部と該第 2 の端部との間の第 1 のピボットと、を有するノズルドアと、
前記第 1 のピボットと、前記第 1 の端部または前記第 2 の端部の一方との間で前記ノズルドアに接続されたリンケージと、
前記リンケージの端部に連結されたアクチュエータと、
を備え、
ナセルによって画定された径方向外側部分を有するファンバイパス通路を通るバイパス空気流に変化をもたらすために、前記アクチュエータが前記リンケージを第 2 のピボットを中心として移動させ、これによって、前記第 1 のピボットを中心に複数の位置間で前記ノズルドアを移動させるように選択的に作動させ、
前記ノズルドアの少なくとも一部が前記ナセルの径方向外側に位置するように回動するように、前記ノズルドアが構成されており、
前記ノズルドアを支持するフレーム部材をさらに備え、該フレーム部材が、前記バイパス空気流に対して前記ナセルの最後端部に回動可能に固定されることを特徴とするノズル。

【請求項 2】

前記ノズルドアが、前記ピボットと前記第 1 の端部または前記第 2 の端部の一方との間

で、前記ノズルドアから延びるリップを備えることを特徴とする請求項 1 に記載のノズル。

【請求項 3】

前記ノズルドアが、該ノズルドアから前記バイパス流に対して軸方向前方に延びるリップを備えることを特徴とする請求項 1 に記載のノズル。

【請求項 4】

ガスタービンエンジンシステムであって、
ファンと、
前記ファンの周りに配置されたナセルと、
圧縮機およびタービンを有し、少なくとも一部が前記ナセル内にあるガスタービンエンジンコアと、

前記ナセルと前記ガスタービンエンジンコアとの間に設けられ、かつバイパス空気流を運ぶ、前記ファンの下流のファンバイパス通路と、

第 1 の端部と、前記第 1 の端部の反対側の第 2 の端部と、該第 1 の端部と該第 2 の端部との間の第 1 のピボットと、を有し、前記バイパス空気流に変化をもたらすために、収容位置、中間位置および逆推進位置の間で移動する、前記ファンバイパス通路と関連するノズルドアと、

前記第 1 のピボットと、前記第 1 の端部または前記第 2 の端部の一方との間で前記ノズルドアに接続されたリンケージと、

前記リンケージに連結されたアクチュエータであって、前記ファンバイパス通路を通る前記バイパス空気流に変化をもたらすために、前記リンケージを第 2 のピボットを中心として移動させ、これによって、前記第 1 のピボットを中心に複数の位置間で前記ノズルドアを移動させるように選択的に作動させる、アクチュエータと、

前記アクチュエータに前記ノズルドアを移動させることを選択的に指令する制御装置と、
を備えるとともに、

前記ノズルドアを支持するフレーム部材をさらに備え、該フレーム部材が、前記バイパス空気流に対して前記ナセルの最後端部に回動可能に固定されるガスタービンエンジンシステム。

【請求項 5】

前記フレーム部材が、内部を貫通する複数の開口部を備え、該開口部の各々は、前記バイパス通路に通じる第 1 の開口端部および前記ノズルドアが前記逆推進位置に配置された場合に周囲環境に通じる第 2 の開口端部を有することを特徴とする請求項 4 に記載のガスタービンエンジンシステム。

【請求項 6】

前記ノズルドアは、前記収容位置において、前記開口部の各々が止まり開口部になるように前記第 2 の開口端部を覆うことを特徴とする請求項 5 に記載のガスタービンエンジンシステム。

【請求項 7】

前記止まり開口部の各々における前記第 1 の開口端部から前記第 2 の開口端部までの長さが、前記バイパス空気流の音響特性に対応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システム。

【請求項 8】

前記収容位置が、航空機の巡航状態に対応し、前記中間位置が、航空機の離陸状態に対応し、前記逆推進位置が、離陸後における航空機の状態に対応することを特徴とする請求項 4 に記載のガスタービンエンジンシステム。

【請求項 9】

前記逆推進位置において、前記第 1 の端部が、前記ナセルから前記ガスタービンエンジンコアの中心軸に対して半径方向外側に延び、前記第 2 の端部が、前記ファンバイパス通路内に半径方向内側に延びることを特徴とする請求項 4 に記載のガスタービンエンジンシ

ステム。

【請求項 10】

前記ノズルドアの運動が、前記バイパス空気流に変化をもたらすために、前記ファンバイパス通路と関連する可変断面積を変化させることを特徴とする請求項 4 に記載のガスタービンエンジンシステム。

【請求項 11】

前記収容位置または前記中間位置から前記逆推進位置への前記ノズルドアの運動が、前記バイパス空気流に変化をもたらすために、前記のノズルドアと前記ナセルとの間に補助流路を開くことを特徴とする請求項 4 に記載のガスタービンエンジンシステム。

【発明の詳細な説明】

10

【技術分野】

【0001】

本発明は、ガスタービンエンジンに関し、さらに詳細には、ガスタービンエンジンの逆推進装置と一体化された可変面積ファンノズルを有するガスタービンエンジンに関する。

【背景技術】

【0002】

ガスタービンエンジンは、広く知られ、発電および搬送手段（例えば、航空機）の推進に用いられている。一般的なガスタービンエンジンは、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備えており、これらのセクションは、発電するために、または搬送手段を推進するために、エンジン内に流れる主空気流を利用する。ガスタービンエンジンは、典型的には、ナセルのようなハウジング内に搭載される。バイパス空気流は、ハウジングとエンジンとの間の通路を通して流れ、エンジンの出口から流出する。

20

【発明の開示】

【発明が解決しようとする課題】

【0003】

従来の逆推進装置は、現在のところ、航空機のような搬送手段の前進を遅くさせる逆推進力を生じさせるために用いられている。従来の逆推進装置の一例では、ナセルの後部の近くに収容される可動ドアが利用されている。航空機が着陸するために着地した後、ドアは、バイパス空気通路内に移動し、バイパス空気流を半径方向外側に方向転換し、カスケードつまり通気孔内に至らせ、これによって、排出される空気流を前方向に導き、航空機を減速させる。上記および他の従来の逆推進装置は効果的であるが、逆推進のみに役立ち、非着陸状態において収容位置にあると、他の機能を果たすことができない。従来の逆推進装置の機能は、このように制限され、さらにこの逆推進装置の重量がエンジンに加えられるのでエンジン効率が悪くなる。従って、エンジン効率を改良するために、着陸以外の付加的な機能をもたらすために、少なくとも 1 つの他のエンジン構成要素と一体化された逆推進装置を有するシステムが必要とされている。

30

【課題を解決するための手段】

【0004】

ガスタービンエンジンに用いられる例示的なノズルは、第 1 の端部と、この第 1 の端部と反対側の第 2 の端部と、第 1 の端部と第 2 の端部との間のピボットと、を有するノズルドアを備える。リンケージが、ノズルドアおよびアクチュエータに接続される。アクチュエータは、ファンバイパス通路を通るバイパス空気流に変化をもたらすために、リンケージを移動させ、これによって、複数の位置、例えば、収容位置、中間位置および逆推進位置の間でノズルドアをピボットを中心に移動させるように選択的に作動する。

40

【0005】

一例では、収容位置は、航空機の離陸状態に対応しており、中間位置は、航空機の巡航状態に対応しており、逆推進位置は、着陸後における航空機の状態に対応する。

【発明を実施するための最良の形態】

【0006】

図 1 は、航空機、一般的には、亜音速運転用に設計された航空機のエンジンパイロン 1

50

2 から懸垂された例示的なガスタービンエンジン 10 の選択された部分の概略図を示している。ガスタービンエンジン 10 は、エンジン中心線つまり軸方向中心線 A を中心として周方向に配置されている。ガスタービンエンジン 10 は、ファン 14、低圧圧縮機 16 a、高圧圧縮機 16 b、燃焼器セクション 18、高圧タービン 20 b および低圧タービン 20 a を備える。当技術分野において知られているように、圧縮機 16 a、16 b 内で圧縮された空気は、燃料と混合され、圧縮機セクション 18 内で燃焼され、タービン 20 a、20 b 内で膨張する。タービン 20 a、20 b は、それぞれ、ロータ 22 a、22 b（例えば、スプール）に回転するように連結され、膨張によって生じる動力に応じて、圧縮機 16 a、16 b およびファン 14 を回転駆動する。この例では、ロータ 22 a は、ギア列 24 を介してファン 14 も駆動する。

10

【0007】

図示の例では、ガスタービンエンジン 10 は、高バイパスギア減速式ターボファン構造を有する。一例では、バイパス比は、10 : 1 よりも大きく、ファン 14 の直径は、低圧圧縮機 16 a の直径よりもかなり大きい。一例では、低圧タービン 20 a は、5 : 1 よりも大きい圧力比を有する。ギア列 24 は、任意の周知の適切なギアシステム、例えば、軌道運動する遊星ギアを有する遊星ギアシステム、軌道運動しない遊星ギアを有する遊星ギアシステム、または他の形式のギアシステムであってもよい。開示される例では、ギア列 24 は、一定のギア比を有する。この説明において、当業者であれば、上記のパラメータが単なる例示にすぎず、実施の具体的な要求を満たす他のパラメータが用いられてもよいことを認めるだろう。

20

【0008】

外側ハウジング、すなわちなセル 28（一般的にファンナセルとも呼ばれる）が、ファン 14 を中心として周方向に延びている。概ね環状のファンバイパス通路 30 が、ナセル 28 と内側ハウジング、すなわち内側カウル 34 との間に延びている。内側カウル 34 は、圧縮機 16 a、16 b およびタービン 20 a、20 b をほぼ囲んでいる。

【0009】

運転時に、ファン 14 は、ガスタービンエンジン 10 内にコア流 C として空気を吸い込み、かつバイパス通路 30 内にバイパス空気流 D として空気を吸い込む。一例では、ナセル 28 に流入する空気流の約 80 % が、バイパス空気流 D になる。後部排気装置 36 が、バイパス空気流 D をガスタービンエンジン 10 から排出する。コア流 C は、内側カウル 34 とテールコーン 38 との間の通路から排出される。高バイパス比に起因して、著しく大きい推力が、バイパス空気流 D によって生じる。

30

【0010】

また、図 1 に示される例示的なガスタービンエンジン 10 は、バイパス通路 30 と関連するノズル 40（概略的に示す）を備える。この例では、ノズル 40 は、ナセル 28 の後縁に連結される。

【0011】

ノズル 40 は、アクチュエータ 42 を備える。アクチュエータ 42 は、バイパス空気流 D に変化をもたらすために、例えば、バイパス空気流の空気圧を操作するために、ノズル 40 を複数の位置間で移動させる。制御装置 44 が、バイパス空気流 D を望ましく操作するために、ノズル 40 を複数の位置間で選択的に移動させることをアクチュエータ 42 に指令する。制御装置 44 は、アクチュエータ 42 およびノズル 40 の制御に専用でもよいし、ガスタービンエンジン 10 内の既存のエンジン制御装置に一体化されてもよいし、または他の周知の航空機制御装置またはエンジン制御装置に組み込まれてもよい。例えば、ノズル 40 の選択的な移動によって、制御装置 44 は、この制御装置 44 内に入力されるパラメータに応じて、異なる状態に対してノズル 40 の面積を変更することができ、航空機の制御条件を高めることができ、ファン 14 の作動条件を向上させることができ、またはバイパス通路 30 と関連する他の構成要素の作動条件を改善することができる。

40

【0012】

一例では、ガスタービンエンジン 10 は、巡航状態のようないくつかの所定の状態にお

50

いて、所望の性能エンベロープ内で運転するように設計される。例えば、ファンのフラッタを避けるために、圧力比（すなわち、ファン14の後端部の空気圧に対するファン14の前端部の空気圧の比率）を所望の範囲内に維持して、ファン14を作動させることが望ましい。ノズル40は、圧力比をこの範囲内に維持するために、バイパス空気流Dを変化させ、ファン14の後端部の空気圧を調整し、これによって、圧力比を制御する。例えば、ノズル40は、巡航状態では、バイパス空気流Dを少なくすることができ、離陸状態では、バイパス空気流Dを多くすることができる。いくつかの例では、ノズル40は、離陸時に、バイパス空気流Dを多くするために、バイパス通路30と関連する断面積を約20%変化させる。このように、ノズル40は、性能エンベロープを種々の異なる飛行状態の全体にわたって維持することができる。

10

【0013】

図2および図3は、例示的なノズル40の選択された位置を示している。図2では、ノズル40は、巡航位置に配置されているが、離陸位置または逆推進位置に移動され得る。図3では、ノズル40は、航空機の前進を遅くする逆推進位置に配置されている。

【0014】

開示される例では、ノズル40は、ナセル28の後端部の周りに円周方向に配置された複数のノズルドア54（1つのみを図示）を備える。ノズルドア54の各々は、第1の端部54aと、第1の端部と反対側の第2の端部54bと、第1の端部54aと第2の端部54bとの間に配置されたピボット56と、を備える。ノズルドア54は、巡航位置と逆推進位置との間で、ピボット56を中心に回転可能である。また、ノズル40は、以下に述べるように、巡航位置と離陸位置との間でノズル40の第2の端部54bを方向61に沿って移動させるように、ヒンジ点59を中心に回転可能である。

20

【0015】

リップ57は、ピボット56と第1の端部54aとの間でノズルドア54から延びている。リップ57は、ノズルドア54と一体に形成されてもよいし、または周知の方法によってノズルドア54に取り付けられる個別の片であってもよい。

【0016】

フレーム58は、ヒンジ点59において回動可能になるようにナセル28の後端部に固定されている。フレーム58は、ピボット56においてノズルドア54を支持する。フレーム58は、ノズルドア54をアクチュエータ42に接続させるリンケージ64の第1のリンク62を摺動可能に受ける複数のスロット60（1つのみを示す）を備える。第1のリンク62は、ノズルドア54に固定された端部分68aおよびアクチュエータロッド70に固定された他の端部分68bを備える。この例では、端部分68aは、軸 L_1 に沿った長さ方向に延びており（図3）、端部分68bは、軸 L_1 と交差する軸 L_2 に沿った長さ方向に延びている。アクチュエータロッド70は、その一端において、第1のリンク62の端部分68bに回動可能に接続され、その他端において、トラニオンピボット72を介してアクチュエータ42に接続される。一例では、トラニオンピボット72は、リンケージ64の調整、例えば、長期間の使用後の磨耗の調整、またはノズルドア54の運動の微調整を可能にするためにシムによる間隙調整がなされる。

30

【0017】

また、フレーム58は、開口部66つまり通気孔を備える。これらの開口部66は、各々、一方の開口端部66aがバイパス通路30に通じ、他方の開口端部66bがエンジン10の外部環境に通じている。ノズルドア54は、巡航位置に配置されると、開口端部66bと当接する。この結果、開口部66の開口端部66bが閉じ、バイパス通路30に面する開口部66の開口端部66aのみが開く。開口部66の各々は、開口端部66aとノズルドア54との間に延びる対応する長さを備える。一例では、1つまたは複数の開口部66は、バイパス通路30を通るバイパス空気流Dの音響特性に対応する長さを有するように設計される。音響周波数または音響振幅のような音響特性は、実験的な測定、コンピュータシミュレーションまたは他の周知技術を用いる周知の方法によって決定または評価されるとよい。例えば、開口部66の長さは、バイパス空気流Dによって運ばれる音響エ

40

50

エネルギーが開口部 66 内で反響し、これによって、音響的に互いに相殺し合い、音響減衰の利得をもたらすように設計される。

【0018】

制御装置 44 は、航空機の状態に応じて、ノズル 40 を離陸位置、巡航位置および逆推進位置の間で移動させることをアクチュエータ 42 に指令する。航空機の状態は、既知のパラメータ、例えば、ロータ 22a またはロータ 22b の速度、航空機の速度を用いて、または航空機の着陸装置に掛かる重量を検知して決定されるとよい。

【0019】

一例では、制御装置 44 は、離陸状態と巡航状態との間で、ノズル 40 に隣接する環状バイパス通路 30 の断面積に対応する断面積 A_R (図 2) を変化させるようにノズル 40 を移動させる。制御装置 44 は、航空機の状態 (例えば、離陸状態、着陸状態および巡航状態) に応じてバイパス空気流 D を望ましく変化させるために、ノズル 40 を移動させて断面積 A_R を変化させることをアクチュエータ 42 に選択的に指令する。すなわち、制御装置 44 は、航空機の状態に望ましい断面積 A_R が得られる位置にノズル 40 を移動させる。

10

【0020】

例えば、巡航状態では、ノズルを比較的小さい全断面積が得られる位置に移動させることによって (図 2)、バイパス空気流 D を制限し、バイパス通路 30 内に圧力増大 (すなわち、空気圧の増大) を生じさせる。離陸状態では、ノズル 40 を比較的大きい全断面積が得られる位置に移動させることによって、(すなわち、ノズルドアの端部 54b が中心軸 A から外側に移動するように、ノズル 40 をヒンジ点 59 を中心に回転させることによって)、バイパス空気流 D を多くし、圧力増大の低減 (すなわち、空気圧の減少) を生じさせる。従って、制御装置 44 内に入力されるパラメータに応じて、制御装置 44 は、バイパス空気流 D を望ましく制御するために、ノズルドア 54 を所望の位置に移動させることをアクチュエータ 42 に指令する。

20

【0021】

ノズル 40 を離陸位置と巡航位置との間で移動させるために、アクチュエータ 42 は、アクチュエータロッド 70 を (図において、右側または左側のいずれかに) 移動させ、これによって、第 1 のリンク 62 をスロット 60 に沿って移動させる。第 1 のリンク 62 がスロット 60 の端部に接触すると、ノズル 40 は、ヒンジ点 59 を中心に回転するように付勢され、これによって、断面積 A_R を変化させる。理解されるように、ノズル 40 が回転する距離は、アクチュエータ 42 がアクチュエータロッド 70 を移動させる距離に依存する。

30

【0022】

ノズルドア 54 を逆推進位置に移動させるために、アクチュエータ 42 は、アクチュエータロッド 70 を後退させる (すなわち、図において、左側に移動させる)。アクチュエータロッド 70 の移動によって、第 1 のリンク 62 は、スロット 60 内において、回転連結部 71 を中心に回転し (図 3 において、時計回りに回転し)、この結果、第 1 のリンク 62 は、ノズルドア 54 をピボット 56 を中心に中間位置または逆推進位置まで回転させる (図 3 において、時計回りに回転させる)。同様に、アクチュエータ 42 は、アクチュエータロッド 70 を伸張させ、ノズルドア 54 を逆方向に回転させる。

40

【0023】

逆推進位置では、ノズルドア 54 の第 1 の端部 54a が、ナセル 28 から半径方向外側に延びており、ノズルドア 54 の第 2 の端部 54b が、ナセル 28 から半径方向内側に延びるとともに、バイパス通路 30 内に至る。図示の例では、ノズルドア 54 は、ノズルドア 54 の第 2 の端部 54b が内側カウル 34 と当接するまで回転される。ノズルドア 54 を逆推進位置に移動させることによって、補助通路 80 が開き、バイパス空気流 D は、(エンジン 10 の移動方向に対して) 前方向 82 に排出する。ノズルドア 54 の第 2 の端部 54b は、開口部 66 から半径方向外側にバイパス空気流 D を方向転換させる。一例では、開口部 66 は、前方に空気流を転回させるために、前方に向かって傾斜または湾曲され

50

る。リップ57が、前方に空気流を付加的に方向転換させ、航空機の前進をさらに遅くさせることができる。

【0024】

従って、開示される例示的なノズル40は、バイパス空気流Dを望ましく変化させるようにバイパス通路30の断面積を変化させる機能および航空機の前進を遅くさせる逆推進の機能を一体化している。本発明の好ましい実施形態が開示されているが、当業者であれば、いくつかの修正が本発明の範囲内においてなされ得ることを認めるだろう。この理由から、本発明の真の範囲および内容を決定するには、特許請求の範囲を検討されたい。

【図面の簡単な説明】

【0025】

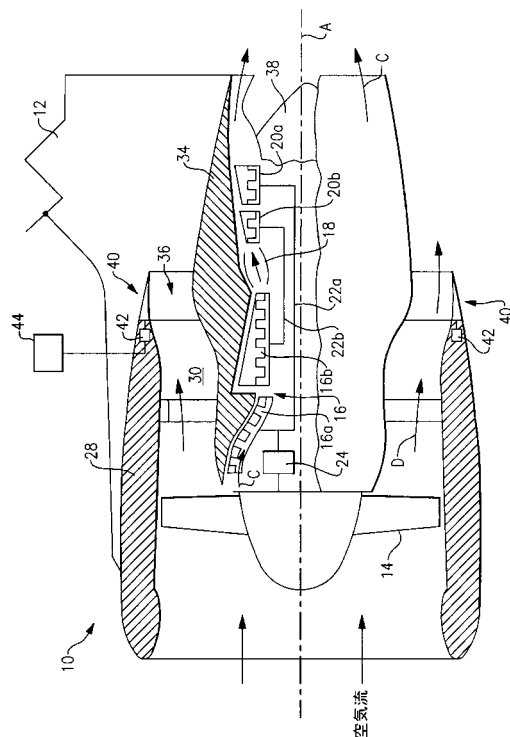
【図1】可変面積式ファンノズルの機能および逆推進装置の機能を一体化したノズルを備える例示的なガスタービンエンジンシステムの選択された部分を示す図である。

【図2】収容位置にある例示的なノズルドアの概略図である。

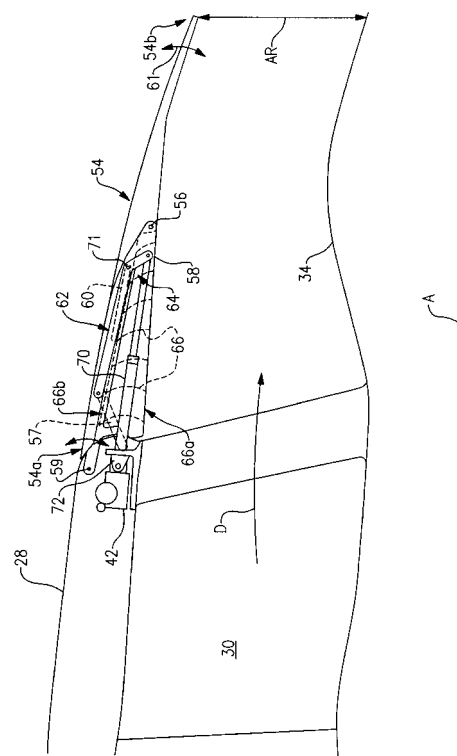
【図3】逆推進位置にある例示的なノズルドアの概略図である。

10

【図1】



【図2】



フロントページの続き

(72)発明者 レオナルド ディー．アセト
アメリカ合衆国，コネチカット，サウス ウインザー，パイン トゥリー レーン 25

審査官 石黒 雄一

(56)参考文献 特開平10-196456 (JP, A)
特表2009-500553 (JP, A)
米国特許第3279182 (US, A)
特開2000-205045 (JP, A)
米国特許第6910328 (US, B1)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)
F02K 1/00-99/00
F02C 1/00- 9/58
F23R 3/00- 7/00