

(19) 日本国特許庁 (JP)

(12) 特 許 公 報 (B2)

(11) 特許番号
特許第4495335号
(P4495335)

(45) 発行日 平成22年7月7日 (2010.7.7)

(24) 登録日 平成22年4月16日 (2010.4.16)

(51) Int. Cl.	F I
FO1D 9/02 (2006.01)	FO1D 9/02 I O I
FO1D 5/26 (2006.01)	FO1D 5/26
FO4D 29/56 (2006.01)	FO4D 29/56 C
FO4D 29/66 (2006.01)	FO4D 29/66 P

請求項の数 7 外国語出願 (全 9 頁)

(21) 出願番号	特願2000-381144 (P2000-381144)	(73) 特許権者	390041542
(22) 出願日	平成12年12月15日 (2000.12.15)		ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ
(65) 公開番号	特開2001-214705 (P2001-214705A)		GENERAL ELECTRIC CO
(43) 公開日	平成13年8月10日 (2001.8.10)		MPANY
審査請求日	平成19年12月14日 (2007.12.14)		アメリカ合衆国、ニューヨーク州、スケネ
(31) 優先権主張番号	09/466157		クタデイ、リバーロード、1 番
(32) 優先日	平成11年12月18日 (1999.12.18)	(74) 代理人	100137545
(33) 優先権主張国	米国 (US)		弁理士 荒川 聡志
		(72) 発明者	デビッド・ウィリアム・クラル
			アメリカ合衆国、オハイオ州、ラブランド
			、クリアーフィールド・コート、6563
			番
		(72) 発明者	スティーブン・ロイ・マンワリン
			アメリカ合衆国、オハイオ州、レバノン、
			ウィルミントン・ロード、3979番
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 周期的なステータ翼形部

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

ガスタービンエンジンの入口端部を介してファンロータブレード (1 8) の列に空気を導くように構成されたステータ (1 4) であって、

前記空気を前記ファンロータブレードに導くけケーシング (2 4) から半径方向内方に延びている翼形部 (2 2 , 2 8) の列を含み、

前記翼形部からの前記ファンロータブレードの振動励起を低減するように前記ステータの翼形部は前記ケーシングの周囲周りに順次変化する間隔で互いに円周方向に間隔を置いて配置されており、

前記前記円周方向間隔は、正弦曲線分布であり、且つ

$$S = A + B \times \sin (n / N \times 2)$$

(但し、定数 A は周囲周りの支柱及びベーンの総数に対する公称均等間隔、N はその周囲周りの支柱又はベーンの総数、B はケーシングの周囲周りの円周方向間隔の変化の限度、n は支柱の数または支柱に隣接する対応する通路の位置を表す) に従うことを特徴とするステータ (1 4) 。

【請求項 2】

前記翼形部 (2 2 , 2 8) が、前記ケーシングの第 1 の側で順次変化する、その反対側の順次変化するより小さい円周方向間隔よりも、より大きい円周方向間隔を有することを特徴とする請求項 1 に記載のステータ。

【請求項 3】

前記翼形部(22, 28)は、前記ケーシング周りの円周方向間隔が前記ケーシングの周囲と対応する周期で変化することを特徴とする請求項2に記載のステータ。

【請求項4】

前記より大きい円周方向間隔は、前記ケーシングの翼形部の総数の均一な公称間隔よりも10%まで大きく、前記より小さい円周方向間隔は前記公称間隔よりも10%まで小さいことを特徴とする請求項1乃至3のいずれか1項に記載のステータ。

【請求項5】

前記翼形部が空気をそこから下流のファンロータブレード(18)の列へ導くような形状になっている支柱(22)を含むことを特徴とする、ファン前方フレーム(14)の形態をした請求項1乃至4のいずれか1項に記載のステータ。

10

【請求項6】

前記翼形部が前記支柱(22)のうちの対応する支柱と位置合わせされている、前記ケーシング(24)に取付けられた入口ガイドベーン(28)をさらに含むことを特徴とする請求項5に記載のステータ。

【請求項7】

請求項5に記載のステータを含み、前記翼形部が前記支柱(22)のうちの対応する支柱と位置合わせされている、前記ケーシング(24)に取付けられた入口ガイドベーン(28)をさらに含むことを特徴とするフレーム。

【発明の詳細な説明】

【0001】

20

【発明の属する技術分野】

本発明は一般的にガスタービンに関し、より具体的にはその中のステータに関するものである。

【0002】

【従来の技術】

ガスタービンにおいて、空気は、回転するブレードによって加圧され、燃料と混合され点火されて、高温燃焼ガスを発生し、タービンを通して下流に流れそこからエネルギーを取り出される。

【0003】

タービンエンジンにおいて、空気は、空気を順次加圧するファン及び圧縮機のブレードを通して導かれる。ファンブレードは相対的に大きく、それに続くロータブレード列は大きさが減少し、順次空気を加圧する。

30

【0004】

空気をいくつかのロータ段へ空気力学的に誘導するために、対応するステータがその上流に配置される。一般的なステータは、環状支持ケーシングから半径方向内方に延びるステータ翼形部の列を含み、翼形部は対応するロータブレード列に対する空気を減速するように構成されている。

【0005】

タービンエンジンの空気力学的な効率、優れた設計の目的である。ステータ及びロータ翼形部は最大の効率と性能で協働するように構成されている。また、エンジンのファン及び圧縮機部品において、空気力学的な性能は、空気が最小値から最大値まで変化する広いエンジン速度と出力範囲で加圧されるとき、望ましくない失速を防ぐための最適な失速マージンを含んでいる。

40

【0006】

ロータブレードについてのもう一つの重要な設計上考慮されることは、耐用年数である。ブレードは、運転中回転し、様々な振動励起力を受けるので、振動応力及びひずみが運転中ブレード内に発生する。それ故、ブレードは、最適な耐用年数を確保するために励起振動を最小にするように設計される。

【0007】

空気力学的性能と振動応答性の組合せは、低バイパス・ターボファンガスタービンエンジ

50

ンの前方フレームにおいて特に重要である。前方フレームは、単独あるいは可変入口ガイドベーンとの組合せのいずれかで使用される支柱の形態をしたステータ翼形部を含んでいる。これらの支柱は、内側ハブと外側ケーシング間に半径方向に延びており、外気をファンブレードの第1段へ導く。第1段のファンブレードは相対的に大きいので、その空気力学的性能と振動応答性は、特に前方フレームとの相互作用に対して敏感である。

【0008】

さらに詳しくは、フレームの支柱はファンブレードに対する空気力学的な流路を局所的に遮る。従って、吸入空気は支柱の周りで支柱間の円周上流路に方向を変えられ、伴流が支柱の後縁に形成される。それ故、ファンブレードに対する吸入空気の圧力分布は前方フレーム周りに円周方向に変化し、このことがそれに対応して空気力学的にブレードの性能に影響を与える。

10

【0009】

一般的な量産エンジンにおいて、ファンの支柱は円周方向に等間隔で配置されており、基本励起あるいは加振振動数を生じ、これはまた伴流振動数と呼ばれる。この振動数は支柱の総数及びファンの回転速度により生み出される。万一、伴流振動数がブレードの固有共振振動数と一致すると、ブレードには比較的高い振動応力とひずみが発生する可能性があり、このことがその耐用年数に悪影響を及ぼす。

【0010】

ファンブレード列はその基本共振振動数とそのより高い高次調波振動数を持っている。同様に、伴流振動数はより高い高次調波振動数を持っている。また、ファンはアイドル速度から最高速度まで速度を変化させながら運転されるので、伴流振動数もしくはその高次調波振動数とファンの共振振動数との少なくとも1つの共振交差が一般的には生じる。

20

【0011】

ファンブレードの共振応答性を最小にする最も一般的な方法は、起こり得るブレード振動モードとの共振交差を避けることを確実にこなうために、支柱の数を選択することである。いくつかのブレード振動モードは他よりもさらに励起され易く、それらの励起され易いモード近くでの運転は一般的には可能であれば避けた方がよい。

【0012】

基本励起振動数はその列の翼形部の総数に対応するので、それに対応する励起力がロータの回転毎に繰り返される。この基本振動数は、通常一回転当たり、すなわち、 1 rev で表され、その高次調波振動数はその整数倍である。20個の翼形部がある場合、基本伴流振動数は 20 rev で表され、より高い高次調波振動数は 40 rev 、 60 rev などである。

30

【0013】

また、ファンブレードの振動励起は、ステータ翼形部間の間隔を変え、基本振動数 1 rev 及び高次調波振動数での個別の振動励起をなくし、また振動励起を多くの個々の振動の振動数に拡散し励起エネルギーを分散することによって減少させることができる。しかしながら、ブレードの振動励起と振動応力は、基本伴流振動数において減少させることができるが、振動応力が運転中に遭遇する他の共振振動数において望ましくないことに増大する可能性がある。さらに、ステータ翼形部の不規則な間隔は、下流の圧縮機の失速マージンを含む空気力学的性能に悪影響を及ぼす可能性がある。

40

【0014】

このような理由から、従来の量産エンジンにおいては、ステータ翼形部は一般的に互いに均一に間隔を置いて配置されており、不規則に間隔を置いて配置されたステータ翼形部が生産されたことはない。

【0015】

【発明が解決しようとする課題】

従って、ロータブレードの許容できる空気力学的性能を維持しながら、ロータブレードへの振動励起が少ないステータ翼形部を供給することが望まれている。

【0016】

50

【課題を解決するための手段】

ステータはケーシングから内方に延びる翼形部の列を含む。翼形部は、下流のロータ段の振動励起を減少させるために、ケーシングの周囲周りに順次変化する間隔で、円周方向に互いに間隔を置いて配置される。

【0017】**【発明の実施の形態】**

本発明を、好ましい例示的な実施形態に基づき、そのさらなる目的と利点と共に、添付の図に関連してなされる以下の詳細な記載によりさらに詳しく説明する。

【0018】

図1で示されているのはターボファンガスタービンエンジン10の前方部分で、軸方向即ち長手方向の中心軸線12について軸対称である。エンジンは例示的な構成の前方ファンフレーム14中にステータを含み、前方フレーム14は前方フレームの下流に位置する支持ディスクから半径方向外方に延びているファンロータブレード18の列へ外気16を導くように構成されている。

10

【0019】

ファンは、所望に応じ、ファン翼の1つ又はそれ以上の段を持つことができ、次ぎに従来の多段軸流圧縮機20が続き、多段軸流圧縮機20は空気の一部をさらに加圧し、加圧された空気は燃料と混合され燃焼ガスを発生する。燃焼ガスは対応するタービン段(図示せず)に導かれ、通常の方法で圧縮機とファンに動力を供給する。ファン空気の外側部分はコアエンジンを迂回し、燃焼ガスと一緒にエンジンから放出され飛行中の航空機を推進するための推進力を生み出す。

20

【0020】

ファンフレームまたはステータ14は、環状の外側ケーシング24から半径方向内方に延び、また環状の内側ハブ26から半径方向外方に延びているステータ翼形部22の列を含む。ファンフレーム翼形部22は、ファンロータの一端を支持するハブとケーシング間の荷重経路を提供するので、一般的に支柱と呼ばれる。支柱22は、図2に示される流線形の輪郭のような何らかの最適な空気力学的な輪郭を持ち、空気16がロータブレード18に導かれるとき空気抵抗を減少させることができる。

【0021】

図1と図2に示されるように、ファンフレーム14はまた、その下流側の後縁において支柱22の対応する1つと軸方向に位置合わせされて、ケーシング24に取付けられている、協働する可変入口ガイドベーン28を含んでいる。支柱及びベーンは、個々にまた集合的に最適な翼形状をしており、何らかの従来の形態で外気16をファンへ導く。

30

【0022】

上記で説明したように、従来のファンの支柱及び協働する可変入口ガイドベーンは、通常円周方向に互いに均一または均等に間隔を置いて配置されており、下流の圧縮機だけでなくファンの最適な空気力学的性能を確保している。しかしながら、フレームの周囲周りの支柱又はベーンの総数により、下流のファン翼18に基本伴流振動数と、同時に対応する高次調波振動数が発生し、このことが、エンジンが一般的には1分当りの回転数で表示されるさまざまなロータ速度にわたって運転されるとき、タービンブレードの1つ又はそれ以上の共振振動モードの振動励起を生じる可能性がある。

40

【0023】

本発明の好ましい実施形態によると、その支柱22及びベーン28を含むファン前方フレーム14のステータ翼形部は、図2に示すように円周方向の間隔Sで互いに円周方向に間隔を置いて配置されており、この間隔Sはケーシング24の全周囲周りに翼形部から翼形部へ順次変化している。

【0024】

図2と図3に示されている例示的な実施形態においては、ケーシング24の360度の全周囲周りに全体で17個の支柱22があり、同様に17個の対応するベーン28がある。支柱又はベーンの総数とファンの回転速度の結果で、ファンについての公称伴流振動数が決

50

まるが、これは $17 / \text{rev}$ として表示することができる。均一に間隔を置いて配置されたステータ翼形部について、基本励起振動数または伴流振動数は、 $17 / \text{rev}$ であり、その高次調波振動数は整数倍であり、第1の高次調波振動数として $34 / \text{rev}$ をまた第2の高次調波振動数として $51 / \text{rev}$ を含む。

【0025】

均等に間隔を置いて配置されたステータ翼形部については、 $17 / \text{rev}$ の基本振動数が翼形部からの圧力伴流の最大相対強さを生じ、相対伴流強さは対応する高次調波振動数に対して順次減少する。

【0026】

ファンフレームにおいて翼形部から翼形部までの円周方向間隔 S を順次にわずかに変化させることによって、伴流振動数が公称伴流振動数及びその高次調波振動数の周りに分散され、それに応じて伴流エネルギーを多数の励起振動数にわたって分散する。それに応じて、各々の励起振動数に対する相対伴流強さは比較的低くなり、公称 $17 / \text{rev}$ の振動数の相対伴流強さ及びその高次調波振動数は均等に間隔を置いて配置されたステータ翼形部についてのそれらより実質的に減少する。

【0027】

翼形部から翼形部までの円周方向間隔 S を、伴流振動数からの振動励起を減少させるためだけでなく圧縮機を含む下流の構成部品の空気学的性能の悪化を制限するために、周期的な形態で徐々に変化させることが望ましい。ファン及び圧縮機の空気力学的性能と圧縮機の失速マージンは、ファンフレームによってもたらされる圧力伴流によるこれら構成部品の振動応答性を減少させながら、維持されなくてはならない。徐々に間隔を変えていくことはまた、円周方向位置における一般的な製造公差による性能への影響を減少させる。

【0028】

図3で示されている好ましい実施形態において、支柱及びベーン翼形部22及び28は、ケーシングの第1の円周側で、その半径方向の反対側の第2の円周側よりも大きく順次変化する円周方向間隔を有し、第2の円周側では、翼形部の間隔は、第2の側でも順次変化しているが、第1の側よりも小さい。

【0029】

図2で示されるように、支柱及びベーン間の円周方向間隔 S は、その翼形部の中心から中心のピッチ間隔によって表されている。これらの翼形部は一般的に同一の半径方向断面あるいは形状を持つので、空気16のための流路を画定する翼形部間の実際の円周方向間隔は、それに応じてピッチ間隔 S とともに変化する。

【0030】

もう一度図3を参照すると、支柱及びベーンは、ケーシング24の周りの円周方向間隔がケーシングの360度の周囲に対応する単一周期で変化するのが好ましい。このようにして、支柱及びベーンの円周方向間隔は、本質的には1回転当たり1を基本とする分散によってその公称または均等間隔から変化させることができる。言い換えれば、ケーシングの全周囲周りでの翼形部の円周方向間隔は、第1の側ではより大きな範囲で、反対側の第2の側ではより小さな範囲で順次翼形部から翼形部で変化する、生じる伴流振動数をそれに応じて分散する。

【0031】

例えば、最高相対伴流強さが $17 / \text{rev}$ である基本伴流振動数の代わりに、基本振動数が $1 / \text{rev}$ になり、伴流励起が、すべてが相応に低い相対伴流強さで $17 / \text{rev}$ より低い値及び $17 / \text{rev}$ より高い値の広い範囲のいくつかの振動数に分散される。同様に、 $34 / \text{rev}$ 及び $51 / \text{rev}$ の個々の伴流高次調波振動数は、これも相応に低い相対伴流強さでそれら個々の振動数より低い及び高い高次調波振動数の分散された範囲で置き換えられる。

【0032】

このように、ステータ翼形部は、列当りの総数に対応する $17 / \text{rev}$ の基本伴流振動数をもはや生ぜず、そのかわりステータ翼形部の単一のものに対応する $1 / \text{rev}$ の基本伴

10

20

30

40

50

流振動数を生ずる。それで、多くの高次調波伴流振動数は最初の 3 振動モードについての 17 / rev から 51 / rev にわたる広い範囲の振動数に分散される。

【 0 0 3 3 】

図 3 に示されている好ましい実施形態において、円周方向間隔 S は、ケーシングの 360 度の周囲に対応する単一周期の正弦曲線であることが望ましい。例えば、円周上で隣合う支柱及びペーン間の円周方向間隔 S は次の等式： $S = A + B \times \sin(n / N \times 2)$ で示される。指数 n は支柱の数または支柱に隣接する対応する通路の位置を表し、 N はその周囲周りの支柱又はペーンの総数を表す。定数 A は周囲周りの支柱及びペーンの総数に対する公称均等間隔を表す。定数 B はケーシングの周囲周りの円周方向間隔の変化の限度を表す。

10

【 0 0 3 4 】

支柱又はペーンの列において総数 $N = 17$ の場合、公称円周方向間隔 A は単純に $360^\circ / 17 = 21.2^\circ$ であり、これは図 3 の上側のグラフにおいて点線の水平な線で、また、下側の翼形部の列において放射方向の仮想線で示されている。円周方向間隔における最大変化は定数 B によって表されており、いくつかの最適値を持つことができる。円周方向間隔の正弦曲線の分散は、一般的な正弦波の対称な分布に対応して、ケーシングの 1 側で翼形部がより大きい間隔となり、ケーシングの反対側で翼形部がより小さい間隔となる。より大きいまたは拡大された円周方向間隔は図 3 においてプラス (+) 表示で表され、より小さいまたは縮小された円周方向間隔はマイナス (-) 表示で示されており、すべて公称円周方向間隔 A に対するものである。

20

【 0 0 3 5 】

好ましい実施形態において、より大きい (+) 円周方向間隔 S は、ケーシングの周囲周りの翼形部の総数に対する均一な公称間隔 A よりも約 10 % まで大きく、より小さい (-) 円周方向間隔は公称間隔 A よりも約 10 % まで小さくなる。上記の等式における定数 B は、それ故この実施例においては公称値 A の 10 % である値を持つことができる。別の実施形態においては、円周方向間隔における変動を、ファンと下流の圧縮機の空気力学的性能における好ましくない変化を制限しながら、ファンプレードの伴流振動励起が減少されるという利益を享受するために約 15 % までとすることができる。

【 0 0 3 6 】

図 3 に表示されているケーシングの周囲周りに時計廻りになっている 17 個の支柱又はペーンと、それらの間のそれらの対応する流路は、1 から 17 の範囲の指数 n で特定される。支柱及びペーンに対する対応する円周方向間隔がグラフに示されており、また角度で表現されている。第 1 及び第 2 の支柱または対応するペーン間の円周方向間隔は、公称空間 A よりもわずかに大きく、間隔は第 5、第 6 の支柱 5 及び 6 間の正弦波における最大円周方向間隔まで翼形部から翼形部に順次増大する。円周方向間隔はその後、支柱 6, 7, 8 に対して減少し、支柱 8 と 9 間の間隔が公称間隔 A よりも僅かに大きくなっている。

30

【 0 0 3 7 】

間隔は、支柱 9, 10, 11, 12 に対して、正弦波値ゼロの公称間隔以下に減少し続け、支柱 12 と 13 にある円周方向間隔は最低正弦波値に近い同様の最低値を持つ。その後、円周方向間隔は支柱 13 から 17 に対して増大し、支柱 17 と支柱 1 間の間隔は正弦波値ゼロの公称値 A を持つ。

40

【 0 0 3 8 】

フレーム翼形部の円周方向間隔の好ましい分散は、好ましい実施形態において正弦曲線に変化するが、その他の連続的に変化する分布を、その相対強さを減少させるために広い振動数の範囲にわたってファンプレードの伴流励起を分散するために使用することができる。間隔の分散はファンプレードの伴流励起振動数といずれもの励起共振振動数との間の相互作用を減少させるように最適化することができる。ファンケーシングの周囲周りのスムーズに変化する間隔の分散は、そこにおける振動応力やひずみを減少させながら、ファンフレームに帰因するファン及び圧縮機性能へのいかなる空気力学的な悪影響をも制限するために使用することができる。

50

【 0 0 3 9 】

本発明の好ましい例示的な実施形態と思われるものをこれまで説明してきたが、当業者にはこの教示から本発明の他の変更形態を成し得ることは明白であり、それゆえ、本発明の技術思想と技術的範囲に含まれる全てのそのような変更形態が、添付の特許請求の範囲で保護されることを望むものである。

【 0 0 4 0 】

従って、特許において保護されることを望むのは、特許請求の範囲に記載し特定した発明である。

【図面の簡単な説明】

【図 1】 本発明の例示的な実施形態によるファンフレームステータを持つターボファンガスタービンエンジンの一部の軸線方向部分断面図。 10

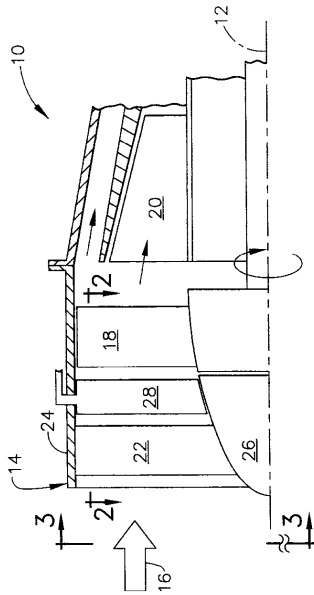
【図 2】 図 1 に示される前方フレームとファンステージの一部の線 2 - 2 による平面的に示した円周方向断面図。

【図 3】 本発明の例示的な実施形態によるその中の翼形部の変化する間隔を示すために、図 1 に示される前方フレームの線 3 - 3 による部分概略図。

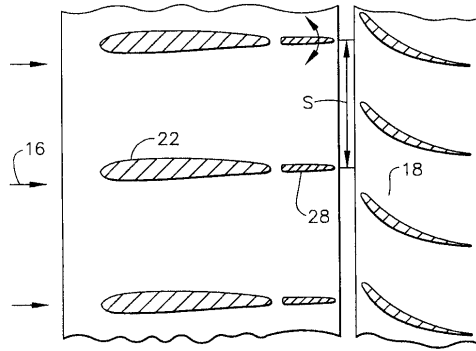
【符号の説明】

- 1 0 エンジン
- 1 2 中心軸線
- 1 4 ステータファンフレーム
- 1 6 空気
- 1 8 ファンブレード
- 2 0 圧縮機
- 2 2 支柱
- 2 4 ケーシング
- 2 6 ハブ
- 2 8 入口ガイドベーン

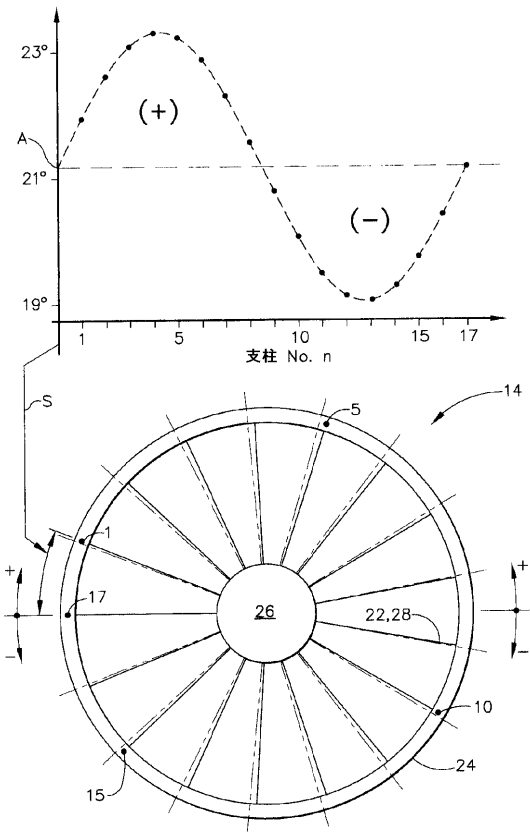
【図 1】



【図 2】



【図 3】



フロントページの続き

審査官 稲葉 大紀

- (56)参考文献 米国特許第3169747(US,A)
米国特許第3006603(US,A)
米国特許第1534721(US,A)
米国特許第5342167(US,A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 9/00

F01D 5/00

F04D 29/00