

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特 許 公 報(B2)

(11) 特許番号

特許第6001999号
(P6001999)

(45) 発行日 平成28年10月5日(2016.10.5)

(24) 登録日 平成28年9月9日(2016.9.9)

(51) Int.Cl.		F I	
FO1D 5/14	(2006.01)	FO1D 5/14	
FO1D 9/04	(2006.01)	FO1D 9/04	
FO1D 25/24	(2006.01)	FO1D 25/24	T
FO4D 29/54	(2006.01)	FO4D 29/54	E

請求項の数 22 (全 17 頁)

(21) 出願番号	特願2012-236241 (P2012-236241)	(73) 特許権者	590005449
(22) 出願日	平成24年10月26日(2012.10.26)		ユナイテッド テクノロジーズ コーポレイション
(65) 公開番号	特開2013-96411 (P2013-96411A)		UNITED TECHNOLOGIES CORPORATION
(43) 公開日	平成25年5月20日(2013.5.20)		アメリカ合衆国, コネチカット, ファーミントン, ファーム スプリングス ロード 10
審査請求日	平成27年6月24日(2015.6.24)		
(31) 優先権主張番号	13/286, 374	(74) 代理人	100086232
(32) 優先日	平成23年11月1日(2011.11.1)		弁理士 小林 博通
(33) 優先権主張国	米国 (US)	(74) 代理人	100092613
			弁理士 富岡 潔
		(72) 発明者	ブライアン グリーン
			アメリカ合衆国, コネチカット, ニューヘイヴン, クラーク ストリート 25
			最終頁に続く

(54) 【発明の名称】 エーロフォイル、圧縮機、ペーン、ガスタービンエンジン、およびステータの列

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

前縁から後縁へと軸方向に延在するとともに基部から先端部へと径方向に延在する正圧面および負圧面であって、前記基部および前記先端部がそれらの間に平均翼幅を画定する、正圧面および負圧面と、

前記基部から周方向に延在し、かつ、周方向に一定の内側半径からの径方向偏差を変化させることによって画定される、内側端壁輪郭を画定する内側プラットフォームと、

前記先端部から軸方向かつ周方向に延在し、かつ、周方向に一定の外側半径からの径方向偏差を変化させることによって画定される、外側端壁輪郭を画定する外側プラットフォームと、

を備え、

前記内側端壁輪郭の前記径方向偏差は、実質的に以下の(表1)に記載の数値に対応し、前記数値は前記前縁から軸方向に延在するとともに前記基部から周方向に延在しており、前記偏差は、前記平均翼幅の2%の公差以内の、前記平均翼幅との比率として表されることを特徴とするエーロフォイル。

【表 1】

表1:内径端壁の輪郭
(制御点, %平均翼幅)

軸方向翼弦	周方向幅				
	0% W	25	50	75	100%
0% L	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
25	-1.10	-5.38	-6.16	-3.83	0.00
50	-6.52	-0.22	-4.83	-1.33	-4.44
75	-5.11	-1.39	-0.76	-1.22	-0.35
100%	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

10

【請求項 2】

前記内側端壁輪郭の前記径方向偏差は、実質的に以下の(表 1)に記載の数値間のスプライン補間に対応し、前記数値は前記前縁から軸方向に延在するとともに前記先端部から周方向に延在しており、前記偏差は、前記平均翼幅の 2% の公差以内の、前記平均翼幅との比率として表されることを特徴とする請求項 1 に記載のエーロfoil。

【表 1】

表1:内径端壁の輪郭
(制御点, %平均翼幅)

軸方向翼弦	周方向幅				
	0% W	25	50	75	100%
0% L	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
25	-1.10	-5.38	-6.16	-3.83	0.00
50	-6.52	-0.22	-4.83	-1.33	-4.44
75	-5.11	-1.39	-0.76	-1.22	-0.35
100%	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

20

【請求項 3】

前記平均翼幅は、0.4 インチ ~ 1.2 インチ、すなわち 1.0 cm ~ 3.0 cm の間であることを特徴とする請求項 2 に記載のエーロfoil。

30

【請求項 4】

前縁から後縁へと軸方向に延在するとともに基部から先端部へと径方向に延在する正圧面および負圧面であって、前記基部および前記先端部がそれらの間に平均翼幅を画定する、正圧面および負圧面と、

前記基部から周方向に延在し、かつ、周方向に一定の内側半径からの径方向偏差を変化させることによって画定される、内側端壁輪郭を画定する内側プラットフォームと、

前記先端部から軸方向かつ周方向に延在し、かつ、周方向に一定の外側半径からの径方向偏差を変化させることによって画定される、外側端壁輪郭を画定する外側プラットフォームと、

40

を備え、

前記外側端壁輪郭の前記径方向偏差は、実質的に以下の(表 2)に記載の数値に対応し、前記数値は前記前縁から軸方向に延在するとともに前記基部から周方向に延在しており、前記偏差は、前記平均翼幅の 2% の公差以内の、前記平均翼幅との比率として表されることを特徴とする請求項 1 に記載のエーロfoil。

【表 2】

表2:外径端壁の輪郭
(制御点, %平均翼幅)

軸方向翼弦	周方向幅				
	0% W	25	50	75	100%
0% L	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
25	-3.18	-6.11	-0.68	-1.54	0.00
50	-6.21	-4.62	-0.98	-2.48	-6.33
75	-4.30	-2.82	-0.43	-2.65	-8.00
100%	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

10

【請求項 5】

前記外側端壁輪郭の前記径方向偏差は、実質的に以下の(表 2)に記載の数値間のスプライン補間に対応し、前記数値は前記前縁から軸方向に延在するとともに前記基部から周方向に延在しており、前記偏差は、前記平均翼幅の 2% の公差以内の、前記平均翼幅との比率として表されることを特徴とする請求項 4 に記載のエーロfoil。

【表 2】

表2:外径端壁の輪郭
(制御点, %平均翼幅)

軸方向翼弦	周方向幅				
	0% W	25	50	75	100%
0% L	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
25	-3.18	-6.11	-0.68	-1.54	0.00
50	-6.21	-4.62	-0.98	-2.48	-6.33
75	-4.30	-2.82	-0.43	-2.65	-8.00
100%	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

20

【請求項 6】

前記平均翼幅は、0.4 インチ ~ 1.2 インチ、すなわち 1.0 cm ~ 3.0 cm の間であることを特徴とする請求項 5 に記載のエーロfoil。

30

【請求項 7】

前記内側端壁輪郭は前記平均翼幅の少なくとも 5% の最大径方向偏差を画定し、前記最大径方向偏差は、前記前縁から延在する軸方向翼弦における軸方向の 25% ~ 50% に位置し、かつ、前記エーロfoilの平均翼形中心線から前記内側端壁輪郭に沿って前記負圧面から増加するように定義された周方向流路における周方向の 25% ~ 75% に位置することを特徴とする請求項 1 に記載のエーロfoil。

【請求項 8】

前記外側端壁輪郭は前記平均翼幅の少なくとも 5% の最大径方向偏差を画定し、前記最大径方向偏差は、前記前縁から延在する軸方向翼弦における軸方向の 50% ~ 75% に位置し、かつ、前記エーロfoilの平均翼形中心線から前記外側端壁輪郭に沿って前記正圧面に向かって増加するように定義された周方向流路における周方向の 75% ~ 100% に位置することを特徴とする請求項 4 に記載のエーロfoil。

40

【請求項 9】

請求項 1 または 4 に記載の複数のエーロfoilを備えた圧縮機であって、前記複数のエーロfoilが、前記内側端壁輪郭と前記外側端壁輪郭との間にフローダクトを画定するように軸を中心として周方向に配置された圧縮機。

【請求項 10】

前記複数のエーロfoilが、高圧セクションのベーンの列を画定することを特徴とする請求項 9 に記載の圧縮機。

【請求項 11】

50

前縁から後縁へと軸方向に延在し、かつ、基部から先端部へと径方向に延在するとともにそれらの間に平均翼幅を画定する、正圧面と負圧面とを有するエーロfoil部と、

前記エーロfoil部の前記基部に隣接して軸方向および周方向に延在する内側端壁であって、周方向に一定の公称内側半径からの径方向偏差を変化させることによって画定される非軸対称の輪郭を有する内側端壁と、

前記エーロfoil部の前記先端部に隣接して軸方向および周方向に延在する外側端壁であって、周方向に一定の公称外側半径からの径方向偏差を変化させることによって画定される非軸対称の輪郭を有する外側端壁と、

を備え、

前記内側端壁の前記径方向偏差は、実質的に以下の(表1)に記載の数値に対応し、前記外側端壁の前記径方向偏差は、実質的に以下の(表2)に記載の数値に対応し、前記数値は前記前縁から軸方向に延在するとともに前記正圧面および前記負圧面から周方向に延在しており、前記径方向偏差は、前記平均翼幅の2%の公差の、前記平均翼幅との比率として表されることを特徴とするべ^ン。

【表1】

表1:内径端壁の輪郭
(制御点, %平均翼幅)

軸方向翼弦	周方向幅				
	0% W	25	50	75	100%
0% L	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
25	-1.10	-5.38	-6.16	-3.83	0.00
50	-6.52	-0.22	-4.83	-1.33	-4.44
75	-5.11	-1.39	-0.76	-1.22	-0.35
100%	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

【表2】

表2:外径端壁の輪郭
(制御点, %平均翼幅)

軸方向翼弦	周方向幅				
	0% W	25	50	75	100%
0% L	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
25	-3.18	-6.11	-0.68	-1.54	0.00
50	-6.21	-4.62	-0.98	-2.48	-6.33
75	-4.30	-2.82	-0.43	-2.65	-8.00
100%	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

【請求項12】

前記内側端壁の前記径方向偏差は、実質的に以下の(表1)に記載の数値へのスプラインフィットに対応し、前記外側端壁の前記径方向偏差は、実質的に以下の(表2)に記載の数値へのスプラインフィットに対応し、前記数値は前記前縁から軸方向に延在するとともに前記正圧面および前記負圧面から周方向に延在しており、前記径方向偏差は、前記平均翼幅の2%の公差の、前記平均翼幅との比率として表されることを特徴とする請求項1に記載のべ^ン。

【表 1】

表1:内径端壁の輪郭
(制御点, %平均翼幅)

軸方向翼弦	周方向幅				
	0% W	25	50	75	100%
0% L	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
25	-1.10	-5.38	-6.16	-3.83	0.00
50	-6.52	-0.22	-4.83	-1.33	-4.44
75	-5.11	-1.39	-0.76	-1.22	-0.35
100%	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

10

【表 2】

表2:外径端壁の輪郭
(制御点, %平均翼幅)

軸方向翼弦	周方向幅				
	0% W	25	50	75	100%
0% L	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
25	-3.18	-6.11	-0.68	-1.54	0.00
50	-6.21	-4.62	-0.98	-2.48	-6.33
75	-4.30	-2.82	-0.43	-2.65	-8.00
100%	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

20

【請求項 1 3】

前記平均翼幅は、0.4インチ～1.2インチ、すなわち1.0cm～3.0cmの間であることを特徴とする請求項12に記載のベーン。

【請求項 1 4】

請求項13に記載の複数のベーンを備えたガスタービンエンジンであって、前記複数のベーンが、前記内側端壁と前記外側端壁との間にフローダクトを画定するように、軸を中心として周方向に配置されたガスタービンエンジン。

30

【請求項 1 5】

前記複数のベーンが、高圧圧縮機セクションの出口ガイドベーンの列を画定することを特徴とする請求項14に記載のガスタービンエンジン。

【請求項 1 6】

前記内側端壁は前記平均翼幅の少なくとも5%の径方向偏差を含み、前記少なくとも5%の径方向偏差は、前記前縁から延在する軸方向翼弦における軸方向の25%～50%に位置し、かつ、前記エーロフォイルの平均翼形中心線から前記内側端壁に沿って前記負圧面から増加するように定義された周方向流路における周方向の25%～75%に位置することを特徴とする請求項11に記載のベーン。

【請求項 1 7】

前記外側端壁は前記平均翼幅の少なくとも5%の径方向偏差を含み、前記少なくとも5%の径方向偏差は、前記前縁から延在する軸方向翼弦における軸方向の50%～75%に位置し、かつ、前記エーロフォイルの平均翼形中心線から前記外側端壁輪郭に沿って前記正圧面に向かって増加するように定義された周方向流路における周方向の75%～100%に位置することを特徴とする請求項11に記載のベーン。

40

【請求項 1 8】

軸を中心として周方向に配置された複数のエーロフォイルであって、その各々が、前縁から後縁へと軸方向に延在し、かつ、基部から先端部へと径方向に延在するとともにそれらの間に平均翼幅を画定する、正圧面と負圧面とを有する、複数のエーロフォイルと、
前記基部に隣接して前記エーロフォイルの間に軸方向かつ周方向に延在する内側端壁で

50

あって、周方向に一定の公称内側半径からの径方向偏差を変化させることによって画定される非軸対称の輪郭を有する内側端壁と、

前記先端部に隣接して前記エーロフォイルの間に軸方向かつ周方向に延在する外側端壁であって、周方向に一定の公称外側半径からの径方向偏差を変化させることによって画定される非軸対称の輪郭を有する外側端壁と、

を備え、

前記内側端壁の前記径方向偏差は、実質的に以下の(表1)に記載の数値間のスプライン補間に対応し、前記数値は、前記前縁から軸方向に延在するとともに前記エーロフォイルから前記基部に隣接して周方向に延在しており、前記径方向偏差は、前記平均翼幅の2%の公差の、前記平均翼幅との比率として表されることを特徴とするステータの列。

【表1】

表1:内径端壁の輪郭
(制御点, %平均翼幅)

軸方向翼弦	周方向幅				
	0% W	25	50	75	100%
0% L	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
25	-1.10	-5.38	-6.16	-3.83	0.00
50	-6.52	-0.22	-4.83	-1.33	-4.44
75	-5.11	-1.39	-0.76	-1.22	-0.35
100%	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

【請求項19】

軸を中心として周方向に配置された複数のエーロフォイルであって、その各々が、前縁から後縁へと軸方向に延在し、かつ、基部から先端部へと径方向に延在するとともにそれらの間に平均翼幅を画定する、正圧面と負圧面とを有する、複数のエーロフォイルと、

前記基部に隣接して前記エーロフォイルの間に軸方向かつ周方向に延在する内側端壁であって、周方向に一定の公称内側半径からの径方向偏差を変化させることによって画定される非軸対称の輪郭を有する内側端壁と、

前記先端部に隣接して前記エーロフォイルの間に軸方向かつ周方向に延在する外側端壁であって、周方向に一定の公称外側半径からの径方向偏差を変化させることによって画定される非軸対称の輪郭を有する外側端壁と、

を備え、

前記外側端壁の前記径方向偏差は、実質的に以下の(表2)に記載の数値間のスプライン補間に対応し、前記数値は、前記前縁から軸方向に延在するとともに前記エーロフォイルから前記先端部に隣接して周方向に延在しており、前記径方向偏差は、前記平均翼幅の2%の公差の、前記平均翼幅との比率として表されることを特徴とするステータの列。

【表2】

表2:外径端壁の輪郭
(制御点, %平均翼幅)

軸方向翼弦	周方向幅				
	0% W	25	50	75	100%
0% L	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
25	-3.18	-6.11	-0.68	-1.54	0.00
50	-6.21	-4.62	-0.98	-2.48	-6.33
75	-4.30	-2.82	-0.43	-2.65	-8.00
100%	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

【請求項20】

請求項18または19に記載のステータの列を備えた圧縮機。

【請求項 2 1】

前記ステータの列が、高圧セクション内部に含まれることを特徴とする請求項 2 0 に記載の圧縮機。

【請求項 2 2】

前記ステータの列が、出口ガイドベーンの列を画定することを特徴とする請求項 2 0 に記載の圧縮機。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0 0 0 1】

本発明は概ねターボ機械に関し、特にガスタービンエンジンの圧縮機、タービン、またはファンセクションのステータベーンに関する。特に本発明は、軸方向および周方向端壁輪郭 (c o n t o u r) を成形したステータベーンエアロfoilに関する。

10

【背景技術】

【0 0 0 2】

ガスタービンエンジンは航空機や産業用発電を含む広範囲の応用例に信頼性の高い高効率の動力を提供する。現代の設計は、通常、上流のインレットと下流の排気口とともに流れに対して直列に配置された、圧縮機と、燃焼器と、タービンセクションとからなる出力コアを中核として作られる。

【0 0 0 3】

圧縮機セクションがインレットからの空気を圧縮し、燃焼器内で燃料と混合し、点火して、高温燃焼ガスを発生させる。タービンセクションは、膨張する燃焼ガスからエネルギーを抽出し、共通のシャフトを通して圧縮機を駆動する。シャフトにおける回転エネルギーの形態、排気からの反応スラストの形態、又はその両方の形態でエネルギーが伝えられる。

20

【0 0 0 4】

小規模のガスタービンエンジンは概ね同時回転する圧縮機セクションとタービンセクションとを有する 1 スプール設計を利用する。より大規模の燃焼タービン、ジェットエンジン、および産業用ガスタービン (I G T) は通常、異なる圧力および温度で作動し、異なるスピードで回転する複数の同軸状に入れ子にされたスプールに配置される。

【0 0 0 5】

各スプール内の個別の圧縮機セクションおよびタービンセクションは、ロータブレードとステータベーンエアロfoilとの交互の列を形成する複数の段に更に分割される。エアロfoilは作動流体の流れを回転させ、タービン内の回転エネルギーに変換するように揚力を発生させる形状をなす。

30

【0 0 0 6】

航空応用例はターボジェット、ターボファン、ターボプロップ、およびターボシャフト形態を有する。ターボジェットは古い設計であり、主に排気から推力を発生する。現代の固定翼航空機は通常ターボファンおよびターボプロップエンジンを利用し、低圧スプールが推力ファンまたはプロペラに連結される。ターボシャフトエンジンはヘリコプタを含む回転翼航空機で用いられる。

40

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0 0 0 7】

これらの異なるガスタービン応用例を通じて、エンジン性能はステータベーンエアロfoilに亘る正確な流れ制御に大きく依存する。同様に、流れ制御はエアロfoil設計だけに依存するのではなく、エアロfoil表面に隣接する、フローダクトの内側端壁と外側端壁に沿って画定された、隣接する流路の構造にも依存する。

【課題を解決するための手段】

【0 0 0 8】

本発明はステータまたはベーンエアロfoilに関する。エアロfoilは、前縁から

50

後縁へと軸方向に延在するとともに基部から先端部へと径方向に延在する、正圧面と、負圧面と、を有する。基部および先端部が、それらの間に平均翼幅 (mean span) を画定する。

【0009】

内側端壁がエーロフォイルの基部から軸方向かつ周方向に延在して、内側端壁輪郭を画定する。外側端壁が先端部から軸方向かつ周方向に延在して、外側端壁輪郭を画定する。

【0010】

内側端壁輪郭および外側端壁輪郭のうち少なくとも一つが非軸対称である。特に、その輪郭は、公称端壁半径からの非軸対称の径方向偏差によって定義され、公称半径は、周方向に一定であり、径方向偏差は、公称半径に関して軸方向と周方向の両方において、平均翼幅の少なくとも3%変動する。

10

【図面の簡単な説明】

【0011】

【図1】ガスタービンエンジンの断面図。

【図2】端壁領域における二次流れの影響を示す、ステータ段の半径方向図。

【図3A】軸対称の内径および外径端壁輪郭を有するエーロフォイルの側面図。

【図3B】非軸対称の内径および外径端壁輪郭を有するエーロフォイルの側面図。

【図4A】輪郭が成形された内径端壁を有するステータ段の半径方向図。

【図4B】輪郭が成形された外径端壁を有するステータ段の半径方向図。

【発明を実施するための形態】

20

【0012】

図1は航空機の推進機関として用いられる2スプールターボファンの形態の、ガスタービンエンジン10の断面図である。図に示すように、低スプール12は、低圧シャフト18を介して回転するように連結された低圧圧縮機(LPC)14と、低圧タービン(LPT)16と、を含む。高スプール20は、高圧シャフト26を介して回転するように連結された高圧圧縮機(HPC)22と、高圧タービン(HPT)24と、を含む。高スプール20は、エンジン中心線(すなわちタービン軸) C_L に沿って、燃焼器28が高圧圧縮機22と高圧タービン24との間に流れに対して直列に配置されるように、低スプール12の周りに同軸に配置される。

【0013】

30

ナセル30が、ガスタービンエンジン10の前端の周りに配置され、その径方向内側表面にファンケース31が推進ファン32からファン出口案内翼(FEGV)33へと延在する。ファン32にファンシャフト34が回転するように連結され、ファンダクト(すなわちバイパスダクト)35を通して推進流れFを発生させる。高性能のエンジン設計では、ファンドライブギアシステム36がファンシャフト34を低スプール12に連結して、騒音を低減し運転効率を向上させるための独立したファンスピードコントロールを提供する。

【0014】

図1に示すように、ガスタービンエンジン10は、低スプール12、高スプール20、低圧タービン16、高圧タービン24、およびファン出口案内翼33全体に亘って分散されたステータベーン段すなわちステータベーンの列を含む。これらのベーンの列は、これに限定しないが、ファンロータ32のファン出口案内翼33、低圧圧縮機14および高圧圧縮機22の圧縮機出口案内翼37, 38、および低圧タービン16または高圧タービン24のタービンベーンの列39を含む。一方、ガスタービンエンジン10は、上述のように、1つ、2つ、3つ、またはそれ以上の同時回転するまたは二重反転するスプールを有するターボファン、ターボプロップ、ターボジェット、またはターボシャフトエンジンとして、または、多軸の産業用ガスタービンとして構成され、それに応じて個々のベーンの列33, 37, 38, 39の数、位置、および構成は異なる。

40

【0015】

各ベーンの列は、複数の個々のベーンエーロフォイルを、タービン軸 C_L を中心として

50

周方向に配置することによって画定される。内側および外側端壁は低圧圧縮機 14、低圧タービン 16、高圧圧縮機 22、高圧タービン 24、およびターボファン形態では、パイパスダクト（またはファンダクト）35を通してフローダクトを画定する。追加のベーンの列が個々の圧縮機とタービンセクションとの間に配置された移行ダクトに配置される。

【0016】

効率およびスラスト性能を向上させるように、一つ以上のこれらのベーンの列に非軸対称の端壁輪郭（non axis-symmetric endwall contouring）が設けられる。この技術では、流体の剥離の一因となる二次流れおよび端壁のロールアップの影響を低減するように、内側端壁および外側端壁の輪郭がタービン軸 C_L を中心として軸方向に異なるだけでなく、周方向にも異なる。このアプローチはまた、以下に記載するように全体的な拡散性能（diffusion capability）を向上させる。

【0017】

図2は、二次流れ場を示す、ステータの列（ベーンの列またはベーンの段）40の周方向の図である。ステータの列40は、タービン軸 C_L を中心として周方向に配置された複数の個々のステータベーンエーロfoil 42の形状をなす。流脈線（streakline）Sは径方向外径（OD）端壁または径方向内径（ID）端壁44、43に沿った二次流れを表す。

【0018】

流れは、図2の左側から右側へと進み、ガスタービン軸 C_L に沿った概ね下流軸方向（矢印F）に、個々のエーロfoilセクション42の前縁45から後縁46へと進む。流脈線Sは、例えば染料注入によって示される、特定の空間点を通流した流体成分の位置を表す。一方、瞬間的な流れの方向を表す、流れの方向の接線である、流線（streamline）が用いられてもよく、あるいは、特定の流体粒子が続く軌跡に沿って指向された流跡線（pathline）によって流れ場が表される、あるいは、一組の流体粒子をマーキングし、時間が経つに従ってのその変位を追跡することにより形成されるタイムライン（time line）を用いてもよい。

【0019】

エーロfoilセクション（すなわちエーロfoil部）42を径方向外側に見た図を示し、（ $\pm x$ 軸に沿った）タービン軸 C_L から径方向（ $+z$ 軸）に端壁44に向かって見ているところを示す。個々のエーロfoil部42は凸面（負圧面）47と凹面（正圧面）48との間に画定され、前縁45から後縁46へと軸方向に延在する。端壁44はエーロfoil部の間に画定され、隣り合う負圧面47と正圧面48との間に（ $\pm y$ 軸に沿って）周方向に延在する。

【0020】

一般的な設計では、端壁44は、ベーンエーロfoil部またはブレードエーロfoil部を形成するようにエーロfoil部42に取り付けられた、隣り合うプラットフォーム面に沿って形成される。代替例として、エーロfoil部42はプラットフォーム面を有さず、独立して形成され、端壁44に取り付けられる。したがって、ここで定義したように、表面44はエーロfoil部42の基部または先端部から軸方向および周方向に延在する内側または外側プラットフォームに沿って形成される内側または外側端壁表面であり、エーロfoil部42の基部または先端部から軸方向および周方向に延在する内側または外側端壁を形成する内側または外側プラットフォーム面である。

【0021】

翼形中心線Cは、負圧面47と正圧面48との間の中間点である、エーロfoilプロファイルの平均線を画定する。周方向流路幅Wは、隣り合うエーロfoil 42の翼形中心線Cの間に画定され、タービン軸 C_L を中心として内径または外径端壁44に沿って周方向に測定される。

【0022】

図2に示すように、ベーンエーロfoil 42は流れ場における渦流を低減するように

10

20

30

40

50

成形される。特に、エーロfoil 42は、主に軸方向下流の流脈線 S' を、ペーンの列40の右側に生じさせるように、上流流脈線 S の周方向成分をペーンの列40の左側に向ける。

【0023】

ある一定の拡散係数または流れの旋回レベル以上では、境界流層の肥厚化や剥れ、およびその他の損失効果により非効率な旋回を呈しうる。付加的な端壁境界層の流れや関連する二次流れの影響により、損失効果が内径および外径端壁の付近で合成される。ペーンエーロfoil 42によって生成される流路横断(cross-passage)圧力勾配および低流れ方向速度もまた隣り合うエーロfoil 42の間に流路を横断する流れを生じさせ、渦巻運動状態(vorticity)と端壁のロールアップ(roll-up)を生じさせる。これらの影響により、後縁46で始まりエーロfoil 42の負圧面47に沿って上流に進む、内径および外径端壁における隅部の剥離の一因となる。

10

【0024】

これらの影響に対処するように、ペーンの列40に非軸対称の端壁輪郭(endwall contouring)が設けられる。特に、端壁44の輪郭はエンジン中心線 C_L ($\pm x$ 軸)に沿った軸方向と、中心線 C_L を中心として $\pm y$ 軸に沿って回転する周方向と、の両方における径方向の偏差(variation)によって画定される。一方、以下に述べるように、非軸対称の輪郭が内側端壁、または内側および外側端壁の両方に適用され、輪郭が形成されていない軸対称の形状と比較してステータ性能を向上させる。

【0025】

20

図3Aは、輪郭が形成されていないすなわち軸対称の径方向内径および径方向外径端壁53, 54を有するエーロfoil 52の側面図である。流れは前縁55の流脈線 S に沿ってエーロfoil 52の方に向けられ、主に軸方向(矢印F)である。負の軸流速の領域Rは、後縁56に沿った隅部の剥離および端壁のロールアップに起因し、負圧面57の下流領域へと延在する。

【0026】

図3Aに示すように、エーロfoil 52は、周方向($\pm y$ 軸)に沿って均一な一定の公称内側および外側半径を有する、軸対称の内径および外径端壁(すなわちプラットフォーム)53, 54を有する。この設計は、後縁56と、内径および外径端壁53, 54と、の間の隅部の接合部分で、特に重負荷下で、実質的な流体の剥離を受けやすい。境界層のロールアップは逆軸流の広範な領域Rを生み出し、負圧面57に沿った流動的損失(flow dynamic loss)を増大させる。

30

【0027】

エーロfoil 52に湾曲(bow)を加えることにより隅部の剥離の進行を遅らせるが、これは翼幅の間の負荷性能(load capacity)を犠牲にして成り立つ。一方、非軸対称の端壁輪郭では、端壁に沿った二次流れの影響を緩和し、負荷時の実質的な負の影響を受けることなく全体的な拡散性能を向上させることが可能である。

【0028】

図3Bは、ある一定の形状が付けられた内径および外径端壁(すなわちプラットフォーム)43, 44を有するエーロfoil 42の側面図である。流れはまた流脈線 S に沿って前縁45から後縁46へとエーロfoil 42の方に向けられ、主に軸方向(矢印F)である。しかしながら、図3Bに示すように、負の軸流速の領域Rは、図3Aの輪郭が形成されていない(すなわち軸対称の)設計に比べて実質的に減少している。また内径および外径端壁43, 44に沿った隅部の剥離が減少しており、端壁43, 44から負圧面47にかけての境界層ロールアップが減少している。

40

【0029】

エーロfoil 42を周方向から見た図で示し、負圧面47に向かって $-y$ 軸に沿って見下ろしている。軸方向の翼弦長 L は前縁45と後縁46との間でエンジン中心線(x 軸)に沿って画定される。

50

【 0 0 3 0 】

概ね、軸方向翼弦長 L は、エーロfoil 4 2 の基部 4 9 と先端部 5 0 との間で径方向 (+ z 軸) に沿って変化する。平均軸方向翼弦は内径および外径における翼弦の値の平均によって与えられる。

【 0 0 3 1 】

【数 1】

$$\langle L \rangle = \frac{L_{ID} + L_{OD}}{2}.$$

【 0 0 3 2 】

翼幅高さ (span height) H は、内径端壁 (すなわち径方向内径プラットフォーム) 4 3 に隣接する基部 4 9 から、外径端壁 (すなわち径方向外径プラットフォーム) 4 4 に隣接する先端部 5 0 へと、径方向 (+ z 軸) に沿って画定される。翼幅高さ H は軸方向 ($\pm x$ 軸) に沿って変化し、平均翼幅 (mean span) は前縁 4 5 における高さ と後縁 4 6 における高さとの平均によって与えられる。

【 0 0 3 3 】

【数 2】

$$\langle H \rangle = \frac{H_{LE} + H_{TE}}{2}.$$

【 0 0 3 4 】

一方、平均翼幅および平均軸方向翼弦長は、例えば、エーロfoil 4 2 の基部 4 9 と先端部 5 0 との中間に位置する平均ブレードセクションを用いることにより、すなわち内径端壁 4 3 と外径端壁 4 4 との平均翼幅の半分における平均ブレードセクションを用いることにより、同時に画定される。

【 0 0 3 5 】

ステータの列 4 0 およびエーロfoil 4 2 の形態は応用分野に応じて異なる。一部のエーロfoil 4 2 では、平均翼幅は約 0 . 4 インチ (1 . 0 c m) ~ 1 . 2 インチ (3 . 0 c m) もしくはそれ以上、例えば 0 . 6 0 ± 0 . 0 5 インチ、すなわち 1 . 5 0 ± 0 . 1 0 c m である。対応するペーンの列 4 0 は約 5 インチ (1 2 c m) ~ 1 5 インチ (3 8 c m) もしくはそれ以上の範囲の周方向に一定の公称内側半径 (R_{ID}) を有し、例えば 7 . 5 ± 0 . 5 インチ、すなわち 1 9 ± 1 c m である。周方向に一定の公称外側半径 (R_{OD}) は約 6 インチ (1 5 c m) ~ 1 8 インチ (4 5 c m) もしくはそれ以上の範囲に亘り、例えば 8 . 0 ± 0 . 5 インチ、すなわち 2 0 ± 1 c m である。エーロfoil 4 2 の翼幅の中間 ($midspan$)、またはフローダクトの中心すなわち内側半径 R_{ID} と外側半径 R_{OD} との中間に定義される平均フローダクト半径 (R_M) もまた異なる。

【 0 0 3 6 】

内径端壁 4 3 の輪郭は、エンジン中心線 (またはタービン軸) から測定した、一定の公称内側端壁半径 R_{ID} の周りの周方向の偏差 ($variation$) によって定義される。同様に、外径端壁 4 4 の輪郭は、一定の公称外側端壁半径 R_{OD} の周りの周方向の偏差によって定義される。径方向の偏差は $\pm z$ 軸に沿って、流路の中心に向かってまたは流路の中心から離れる方向に測定され、それに応じて流量範囲が減少もしくは増加する。流路の中心は翼幅の中心 (平均翼幅の半分) で定義され、平均半径 R_M は内径端壁 4 3 と外径端壁 4 4 との中間に位置する。

【 0 0 3 7 】

図 3 B に示すように、 $\pm x$ 軸に沿った軸方向位置の関数として、および $\pm y$ 軸に沿った周方向位置の関数として、内径端壁 4 3 および外径端壁 4 4 のうちの一方または両方の輪郭が変化する。その結果、エーロfoil 4 2 はエンジン軸 C_L を中心とした回転に関して非対称な内径端壁輪郭または外径端壁輪郭のうちの少なくとも一つを有する。

10

20

30

40

50

【 0 0 3 8 】

この設計により、エーロfoil 4 2 の負圧面 4 7 に亘る逆軸流の領域 R を減少させる。後縁 4 6 と、内径 / 外径端壁 4 3 , 4 4 と、の間の隅部の接合部分で、特にエーロfoil 4 2 の高負荷下において、流体の剥離が低減される。特に基部 4 9 と先端部 5 0 との間の翼幅の中間部分における端壁のロールアップもまた後縁 4 6 に沿って低減される。

【 0 0 3 9 】

図 4 A , 4 B は、非軸対称の輪郭を示す、ペーンの列 4 0 の内径端壁 4 3 および外径端壁 4 4 の輪郭のプロットを示す。ペーンの列 4 0 をそれぞれ $\pm Z$ 軸に沿った径方向内側および径方向外側の図で示す。翼形中心線 C が図 4 A の内径端壁 4 3 に隣接するエーロfoil 基部 4 9、および図 4 B の外径端壁 4 4 に隣接するエーロfoil 先端部 5 0 に定義

10

【 0 0 4 0 】

負圧面 4 7 および正圧面 4 8 がガスタービン中心線に沿って、前縁 4 5 の軸方向翼弦 L 0 % から後縁 4 6 の軸方向翼弦 L 1 0 0 % へと軸方向に延在する。内径端壁 4 3 が隣り合うエーロfoil 4 2 の基部 4 9 の間に周方向に延在し、ペーン間の流路幅 W が翼形中心線 C (流路幅 0 %) から定義されるとともに、 $+y$ 軸方向に負圧面 4 7 から隣接する正圧面 4 8 へと増大する。

【 0 0 4 1 】

留意すべきは、流路幅 W は湾曲した翼形中心線 C の間で定義されるため、図 4 A および図 4 B の座標系は必ずしも直交座標すなわちデカルト座標である必要は無い。内径端壁 4 3 または外径端壁 4 4 に点を配置すべく、前縁 4 5 (軸方向翼弦 L 0 %) と後縁 4 6 (軸方向翼弦 L 1 0 0 %) との間に相対的な軸方向翼弦 L が識別され、翼形中心線 C に対して周方向 (エンジン軸に対して垂直方向) に延在する。次いで、隣り合う翼形中心線 C の間で周方向流路幅 W が測定され、このとき 5 0 % 流路幅 W が常に、その隣り合った翼形中心線 C の曲線に従う隣り合ったエーロfoil 4 2 の間の中間点となるように測定される。従って、5 0 % 流路幅地点 (および流路幅 W のその他の値) は、軸方向翼弦寸法 L に沿った翼形中心線 C の曲率により定義される、エーロfoil 部 4 2 の形状に基づいて軸方向に変化する。

20

【 0 0 4 2 】

図 4 A , 4 B の端壁輪郭は、内径端壁 4 3 の表 1 に記載され、外径端壁 4 4 の表 2 に記載されているように定められた離散的な制御点数に基づく。制御点は、平均エーロfoil 翼幅高さの割合として、および、相対的な軸方向翼弦 L (または割合) と相対的なペーン間の流路幅 W (または割合) との関数として与えられ、周方向に一定の公称内径半径または外径半径からの端壁輪郭の偏差を決定する。

30

【 0 0 4 3 】

図 4 A の表 1 では、軸方向翼弦長 L および翼形中心線 C はそれぞれ内径端壁 4 3 に隣接するエーロfoil 4 2 の基部 4 9 に沿って画定される。周方向流路幅 W は、隣り合う翼形中心線 C の間に画定され、内径端壁 4 3 に沿って測定されるとともに負圧面 4 7 から正圧面 4 8 に向かって増加する。負の値 (-) が大きくなるほど、エンジン中心線またはガスタービン軸に向かって、周方向に一定の内径公称半径より下に (エーロfoil 4 2 の翼幅の中間における) 流路の中間から離れる方向に逸脱した径方向特徴部を表す。正の値 (+) が大きくなるほど、ガスタービン軸から離れる方向に翼幅の中間に向かって、周方向に一定の内径公称半径上または内径公称半径より上にある、径方向特徴部を表す。

40

【 0 0 4 4 】

図 4 B の表 2 では、軸方向翼弦長 L および翼形中心線 C は先端部 5 0 に沿って画定され、周方向流路幅 W は外径端壁 4 4 に沿って周方向に測定される。また負の値 (-) が大きくなるほど、翼幅の中間における流路の中間から離れる方向、すなわち外径公称半径よりも上にガスタービン軸から離れる方向に逸脱する特徴部を示す。正の値 (+) が大きくなるほど、外径公称半径上または外径公称半径より下、すなわちガスタービン軸および翼幅の中間に向かう方向に逸脱する特徴部を示す。

50

【 0 0 4 5 】

したがって、負の値は、表 1 および表 2 の両方において、翼幅の中間から離れる方向に延在する径方向特徴部を示し、内径端壁 4 3 と外径端壁 4 4 との間の流量範囲を増加させる傾向がある。一方、正の値が大きくなるほど、径方向に翼幅の中間に向かって延在する特徴部を示し、流量範囲を減少させる。

【 0 0 4 6 】

【表 1】

表1:内径端壁の輪郭
(制御点, %平均翼幅)

軸方向翼弦	周方向幅				
	0% W	25	50	75	100%
0% L	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
25	-1.10	-5.38	-6.16	-3.83	0.00
50	-6.52	-0.22	-4.83	-1.33	-4.44
75	-5.11	-1.39	-0.76	-1.22	-0.35
100%	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

10

【 0 0 4 7 】

【表 2】

表2:外径端壁の輪郭
(制御点, %平均翼幅)

軸方向翼弦	周方向幅				
	0% W	25	50	75	100%
0% L	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
25	-3.18	-6.11	-0.68	-1.54	0.00
50	-6.21	-4.62	-0.98	-2.48	-6.33
75	-4.30	-2.82	-0.43	-2.65	-8.00
100%	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00

20

【 0 0 4 8 】

表 1 , 2 に示すように、内径端壁 4 3 および外径端壁 4 4 の両方の端壁輪郭は、隣り合うエーロフォイル 4 2 の負圧面 4 7 と正圧面 4 8 との間に配置された物理的な点の、軸方向と周方向の両方における、平均翼幅の少なくとも 3 % の径方向偏差で定義される。ある地点では、径方向偏差は平均翼幅の 5 または 6 % 以上である。

30

【 0 0 4 9 】

一部のベーン 2 2 では、内径および外径の輪郭はそれぞれ実質的に表 1 および表 2 に示された一組の径方向偏差の値に対応する。内径および外径端壁の輪郭の両方とも、高温または低温、あるいはコーティングされたまたはコーティングされていない表面で表されてもよい。

【 0 0 5 0 】

一方、一部のベーン 2 2 は、概して一連の特徴部に対してスプラインフィットまたは多項式フィッティングを採用するのではなく、内径または外径輪郭の 1 つ以上の個々の特徴部を組み込む。例えば、内径端壁 4 3 に沿って、軸方向翼弦 L の 2 5 % ~ 5 0 % の間と、周方向流路幅 W の 2 5 % ~ 7 5 % の間とに位置する、平均翼幅の 5 % を上回る径方向偏差を有する特徴部が存在する。さらに具体的には、この特徴部は、軸方向翼弦 L の約 3 0 ± 1 0 % と周方向流路幅 W の約 5 0 ± 1 0 % に中心がある最大偏位 (d e f l e c t i o n) を有する。

40

【 0 0 5 1 】

外径端壁 4 4 に沿って、軸方向翼弦 L の 5 0 % ~ 7 5 % の間と、周方向流路幅 W の 7 5 % ~ 1 0 0 % の間とに位置する、平均翼幅の 5 % を上回る径方向偏差を有する特徴部が存

50

在する。さらに具体的には、この特徴部は、軸方向翼弦 L の約 $70 \pm 10\%$ と周方向流路幅 W の約 $85 \pm 10\%$ とに中心がある最大偏位を有する。別の外径特徴部は、軸方向翼弦 L の約 $25 \pm 10\%$ と周方向流路幅 W の約 $20 \pm 10\%$ に中心がある、平均翼幅の 5% を上回る最大偏位を有する。

【0052】

留意すべきは、負圧面47および正圧面48に沿って異なる輪郭を形成する非軸対称のフィットを組み込むように、流路幅 W の 0% および 100% の制御点は必ずしも等しいまたは断続的である必要はない。さらに、周方向流路幅 W の 0% および 100% の制御点は、両方とも翼形中心線上にあり、これはエーロfoil部42内部にある。一方、物理的な端壁面は、隣り合うエーロfoil部42の間の負圧面47から正圧面48へと延在する。

10

【0053】

したがって、実質的な対応は、ここで用いるように、隣り合うエーロfoil部42の負圧面47と正圧面48との間に配置された、表1, 2における実際の(物理的な)制御点との実質的な対応を意味する。また実質的な対応は、例えば制御点に固定(anchor ed)した三次スプラインを用いることによる、制御点の一式への多項式フィットまたはスプラインフィットを含む。これらの応用例では、端壁の輪郭は実質的に一つのエーロfoil部42の負圧面47と、隣接するエーロfoil部42の正圧面48との間のフィッティング関数(fitting function)に対応するが、必ずしもエーロfoil自体の断面内にある必要はない。

20

【0054】

さらに、実質的な対応は、実際の(物理的な)制御点およびフィット関数に関する、例えば平均翼幅の1または 2% の公称公差を含む。もう一つの選択肢として、公差は例えば $2, 5 \sim 10 \text{ mil}$ 、すなわち、 $0.002, 0.005$ または 0.010 インチ以内、または約 $0.05, 0.10$ 、または 0.25 mm 以内のように絶対的である。

【0055】

実施例を参照しながら本発明を説明したが、本発明の範囲を逸脱することなく様々な変更がなされ、本発明の要素と同等のものに置き換えられうるものが当業者にとって理解されるであろう。さらに、本発明の真の範囲を逸脱することなく特定の状況もしくは材料に適合するように、種々の変更が本発明の教示に対してなされうる。したがって、本発明は開示の特定の実施例に限定されるものではなく、付記の特許請求の範囲に含まれる全ての実施例を包含することを意図するものである。

30

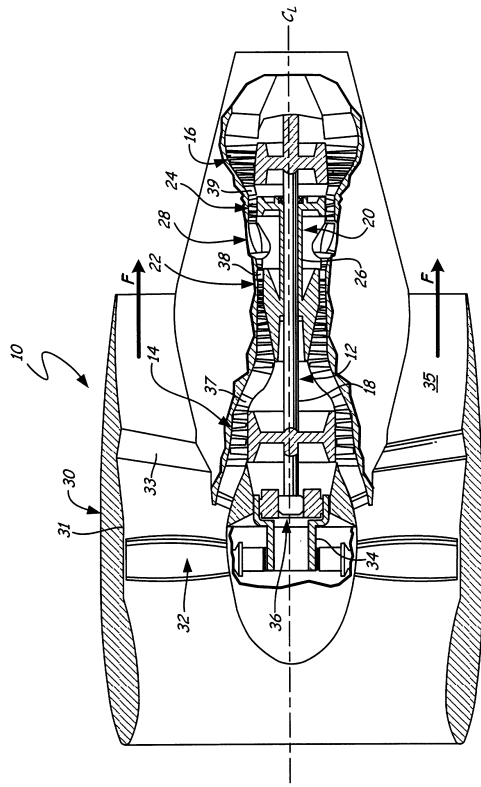
【符号の説明】

【0056】

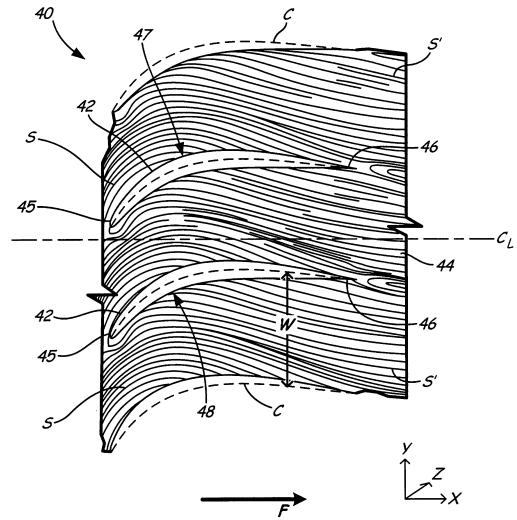
- 42 ... エーロfoil部
- 43 ... 径方向内径端壁
- 44 ... 径方向外径端壁
- 45 ... 前縁
- 46 ... 後縁
- 47 ... 負圧面
- 49 ... 基部
- 50 ... 先端部

40

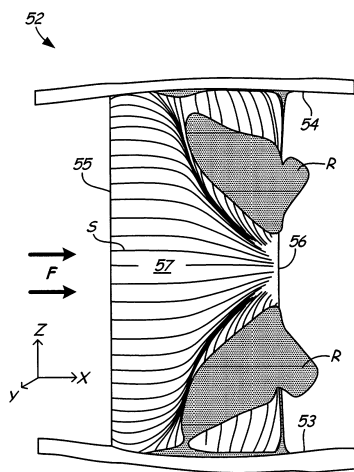
【 図 1 】



【 図 2 】

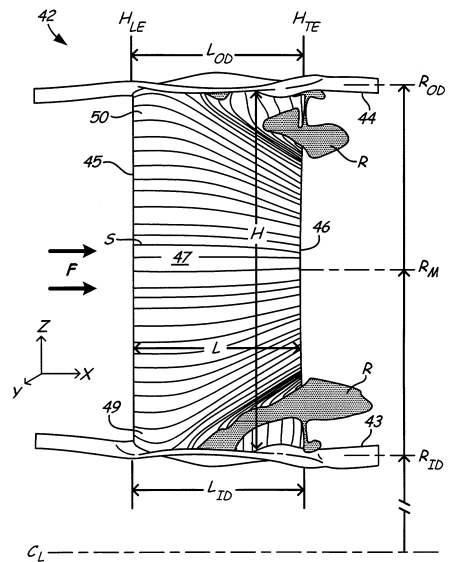



【 図 3 A 】

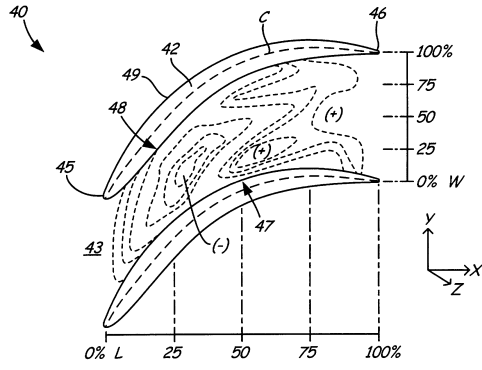



(従来技術)

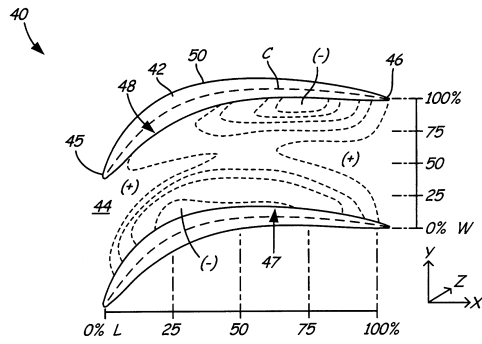
【 図 3 B 】



【 4 A】



【 4 B】



フロントページの続き

(72)発明者 ショーン ノーラン

アメリカ合衆国, コネチカット, ウェザーズフィールド, リッジ ロード 295, アパートメン
ト 10

審査官 山崎 孔徳

(56)参考文献 再公表特許第2006/033407(JP, A1)

特開2006-291889(JP, A)

特開2010-156335(JP, A)

特表平10-502150(JP, A)

(58)調査した分野(Int.Cl., DB名)

F01D 5/14

F01D 9/04

F01D 25/24

F04D 29/54