(12) 特許協力条約に基づいて公開された国際出願

(19) 世界知的所有権機関
国際事務局

(43) 国際公開日
2008 年10 月9 日 (09.10.2008)

PCT

(10) 国際公開番号
WO 2008/120748 A1

(51) 国際特許分類:
F01D 5/14 (2006.01) *F01D 9/02* (2006.01)
F01D 5/12 (2006.01) *F04D 29/32* (2006.01)
F01D 9/00 (2006.01) *F04D 29/52* (2006.01)

(21) 国際出願番号: PCT/JP2008/056181

(22) 国際出願日: 2008 年3 月28 日 (28.03.2008)

(25) 国際出願の言語: 日本語

(26) 国際公開の言語: 日本語

(30) 優先権データ:
特願2007-087337 2007 年3 月29 日 (29.03.2007) JP

(71) 出願人 (米国を除く全ての指定国について): 株式会社ＩＨＩ (IHI CORPORATION) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目１番１号 Tokyo (JP). 社団法人日本航空宇宙工業会 (THE SOCIETY OF JAPANESE AEROSPACE COMPANIES) [JP/JP]; 〒1070052 東京都港区赤坂１－１－１４ Tokyo (JP).

(72) 発明者; および

(75) 発明者/出願人 (米国についてのみ): 三橋 克則 (MITSUHASHI, Katsunori) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目１番１号 株式会社ＩＨＩ内 Tokyo (JP). 高橋 晃 (TAKAHASHI, Akira) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目１番１号 株式会社ＩＨＩ内 Tokyo (JP). 濱崎 浩志 (HAMAZAKI, Hiroshi) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目１番１号 株式会社ＩＨＩ内 Tokyo (JP). 山脇 るり子 (YAMAWAKI, Ruriko) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目１番１号 株式会社ＩＨＩ内 Tokyo (JP).

(74) 代理人: 志賀 正武, 外(SHIGA, Masatake et al.); 〒1006620 東京都千代田区丸の内一丁目９番２号 Tokyo (JP).

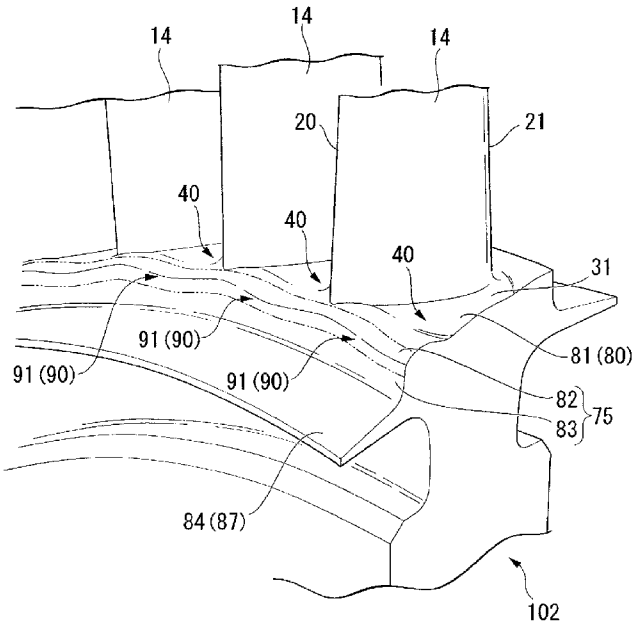
(81) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の国内保護が可能): AE, AG, AL, AM, AO, AT, AU, AZ, BA, BB, BG, BH, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CN, CO, CR, CU, CZ, DE,

[続葉有]

(54) Title: WALL OF TURBO MACHINE AND TURBO MACHINE

(54) 発明の名称: ターボ機械の壁、及びターボ機械

[図4]



(57) Abstract: The wall of a turbo machine having a cascade of blades comprises a first platform facing a first channel between the blades in the cascade of blades, and a second platform facing a second channel between adjoining cascade of blades on the upstream side and the downstream side and having a circumferential outline having a distribution of radial position. With such an arrangement, loss due to disturbance of flow through the gap of axially adjoining walls can be reduced.

(57) 要約: 本発明は、翼列を有するターボ機械の壁に関する。この壁は、翼列における翼間の第１流路に面する第１プラットフォームと、隣接する上流側の翼列と下流側の翼列との間の第２流路に面し、

[続葉有]

WO 2008/120748 A1

DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, KE, KG, KM, KN, KP, KR, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LT, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PG, PH, PL, PT, RO, RS, RU, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, SV, SY, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(84) 指定国 (表示のない限り、全ての種類の広域保護が可能): ARIPO (BW, GH, GM, KE, LS, MW, MZ, NA, SD, SL, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, MD, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MT, NL, NO, PL, PT, RO, SE, SI, SK, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

添付公開書類:
— 国際調査報告書

半径位置の分布を有する周方向の輪郭を有する第２プラットフォームと、を備える。本発明によれば、軸方向に隣接する壁の隙間を介した流れの乱れによる損失を低減することができる。

明 細 書

ターボ機械の壁、及びターボ機械

技術分野

[0001] 本発明は、ターボ機械の流路に面した壁及びターボ機械に関する。

本願は、2007年3月29日に日本に出願された特願2007－87337号に基づき優先権を主張し、その内容をここに援用する。

背景技術

[0002] 静翼列及び動翼列を有するターボ機械において、作動流体が流れる翼間流路は径方向内外の壁(プラットフォーム、バンド、シュラウドなどと呼ばれる)によって囲まれる。1つの翼列の翼間流路から流出した作動流体は隣接する次の翼列の翼間流路に流入する。軸方向に隣接する翼列の壁同士の間には隙間が設けられる(例えば、特許文献1参照)。隙間の存在は、壁面近くの流れの乱れを引き起こす傾向にある。

特許文献1:米国特許第6416289号明細書(図6)

発明の開示

発明が解決しようとする課題

[0003] 本発明は、軸方向に隣接する壁の隙間を介した流れの乱れによる損失を低減することを目的とする。

課題を解決するための手段

[0004] 本発明の第1の態様は、翼列を有し、翼列における翼間の第1流路に面する第1プラットフォームと、隣接する上流側の他の翼列と下流側の翼列との間の第2流路に面し、半径位置の分布を有する周方向の輪郭を有する第2プラットフォームと、を備えるターボ機械の壁を提供する。

[0005] 本発明の第2の態様は、翼列を有し、翼列における翼の前縁と後縁との間に配される第1ラジアル面を有する第1プラットフォームと、前記翼列の翼及び隣接する他の翼列の翼の間に配されかつ第1プラットフォームの第1ラジアル面と協働する第2ラジアル面を有し、第2ラジアル面の周方向の形状が半径位置の分布を有する第2プラットフォームと、を備えるターボ機械の壁を提供する。

[0006] 本発明の第3の態様は、静翼と、動翼と、静翼の根元側の壁と、静翼の先端側の壁と、動翼の根元側の壁と、動翼の先端側の壁と、を備え、壁の少なくとも1つが、上記第1または第2の態様の壁を有するターボ機械を提供する。

[0007] 本発明の第4の態様は、静翼と、動翼と、静翼の先端側の第1壁と、動翼の先端側の第2壁と、静翼の根元側の第3壁と、動翼の根元側の第4壁と、第1壁、第2壁、第3壁、及び第4壁の少なくとも1つに設けられ、隣接する第1壁と第2壁との間の第1隙間空間又は隣接する第3壁と第4壁との間の第2隙間空間に向けて静翼又は動翼の前縁から延び、径方向の窪みを有する延在部と、を備えるターボ機械を提供する。

[0008] 本発明の第5の態様は、静翼と、動翼と、静翼の先端側の第1壁と、動翼の先端側の第2壁と、静翼の根元側の第3壁と、動翼の根元側の第4壁と、第1壁、第2壁、第3壁、及び第4壁の少なくとも1つに設けられ、隣接する第1壁と第2壁との間の第1隙間空間又は隣接する第3壁と第4壁との間の第2隙間空間に向けて静翼又は動翼の前縁から延び、第1隙間空間又は第2隙間空間と翼間流路との間の流れの損失を抑制する窪みを有する延在部と、を備えるターボ機械を提供する。

[0009] ターボ機械としては、例えば、ターボファンエンジン、ターボジェットエンジン、ターボプロップエンジン、ターボシャフトエンジン、ターボラムジェットエンジン、発電用のガスタービン、舶用ガスタービンなどが挙げられる。

発明の効果

[0010] 本発明によれば、軸方向に隣接する壁の隙間を介した流れの乱れによる損失を低減することができる。

図面の簡単な説明

[0011] [図1]航空機等に使用されるガスタービンエンジンを示す模式的な断面図である。

[図2]隣接する翼列を示す部分断面図である。

[図3]隣接する壁同士の隙間を示す図である。

[図4]翼列の壁近傍を示す部分的な斜視図である。

[図5]壁の面の高さ(半径位置、輪郭)を等高線を用いて示す図である。

[図6]壁の面の高さを等高線を用いて示す図である。

[図7]延在部の横断面(周方向の輪郭)を模式的に示す図である。

[図8]延在部の他の横断面を示す図である。

符号の説明

[0012] 10, 11, 12, 13…回転子(基部)、14…翼(動翼)、15, 16, 17, 18…ケーシング(基部)、19…翼(静翼)、20…前縁、21…後縁、23…腹面(P.S.)、24…背面(S.S.)、31…壁、71～78…延在部(第2プラットフォーム)、80…第1プラットフォーム、81…第1ラジアル面、82…第2ラジアル面、83…外側面、84…第3ラジアル面、90…窪み、91…窪み部、100…作動流体、101, 102…翼列、111, 112, 113…流路、121, 122…隙間空間。

発明を実施するための最良の形態

[0013] 図1は、航空機等に使用されるガスタービンエンジン(ターボファンエンジン)を示す模式的な断面図である。ガスタービンエンジンは、空気取入口1、ファン・低圧圧縮機2、ファン空気排出ダクト3、高圧圧縮機4、燃焼室5、高圧タービン6、低圧タービン7、及び排気ダクト8等を含む。

[0014] ファン・低圧圧縮機2、高圧圧縮機4、高圧タービン6、及び低圧タービン7はそれぞれ、基部としての回転子10, 11, 12, 13の外周に複数の翼(動翼)14が周方向に互いに離間して配設されたロータと、基部としての環状のケーシング15, 16, 17, 18の内周に複数の翼(静翼)19が周方向に互いに離間して配設されたノズルとを含む。

[0015] 複数の翼14は、各回転子10, 11, 12, 13から外方に延在している。複数の翼19は、各ケーシング15, 16, 17, 18から内方に延在している。回転子10, 11, 12, 13とそれに対応するケーシング15, 16, 17, 18との間には、環状の流路(軸流経路)が形成されている。

[0016] ファン・低圧圧縮機2、及び高圧圧縮機4では、軸流経路における作動流体の流れに沿って、作動流体の圧力が増大する。高圧タービン6及び低圧タービン7では、軸流経路における作動流体の流れに沿って、作動流体の圧力が低下する。

[0017] ロータの翼14の根元(ハブ)側の周壁は、軸流経路における径方向内方の壁であり、ノズルの翼19の根元(ハブ)側の周壁は、軸流経路における径方向外方の壁である。

[0018] ロータの翼14の先端(チップ)側に周壁が設けられる場合には、その先端側の壁は

、軸流経路における径方向外側の壁である。ノズルの翼19の先端（チップ、tip）側に周壁が設けられる場合には、その先端側の壁は、軸流経路における径方向内側の壁である。

[0019] 本発明に係る壁は、ロータの翼14の根元側の壁、ロータの翼14の先端側の壁、ノズルの翼19の根元側の壁、ノズルの翼19の先端側の壁、のいずれにも適用可能である。

[0020] 図2は、軸方向に沿って隣接する、翼（静翼）19を有する翼列101と翼（動翼）14を有する翼列102とを示す部分断面図である。

[0021] 図2に示すように、翼列101の翼19の間の流路111（第1流路）は、軸方向に沿って翼19の前縁25と後縁26の間であり、径方向に沿って翼19の根元側である径方向外側の壁35と、翼19の先端側である径方向内側の壁36との間である。翼列102の翼14の間の流路112（第1流路）は、軸方向に沿って翼14の前縁20と後縁21との間であり、径方向に沿って翼14の根元側である径方向内側の壁31と、翼14の先端側である径方向外側の壁32との間である。作動流体100は、流路111、流路113、及び流路112の順に少なくともエンジンの軸方向に流れる。

[0022] 本実施形態において、翼列101の壁35及び36は、翼19の前縁25から少なくとも軸方向前方に延びる延在部71，72と、翼19の後縁26から少なくとも軸方向後方に延びる延在部73，74とを有する。翼列102の壁31及び32は、翼14の前縁20から少なくとも軸方向前方に延びる延在部75，76と、後縁21から少なくとも軸方向後方に延びる延在部77，78とを有する。径方向内方の延在部74及び75の間には、隙間空間121が設けられ、径方向外方の延在部73及び76の間には、隙間空間122が設けられる。

[0023] 図3は、隣接する翼列101，102の壁36，31同士の隙間を示す図である。図3に示すように、翼列102の壁31は、第1ラジアル面81、第2ラジアル面82、及び外側面83を有する。ここで、ラジアル面とは、少なくともエンジンの径方向を向いた面である。本実施形態において、第1及び第2ラジアル面81，82は、ロータの翼14の根元側の周壁における外周面の一部を有する。第1ラジアル面81は、翼14の前縁20と後縁21との間に位置する第1プラットフォーム80上に設けられ、翼列102の翼14の間の流

路112に面する。第2ラジアル面82は、翼14の前縁20から前方に延在する第2プラットフォーム(延在部75)上に設けられ、隣接する翼列101と翼列102との間の流路113(第2流路)に面する。外側面83は、翼列102の軸方向前方を向いた、延在部75の側面であり、翼14のプラットフォーム(75, 80)の軸方向前方端に位置する。第2ラジアル面82と外側面83との間のコーナーには、湾曲面(及び／又は斜面)が必要に応じて設けられている。

[0024] また、図3において、壁31は、延在部75の外側面83から軸方向前方にさらに延在するシール部87を有する。シール部87上には、隣接する翼列101と翼列102との間の流路113に面する第3ラジアル面84が設けられる。少なくとも軸流経路の壁面として、第2ラジアル面82は第1ラジアル面81と協働し、外側面83は第2ラジアル面82と協働し、第3ラジアル面84は外側面83と協働する。これらの面は、必要に応じて、抽気経路の壁面として協働することも可能である。

[0025] 本実施形態において、延在部75の第2ラジアル面82とシール部87の第3ラジアル面84との間には径方向に沿った段差がある。壁36と壁31との間の隙間空間121は、壁36の延在部74、壁31の延在部75、及びシール部87に囲われたキャビティを有する。こうした隙間空間121の存在は、例えば翼列102の壁面近くの流れの乱れを引き起こす傾向にある。本実施形態において、延在部75は、以下に説明するように、隙間空間121から翼列102の翼14の間の流路112に向かう間の流れの損失(圧力損失、エネルギー損失)を抑制する径方向の窪みを有する。

[0026] 図4は、翼列102の壁近傍を示す部分的な斜視図である。図5及び図6は、壁31の面高さ(半径位置、輪郭)を等高線を用いて示している。

[0027] 図4に示すように、壁31の延在部75には、周方向に沿った周期性を有する、径方向の窪み90が設けられている。本実施形態において、窪み90は、翼ピッチごとに1つの窪み部91を有する。各窪み部91は、延在部75上の少なくとも第2ラジアル面82に設けられる。窪み部91は、少なくとも翼列102の軸方向に延在し、延在部75の軸方向の外端(外側面83)に至る。また、窪み部91は、翼列101と翼列102との間の流路113(図2参照)に面し、窪み部91の一部は、隙間空間121(図2参照)に面する。

[0028] 他の実施形態において、窪み90は、翼ピッチごとに2以上の窪み部を有することが可能である。また、窪み部91が延在部75の外端に至らない形態、及び／又は窪み部91の一部が隙間空間121（図2参照）に面しない形態も適用可能である。

[0029] 図5及び図6に示すように、各翼14は、前縁20と、後縁21と、腹面（圧力面（P.S.））23と、背面（負圧面（S.S.））24と、翼列102の同一周方向に突出する反りとを有する。翼14の反りにより、軸流経路の断面が、翼14の中央付近から翼14の後縁21に向かって減少する。

[0030] 本実施形態において、壁31の延在部75上の窪み部91の形成領域は、翼14の前縁20の前方領域において、翼列102の軸方向に沿って、翼14の前縁20と延在部75の外端との間である。また、窪み部91の周方向中心は、翼14間の周方向中心に対して翼14の背面24側にある。

[0031] 他の実施形態において、窪み部91の周方向中心は、翼14間の周方向中心近辺であること、翼14間の周方向中心に対して翼14の腹面23側にあること、が可能である。窪み部91の中心線の形状（窪み部91の延在軸）は、翼列102の軸方向と平行でもよく、延在部75の外端から軸方向に沿って翼14の腹面23又は背面24に徐々に近づいてもよい。あるいは、窪み部91の中心線の形状（窪み部91の延在軸）は、反りを有してもよい。

[0032] 本実施形態によれば、翼列102の壁（プラットフォーム）31の前方の縁部の縦断面形状の最適化により、隣接する翼列の壁同士の隙間から翼14間の流路への作動流体の流入の乱れが抑制される。さらに、その縁部の横断面（軸に対する直交断面）形状の最適化により、流入乱れがさらに抑制される。

[0033] 作動流体の流れは、周方向の周期性を有する分布を有する。本実施形態において、壁31の延在部75に設けられた窪み90は、前述したように、周方向に沿った周期性を有する。軸流の周方向の周期性に基づいて、窪み90の周方向の輪郭形状を定めることができ、これにより、例えば、壁同士の隙間の影響（キャビティの影響など）で生じる流れの周方向分布に対して、最適な窪み90の周方向形状が対応付けられる。作動流体の流れに及ぼす壁同士の隙間の影響が低減されることにより、隙間空間121から翼列102の翼14間流路112に向かう流れの損失が抑制される。その結果、翼1

4の仕事効率の向上が図られる。

[0034] 窪み部91が延在部75の外端(外側面83)に至ること、及び／又は窪み部91が翼列101と翼列102との間の流路113(図2参照)に面することにより、隙間空間121(図3参照)からの作動流体の少なくとも一部が好ましく窪み部91を介して翼14間の流路に導かれる。

[0035] 壁同士の軸方向隙間から翼間流路への流れの乱れを抑制する窪みは、翼(動翼)14の根元側の壁31に限定されず、翼14の先端側の壁32(延在部76)、翼(静翼)19の根元側の壁35(延在部71)、及び翼19の先端側の壁36(延在部72)にも適用可能である。

[0036] 図4～6に示すように、本実施形態において、翼列102の径方向の壁31における、翼14同士の各間の領域には、溝40が形成されている。溝40は、少なくとも翼列102の軸方向に延在している。

[0037] 他の実施形態において、翼列102の径方向の壁31における、翼14同士の各間の領域に、他の形状の溝が形成されてもよく、溝が形成されなくてもよい。

[0038] 図7は、延在部75の横断面(すなわち、延在部75の周方向の面形状、又は窪み90の周方向の輪郭)を模式的に示す図である。図7に示すように、延在部75の周方向の面形状(窪み90の周方向の輪郭)は、周方向に沿って、半径位置の分布を有する。すなわち、延在部75の面(ラジアル面)の形状は、周方向に沿って変化する多様な半径位置を有する。言い換えると、延在部75の面は、軸流経路の基準面よりも高い位置、ほぼ同じ位置、低い位置のいずれかに変化する。半径位置の分布は、翼14の1ピッチに1周期(2π)が対応する周期性を有する。本実施形態において、延在部75の周方向の面形状(輪郭)は、周方向に対してサインカーブを用いて定義される曲線を有する。

[0039] 曲線の定義方法の一例を以下に説明する。

延在部75の周方向輪郭を定義する曲線は、例えば、次式(1)を用いて表すことができる。ここで、A:振幅、θ1:位相ずれ、R:径方向オフセット量、とする。

$$F(x)=A\sin(\theta+\theta 1)+R \quad \cdots(1)$$

[0040] 本実施形態において、図7に示すように、延在部75の周形状(周方向輪郭)は、翼

14の背面24に隣接する凸部56と、翼14の腹面23に隣接する凸部57と、2つの凸部56，57の間に形成される凹部58とを含む。凸部は、正の曲率を有し、凹部は負の曲率を有する。

[0041] 本実施形態において、図7に示すように、延在部75の周形状における最小の半径位置は、翼14間の周方向中心に対して翼14の背面24側にある。他の実施形態において、最小の半径位置は、翼14間の周方向中心付近にあること、翼14間の周方向中心に対して腹面23側にあること、が可能である。

[0042] 延在部75の面形状は、各制御点位置で周方向輪郭を曲線で定義し、制御点間を滑らかな曲面で接続することにより定めることができる。こうした手法を用いて定義された延在部75の窪み90は、仕事効率の向上に寄与することが解析的に確認された。なお、延在部75の周方向輪郭を定義する曲線は、サインカーブに限定されない。

[0043] 他の実施形態において、図8に示すように、コサインカーブを用いて延在部75の周方向輪郭を定義することができる。カーブは、例えば、次式(2)を用いて表すことができる。ここで、A:振幅、とする。

$$F(x) = A\cos\theta \quad \cdots(2)$$

図8において、延在部75の周方向の輪郭は、翼14間の周方向中心付近に最小の半径位置を有する。

[0044] 図2から図8に示した壁の形状は一例であって、翼列の壁は、翼型及び流れ場に応じて適宜最適化される。

[0045] 以上、本発明の好ましい実施例を説明したが、本発明はこれら実施例に限定されることはない。上記説明において使用した数値は一例であって、本発明はこれに限定されない。また、本発明の趣旨を逸脱しない範囲で、構成の付加、省略、置換、およびその他の変更が可能である。本発明は前述した説明によって限定されることはなく、添付の請求の範囲によってのみ限定される。

産業上の利用可能性

[0046] 本発明によれば、静翼列及び動翼列を有するターボ機械において、その軸方向に隣接する壁の隙間を介した流れの乱れによる損失を低減することができる。

請求の範囲

[1] 翼列を有するターボ機械の壁であって、

翼列における翼間の第1流路に面する第1プラットフォームと、

隣接する上流側の他の翼列と下流側の前記翼列との間の第2流路に面し、半径位置の分布を有する周方向の輪郭を有する第2プラットフォームと、

を備えるターボ機械の壁。

[2] 前記半径位置の分布は、前記翼の1ピッチに1周期が対応する周期性を有する請求項1に記載のターボ機械の壁。

[3] 前記第2プラットフォームの周方向の輪郭は、前記翼間の周方向中心付近に最小の半径位置を有する請求項1に記載のターボ機械の壁。

[4] 前記最小の半径位置は、前記翼間の周方向中心に対して前記翼の腹面側又は背面側にある請求項3に記載のターボ機械の壁。

[5] 前記第2プラットフォームの周方向の輪郭は、前記翼の腹面に隣接する凸部と、前記翼の背面に隣接する凸部とを含む請求項1に記載のターボ機械の壁。

[6] 前記第2プラットフォームには、前記周方向の輪郭に対応しかつ前記翼列の少なくとも軸方向に沿って延びる窪みが設けられている請求項1に記載のターボ機械の壁。

[7] 前記窪みは、前記第2プラットフォームにおける前記軸方向の外端に至る請求項6に記載のターボ機械の壁。

[8] 翼列を有するターボ機械の壁であって、

翼列における翼の前縁と後縁との間に配される第1ラジアル面を有する第1プラットフォームと、

前記翼列の前記翼及び隣接する上流側の他の翼列の翼の間に配されかつ前記第1プラットフォームの前記第1ラジアル面と協働する第2ラジアル面を有し、前記第2ラジアル面の周方向の形状が半径位置の分布を有する前記第2プラットフォームと、

を備えるターボ機械の壁。

[9] 前記第2プラットフォームは、前記第2ラジアル面と協働しかつ軸方向を向いた外側面をさらに有する請求項8に記載のターボ機械の壁。

[10] 静翼と、

動翼と、

前記静翼の根元側の壁と、

前記静翼の先端側の壁と、

前記動翼の根元側の壁と、

前記動翼の先端側の壁と、を備え、

前記壁の少なくとも1つが、請求項1から9のいずれかに記載の壁を有するターボ機械。

[11] 静翼と、

動翼と、

前記静翼の根元側の壁と、

前記静翼の先端側の壁と、

前記動翼の根元側の壁と、

前記動翼の先端側の壁と、

前記静翼又は前記動翼の根元と先端の中間に位置する壁と、を備え、

前記壁の少なくとも1つが、請求項1から9のいずれかに記載の壁を有するターボ機械。

[12] 静翼と、

動翼と、

前記静翼の先端側の第1壁と、

前記動翼の先端側の第2壁と、

前記静翼の根元側の第3壁と、

前記動翼の根元側の第4壁と、

前記第2壁に設けられ、隣接する前記第1壁と前記第2壁との間の第1隙間空間に向けて前記動翼の前縁から延び、径方向の窪みを有する延在部と、

を備えるターボ機械。

[13] 静翼と、

動翼と、

前記静翼の先端側の第1壁と、

前記動翼の先端側の第2壁と、

前記静翼の根元側の第3壁と、

前記動翼の根元側の第4壁と、

前記第4壁に設けられ、隣接する前記第3壁と前記第4壁との間の第2隙間空間に向けて前記動翼の前縁から延び、径方向の窪みを有する延在部と、

を備えるターボ機械。

[14] 静翼と、

動翼と、

前記静翼の先端側の第1壁と、

前記動翼の先端側の第2壁と、

前記静翼の根元側の第3壁と、

前記動翼の根元側の第4壁と、

前記第1壁に設けられ、隣接する前記第1壁と前記第2壁との間の第1隙間空間に向けて前記静翼の前縁から延び、径方向の窪みを有する延在部と、

を備えるターボ機械。

[15] 静翼と、

動翼と、

前記静翼の先端側の第1壁と、

前記動翼の先端側の第2壁と、

前記静翼の根元側の第3壁と、

前記動翼の根元側の第4壁と、

前記第3壁に設けられ、隣接する前記第3壁と前記第4壁との間の第2隙間空間に向けて前記静翼の前縁から延び、径方向の窪みを有する延在部と、

を備えるターボ機械。

[16] 前記窪みは、翼ピッチごとに1つの窪み要素を有する請求項12から15のいずれかに記載のターボ機械。

[17] 前記窪み要素の一部が、前記第1隙間空間又は前記第2隙間空間に面する請求

項12から15のいずれかに記載のターボ機械。

[18] 前記窪み要素の一部が、前記第1隙間空間又は前記第2隙間空間に面する請求項16に記載のターボ機械。

[19] 静翼と、

動翼と、

前記静翼の先端側の第1壁と、

前記動翼の先端側の第2壁と、

前記静翼の根元側の第3壁と、

前記動翼の根元側の第4壁と、

前記第2壁に設けられ、隣接する前記第1壁と前記第2壁との間の第1隙間空間に向けて前記動翼の前縁から延び、前記第1隙間空間と翼間流路との間の流れの損失を抑制する窪みを有する延在部と、

を備えるターボ機械。

[20] 静翼と、

動翼と、

前記静翼の先端側の第1壁と、

前記動翼の先端側の第2壁と、

前記静翼の根元側の第3壁と、

前記動翼の根元側の第4壁と、

前記第4壁に設けられ、隣接する前記第3壁と前記第4壁との間の第2隙間空間に向けて前記動翼の前縁から延び、前記第2隙間空間と翼間流路との間の流れの損失を抑制する窪みを有する延在部と、

を備えるターボ機械。

[21] 静翼と、

動翼と、

前記静翼の先端側の第1壁と、

前記動翼の先端側の第2壁と、

前記静翼の根元側の第3壁と、

前記動翼の根元側の第4壁と、

前記第1壁に設けられ、隣接する前記第1壁と前記第2壁との間の第1隙間空間に向けて前記静翼の前縁から延び、前記第1隙間空間と翼間流路との間の流れの損失を抑制する窪みを有する延在部と、

を備えるターボ機械。

[22] 静翼と、

動翼と、

前記静翼の先端側の第1壁と、

前記動翼の先端側の第2壁と、

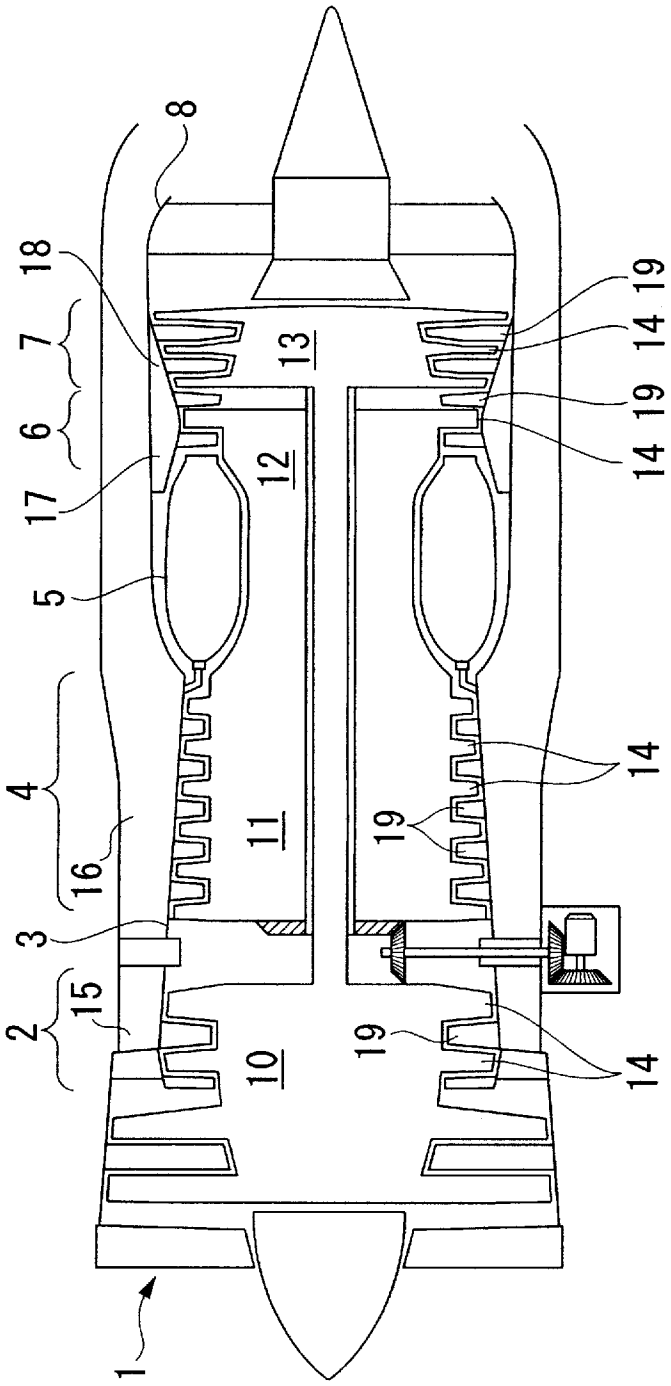
前記静翼の根元側の第3壁と、

前記動翼の根元側の第4壁と、

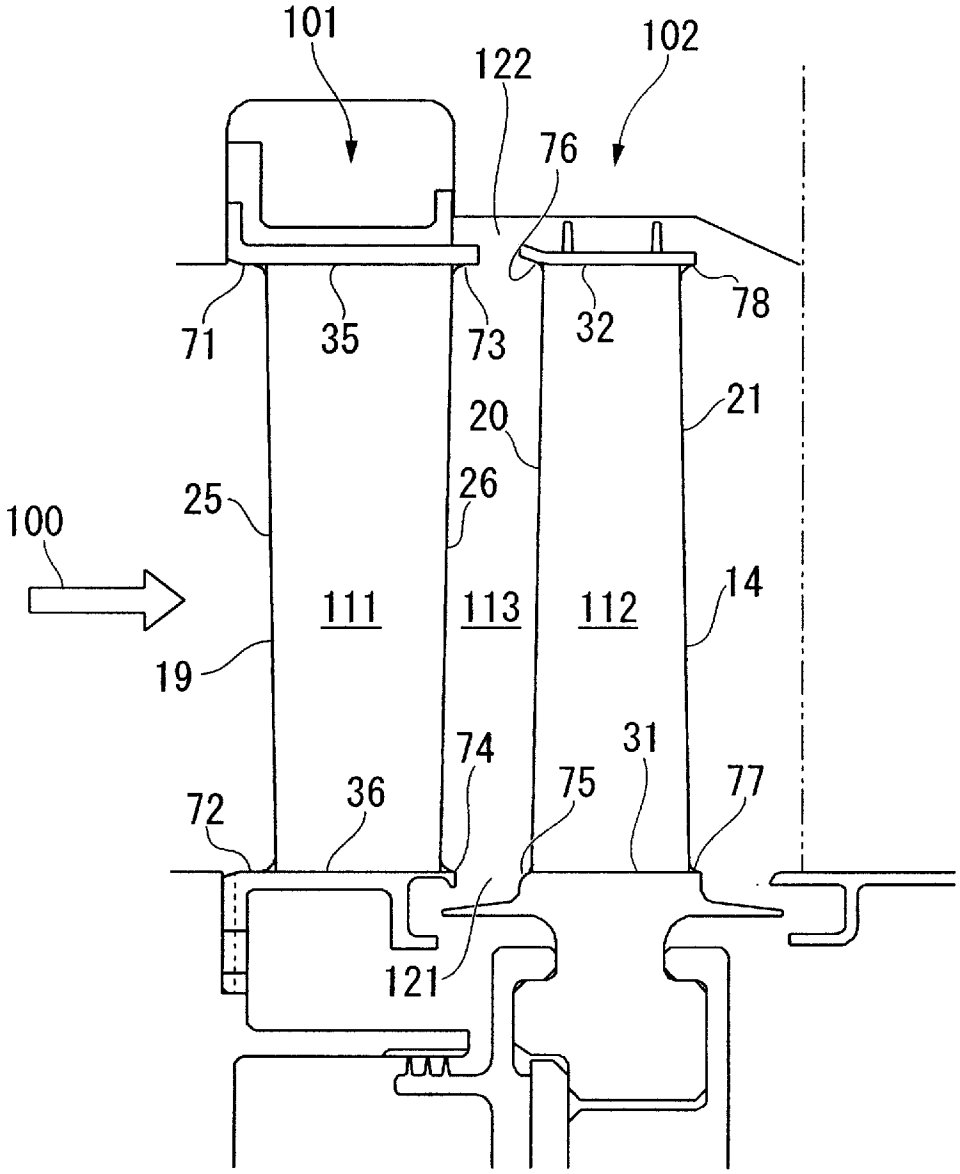
前記第3壁に設けられ、隣接する前記第3壁と前記第4壁との間の第2隙間空間に向けて前記静翼の前縁から延び、前記第2隙間空間と翼間流路との間の流れの損失を抑制する窪みを有する延在部と、

を備えるターボ機械。

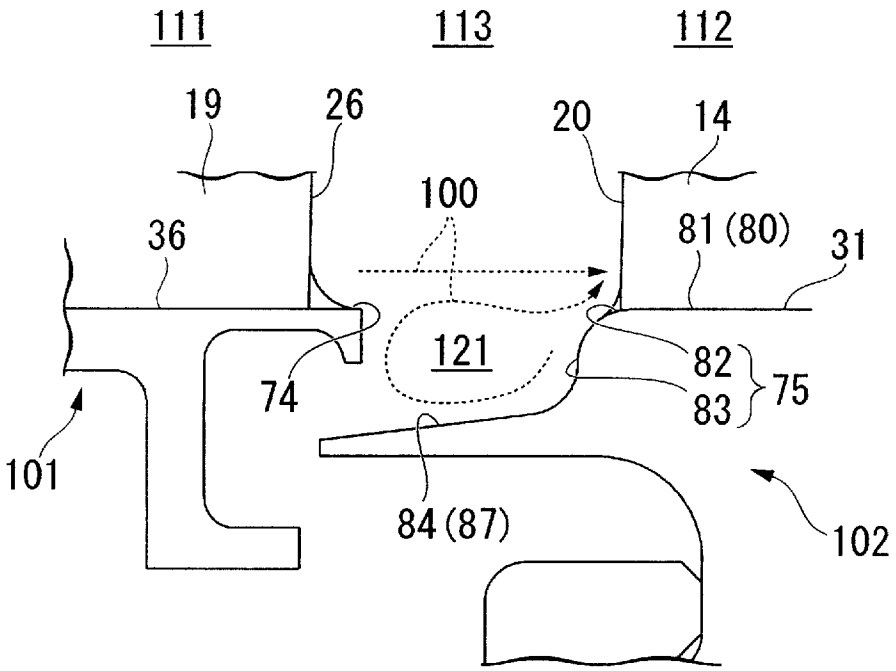
[図1]



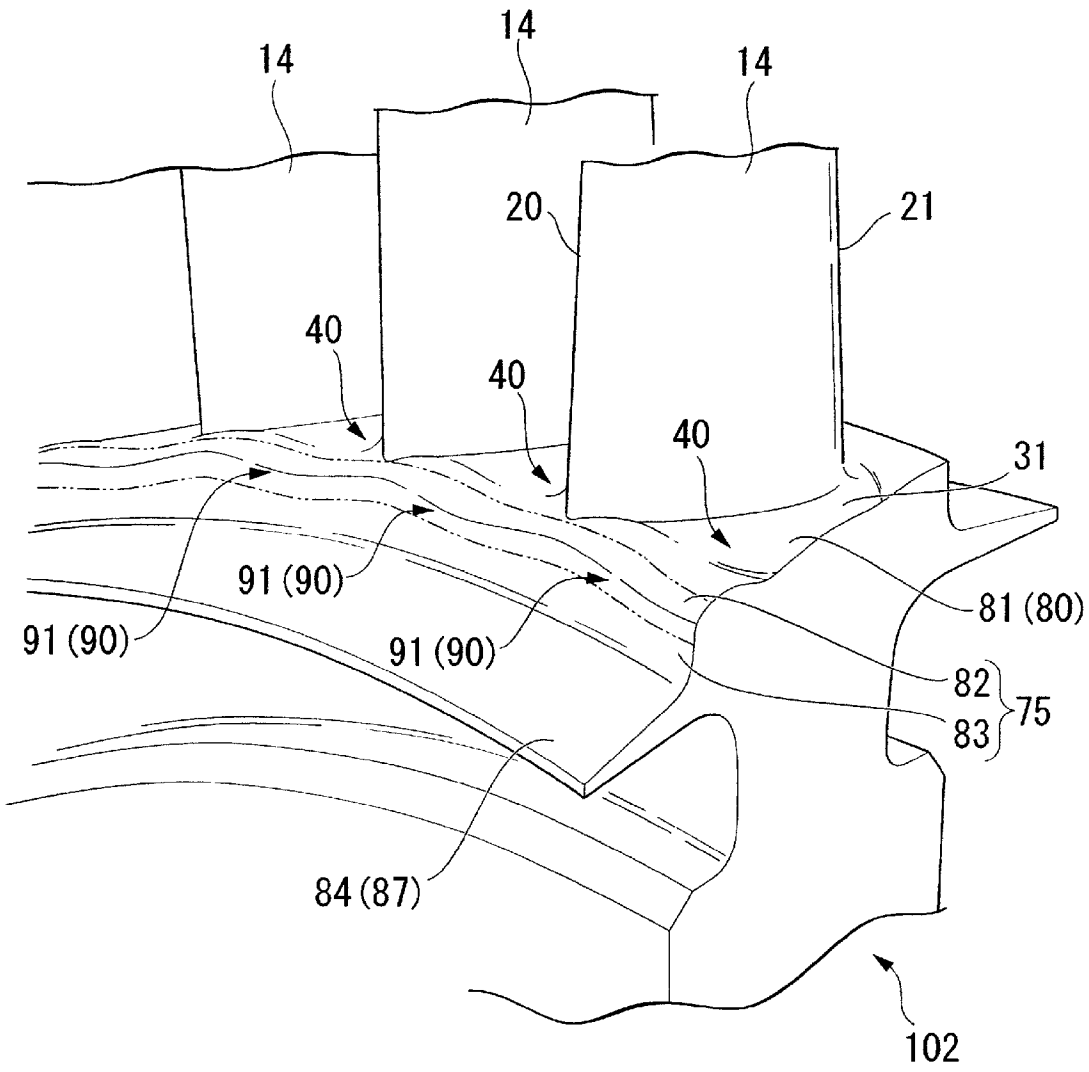
[図2]


101
102
122
76
71
35
73
32
78
21
20
26
25
100
111
113
112
14
19
74
31
36
75
77
72
121

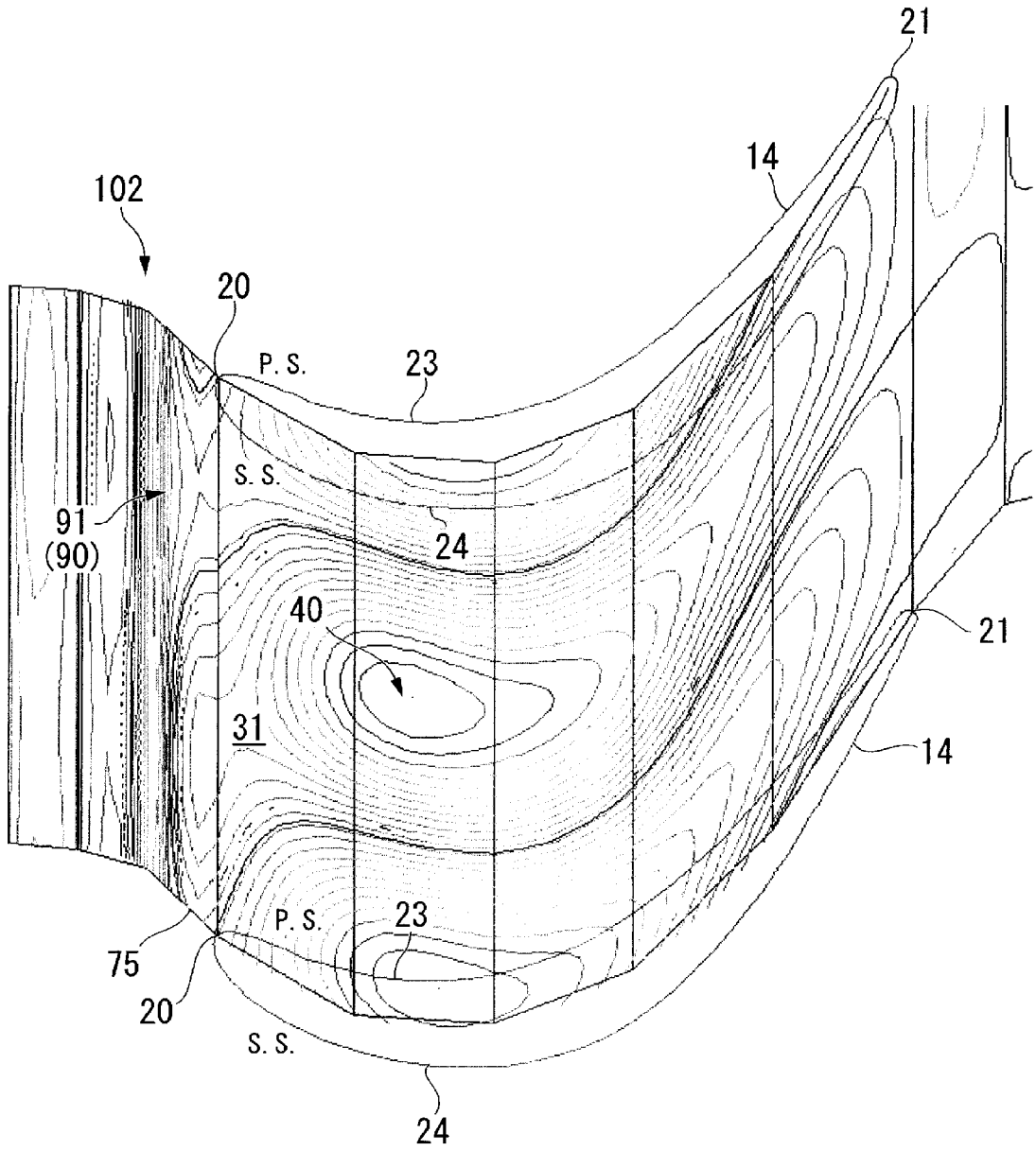
[図3]



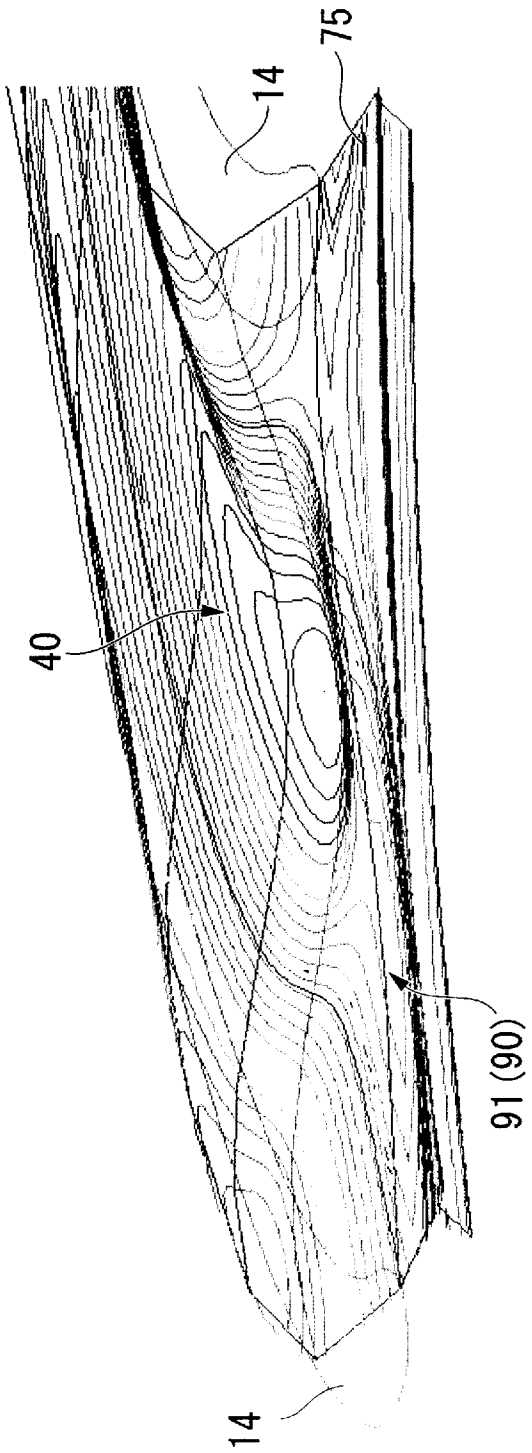
[図4]



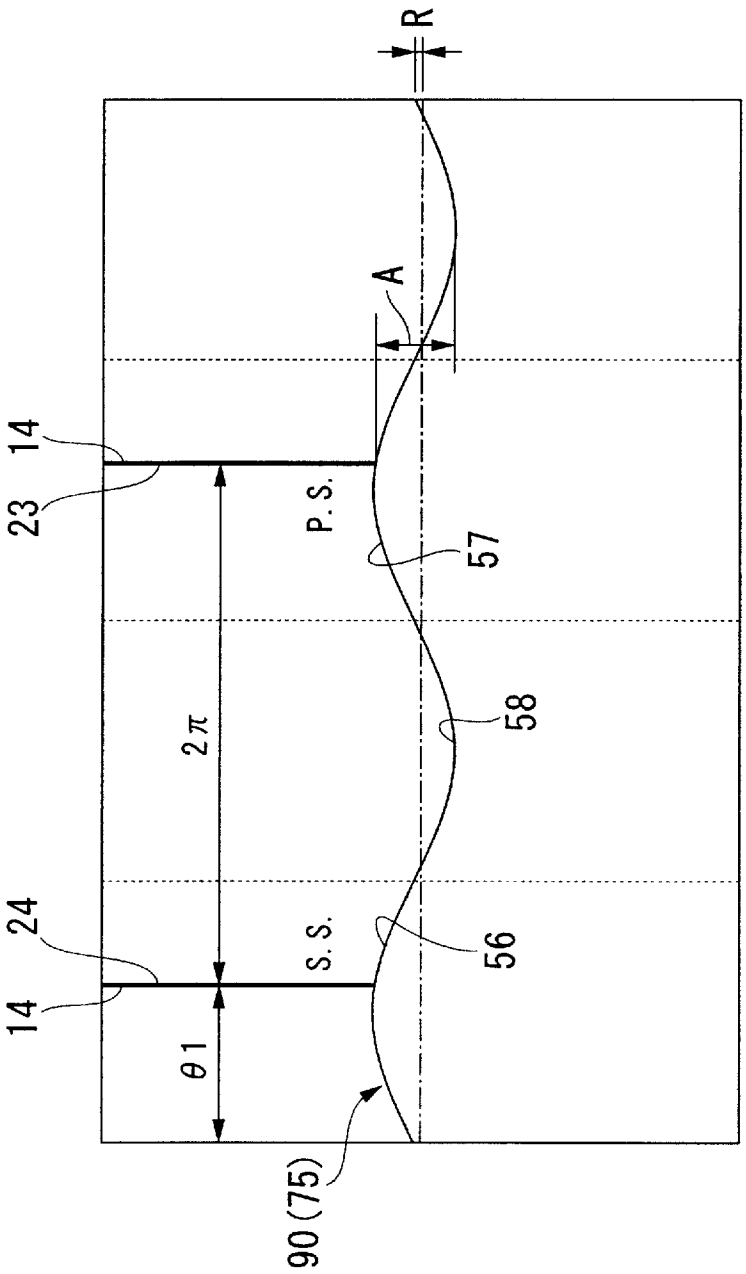
[図5]



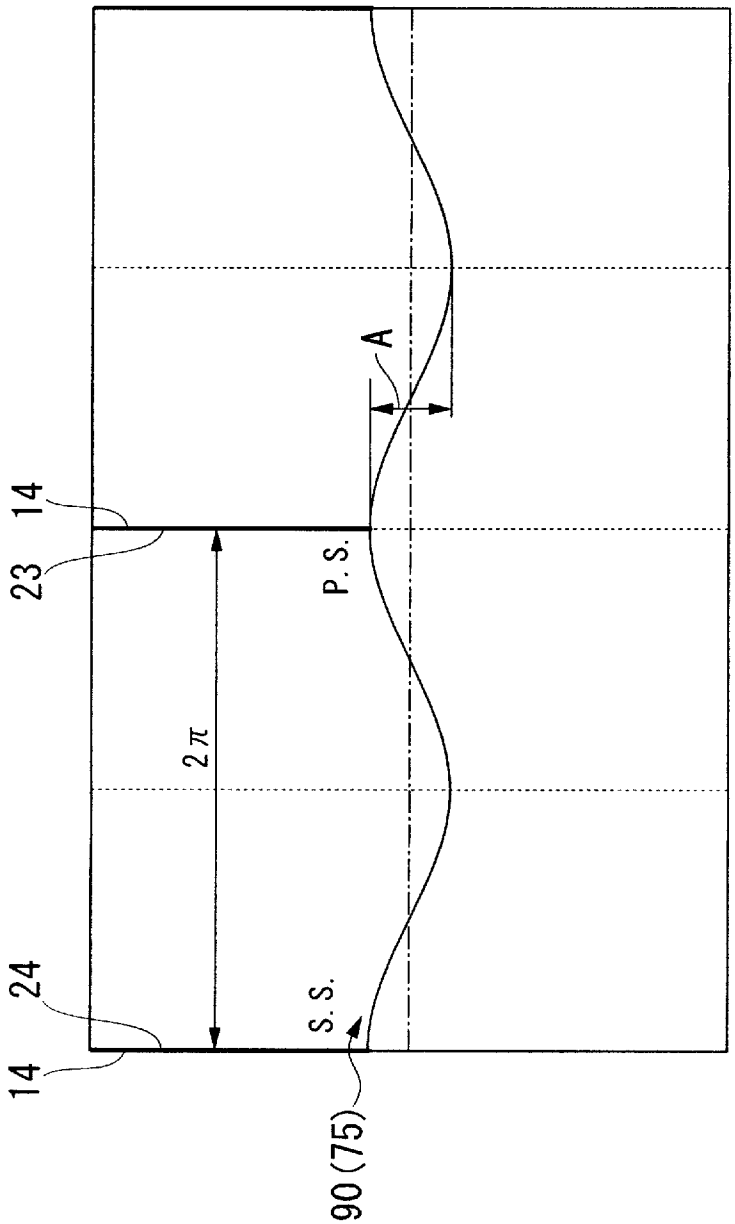
[図6]



[図7]



[図8]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2008/056181

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER
F01D5/14(2006.01)i, *F01D5/12*(2006.01)i, *F01D9/00*(2006.01)i, *F01D9/02*(2006.01)i, *F04D29/32*(2006.01)i, *F04D29/52*(2006.01)i

According to International Patent Classification (IPC) or to both national classification and IPC

B. FIELDS SEARCHED

Minimum documentation searched (classification system followed by classification symbols)
F01D5/14, F01D5/12, F01D9/00, F01D9/02, F04D29/32, F04D29/52

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched
Jitsuyo Shinan Koho 1922-1996 Jitsuyo Shinan Toroku Koho 1996-2008
Kokai Jitsuyo Shinan Koho 1971-2008 Toroku Jitsuyo Shinan Koho 1994-2008

Electronic data base consulted during the international search (name of data base and, where practicable, search terms used)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	JP 2001-271792 A (General Electric Co.), 05 October, 2001 (05.10.01), Par. Nos. [0027], [0033] to [0034], [0036]; Figs. 1 to 7 & US 6561761 B1 & EP 1126132 A2	1-22
Y	JP 2006-291949 A (General Electric Co.), 26 October, 2006 (26.10.06), Par. Nos. [0016], [0033] to [0034], [0076]; Figs. 1, 2 & US 2006/0233641 A1 & EP 1712737 A1	1-11
Y	US 6416289 B1 (Rolls-Royce plc), 09 July, 2002 (09.07.02), Fig. 6 & GB 9920564 D & EP 1081332 A1	10,12-22

☒ Further documents are listed in the continuation of Box C. ☐ See patent family annex.

* Special categories of cited documents:
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date
"L" document which may throw doubts on priority claim(s) or which is cited to establish the publication date of another citation or other special reason (as specified)
"O" document referring to an oral disclosure, use, exhibition or other means
"P" document published prior to the international filing date but later than the priority date claimed
"T" later document published after the international filing date or priority date and not in conflict with the application but cited to understand the principle or theory underlying the invention
"X" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered novel or cannot be considered to involve an inventive step when the document is taken alone
"Y" document of particular relevance; the claimed invention cannot be considered to involve an inventive step when the document is combined with one or more other such documents, such combination being obvious to a person skilled in the art
"&" document member of the same patent family

Date of the actual completion of the international search	Date of mailing of the international search report
24 April, 2008 (24.04.08)	13 May, 2008 (13.05.08)
Name and mailing address of the ISA/ Japanese Patent Office Facsimile No.	Authorized officer Telephone No.

INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.
PCT/JP2008/056181

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	US 4012165 A (United Technologies Corp.), 15 March, 1977 (15.03.77), Fig. 1 (Family: none)	11
A	WO 2006/033407 A1 (Ishikawajima-Harima Heavy Industries Co., Ltd.), 30 March, 2006 (30.03.06), Par. Nos. [0005], [0030]; Figs. 2, 3 & EP 1760257 A1 & CA 2569026 A	1-22
A	JP 2003-269384 A (United Technologies Corp.), 25 September, 2003 (25.09.03), Par. Nos. [0007] to [0010]; Figs. 1 to 4 & US 2003/0170124 A1 & GB 2388162 A & DE 10310150 A & FR 2836954 A	1-22

国際調査報告

国際出願番号　ＰＣＴ／ＪＰ２００８／０５６１８１

Ａ．　発明の属する分野の分類（国際特許分類（ＩＰＣ））

Int.Cl.　F01D5/14(2006.01)i, F01D5/12(2006.01)i, F01D9/00(2006.01)i, F01D9/02(2006.01)i, F04D29/32(2006.01)i, F04D29/52(2006.01)i

Ｂ．　調査を行った分野

調査を行った最小限資料（国際特許分類（ＩＰＣ））

Int.Cl.　F01D5/14, F01D5/12, F01D9/00, F01D9/02, F04D29/32, F04D29/52

最小限資料以外の資料で調査を行った分野に含まれるもの

日本国実用新案公報	１９２２－１９９６年
日本国公開実用新案公報	１９７１－２００８年
日本国実用新案登録公報	１９９６－２００８年
日本国登録実用新案公報	１９９４－２００８年

国際調査で使用した電子データベース（データベースの名称、調査に使用した用語）

Ｃ．　関連すると認められる文献

引用文献のカテゴリー＊	引用文献名　及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する請求の範囲の番号
Y	JP 2001-271792 A (ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ) 2001.10.05, 段落【００２７】、【００３３】－【００３４】、【００３６】、図１－７ & US 6561761 B1 & EP 1126132 A2	1-22
Y	JP 2006-291949 A (ゼネラル・エレクトリック・カンパニイ) 2006.10.26, 段落【００１６】、【００３３】－【００３４】、【００７６】、図１，２ & US 2006/0233641 A1 & EP 1712737 A1	1-11

☑　Ｃ欄の続きにも文献が列挙されている。　　☐　パテントファミリーに関する別紙を参照。

＊　引用文献のカテゴリー
「Ａ」特に関連のある文献ではなく、一般的技術水準を示すもの
「Ｅ」国際出願日前の出願または特許であるが、国際出願日以後に公表されたもの
「Ｌ」優先権主張に疑義を提起する文献又は他の文献の発行日若しくは他の特別な理由を確立するために引用する文献（理由を付す）
「Ｏ」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献
「Ｐ」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願の日の後に公表された文献
「Ｔ」国際出願日又は優先日後に公表された文献であって出願と矛盾するものではなく、発明の原理又は理論の理解のために引用するもの
「Ｘ」特に関連のある文献であって、当該文献のみで発明の新規性又は進歩性がないと考えられるもの
「Ｙ」特に関連のある文献であって、当該文献と他の１以上の文献との、当業者にとって自明である組合せによって進歩性がないと考えられるもの
「＆」同一パテントファミリー文献

国際調査を完了した日 ２４．０４．２００８	国際調査報告の発送日 １３．０５．２００８
国際調査機関の名称及びあて先 日本国特許庁（ＩＳＡ／ＪＰ） 郵便番号１００－８９１５ 東京都千代田区霞が関三丁目４番３号	特許庁審査官（権限のある職員）　３Ｔ　３９２８ 藤原　弘 電話番号　０３－３５８１－１１０１　内線　３３９５

Ｃ（続き）．　関連すると認められる文献

引用文献のカテゴリー＊	引用文献名　及び一部の箇所が関連するときは、その関連する箇所の表示	関連する請求の範囲の番号
Y	US 6416289 B1 (Rolls-Royce plc) 2002.07.09, Fig.6 & GB 9920564 D & EP 1081332 A1	10, 12-22
Y	US 4012165 A (United Technologies Corporation) 1977.03.15, Fig.1 (ファミリーなし)	11
A	WO 2006/033407 A1 (石川島播磨重工業株式会社) 2006.03.30, 段落【０００５】、【００３０】、図２，３ & EP 1760257 A1 & CA 2569026 A	1-22
A	JP 2003-269384 A (ユナイテッド　テクノロジーズ　コーポレイション) 2003.09.25, 段落【０００７】－【００１０】、図１－４ & US 2003/0170124 A1 & GB 2388162 A & DE 10310150 A & FR 2836954 A	1-22