

(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  
2019年7月4日(04.07.2019)



(10) 国際公開番号

WO 2019/131011 A1

- (51) 国際特許分類:  
F01D 11/08 (2006.01) F02C 7/28 (2006.01)  
F02C 7/00 (2006.01) F16J 15/447 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2018/044544
- (22) 国際出願日: 2018年12月4日(04.12.2018)
- (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 2017-253224 2017年12月28日(28.12.2017) JP
- (71) 出願人: 三菱重工航空エンジン株式会社 (MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES AERO ENGINES, LTD.) [JP/JP]; 〒4850826 愛知県小牧市東田中1200番地 Aichi (JP).
- (72) 発明者: 藤村 大悟 (FUJIMURA Daigo); 〒1088215 東京都港区港南二丁目16番5号 三菱重工工業株式会社内 Tokyo (JP). 長谷 貴昭 (HASE Takaaki); 〒4850826 愛知県小牧市東田中1200番地 三菱重工航空

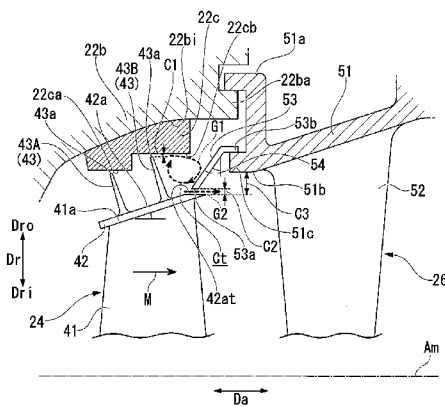
エンジン株式会社内 Aichi (JP). 萩原 寛一 (HAGIWARA Hirokazu); 〒4850826 愛知県小牧市東田中1200番地 三菱重工航空エンジン株式会社内 Aichi (JP).

(74) 代理人: 松沼 泰史, 外 (MATSUNUMA Yasushi 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, BN, BR, BW, BY, BZ, CA, CH, CL, CN, CO, CR, CU, CZ, DE, DJ, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, JO, KE, KG, KH, KN, KP, KR, KW, KZ, LA, LC, LK, LR, LS, LU, LY, MA, MD, ME, MG, MK, MN, MW, MX, MY, MZ, NA, NG, NI, NO, NZ, OM, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, SA, SC, SD, SE, SG, SK, SL, SM, ST, SV, SY, TH, TJ, TM, TN, TR, TT, TZ, UA, UG, US, UZ, VC, VN, ZA, ZM, ZW.

(54) Title: AIRCRAFT GAS TURBINE, AND MOVING BLADE OF AIRCRAFT GAS TURBINE

(54) 発明の名称: 航空機用ガスタービン及び航空機用ガスタービンの動翼



(57) Abstract: This aircraft gas turbine is provided with a rotor, a moving blade (24), a casing, a stationary blade (26), and a guide member (53). The moving blade (24) has fins (43) projecting from the outer peripheral surface (42a) of a moving blade shroud (42). A stationary blade shroud (51) of the stationary blade (26) forms a cavity (Ct) with at least the moving blade shroud (42) and the fins (43). The guide member (53) is provided inside the cavity (Ct) and extends inward from the radial outer side, and an inner-side end part (53a) on the radial inner side faces the outer peripheral surface (42a) of the moving blade shroud (42) with a gap therebetween.

(57) 要約: 航空機用ガスタービンは、ロータと、動翼(24)と、ケーシングと、静翼(26)と、ガイド部材(53)とを備える。動翼(24)は、動翼シュラウド(42)の外周面(42a)から突出するフィン(43)を有する。静翼(26)の静翼シュラウド(51)は、少なくとも動翼シュラウド42及びフィン43とともにキャビティ(Ct)を形成する。ガイド部材(53)は、キャビティ(Ct)内に設けられて、径方向外側から内側に向かって延びて、径方向内側の内側端部(53a)が動翼シュラウド(42)の外周面(42a)に間隔をあけて対向している。



WO 2019/131011 A1

(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, LR, LS, MW, MZ, NA, RW, SD, SL, ST, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ヨーロッパ (AL, AT, BE, BG, CH, CY, CZ, DE, DK, EE, ES, FI, FR, GB, GR, HR, HU, IE, IS, IT, LT, LU, LV, MC, MK, MT, NL, NO, PL, PT, RO, RS, SE, SI, SK, SM, TR), OAPI (BF, BJ, CF, CG, CI, CM, GA, GN, GQ, GW, KM, ML, MR, NE, SN, TD, TG).

添付公開書類 :

一 国際調査報告 (条約第21条(3))

## 明 細 書

発明の名称：

**航空機用ガスタービン及び航空機用ガスタービンの動翼**

### 技術分野

[0001] この発明は、航空機用ガスタービン及び航空機用ガスタービンの動翼に関する。

本願は、2017年12月28日に、日本に出願された特願2017-253224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] 航空機用ガスタービンにおいては、燃焼ガスの主流の一部が動翼を通過せずに、動翼とハウジングとの隙間を通過してしまう。そのため、この隙間を通過する燃焼ガスの流量を低減して出力向上を図ることが望まれている。

[0003] 特許文献1には、動翼とハウジングとの隙間を通過する燃焼ガスの流量を低減するために、非接触のシール構造としてフィンやフィンの先端に隙間を介して対向するハニカムを設けた航空機用ガスタービンが提案されている。

### 先行技術文献

#### 特許文献

[0004] 特許文献1：米国特許出願公開第2013/0266426号明細書

### 発明の概要

#### 発明が解決しようとする課題

[0005] しかしながら、特許文献1に記載の航空機用ガスタービンは、シール構造の隙間を通過した燃焼ガスの流れが、動翼と静翼との間に形成されるキャビティから径方向内側に向かって流れる場合がある。このシール構造の隙間を通過した燃焼ガスの流れる向きは、動翼を通過した主流の流れる向きと大きく異なる。そのため、シール構造の隙間を通過した燃焼ガスが主流に衝突・混合されることによって、混合損失が増加する可能性が有る。

[0006] この発明は、シール構造の隙間を通過した燃焼ガスが動翼を通過した主流

に衝突・混合される際の混合損失を低減して出力を向上できる航空機用ガスタービン及び航空機用ガスタービンの動翼を提供するものである。

### 課題を解決するための手段

[0007] この発明の第一態様によれば、航空機用ガスタービンは、軸線回りに回転するロータと、前記ロータから径方向外側に向かって延びる動翼本体、前記動翼本体の先端に設けられた動翼シュラウド、及び、前記動翼シュラウドの外周面から突出するフィン、を有する動翼と、前記ロータ及び前記動翼を外周側から囲うとともに前記フィンとの間に隙間を形成するケーシングと、前記動翼の下流側で前記ケーシングに固定されて、少なくとも前記動翼シュラウド及び前記フィンとともにキャビティを形成する静翼シュラウドと、前記静翼シュラウドから径方向内側に向かって延びる静翼本体と、を有する静翼と、前記キャビティ内に設けられて、径方向外側から内側に向かって延びて、径方向内側の内側端部が前記動翼シュラウドの外周面に間隔をあけて対向するガイド部材と、を備える。

[0008] このように構成することで、ケーシングとフィンとの間に形成された隙間を通過した燃焼ガスは、動翼シュラウドと、フィンと、静翼シュラウドとによって形成されるキャビティに流入する。その際、燃焼ガスGは、軸線を中心とした径方向にそれぞれ離間して配置されているガイド部材の内側端部と動翼シュラウドの外周面との間を通過する。そのため、燃焼ガスGがキャビティから軸線方向に吹き出される。つまり、キャビティから吹き出される燃焼ガスの流れの向きと、主流の流れる向きとを揃えることができる。

したがって、キャビティから吹き出された燃焼ガスが主流に合流する際に、主流の流れを阻害することを抑制できる。

[0009] さらに、ケーシングとフィンとの間の隙間を通過してキャビティに流入した燃焼ガスの流れを、ガイド部材によって径方向内側に導くことができる。そのため、ガイド部材の内側端部と動翼シュラウドの外周面との間に流入しようとする燃焼ガスに対して、この燃焼ガスの流れと交差する方向から燃焼ガスを衝突させることができる。

したがって、ガイド部材の内側端部と動翼シュラウドの外周面との間に流入しようとする燃焼ガスの流れを縮流させて、キャビティから主流に合流する燃焼ガスの流量を低減することができる。

[0010] この発明の第二態様によれば、第一態様に係る航空機用ガスタービンにおいて、前記内側端部に対向する前記動翼シュラウドの外周面が、前記軸線と平行に形成されていてもよい。

このように構成することで、動翼シュラウドがガイド部材に対して軸線方向へ変位した場合であっても、ガイド部材と動翼シュラウドとの接触を抑制できる。

[0011] この発明の第三態様によれば、第一又は第二態様に係るガイド部材は、前記内側端部から径方向外側に向かうにつれて前記軸線の延びる方向において前記静翼に近づくように傾斜する傾斜部を備えていてもよい。

このように構成することで、ガイド部材の内側端部と動翼シュラウドの外周面との間に流入しようとする燃焼ガスの流れをより一層縮流させることができる。

[0012] この発明の第四態様によれば、第一から第三態様の何れか一つの態様に係る航空機用ガスタービンにおいて、前記内側端部と前記動翼シュラウドの外周面との間の隙間が、前記フィンと前記ケーシングとの間の隙間よりも大きく形成されていてもよい。

このように構成することで、ガイド部材の内側端部と動翼シュラウドの外周面との間に形成される燃焼ガスの流路面積を大きくすることができる。そのため、キャビティから吹き出す燃焼ガスの流速を低下させることができる。

したがって、キャビティから吹き出す燃焼ガスが、主流の流れに影響を及ぼすことをより一層抑制できる。

[0013] この発明の第五態様によれば、第一から第四態様の何れか一つの態様に係る航空機用ガスタービンにおいて、前記ガイド部材の前記内側端部は、前記静翼シュラウドの内周面よりも径方向内側に配置されていてもよい。

このように構成することで、キャビティから流出する燃焼ガスが、静翼シュラウドに衝突することを抑制できる。そのため、キャビティから流出する燃焼ガスが、主流の流れに対して、当該主流の流れと交差する方向から合流することを抑制できる。

[0014] この発明の第六態様によれば、航空機用ガスタービンの動翼は、軸線回りに回転するロータと、前記ロータを外周側から囲うケーシングと、前記ケーシングに固定される静翼シュラウドと、前記静翼シュラウドから径方向内側に向かって延びる静翼本体と、を有する静翼と、径方向外側から内側に向かって延びるガイド部材と、を備えた航空機用ガスタービンの動翼であって、前記ロータから径方向外側に向かって延びる動翼本体と、前記動翼本体の先端に設けられた動翼シュラウドと、前記動翼シュラウドの外周面から突出するフィンと、を備え、前記動翼シュラウド及び前記フィンは、前記動翼本体の下流側で少なくとも前記静翼シュラウドとともにキャビティを形成し、前記キャビティ内に設けられた前記ガイド部材の径方向内側の端部が対向する前記動翼シュラウドの外周面は、前記軸線と平行に形成されている。

このようにすることで、燃焼ガスはケーシングとフィンとの間に形成された隙間を通過し、動翼シュラウドと、フィンと、ケーシングと、静翼シュラウドとによって形成されるキャビティに流入する。キャビティに流入した燃焼ガスGは、軸線を中心とした径方向にそれぞれ離間して配置されているガイド部材の内側端部と、軸線と平行に形成された動翼シュラウドの外周面との間を通過して吹出される。そのため、燃焼ガスGはキャビティから軸線方向に吹き出される。つまり、キャビティから吹き出される燃焼ガスの流れの向きと、主流の流れる向きとを揃えることができる。したがって、キャビティから吹き出された燃焼ガスが主流に合流する際に、主流の流れを阻害することを抑制できる。さらに、動翼シュラウドがガイド部材に対して軸線方向へ変位した場合であっても、ガイド部材と動翼シュラウドとの接触を抑制できる。

## 発明の効果

[0015] 上記航空機用ガスタービン及び航空機用ガスタービンの動翼によれば、シール構造の隙間を通過した燃焼ガスが動翼を通過した主流に衝突・混合される際の混合損失を低減して出力を向上できる。

### 図面の簡単な説明

[0016] [図1]この発明の実施形態の航空機用ガスタービンの概略構成を示す構成図である。

[図2]この発明の実施形態における動翼の端部付近を拡大した部分断面図である。

[図3]この発明の実施形態の各変形例における図2に相当する部分断面図である。

### 発明を実施するための形態

[0017] 次に、この発明の実施形態における航空機用ガスタービン及び航空機用ガスタービンの動翼を図面に基づき説明する。

図1は、この発明の実施形態の航空機用ガスタービンの概略構成を示す構成図である。

図1に示すように、この第一実施形態に係る航空機用のガスタービン100は、航空機の推力を得るためのものである。このガスタービン100は、主に、圧縮機1と、燃焼室2と、タービン3と、を備えている。

[0018] 圧縮機1は、吸気ダクト10から取り込まれた空気を圧縮することで高圧空気を生成する。この圧縮機1は、圧縮機ロータ11と、圧縮機ケーシング12と、を備えている。圧縮機ケーシング12は、圧縮機ロータ11を外周側から覆っており、軸線Amに沿って延びている。

[0019] 圧縮機ロータ11の外周面には、軸線Am方向に間隔をあけて配列された複数の圧縮機動翼段13が設けられている。これら圧縮機動翼段13は、複数の圧縮機動翼14をそれぞれ備えている。各圧縮機動翼段13の圧縮機動翼14は、圧縮機ロータ11の外周面上で軸線Amの周方向に間隔をあけて配列されている。

[0020] 圧縮機ケーシング12の内周面には、軸線Am方向に間隔をあけて配列さ

れた複数の圧縮機静翼段 1 5 が設けられている。これら圧縮機静翼段 1 5 は、軸線 A m 方向で上記圧縮機動翼段 1 3 と交互に配置されている。これら圧縮機静翼段 1 5 は、複数の圧縮機静翼 1 6 をそれぞれ備えている。各圧縮機静翼段 1 5 の圧縮機静翼 1 6 は、圧縮機ケーシング 1 2 の内周面上で軸線 A m の周方向に間隔をあけて配列されている。

[0021] 燃焼室 2 は、圧縮機 1 で生成された高圧空気に燃料 F を混合して燃焼させることで、燃焼ガス G を生成する。燃焼室 2 は、圧縮機ケーシング 1 2 とタービン 3 のタービンケーシング（ケーシング） 2 2 との間に設けられている。この燃焼室 2 によって生成された燃焼ガス G は、タービン 3 に供給される。

[0022] タービン 3 は、燃焼室 2 で生成された高温高圧の燃焼ガス G によって駆動する。より具体的には、タービン 3 は、高温高圧の燃焼ガス G を膨張させて、燃焼ガス G の熱エネルギーを、回転エネルギーに変換する。このタービン 3 は、タービンロータ 2 1 と、タービンケーシング 2 2 と、を備えている。

[0023] タービンロータ 2 1 は、軸線 A m に沿って延びている。このタービンロータ 2 1 の外周面には、軸線 A m 方向に間隔をあけて配列された複数のタービン動翼段 2 3 が設けられている。これらタービン動翼段 2 3 は、複数のタービン動翼 2 4 をそれぞれ備えている。各タービン動翼段 2 3 のタービン動翼 2 4 は、タービンロータ 2 1 の外周面上で軸線 A m の周方向に間隔をあけて配列されている。

[0024] タービンケーシング 2 2 は、タービンロータ 2 1 を外周側から覆っている。このタービンケーシング 2 2 の内周面には、軸線 A m 方向に間隔をあけて配列された複数のタービン静翼段 2 5 が設けられている。タービン静翼段 2 5 は、軸線 A m 方向で上記タービン動翼段 2 3 と交互に配置されている。これらタービン静翼段 2 5 は、複数のタービン静翼 2 6 をそれぞれ備えている。各タービン静翼段 2 5 のタービン静翼 2 6 は、タービンケーシング 2 2 の内周面上で軸線 A m の周方向に間隔をあけて配列されている。

[0025] 圧縮機ロータ 1 1 とタービンロータ 2 1 とは、軸線 A m 方向に一体に接続

されている。これら圧縮機ロータ11とタービンロータ21とによって、ガスタービンロータ91が構成されている。同様に、圧縮機ケーシング12とタービンケーシング22とは、軸線Amに沿って一体に接続されている。これら圧縮機ケーシング12とタービンケーシング22とによってガスタービンケーシング92が構成されている。

ガスタービンロータ91は、ガスタービンケーシング92の内部で軸線Am回りに一体に回転可能とされている。

[0026] 上述した構成の航空機用のガスタービン100を運転するに当たっては、まず外部の駆動源によって圧縮機ロータ11（ガスタービンロータ91）を回転駆動する。圧縮機ロータ11の回転に伴って外部の空気が順次圧縮され、高圧空気が生成される。この高圧空気は、圧縮機ケーシング12を通じて燃焼室2内に供給される。燃焼室2内では、この高圧空気に燃料が混合されたのち燃焼され、高温高圧の燃焼ガスが生成される。燃焼ガスは、タービンケーシング22を通じてタービン3内に供給される。

[0027] タービン3内では、タービン動翼段23、及びタービン静翼段25に燃焼ガスが順次衝突することで、タービンロータ21（ガスタービンロータ91）に対して回転駆動力が与えられる。この回転エネルギーは、主に、圧縮機1の駆動に利用される。タービン3を駆動した燃焼ガスGは、排気ノズル4により流速が増加されて推力を生む噴流となり、噴射口27から外部に排出される。なお、この実施形態においては、航空機用ガスタービンとして1軸のターボジェットエンジンを一例にして説明した。しかし、1軸のターボジェットエンジンに限られず、航空機用ガスタービンであれば如何なる形態であっても良い。

[0028] 図2は、この発明の実施形態における動翼の端部付近を拡大した部分断面図である。

図2に示すように、タービン3のタービン動翼24は、動翼本体41と、動翼シュラウド42と、フィン43と、を有している。動翼本体41は、タービンロータ21から径方向外側に向かって延びている。動翼シュラウド4

2は、動翼本体41の先端41a、より具体的には、軸線Amを中心とした径方向Drの外側（以下、単に径方向外側Droと称する）の動翼本体41の先端41aに設けられている。動翼シュラウド42は、軸線Amを中心とした周方向Dc（図1参照）に並んで配置されたタービン動翼24の全ての先端41aに形成されている。これら動翼シュラウド42は、周方向Dcで隣り合うタービン動翼24の動翼シュラウド42同士が隣接して配置されることで環状を成している。なお、動翼シュラウド42は、周方向Dcで一体に形成されていても良い。

[0029] この図2に示す動翼シュラウド42は、軸線Amに対して主流Mの下流側に向かうにつれて径方向Drの外側に配置されるように傾斜している場合を示している。しかし、この動翼シュラウド42の傾斜の角度は、一例であって、動翼シュラウド42は、軸線Amと平行に形成されていても良い。

[0030] フィン43は、動翼シュラウド42の外周面42aから突出している。この実施形態で例示するフィン43は、軸線Amの延びる方向（以下、単に軸線方向Daと称する）に間隔をあけて2つ設けられている。なお、以下の説明では、二つのフィン43を、それぞれフィン43A、フィン43Bと称する。

[0031] フィン43A、フィン43Bは、タービン動翼24と、このタービン動翼24の径方向Dr外側のタービンケーシング22との隙間を塞ぐように延びている。また、これらフィン43A、フィン43Bは、動翼シュラウド42と同様に、タービン動翼24毎に設けられ、周方向Dcで隣り合うタービン動翼24のフィン43A同士及びフィン43B同士が隣接して配置されることで、周方向Dcに連続する環状を成している。

[0032] フィン43A、フィン43Bのそれぞれの先端43aは、タービンケーシング22の内周面（より具体的には、ダンパシール22cの内周面22ca、22cb）に対して僅かなクリアランスC1を介して配置されている。これらクリアランスC1は、例えば、熱変形や振動等によりタービンケーシング22の内周面に接触しない範囲で、できるだけ小さく形成されている。な

お、この実施形態で例示するフィン43A、フィン43Bは、動翼シュラウド42の外周面42aに対して、実質的に垂直に延びているが、外周面42aに対するフィン43A、フィン43Bの傾斜角度は垂直に限られない。また、フィン43の数は、二つに限られない。例えば、フィン43の数は、一つや、三つ以上であってもよい。

[0033] ここで、タービンケーシング22は、ケーシング本体（図示せず）と、翼環（図示せず）と、遮熱環（図示せず）と、分割環22bと、ダンパシール22cと、を備えている。ケーシング本体（図示せず）は、上述したタービンロータ21及びタービン動翼24を外周側から囲う筒状に形成され、その内周側で翼環（図示せず）を支持している。翼環（図示せず）は、軸線Amを中心とした環状に形成され、複数の分割環22b及びタービン静翼26の径方向外側Dr<sub>o</sub>に配置されている。遮熱環（図示せず）は、径方向Drで翼環（図示せず）と分割環22bとの間、及び翼環（図示せず）とタービン静翼26との間にそれぞれ配置され、翼環（図示せず）と分割環22b、及び翼環（図示せず）とタービン静翼26とを接続している。

[0034] ダンパシール22cは、主流Mの一部がフィン43Aとタービンケーシング22との間、及びフィン43Bとタービンケーシング22との間にそれぞれの形成された隙間を通過することを抑制する。この実施形態におけるダンパシール22cは、フィン43A及びフィン43Bと共に非接触のシール構造を構成する。このダンパシール22cは、分割環22bの内周面22biに固定されている。ダンパシール22cとしては、例えば、径方向内側Dr<sub>i</sub>に開口するハニカム構造の部材を用いることができる。

[0035] この実施形態で例示するダンパシール22cは、フィン43A、フィン43Bのそれぞれの先端43aに対向する二つの内周面22ca, 22cbを有している。これら内周面22ca, 22cbは、ダンパシール22cが配置される箇所においてタービンケーシング22の内周面を構成している。つまり、ダンパシール22cの内周面22caとフィン43Aとの隙間と、内周面22cbとフィン43との隙間は、同一のクリアランスC1とされている。

る。

[0036] また、この実施形態におけるダンパシール22cの内周面22ca, 22cbは、それぞれ軸線Amと平行に形成され、径方向Drの位置がそれぞれ異なっている。言い換えれば、ダンパシール22cは、階段状に形成されている。なお、ダンパシール22cの形状は、この実施形態で例示した形状に限られない。また、タービンケーシング22においてダンパシール22cを省略し、フィン43A, 43Bの先端43aを分割環22bの内周面22biと対向配置するようにしても良い。

[0037] タービン静翼26は、静翼シュラウド51と、静翼本体52と、を少なくとも備えている。

静翼シュラウド51は、動翼シュラウド42及びフィン43BとともにキャビティCtを形成する。この静翼シュラウド51は、タービン動翼24よりも主流Mの流れる方向における下流側（以下、単に下流側と称する）に配置され、タービンケーシング22に固定されている。

[0038] この実施形態における静翼シュラウド51は、主流Mの流れる方向における上流側（以下、単に上流側と称する）にフック部51aを備えている。静翼シュラウド51は、このフック部51aにより分割環22bの下流側の端部22baに固定されている。また、この静翼シュラウド51は、軸線Amを中心とした周方向Dcに連続する環状に形成されている。この静翼シュラウド51の径方向内側Driに主流Mの流路が形成される。

[0039] 静翼本体52は、静翼シュラウド51から径方向内側Driに向かって延びている。タービン静翼26は、この静翼シュラウド51を介してタービンケーシング22に固定されている。

[0040] 上述したタービン3は、キャビティCt内にガイド部材53を更に備えている。

ガイド部材53は、径方向外側Droから径方向内側Driに向かって延びている。このガイド部材53は、周方向Dcに連続する環状に形成されている。ここで、ガイド部材53は、動翼シュラウド42と同様に、一体成形

して環状を成すようにしたり、複数のセグメント（言い換えれば、弧状の部材）を組み合わせて環状を成すようにしたりしても良い。

ガイド部材53の径方向内側 $D_{ri}$ の内側端部53aは、動翼シュラウド42の外周面42aに隙間を介して対向している。

[0041] より具体的には、ガイド部材53の内側端部53aは、動翼シュラウド42の外周面42aのうち最も下流側に位置する下流側端部42atに対して径方向 $D_r$ で対向するように配置されている。そして、この実施形態における内側端部53aは、下流側端部42atと平行な面を有している。

[0042] これら内側端部53aと下流側端部42atとの間に形成された隙間のクリアランス $C_2$ は、上述したクリアランス $C_1$ よりも大きく形成され、且つ、径方向 $D_r$ における静翼シュラウド51の内周面51bと動翼シュラウド42の外周面42aとの距離 $C_3$ よりも小さく形成されている。言い換えれば、ガイド部材53の内側端部53aは、静翼シュラウド51の内周面51bよりも径方向内側 $D_{ri}$ に配置されている。なお、図2においては、内側端部53aが、下流側端部42atと平行に形成される場合を例示した。しかし、内側端部53aは、下流側端部42atと平行な面を有さないようにすることもできる。

[0043] 動翼シュラウド42の下流側端部42atは、軸線 $A_m$ と平行に延びている。ここで、この実施形態における動翼シュラウド42は、上述したように軸線 $A_m$ に対して下流側ほど径方向外側 $D_{ro}$ に離間するように傾斜している。そのため、動翼シュラウド42の下流側端部42atが形成されている部分は、軸線方向 $D_a$ で下流側に向かうほど径方向 $D_r$ の厚さが漸次小さくなっている。なお、図2に示す動翼シュラウド42において、下流側端部42atの形成されている部分が、軸線方向 $D_a$ の下流側に向かって尖っている場合を例示したが、必ずしも尖っている必要はない。

[0044] さらに、ガイド部材53は、傾斜部54を備えている。この傾斜部54は、上述した内側端部53aから径方向外側 $D_{ro}$ に向かうにつれて下流側、すなわち軸線方向 $D_a$ においてタービン静翼26に近づくように傾斜してい

る。この実施形態におけるガイド部材53は、その径方向外側Dr<sub>o</sub>の端部である外側端部53bが静翼シュラウド51の上流側端部51cに固定されている。そのため、傾斜部54の傾斜角度は、静翼シュラウド51の上流側端部51cと、動翼シュラウド42の下流側端部42atとの位置関係に応じた傾斜角度となっている。なお、図2中、傾斜部54の傾斜角度が一定の角度である場合を例示しているが、傾斜部54の傾斜角度は、一定の角度でなくてもよい。また、ガイド部材53の外側端部53bの形状は、図2の形状に限られない。この外側端部53b形状は、この外側端部53bが固定される箇所の形状に応じて適宜変更してもよい。

[0045] この実施形態のガスタービン100は、上述した構成を備えている。次に、上述したガスタービン100の作用について図2を参照しながら説明する。

まず、燃焼ガスGの主流Mの一部が、フィン43A、43BのクリアランスC1を通過してキャビティCtに流入する。この際、キャビティCtに流入した燃焼ガスG1は、ダンパシール22cの内周面22cbに沿うように流れる。その後、この燃焼ガスG1の流れは、ガイド部材53によって径方向内側Dr<sub>i</sub>に向かうように案内される。

[0046] その一方で、ガイド部材53と下流側端部42atとの隙間には、キャビティCtから流出する燃焼ガスG2が軸線方向Daに流れている。キャビティCtから流出する燃焼ガスG2は、ガイド部材53によって径方向内側Dr<sub>i</sub>に向かうように案内された燃焼ガスG1によって縮流され、その流量が抑えられる。

[0047] そして、縮流された燃焼ガスG2は、キャビティCtから流出する際、このクリアランスC1よりも大きいクリアランスC2の隙間を通過することで、圧力回復される。つまり、燃焼ガスGは、主流Mに合流する前に流速が抑制される。そして、燃焼ガスG2は、キャビティCtから軸線Amに沿って下流側に吹出されてから主流Mに合流する。

[0048] したがって、上述した実施形態によれば、ダンパシール22cとフィン4

3 Bとの間を通過した燃焼ガスG 1は、動翼シュラウド4 2と、フィン4 3 Bと、静翼シュラウド5 1とによって形成されるキャビティC tに流入する。そして、キャビティC tに流入した燃焼ガスG 1は、径方向D rにそれぞれ離間して配置されたガイド部材5 3の内側端部5 3 aと動翼シュラウド4 2の外周面4 2 aとの間を燃焼ガスG 2として通過する。そのため、燃焼ガスG 2がキャビティC tから軸線方向D aに吹き出される。つまり、キャビティC tから吹き出される燃焼ガスG 2の流れであるキャビティフローの向きと、主流Mの流れる向きとを揃えて、キャビティフローを主流Mに円滑に合流させることができる。その結果、キャビティC tから吹き出された燃焼ガスG 2が主流Mに合流する際に、主流Mの流れを阻害することを抑制できる。

[0049] さらに、ダンパシール2 2 cとフィン4 3 Bとの間を通過してキャビティC tに流入した燃焼ガスG 1の流れを、ガイド部材5 3によって径方向内側D r iに導くことができる。そのため、ガイド部材5 3の内側端部5 3 aと動翼シュラウド4 2の外周面4 2 aとの隙間に流入しようとする燃焼ガスG 2に対して、この流れと交差する方向から燃焼ガスG 1を衝突させることができる。その結果、ガイド部材5 3の内側端部5 3 aと動翼シュラウド4 2の外周面4 2 aとの隙間に流入しようとする燃焼ガスG 2の流れを縮流させて、キャビティC tから吹き出す燃焼ガスG 2であるキャビティフローの流量を低減することができる。

その結果、キャビティフローがタービン動翼2 4を通過した主流Mの流れに衝突・混合される際の混合損失を低減することができ、ガスタービン1 0 0の出力を向上させることができる。

[0050] また、上記実施形態では、内側端部5 3 aに対向する動翼シュラウド4 2の外周面4 2 aのうち下流側端部4 2 a tが、軸線A mと平行に形成されている。これにより、動翼シュラウド4 2がガイド部材5 3に対して軸線方向D aへ変位した場合に、ガイド部材5 3と動翼シュラウド4 2との接触を抑制できる。

[0051] さらに、上記実施形態では、ガイド部材53が傾斜部54を備えることで、ガイド部材53の内側端部53aと動翼シュラウド42の外周面42aとの間に流入しようとする燃焼ガスG2の流れをより一層縮流させることができる。

[0052] また、クリアランスC1よりもクリアランスC2が大きいことで、内側端部53aと動翼シュラウド42の外周面42aとの間に形成される流路の断面積を大きくすることができる。そのため、内側端部53aと動翼シュラウド42の外周面42aとの間の隙間を流れる燃焼ガスG2の流速を低下させることができる。その結果、主流Mの流れに影響を及ぼすことをより一層抑制できる。

[0053] さらに、ガイド部材53の内側端部53aは、静翼シュラウド51の内周面51bよりも径方向内側Dr1に配置されている。そのため、キャビティCtから吹き出すキャビティフローが、静翼シュラウド51に衝突することを抑制できる。そのため、キャビティフローが静翼シュラウド51に衝突して向きを変えて主流Mと交差する方向から主流Mに合流することを抑制できる。

[0054] 以下、上述した実施形態の変形例を図3に基づき説明する。なお、この実施形態の変形例は、上述した実施形態とガイド部材の構成が異なるだけである。そのため、上述した実施形態と同一部分に同一符号を付し、重複する説明を省略する。

図3は、この発明の実施形態の各変形例における図2に相当する部分断面図である。

[0055] (第一変形例)

上述した実施形態においては、ガイド部材53が静翼シュラウド51に固定されている場合について説明した。しかし、ガイド部材53の固定位置は、静翼シュラウド51に限られない。例えば、図3において実線で示すガイド部材153のように分割環22bの内周面22biに固定されていても良い。

## [0056] (第二変形例)

さらに、図3に破線で示すように、ガイド部材253の固定位置は、ダンパシール22cの下流側の側面22dであっても良い。

[0057] これら第一変形例及び第二変形例においても、上述した実施形態と同様に、キャビティCtから流出する燃焼ガスG2の縮流効果が得られ、さらにキャビティCtから流出する燃焼ガスG2の流速低減を図ることができる。そのため、キャビティフローが主流Mの流れに衝突・混合される際の混合損失を低減することができる。したがって、ガスタービン100の出力を向上させることができる。

なお、第二変形例のガイド部材253の傾斜する向きは、上述した実施形態のガイド部材53や第一変形例のガイド部材153の傾斜する向きと逆になっている場合を例示した。このように傾斜した第二変形例では、上述した実施形態や第一変形例と比較して縮流効果は低下して、ガイド部材253と下流側端部42atとのクリアランスC2による燃焼ガスG2の漏れ流量低減効果が支配的となる。

[0058] この発明は上述した実施形態や各変形例の構成に限られるものではなく、その要旨を逸脱しない範囲で設計変更可能である。

例えば、上述した実施形態や各変形例では、動翼シュラウド42の外周面42aの下流側端部42atが、軸線Amと平行に形成される場合について説明したが、下流側端部42atは、軸線Amと平行に形成されるものに限られない。

[0059] また、上述した実施形態や各変形例では、ガイド部材53、153、253が傾斜部54、154、254を備える場合について説明したが、傾斜部54、154、254を備えていなくても良い。つまり、ガイド部材53は、例えば、径方向Drに延びるように形成しても良い。

[0060] さらに、上述した実施形態では、クリアランスC2がクリアランスC1よりも大きい場合について説明したが、これに限られない。例えば、クリアランスC2は、クリアランスC1と同等又は僅かに小さくするようにしてもよ

い。

また、上述した実施形態においては、航空機用ガスタービンとして1軸のターボジェットエンジンを一例に説明した。しかし、この発明は、多軸のターボファンエンジンやヘリコプタ用のターボシャフトエンジン等にも適用可能である。

さらに、上述した実施形態では、圧縮機1として軸流圧縮機を例示したが、圧縮機1は、軸流圧縮機に限られるものではない。

### 産業上の利用可能性

[0061] 上記航空機用ガスタービン及び航空機用ガスタービンの動翼によれば、シール構造の隙間を通過した燃焼ガスが動翼を通過した主流に衝突・混合される際の混合損失を低減して出力を向上できる。

### 符号の説明

- [0062] 1 圧縮機  
2 燃焼室  
3 タービン  
4 排気ノズル  
10 吸気ダクト  
11 圧縮機ロータ  
12 圧縮機ケーシング  
13 圧縮機動翼段  
14 圧縮機動翼  
15 圧縮機静翼段  
16 圧縮機静翼  
21 タービンロータ  
22 タービンケーシング (ケーシング)  
22 b 分割環  
22 b a 端部  
22 b i 内周面

- 2 2 c ダンパシール
- 2 2 c a 内周面
- 2 2 c b 内周面
- 2 2 d 側面
- 2 3 タービン動翼段
- 2 4 タービン動翼
- 2 5 タービン静翼段
- 2 6 タービン静翼
- 2 7 噴射口
- 4 1 動翼本体
- 4 1 a 先端
- 4 2 動翼シュラウド
- 4 2 a 外周面
- 4 2 a t 下流側端部
- 4 3 フィン
- 4 3 a 先端
- 4 3 A フィン
- 4 3 B フィン
- 5 1 静翼シュラウド
- 5 1 a フック部
- 5 1 b 内周面
- 5 1 c 上流側端部
- 5 2 静翼本体
- 5 3, 1 5 3, 2 5 3 ガイド部材
- 5 3 a 内側端部
- 5 3 b 外側端部
- 5 4, 1 5 4, 2 5 4 傾斜部
- 9 1 ガスタービンロータ

92 ガスタービンケーシング

100 ガスタービン

## 請求の範囲

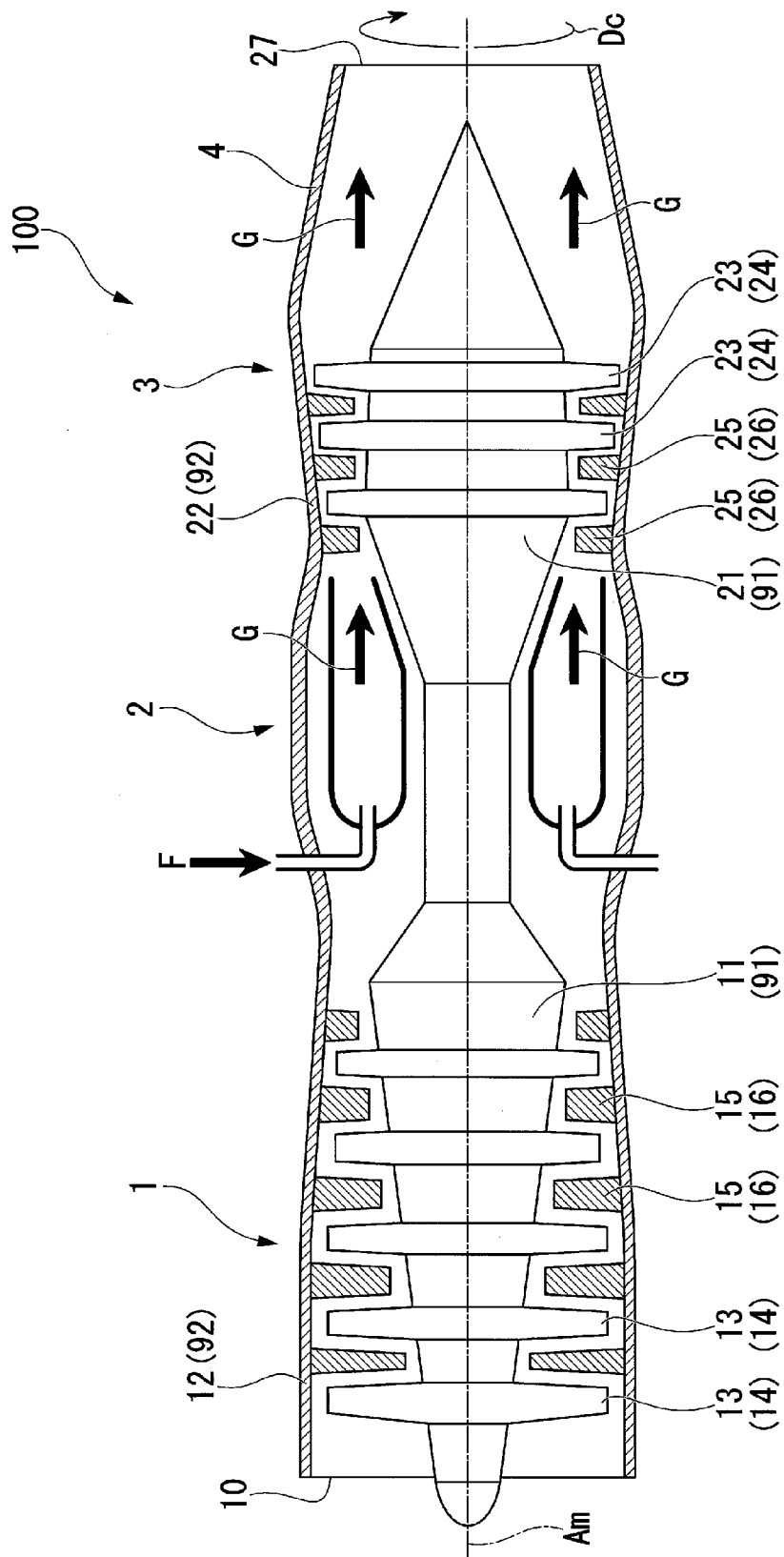
- [請求項1] 軸線回りに回転するロータと、  
前記ロータから径方向外側に向かって延びる動翼本体、前記動翼本体の先端に設けられた動翼シュラウド、及び、前記動翼シュラウドの外周面から突出するフィン、を有する動翼と、  
前記ロータ及び前記動翼を外周側から囲うとともに前記フィンとの間に隙間を形成するケーシングと、  
前記動翼の下流側で前記ケーシングに固定されて、少なくとも前記動翼シュラウド及び前記フィンとともにキャビティを形成する静翼シュラウドと、前記静翼シュラウドから径方向内側に向かって延びる静翼本体と、を有する静翼と、  
前記キャビティ内に設けられて、径方向外側から内側に向かって延びて、径方向内側の内側端部が前記動翼シュラウドの外周面に間隔をあけて対向するガイド部材と、  
を備える航空機用ガスタービン。
- [請求項2] 前記内側端部に対向する前記動翼シュラウドの外周面は、前記軸線と平行に形成されている請求項1に記載の航空機用ガスタービン。
- [請求項3] 前記ガイド部材は、前記内側端部から径方向外側に向かうにつれて前記軸線の延びる方向において前記静翼に近づくように傾斜する傾斜部を備える請求項1又は2に記載の航空機用ガスタービン。
- [請求項4] 前記内側端部と前記動翼シュラウドの外周面との間の隙間は、前記フィンと前記ケーシングとの間の隙間よりも大きく形成されている請求項1から3の何れか一項に記載の航空機用ガスタービン。
- [請求項5] 前記ガイド部材の前記内側端部は、前記静翼シュラウドの内周面よりも径方向内側に配置されている請求項1から4の何れか一項に記載の航空機用ガスタービン。
- [請求項6] 軸線回りに回転するロータと、  
前記ロータを外周側から囲うケーシングと、

前記ケーシングに固定される静翼シュラウドと、前記静翼シュラウドから径方向内側に向かって延びる静翼本体と、を有する静翼と、  
径方向外側から内側に向かって延びるガイド部材と、を備えた航空機用ガスタービンの動翼であって、

前記ロータから径方向外側に向かって延びる動翼本体と、  
前記動翼本体の先端に設けられた動翼シュラウドと、  
前記動翼シュラウドの外周面から突出するフィンと、を備え、  
前記動翼シュラウド及び前記フィンは、前記動翼本体の下流側で少なくとも前記静翼シュラウドとともにキャビティを形成し、

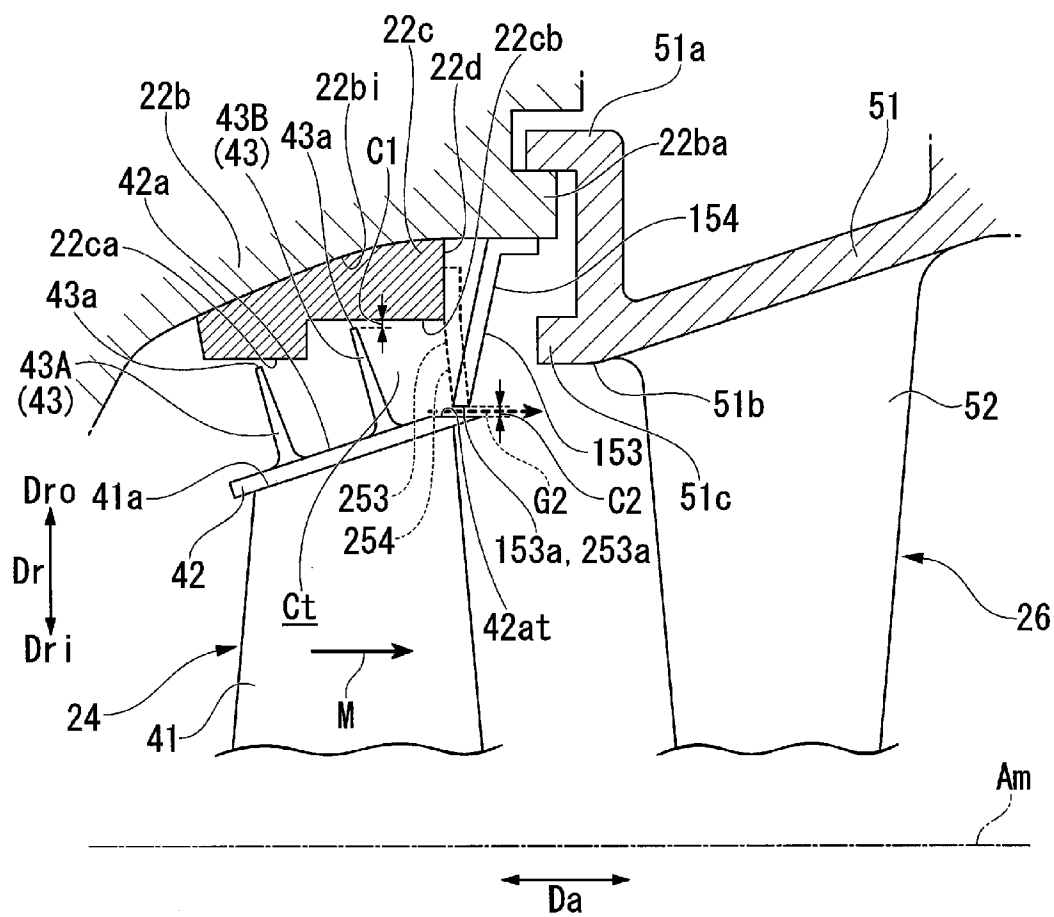
前記キャビティ内に設けられた前記ガイド部材の径方向内側の端部が対向する前記動翼シュラウドの外周面は、前記軸線と平行に形成されている航空機用ガスタービンの動翼。

[図1]





[図3]



**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**

International application No.

PCT/JP2018/044544

**A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER**

Int. Cl. F01D11/08 (2006.01) i, F02C7/00 (2006.01) i, F02C7/28 (2006.01) i, F16J15/447 (2006.01) n

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)  
Int. Cl. F01D11/08, F02C7/00, F02C7/28, F16J15/447

Documentation searched other than minimum documentation to the extent that such documents are included in the fields searched

Published examined utility model applications of Japan 1922-1996  
Published unexamined utility model applications of Japan 1971-2018  
Registered utility model specifications of Japan 1996-2018  
Published registered utility model applications of Japan 1994-2018

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.
X A	EP 3147460 A1 (GENERAL ELECTRIC TECHNOLOGY GMBH) 29 March 2017, paragraphs [0016], [0017], [0019], fig. 2 (Family: none)	1-2, 4, 6 3, 5
X A	JP 5-195988 A (ASEA BROWN BOVERI LTD.) 06 August 1993, paragraphs [0013]-[0020], fig. 1, 2 & US 5290144 A, column 2, line 34 to column 3, line 47, fig. 1, 2 & EP 536575 A1	1-2, 5-6 3-4
A	JP 2007-120476 A (TOSHIBA CORP.) 17 May 2007 (Family: none)	1-6
A	EP 2096262 A1 (SIEMENS AKT IENGESELLSCHAFT) 02 September 2009 (Family: none)	1-6

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  
28.12.2018

Date of mailing of the international search report  
15.01.2019

Name and mailing address of the ISA/  
Japan Patent Office  
3-4-3, Kasumigaseki, Chiyoda-ku,  
Tokyo 100-8915, Japan

Authorized officer  
  
Telephone No.

**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**International application No.  
PCT/JP2018/044544

## C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
P, X	JP 2018-135847 A (MITSUBISHI HEAVY INDUSTRIES, LTD.) 30 August 2018, paragraphs [0026]-[0055], fig. 1, 2 & WO 2018/155636 A	1, 3, 6

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（IPC））  
 Int.Cl. F01D11/08(2006.01)i, F02C7/00(2006.01)i, F02C7/28(2006.01)i, F16J15/447(2006.01)n

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. F01D11/08, F02C7/00, F02C7/28, F16J15/447

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 1971-2018年  
 日本国実用新案登録公報 1996-2018年  
 日本国登録実用新案公報 1994-2018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 請求項の番号
X A	EP 3147460 A1 (GENERAL ELECTRIC TECHNOLOGY GMBH) 2017.03.29, 段落[0016]-[0017], [0019], 図2 (ファミリーなし)	1-2, 4, 6 3, 5
X A	JP 5-195988 A (アセア ブラウン ボヴェリ アクチエンゲゼルシ ヤフト) 1993.08.06, 段落[0013]-[0020], 図1-2 & US 5290144 A, 第2欄34行-第3欄47行, 第1-2図 & EP 536575 A1	1-2, 5-6 3-4
A	JP 2007-120476 A (株式会社東芝) 2007.05.17 (ファミリーなし)	1-6

☑ 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	の日の後に公表された文献
「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	「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
「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	「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
「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）	「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
「O」口頭による開示、使用、展示等に言及する文献	「&」同一パテントファミリー文献
「P」国際出願日前で、かつ優先権の主張の基礎となる出願	

国際調査を完了した日  
 28.12.2018

国際調査報告の発送日  
 15.01.2019

国際調査機関の名称及びあて先  
 日本国特許庁 (ISA/J P)  
 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） 齊藤 彬	3 S	5 0 7 2
電話番号 03-3581-1101 内線 3391		

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 請求項の番号
A	EP 2096262 A1 (SIEMENS AKTIENGESELLSCHAFT) 2009. 09. 02 (ファミリーなし)	1-6
P, X	JP 2018-135847 A (三菱重工業株式会社) 2018. 08. 30, 段落[0026]-[0055], 図 1-2 & WO 2018/155636 A	1, 3, 6