

(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
2016年6月30日(30.06.2016)



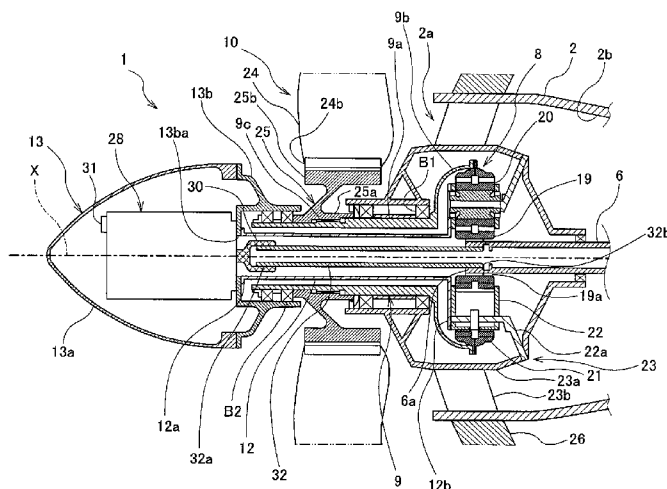
(10) 国際公開番号
WO 2016/103550 A1

- (51) 国際特許分類:
F02C 7/32 (2006.01) *F02C 7/36* (2006.01)
F02C 7/00 (2006.01) *F02K 3/06* (2006.01)
F02C 7/18 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2015/005520
- (22) 国際出願日: 2015年11月4日(04.11.2015)
- (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 2014-260650 2014年12月24日(24.12.2014) JP
- (71) 出願人: 川崎重工業株式会社 (KAWASAKI JUKOGYO KABUSHIKI KAISHA) [JP/JP]; 〒6508670 兵庫県神戸市中央区東川崎町3丁目1番1号 Hyogo (JP).
- (72) 発明者: 阿部 晃士 (ABE, Akihito). 五井 龍彦 (GOI, Tatsuhiko). 飴 雅英 (KAZARI, Masahide). 有澤 秀則 (ARISAWA, Hidenori).
- (74) 代理人: 特許業務法人 有古特許事務所 (PATENT CORPORATE BODY ARCO PATENT OFFICE); 〒6500031 兵庫県神戸市中央区東町123番地の1 貿易ビル3階 Hyogo (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, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IR, IS, KE, KG, KN, KP, KR, 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.
- (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:
— 国際調査報告 (条約第21条(3))

(54) Title: AIRCRAFT ENGINE DEVICE

(54) 発明の名称: 航空機用エンジン装置

[図2]



(57) **Abstract:** An aircraft engine device (1) comprising: a rotating shaft (6); a fan (10) driven by the rotating shaft; a fan case that surrounds the fan from outward in the radial direction of the rotating shaft; a nose cone (13) disposed upstream of the fan; a housing (2) which accommodates at least one part of the rotating shaft and supports the fan case; a first power transmission unit (9) which transmits the power of the rotating shaft to the fan; and a support member (12) which is disposed further inward in the radial direction than the first power transmission unit and couples the nose cone to the housing in a manner so as to support the nose cone in a static state.

(57) 要約: 航空機用エンジン装置 (1) は、回転軸 (6) と、前記回転軸により駆動されるファン (10) と、前記回転軸の径方向の外方から前記ファンを囲うファンケースと、前記ファンの上流側に配置されるノーズコーン (13) と、前記回転軸の少なくとも一部を收容し、前記ファンケースを支持する筐体 (2) と、前記回転軸の動力を前記ファンに伝達する第1動力伝達部 (9) と、前記第1動力伝

達部よりも前記径方向の内方に配置され、前記ノーズコーンを静止状態で支持するように前記ノーズコーンを前記筐体に連結する支持部材 (12) と、を備える。

明 細 書

発明の名称： 航空機用エンジン装置

技術分野

[0001] 本発明は、航空機用エンジン装置に関する。

背景技術

[0002] 航空機用のタービンエンジンでは、ファンよりも上流側の径方向中心において前方に向けて円錐状に縮径するノーズコーンが設けられている。このノーズコーンは、ファンのハブ部に固定されてファンとともに一体に回転するのが通常である。他方、特許文献1では、ファンの上流側においてノーズコーンとファンケースとの間に整流用の案内翼（静翼）を架け渡した構成が開示されている。これによれば、案内翼の径方向内端がノーズコーンに固定され、案内翼の径方向外端がファンケースに固定されるため、ノーズコーンはファン回転時も静止した状態となる。

先行技術文献

特許文献

[0003] 特許文献1：特開2013-199936号公報

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0004] しかし、ファン回転時にノーズコーンを静止状態に保ちたいと考えた場合に、特許文献1に開示された案内翼を採用すると、案内翼がファンに流入するエアの流れを阻害しないように流体力学の側面から慎重な形状設計を行う必要がある。また、案内翼がノーズコーンから径方向外方に延びてファンケースと接続されるため、案内翼が径方向に大きくなってエンジン全体の重量増を招くことにもなる。

[0005] そこで本発明は、航空機用エンジンにおいて、ノーズコーンを静止状態に保つようにしながら、設計負担を軽減して重量増も抑制することを目的とする。

課題を解決するための手段

[0006] 本発明の一態様に係る航空機用エンジン装置は、回転軸と、前記回転軸により駆動されるファンと、前記回転軸の径方向の外方から前記ファンを囲うファンケースと、前記ファンよりも上流側に配置されるノーズコーンと、前記回転軸の少なくとも一部を収容し、前記ファンケースを支持する筐体と、前記回転軸の動力を前記ファンに伝達する第1動力伝達部と、前記第1動力伝達部よりも前記径方向の内方に配置され、前記ノーズコーンを静止状態で支持するように前記ノーズコーンを前記筐体に連結する支持部材と、を備える。

[0007] 前記構成によれば、ノーズコーンを静止状態で支持する支持部材が、第1動力伝達部の径方向内方に配置されるので、従来の案内翼のようにファンに流入するエアの流れを阻害しないように流体力学の側面から慎重な形状設計を行う必要がない。また、支持部材が第1動力伝達部の径方向内方に配置されるので、支持部材が径方向に大きくなって重量増となることが抑制できる。

発明の効果

[0008] 本発明によれば、航空機用エンジン装置において、ノーズコーンを静止状態に保つようにしながら、設計負担を軽減できて、重量増も抑制することができる。

図面の簡単な説明

[0009] [図1]第1実施形態に係る航空機用エンジン装置を示す断面図である。

[図2]第1実施形態に係る航空機用エンジン装置のファン周辺の拡大断面図である。

[図3]第2実施形態に係る航空機用エンジン装置のファン周辺の拡大断面図である。

[図4]第3実施形態に係る航空機用エンジン装置のファン周辺の拡大断面図である。

[図5]第4実施形態に係る航空機用エンジン装置のファン周辺の拡大断面図で

ある。

発明を実施するための形態

[0010] 以下、本発明の各実施形態について、各図を参照して説明する。なお、以下の説明では、特に指示のない「上流」は、エンジン内で空気が流れる方向における上流を指す。同様に、特に指示のない「下流」は、エンジン内で空気が流れる方向における下流を指す。即ち、「上流側」は、エンジンの回転軸の軸線方向において、ファンが設けられている側を指し、「下流側」は、エンジンの回転軸の軸線方向において、テールコーンが設けられている側を指す。また、特に指示のない「径方向」は、エンジンの回転軸の軸線方向を基準とした径方向を指す。同様に、特に指示のない「周方向」は、エンジンの回転軸の軸線方向を基準とした周方向を指す。

[0011] (第1実施形態)

図1は、第1実施形態に係る航空機用エンジン装置1（以下、「エンジン装置1」ともいう。）を示す断面図である。図2は、航空機用エンジン装置1のファン10周辺の拡大断面図である。図1及び2に示すように、エンジン装置1は、一例として、GTF（Geared Turbo Fan）型の2軸ガスタービンエンジンであって、筐体2、圧縮機3、タービン4、燃焼器5、低圧軸6、高圧軸7、変速装置8、連結部材9、ファン10、ファンケース11、トルクチューブ12、ノーズコーン13及び発電装置28を備える。即ち、エンジン装置1は、エンジンと航空機用機器（発電装置）とを備える。

[0012] 筐体2は筒体であり、エンジン装置1の長手方向に延びている。筐体2は、低圧軸6の少なくとも一部を収容し、ファンケース11を支持する。具体的に、筐体2は、圧縮機3、タービン4、燃焼器5、低圧軸6、高圧軸7、変速装置8及び連結部材9をそれぞれ収容する。筐体2の内部の上流側には圧縮機3が配置され、筐体2の内部の下流側にはタービン4が配置され、圧縮機3とタービン4との間には燃焼器5が配置される。圧縮機3は、上流側の低圧圧縮機14及び下流側の高圧圧縮機15を有する。

[0013] タービン4は、上流側の高圧タービン16及び下流側の低圧タービン17

を有する。高压タービン 16 及び低压タービン 17 の各々は、エンジン装置 1 の駆動時に回転駆動される。低压軸 6（回転軸）は、エンジン装置 1 の長手方向に延び、その軸線 X の軸周りに軸支される。低压圧縮機 14 及び低压タービン 17 は、低压軸 6 に連結される。高压軸 7（回転軸）は、内部に低压軸 6 が挿通された状態で、軸線 X の軸周りに軸支される。高压圧縮機 15 及び高压タービン 16 は、高压軸 7 に連結される。燃焼器 5 は、筐体 2 の内部において、筐体 2 と高压軸 7 との間に設けられる。

[0014] 筐体 2 は、その内部空間が長手方向両側において外部に開放され、エンジン装置 1 の上流側に形成された流路 2a から下流側に向けて外気が導入される。筐体 2 の下流側には、テールコーン 40 が設けられる。ファンケース 11 は、筐体 2 よりも大径の筒体であり、筐体 2 の上流側に配置される。ファンケース 11 の内部空間にはファン 10 が収容されており、ファンケース 11 はファン 10 を囲っている。ファン 10 には、低压軸 6 の駆動力が伝達される。燃焼器 5 からテールコーン 40 の周囲を通して下流側に噴射される燃焼ガスのジェット流と、ファン 10 から筐体 2 の周囲を通して下流側に噴射される高速の気流とによって、エンジン装置 1 の推力が得られる。

[0015] 変速装置 8 は、低压軸 6 と連結部材 9 との間に設けられ、ファン 10 よりも下流側かつ圧縮機 3 よりも上流側に配置される。変速装置 8 は、サンギヤ 19 と、サンギヤ 19 の周囲に間隔をおいて配置され、サンギヤ 19 に噛み合う複数のプラネタリギヤ 20 と、各プラネタリギヤ 20 の外周を囲むように設けられて各プラネタリギヤ 20 に噛み合う内歯を有するリングギヤ 21 と、各プラネタリギヤ 20 を軸支するキャリア 22 とを有する。ここで、変速装置 8 は、各プラネタリギヤ 20 が公転を行わないスター型の遊星歯車機構である。

[0016] 具体的には、後述するようにキャリア 22 が筐体 2 に連結されるとともに、サンギヤ 19 とリングギヤ 21 との間の所定位置に固定されている。このように、変速装置 8 では、キャリア 22 が所定位置に固定された非可動部（静止体）として構成されている。各プラネタリギヤ 20 は、変速装置 8 の非

可動部であるキャリヤ 22 によってサンギヤ 19 の周方向の所定位置に位置決めされ、かつその所定位置において軸支されている。サンギヤ 19 の中央部には、挿通孔 19 a が形成されている。サンギヤ 19 は、挿通孔 19 a に低圧軸 6 の一端部 6 a が挿通された状態で低圧軸 6 に連結されている。キャリヤ 22 は、筐体 2 の内周面 2 b に向けて径方向に延設された延設部 22 a を有する。

[0017] 筐体 2 の内部には、筐体 2 に連結された支持構造体 23 が設けられる。支持構造体 23 は、本体部 23 a と、本体部 23 a から延びる複数の支持アーム 23 b とを有する。本体部 23 a は筒状に形成されており、内部に変速装置 8 が収容される。各々の支持アーム 23 b は、筐体 2 の内周面 2 b から径方向内側に向けて延びて本体部 23 a に繋がっている。

[0018] キャリヤ 22 の延設部 22 a は、本体部 23 a に連結される。これによって、キャリヤ 22 は、支持構造体 23 を介して筐体 2 に連結されることとなる。変速装置 8 は、ファン 10 の回転速度を低圧軸 6 の回転速度よりも減速させる F D G S (Fan Drive Gear System) として用いられる。

[0019] 変速装置 8 は、低圧軸 6 の回転駆動力の一部を減速してファン 10 に伝達する。変速装置 8 のリングギヤ 21 には、軸線 X 方向に延びる筒状の中空部材である連結部材 9 が連結され、その連結部材 9 は、ファン 10 に連結される。連結部材 9 は、低圧軸 6 とファン 10 とに連結されて低圧軸 6 の駆動力の一部をファン 10 に伝達する第 1 動力伝達部として用いられ、具体的には、変速装置 8 を介して低圧軸 6 と連結される。連結部材 9 は、低圧軸 6 の軸線 X 方向に延びる管状の本体部 9 a と、変速装置 8 と近接する側における本体部 9 a の一端に設けられた拡径部 9 b とを有する。拡径部 9 b は、リングギヤ 21 の外周を部分的に覆いながら、リングギヤ 21 と連結されている。連結部材 9 の本体部 9 a の外周面と支持構造体 23 との間に軸受 B 1 が設けられることで、連結部材 9 が軸線 X 周りに回転可能に支持構造体 23 に支持されている。

[0020] ファン 10 は、ファンハブ 25 と、ファンハブ 25 に周方向に間隔をおい

て連結され、かつ放射状に延びる複数のファンブレード24とを備える。各々のファンブレード24の先端部24aは、環状のファンケース11で覆われる。ファンケース11は、複数の固定用ベーン26によって筐体2に支持される。エンジン装置1の長手方向に延びる不図示のナセルに、ファンケース11の外周面部11aが支持される。ファン10から送風される外気の一部は、エンジン装置1の上流側から下流側に向けて、筐体2と前記ナセルとの間に形成されるエア流路を通過する。

[0021] ファンハブ25は、筒状のベース部25aと、ベース部25aの周囲に設けられた複数のジョイント部25bとを有する。ファンハブ25は、ベース部25aの内部に連結部材9の本体部9aが挿通された状態で、本体部9aの周面に形成された溝部9cとスプライン結合している。これにより、ファン10は連結部材9と連結されて低圧軸6により駆動される。各ジョイント部25bには、ファンブレード24の基端部24bが連結される。なお、ファンブレード24とファンハブ25は、一体的に形成されていてもよい。

[0022] ファン10に近接する側における連結部材9の一端部には、ノーズコーン13の下流端部が軸受B2を介して嵌合される。ノーズコーン13は、ファン10よりも上流側の径方向中心において前方に向けて円錐状に縮径するコーン部13aと、コーン部13aの下流端部に固定されたベース部13bとを有する。ベース部13bは、一例としてスリーブ状であり、連結部材9の一端部には、ノーズコーン13のベース部13bが軸受B2を介して嵌合される。ノーズコーン13は、軸受B2を介して連結部材9に相対的に回転可能に支持されることで、連結部材9に径方向に位置決め支持されている。

[0023] ノーズコーン13は、ファン10よりも上流側においてファンケース11に対して機械的に離間している。即ち、ノーズコーン13は、ノーズコーン13の径方向外側かつファン10よりも上流側においてファンケース11とは非接続である。よって、ファン10の上流側には、ノーズコーン13とファンケース11とを連結する案内翼は存在しない。そのため、ノーズコーン13の外周面とファンケース11の内周面との間には、軸線X方向における

ノーズコーン１３の上流端からファン１０の上流端までにわたって、ノーズコーン１３周りに環状の空間が連続して形成されている。

[0024] 連結部材９の径方向内方で且つドライブシャフト３２の径方向外方には、ノーズコーン１３を支持する中空の支持部材であるトルクチューブ１２が配置されている。トルクチューブ１２は、連結部材９の本体部９ａの内部において、軸線Ｘ方向に延びている。そして、トルクチューブ１２の一端部１２ａは、ノーズコーン１３のベース部１３ｂに連結され、トルクチューブ１２の他端部１２ｂは、変速装置８の非可動部であるキャリヤ２２に連結されている。これにより、トルクチューブ１２は、キャリヤ２２を介して筐体２と連結され、ノーズコーン１３を回転方向に位置決めして拘束している。即ち、トルクチューブ１２は、ファン１０の回転時にノーズコーン１３を静止状態で支持するようにノーズコーン１３を筐体２に連結する。なお、トルクチューブ１２は、ノーズコーン１３のベース部１３ｂに連結される構成としたが、ノーズコーン１３に連結されていればよく、例えば、コーン部１３ａに連結されてもよい。

[0025] ノーズコーン１３には、その内部空間に発電装置２８が収容されている。発電装置２８は、ノーズコーン１３に設けられる航空機用機器の一例である。本実施形態では、発電装置２８は、ノーズコーン１３のベース部１３ｂに固定されている。これにより、トルクチューブ１２は、ノーズコーン１３だけでなく発電装置２８も径方向及び回転方向に位置決めして拘束する。連結部材９（第１動力伝達部）よりも径方向内方には、低圧軸６の駆動力を発電装置２８の装置入力軸３０に伝達するドライブシャフト３２が設けられている。ドライブシャフト３２は、低圧軸６の駆動力の一部を発電装置２８に伝達する第２動力伝達部として用いられる。

[0026] 発電装置２８の装置入力軸３０は、ノーズコーン１３のベース部１３ｂの開口１３ｂａを通過してドライブシャフト３２側に突出している。ドライブシャフト３２の一端部３２ａは、発電装置２８の装置入力軸３０にスプライン結合で連結され、ドライブシャフト３２の他端部３２ｂは、低圧軸６の一

端部 6 a 内に挿入されて、スプライン結合で連結されている。低圧軸 6 の一端部 6 a は、変速装置 8 のサンギヤ 19 に挿入されて連結されている。低圧軸 6 の駆動力の一部は、ドライブシャフト 32 を介して装置入力軸 30 に伝達され、発電装置 28 は、低圧軸 6 の回転数と同じ回転数で駆動されて発電する。

[0027] トルクチューブ 12 は、径方向において連結部材 9 とドライブシャフト 32 との間の空隙に配置されている。このように、エンジン装置 1 では、低圧軸 6 からファン 10 に至る動力伝達経路と、ノーズコーン 13 及び発電装置 28 を支持するトルクチューブ 12 と、低圧軸 6 から発電装置 28 に至る動力伝達経路とが、この順に径方向の外方から内方に並んで配置されている。

[0028] 発電装置 28 で発電された電力は、ターミナル 31 を介して外部機器に供給される。発電装置 28 のターミナル 31 に接続された配線は、例えば、ノーズコーン 13 のベース部 13 b に形成した不図示の挿通孔を介し、トルクチューブ 12 の外周に沿って延設される。前記配線は、さらに支持構造体 23 及び固定用ベーン 26 に沿って延設されることで、エンジン装置 1 の外部に取り出される。これにより、リングギヤ 21 と連結部材 9 とファン 10 との回転と、装置入力軸 30 とドライブシャフト 32 との回転とを阻害することなく前記配線が設けられる。

[0029] 以上に説明した構成によれば、ノーズコーン 13 を静止状態で支持するトルクチューブ 12 は、連結部材 9 の径方向内方に配置されるので、従来の案内翼のようにファン 10 に流入するエアの流れを阻害しないように流体力学の側面から慎重な形状設計を行う必要がない。また、トルクチューブ 12 が連結部材 9 の径方向内方に配置されるので、トルクチューブ 12 が径方向に大きくなって重量増となることが抑制できる。したがって、航空機用エンジン装置 1 において、ノーズコーン 13 を静止状態に保つようにしながら、設計負担を軽減できて、重量増も抑制することができる。

[0030] そして、ファン 10 の回転時にノーズコーン 13 が静止状態に保たれるので、ノーズコーン 13 に案内されてファンブレード 24 に向かうエアの流線

が、ノーズコーン１３の回転外力により湾曲して不安定になることが防止される。そうすると、ノーズコーン１３の周りのエア流れが安定し、層流から乱流へ遷移するポイントを下流側に移動させることができる。その結果、ファンブレード２４の入口での乱流境界層の厚さを薄くすることができ、乱流によりファン効率が低下する領域を低減することが可能となる。

[0031] また、ノーズコーン１３が非回転体となるため、例えば、ノーズコーン１３は軸対称形状にする必要がなくなり、ノーズコーン１３の形状自由度も向上する。また、ノーズコーン１３が非回転体となるため、ノーズコーン１３自体に発生する遠心力等が無くなり、ノーズコーン１３の剛性要求が緩和され、ノーズコーン１３を軽量化することも可能となる。

[0032] なお、本実施形態では、ノーズコーン１３内に航空機用機器として発電装置２８が收容されているが、発電装置２８に代えて、ドライブシャフト３２で駆動されて動作する他の航空機用機器（例えば、ポンプ等）が收容されてもよい。

[0033] （第２実施形態）

図３は、第２実施形態に係る航空機用エンジン１００のファン１０周辺の拡大断面図である。図３に示すように、エンジン１００に設けられる変速装置１０８は、入力ギヤ８７と、複数（一例として５個）の２段ギヤ８８と、出力ギヤ８９とを有する。変速装置１０８は、支持構造体１２３の筒状の本体部１２３ａに收容されている。

[0034] 入力ギヤ８７は、低圧軸６の一端部６ａに設けられ、低圧軸６の回転駆動力を各２段ギヤ８８に伝達する。複数の２段ギヤ８８は、第１ギヤ部８８Ａ及び第２ギヤ部８８Ｂを有する。第１ギヤ部８８Ａは、入力ギヤ８７と噛み合っている。第２ギヤ部８８Ｂは、出力ギヤ８９と噛み合っている。第１ギヤ部８８Ａ及び第２ギヤ部８８Ｂは、歯数が互いに異なる。一例として、第１ギヤ部８８Ａの歯数は、第２ギヤ部８８Ｂの歯数よりも多く設定されている。各２段ギヤ８８は、回転軸Ｙが装置入力軸３０の軸方向と平行にされた状態で、低圧軸６の周方向で離間して配置される。

[0035] 各２段ギヤ８８は、支持構造体１２３の本体部１２３ａの内部に設けられたキャリヤ１２３ｃに軸支されている。出力ギヤ８９は、連結部材１０９と一体に設けられており、連結部材１０９の他端側に位置している。出力ギヤ８９は、各２段ギヤ８８の回転駆動力を、連結部材１０９を介してファン１０に伝達する。このようにエンジン１００では、低圧軸６の回転駆動力の一部が、入力ギヤ８７、２段ギヤ８８、出力ギヤ８９及び連結部材１０９を順に経てファン１０に伝達される。

[0036] 変速装置１０８は、トルクチューブ１１２が上流側から下流側に通過する空間Ｓを有する。具体的には、トルクチューブ１１２は、軸線Ｘ方向に延びる筒状の連結部材１０９の内部空間から隣り合う２段ギヤ８８の間隙（空間Ｓ）を通り、入力ギヤ８７の下流側に延びている。このようにして、トルクチューブ１１２の一端部１１２ａがノーズコーン１３に連結され、トルクチューブ１１２の他端部１１２ｂが、支持構造体１２３の本体部１２３ａに連結されている。支持構造体１２３は、筐体２の内周面２ｂに支持アーム１２３ｂを介して支持されている。これによりノーズコーン１３は、トルクチューブ１１２と支持構造体１２３とを介して筐体２に連結されている。このように、トルクチューブ１１２及び支持構造体１２３が筐体２とノーズコーン１３を連結し、ノーズコーン１３を支持する支持部材として用いられる。なお、第１実施形態と共通する構成については同一符号を付して説明を省略する。

[0037] （第３実施形態）

図４は、第３実施形態に係る航空機用エンジン２００のファン１０周辺の拡大断面図である。図４に示すように、ノーズコーン２１３は、ファン１０よりも上流側の径方向中心において前方に向けて円錐状に縮径するコーン部２１３ａと、コーン部２１３ａの下流端部に固定されたベース部２１３ｂとを有する。コーン部２１３ａは、その少なくとも一部に透明部分を有する。一例として、コーン部２１３ａは、上流端に窓開口Ｈが形成された円錐台状の不透明なコーン本体部２１３ａａと、窓開口Ｈを塞ぐようにコーン本体部

213aに固定された円錐状の透明な閉塞部213abとを有する。

[0038] ベース部213bは、コーン部213aの下流端の開口を閉鎖する板状部材であり、連結部材9から離間している。即ち、ノーズコーン213は、トルクチューブ12の径方向外側かつファン10の上流側において連結部材9とは機械的に離間している。ノーズコーン213のベース部213bは、変速装置8のキャリヤ22に連結されたトルクチューブ12に固定されている。これにより、ノーズコーン213は、ファン10の回転時も静止状態に保たれた状態で支持される。

[0039] ノーズコーン213には、光学的にノーズコーン213の外部にアクセスする航空機用機器としてカメラ228が設けられている。具体的には、カメラ228は、透明な閉塞部213abを介してエンジン装置200の前方を撮影できるようにノーズコーン213に收容されている。カメラ228は、ノーズコーン213のベース部213bに固定され、カメラ228の配線（図示せず）は、ベース部213bの開口213baを通してノーズコーン213の外部に導出されている。カメラ228は、機械的な駆動力を必要としない機器であるため、トルクチューブ12の内部空間にはドライブシャフトは配置されていない。なお、本実施形態では、ノーズコーン213に航空機用機器としてカメラ228が收容されているが、カメラ228に代えて、電波、音波又は光によりノーズコーン213の外部とアクセスする他の航空機用機器（例えば、レーダー等）が收容されてもよい。そして、ノーズコーン内に收容される航空機用機器が、ノーズコーンに透明部分を設けなくてもノーズコーンを介してノーズコーンの外部にアクセス可能な機器（例えば、電波利用機器等）である場合には、ノーズコーンの全体が不透明でもよい。

[0040] （第4実施形態）

図5は、第4実施形態に係る航空機用エンジン300のファン10周辺の拡大断面図である。図5に示すように、ノーズコーン13には、航空機用機器として熱交換器334が設けられている。例えば、熱交換機334は、オイルクーラである。ノーズコーン13内に收容された発電装置328では、

そのハウジング３２９内の発熱部品と熱交換して冷却できるように、ハウジング３２９内に所定の冷却用流体（例えば、ハウジング３２９内を流れるオイルの一部）を循環させている。発電装置３２８には、ハウジング３２９内の発熱部品との熱交換に用いた冷却用流体を外部に排出するための配管３３２と、冷却された冷却用流体を内部に導入するための配管３３３とが外部に延設されている。配管３３２、３３３は、ノーズコーン１３に形成された挿通孔１３ｃ、１３ｄに挿通されて、ノーズコーン１３の外表面に沿って取り付けられた熱交換器３３４に連結される。

[0041] 熱交換器３３４は、一例としてサーフェース型であって、本体３３５と、複数の放熱フィン３３６とを有する。本体３３５は、厚みの薄い箱状の筐体であって、コルゲートフィンが形成された不図示のプレートが内部に設けられている。そして、前記コルゲートフィンによって複数のチャンネルが形成され、前記チャンネルの各々の間に冷却用流体が流通可能に構成されている。複数の放熱フィン３３６は、本体３３５の外表面に立てられた状態で、本体３３５と熱結合するように設けられる。

[0042] 発電装置３２８の冷却に用いられた冷却用流体は、配管３３２を通じて熱交換器３３４の本体３３５に送られる。熱交換器３３４では、エンジン駆動中に外気が放熱フィン３３６に豊富に当たることにより、本体３３５中を流れる冷却用流体が外気と良好に熱交換されて冷却される。また、冷却用流体は、本体３３５を介し、ノーズコーン１３とも熱交換されて冷却される。これにより、十分に冷却された冷却用流体を配管３３３を通じてハウジング４２９の内部に戻し、ハウジング３２９内の各部の熱交換に再び用いることができ、発電装置３２８で発電が行われる際に、発電装置３２８が冷却用流体によって良好に冷却される。これにより、発電効率の向上を期待できる。さらに、ノーズコーン１３に熱交換器３３４を設けることで、発電装置３２８を冷却するための冷却用流体の配管３３２、３３３を短縮できる。従って、熱交換器３３４及び配管３３２、３３３を配設することによる重量増加をある程度抑制できる。なお、熱交換器は、ノーズコーンに面接触するサーフェ

ース型に限らず、他のタイプのものでよい。例えば、本実施形態では、熱交換器 334 がノーズコーン 13 のコーン部 13a に沿った円錐形状を有するが、他の形状の熱交換器を用いてもよい。

[0043] (その他)

なお、本発明は前述した実施形態に限定されるものではなく、本発明の趣旨を逸脱しない範囲でその構成を変更、追加、又は削除することができる。前記各実施形態は、互いに任意に組み合わせてもよく、例えば 1 つの実施形態中の一部の構成又は方法を他の実施形態に適用してもよい。

[0044] 前記各実施形態では、ノーズコーン内に航空機用機器を收容したが、ノーズコーン内に航空機用機器を收容しなくてもよい。また、ノーズコーン内に機器を收容しない場合、又は、ノーズコーン内に收容される機器が機械的な駆動力を必要としない機器である場合には、ドライブシャフト 32 を省略してもよい。また、前記各実施形態では、変速装置を介して連結部材と低圧軸とを連結する構成を例示した。しかしながら、変速装置は必須ではなく、支持部材が通過する空間を有する動力伝達機構を介して連結部材と低圧軸とを連結すればよい。そのような動力伝達機構として、例えば、図 3 に示した入力ギヤ 87、複数の 2 段ギヤ 88 及び出力ギヤ 89 を等速で動力伝達するように歯車数を変更した構成、又は、ベルトで等速に動力伝達する構成等が採用しえる。また、前記各実施形態では、筐体に連結された変速装置にトルクチューブを連結することで、変速装置を介してトルクチューブを筐体に間接的に連結してもよいし、変速装置を介さずにトルクチューブを前記筐体に直接的に連結してもよい。

[0045] トルクチューブの径方向内方にドライブシャフトが配置される場合には、トルクチューブは、軸受を介してドライブシャフト 32 を軸支してもよい。連結部材 9、109 は、例えば、トルクチューブ 12、112 の外周に設けた別の軸受により軸支してもよい。前記各実施形態における変速装置は、無段変速機を用いて構成してもよい。例えば、無段変速機は、複数のプーリーと、複数のプーリーの間で動力伝達を行うベルトとを有するベルト式の無段

変速機であってもよい。この場合、トルクチューブが複数のプーリー間の空間を通過してもよい。

符号の説明

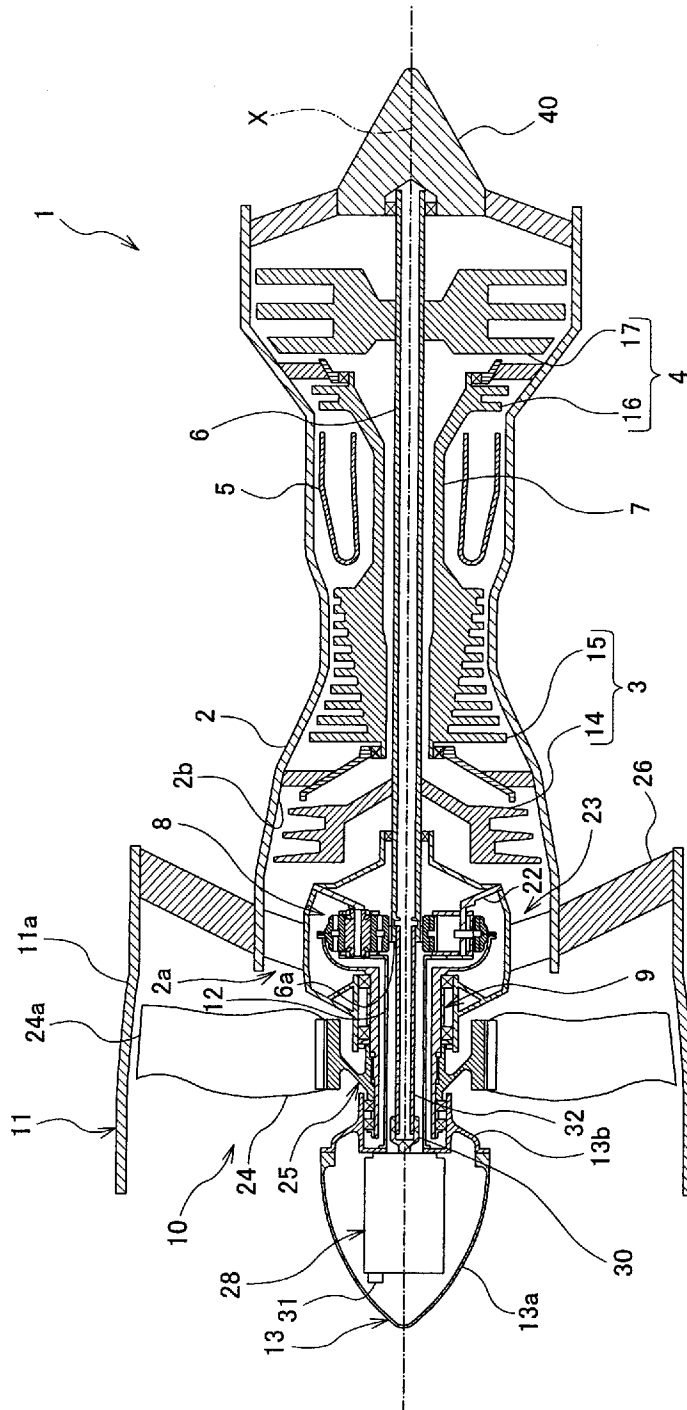
- [0046] 1、100、200、300 航空機用エンジン装置
- 2 筐体
- 6 低圧軸（回転軸）
- 8、108 変速装置
- 9、109 連結部材（第1動力伝達部）
- 10、110 ファン
- 11 ファンケース
- 12、112 トルクチューブ（支持部材）
- 13、213 ノーズコーン
- 19 サンギヤ
- 20 プラネタリギヤ
- 21 リングギヤ
- 22 キャリヤ
- 28、328 発電装置（航空機用機器）
- 228 カメラ（航空機用機器）
- 334 熱交換器（航空機用機器）
- S 空間

請求の範囲

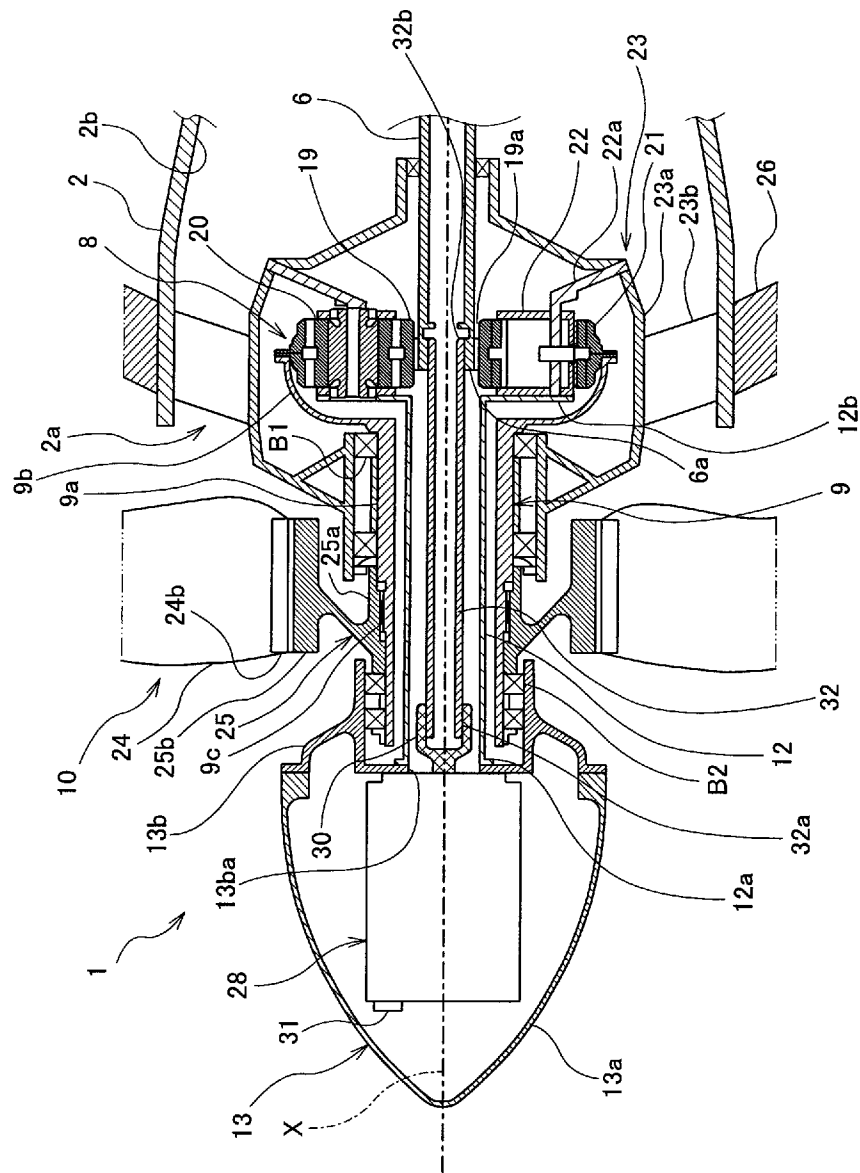
- [請求項1] 回転軸と、
前記回転軸により駆動されるファンと、
前記回転軸の径方向の外方から前記ファンを囲うファンケースと、
前記ファンの上流側に配置されるノーズコーンと、
前記回転軸の少なくとも一部を収容し、前記ファンケースを支持する筐体と、
前記回転軸の動力を前記ファンに伝達する第1動力伝達部と、
前記第1動力伝達部よりも前記径方向の内方に配置され、前記ノーズコーンを静止状態で支持するように前記ノーズコーンを前記筐体に連結する支持部材と、を備える、航空機用エンジン装置。
- [請求項2] 前記ノーズコーンは、前記ファンの上流側において前記ファンケースに対して機械的に離間している、請求項1に記載の航空機用エンジン装置。
- [請求項3] 前記回転軸と前記第1動力伝達部との間に配置される変速装置を更に備え、
前記第1動力伝達部は、前記変速装置を介して前記回転軸に連結され、前記回転軸の軸方向に延びる中空部材である、請求項1又は2に記載の航空機用エンジン装置。
- [請求項4] 前記変速装置は、前記筐体に固定された非可動部を有し、
前記支持部材は、前記非可動部を介して前記筐体に連結される、請求項3に記載の航空機用エンジン装置。
- [請求項5] 前記変速装置は、サンギヤと、前記サンギヤに噛み合う複数のプラネタリギヤと、前記複数のプラネタリギヤに噛み合うリングギヤと、前記複数のプラネタリギヤを回転可能に支持するキャリヤとを有するスター型の遊星歯車機構であり、
前記非可動部は前記キャリヤである、請求項4に記載の航空機用エンジン装置。

- [請求項6] 前記変速装置は、前記支持部材が通過する空間を有し、
前記支持部材は、前記空間を通過して前記筐体に連結される、請求項
3乃至5のいずれか1項に記載の航空機用エンジン装置。
- [請求項7] 前記ノーズコーンに設けられた航空機用機器を更に備える、請求項
1乃至6のいずれか1項に記載の航空機用エンジン装置。
- [請求項8] 前記航空機用機器は、熱交換器である、請求項7に記載の航空機用
エンジン装置。

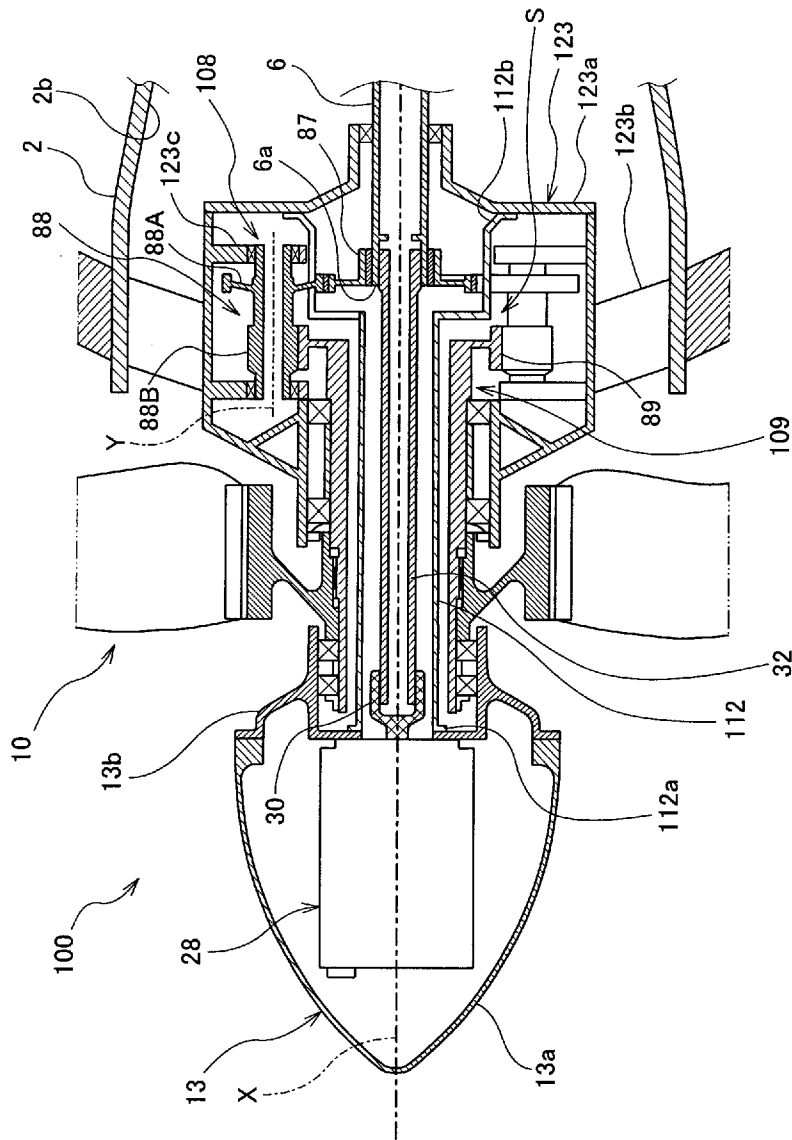
[図1]



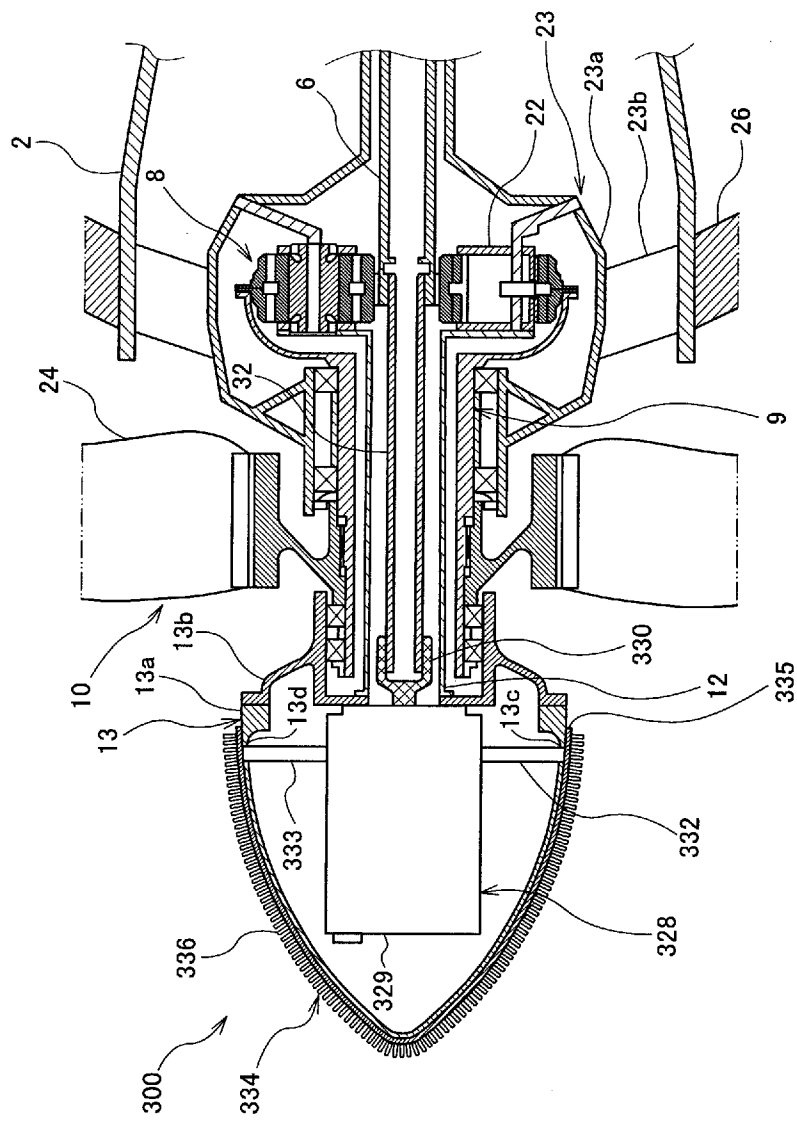
[図2]



[図3]



[図5]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2015/005520

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

F02C7/32(2006.01)i, F02C7/00(2006.01)i, F02C7/18(2006.01)i, F02C7/36(2006.01)i, F02K3/06(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)

B64C11/00, F02C7/00, F02K3/06, F02K3/065

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	1996-2016
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2016	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2016

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

DWPI(Thomson Innovation)

C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X A	GB 2198791 A (ROLLS-ROYCE PLC et al.), 22 June 1988 (22.06.1988), fig. 1 to 2 (Family: none)	1-5, 7 6, 8
Y A	JP 61-275550 A (United Technologies Corp.), 05 December 1986 (05.12.1986), page 4, lower left column, lines 16 to 18; fig. 1 to 2 & US 4704862 A column 3, lines 40 to 42; fig. 1 to 2 & EP 0203881 A1	1-5, 7-8 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
07 January 2016 (07.01.16)

Date of mailing of the international search report
26 January 2016 (26.01.16)

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/JP2015/005520

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	JP 64-19124 A (United Technologies Corp.), 23 January 1989 (23.01.1989), page 4, lower left column, line 11 to lower right column, line 10; fig. 1 & US 4722666 A column 2, line 65 to column 3, line 11; figures & EP 0298011 A1	1-5, 7-8

A. 発明の属する分野の分類 (国際特許分類 (I P C))

Int.Cl. F02C7/32(2006.01)i, F02C7/00(2006.01)i, F02C7/18(2006.01)i, F02C7/36(2006.01)i, F02K3/06(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 (I P C))

Int.Cl. B64C11/00, F02C7/00, F02K3/06, F02K3/065

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	1 9 2 2 - 1 9 9 6 年
日本国公開実用新案公報	1 9 7 1 - 2 0 1 6 年
日本国実用新案登録公報	1 9 9 6 - 2 0 1 6 年
日本国登録実用新案公報	1 9 9 4 - 2 0 1 6 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)

DWPI (Thomson Innovation)

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	GB 2198791 A (ROLLS-ROYCE PLC et al.) 1988.06.22, 図 1-2 (ファミリーなし)	1-5, 7 6, 8
Y A	JP 61-275550 A (ユナイテッド・テクノロジーズ・コーポレイション) 1986.12.05, 第 4 頁左下欄第 16-18 行, 図 1-2 & US 4704862 A, 第 3 欄第 40-42 行, 図 1-2 & EP 0203881 A1	1-5, 7-8 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

「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

0 7 . 0 1 . 2 0 1 6

国際調査報告の発送日

2 6 . 0 1 . 2 0 1 6

国際調査機関の名称及びあて先

日本国特許庁 (I S A / J P)

郵便番号 1 0 0 - 8 9 1 5

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)

瀬戸 康平

3 G

3 2 1 7

電話番号 0 3 - 3 5 8 1 - 1 1 0 1 内線 3 3 5 5

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
Y	JP 64-19124 A (ユナイテッド テクノロジーズ コーポレーション) 1989.01.23, 第4頁左下欄第11行-右下欄第10行, 図1 & US 4722666 A, 第2欄第65行-第3欄第11行, 図 & EP 0298011 A1	1-5, 7-8