

(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  
2013年12月27日(27.12.2013)



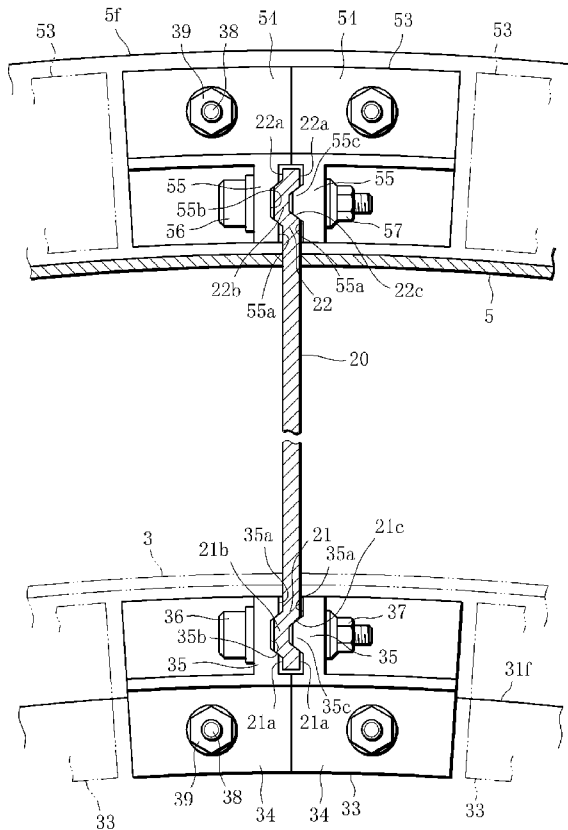
(10) 国際公開番号  
WO 2013/191195 A1

- (51) 国際特許分類:  
F02K 3/06 (2006.01) F01D 25/24 (2006.01)  
F01D 9/02 (2006.01) F02C 7/00 (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2013/066786
- (22) 国際出願日: 2013年6月19日(19.06.2013)
- (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 2012-138655 2012年6月20日(20.06.2012) JP
- (71) 出願人: 株式会社 I H I (IHI CORPORATION) [JP/JP]; 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目1番1号 Tokyo (JP). 株式会社 I H I エアロスペース (IHI AEROSPACE CO., LTD.) [JP/JP]; 〒1350061 東京都江東区豊洲三丁目1番1号 Tokyo (JP).
- (72) 発明者: 稲田 貴臣(INADA, Takaomi); 〒1358710 東京都江東区豊洲三丁目1番1号 株式会社 I H I 内 Tokyo (JP). 田中 真一(TANAKA, Shinichi); 〒1350061 東京都江東区豊洲三丁目1番1号 株式会社 I H I 内 Tokyo (JP).
- (74) 代理人: 長門 侃二(NAGATO, Kanji); 〒1050004 東京都港区新橋5丁目8番1号 百楽ビル5階 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, DK, DM, DO, DZ, EC, EE, EG, ES, FI, GB, GD, GE, GH, GM, GT, HN, HR, HU, ID, IL, IN, IS, KE, KG, 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, PA, PE, PG, PH, PL, PT, QA, RO, RS, RU, RW, 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, SZ, TZ, UG, ZM, ZW), ユーラシア (AM, AZ, BY, KG, KZ, RU, TJ, TM), ヨーロッパ

[続葉有]

(54) Title: VANE LINKING PORTION STRUCTURE, AND JET ENGINE USING SAME

(54) 発明の名称: 翼の連結部構造及びこれを用いたジェットエンジン



(57) Abstract: At a linking portion between a vane proximal end portion (21) of a guide vane (20) and a mounting flange (31f), a linking support member (33) including a pair of segment pieces (34, 34) joined to the vane proximal end portion (21) from both sides in a vane thickness direction is disposed. In one end joining surface (35a) of the linking support member (33), a groove (35b) is formed, while a ridge (35c) is formed on the other end joining surface (35a). The vane proximal end portion (21) is formed in a concave-convex shape and includes a joint surface (21a) for the one end joining surface (35a) with a ridge (21b) for engaging with the groove (35b) formed in the end joining surface (35a), and a joint surface (21a) for the other end joining surface (35a) with a groove (21c) for engaging with the ridge (35c) formed in the end joining surface (35a). The vane proximal end portion (21) is held between the segment pieces (34, 34) of the linking support member with a fastening force applied to the linking support member (33) from both sides in the vane thickness direction. The invention provides high structural strength while contributing to weight reduction of a jet engine.

(57) 要約:

[続葉有]

WO 2013/191195 A1



(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))

ガイドベーン 20 の翼基端部 21 と取り付けフランジ 31 f との連結部には、翼基端部 21 に対して翼厚方向両側から接合する一対の分割片 34、34 を有する連結サポート体 33 が配置され、連結サポート体 33 の一方の端部接合面 35 a には溝 35 b が形成され、他方の端部接合面 35 a には突条 35 c が形成され、翼基端部 21 は凹凸状に形成されて、一方の端部接合面 35 a との接合面 21 a には端部接合面 35 a に形成された溝 35 b と係合する突条 21 b が形成され、他方の端部接合面 35 a との接合面 21 a には端部接合面 35 a に形成された突条 35 c と係合する溝 21 c が形成され、翼基端部 21 は、連結サポート体 33 に翼厚方向両側から付与される締結力により連結サポート体の分割片 34、34 間に保持されている。ジェットエンジンの軽量化に寄与しつつ、高い構造強度を得ることが可能である。

## 明 細 書

**発明の名称**：翼の連結部構造及びこれを用いたジェットエンジン  
**技術分野**

[0001] 本発明は、例えば、航空機用ジェットエンジンを構成する翼であるガイドベーンのエンジン本体側との連結部に用いられる翼の連結部構造及びこれを用いたジェットエンジンに関するものである。

### 背景技術

[0002] 上記したようなジェットエンジンには、通常、エンジン本体内に空気を導入する動翼と、この動翼により導入した空気の流れを整流する静翼であるガイドベーンが備えられている。

[0003] このガイドベーンには、整流機能のみが要求される場合と、整流機能に加えてエンジン本体を構成するファンフレームとファンケースとを連結する構造体機能をも要求される場合がある。

[0004] 前者の整流機能のみが要求される場合には、通常、アルミ合金等の金属材料、又は、エポキシ樹脂等の熱硬化性樹脂と炭素繊維等の強化繊維との複合材料が構成材料として採用され、このガイドベーンの下流側に配置されるアルミ合金等の金属材料を構成材料とするストラットに構造体機能を持たせるようにしている。一方、整流機能に加えて構造体機能をも要求される場合には、アルミ合金等の金属材料が構成材料として採用される。

[0005] 上記したようなガイドベーン及びこのガイドベーンを有するジェットエンジンは、例えば、特許文献1～3に記載されている。

### 先行技術文献

#### 特許文献

[0006] 特許文献1：米国特許第5320490号明細書

特許文献2：特許2766423号公報

特許文献3：特開平05-149148号公報

### 発明の概要

## 発明が解決しようとする課題

[0007] ここで、近年の航空機ジェットエンジンの燃費向上を目的とした高バイパス比化の要求に応じるべく、エンジン径を大きくする傾向にあり、これに伴って、航空機ジェットエンジンの軽量化を図ることが急務となっている。

[0008] 例えば、ガイドベーンに整流機能のみを持たせる場合には、構成材料として複合材料を用いる分だけガイドベーン自体の軽量化を実現することはできるものの、アルミ合金等の金属材料を構成材料とするストラットに構造体機能を負担させる分だけ、航空機ジェットエンジンの軽量化の妨げになる。

一方、ガイドベーンに整流機能に加えて構造体機能も持たせる場合には、ガイドベーンにアルミ合金等の金属材料を構成材料として用いる都合上、ストラットを用いる場合と同じく航空機ジェットエンジンの軽量化の妨げになるという問題があり、これを解決することが従来の課題となっている。

[0009] 本発明は、上記した従来の課題に着目してなされたもので、ジェットエンジンの軽量化に寄与しつつ、高い構造強度を得ることが可能である翼の連結部構造及びこれを用いたジェットエンジンを提供することを目的としている。

## 課題を解決するための手段

[0010] 上記した目的を達成するべく、本発明は、ジェットエンジンを構成する熱硬化性樹脂又は熱可塑性樹脂と強化繊維との複合材料から成る翼の連結部構造であって、前記翼連結部には、前記翼の端部に対して翼厚方向両側から接合する互いに分割された一对の分割片を有する金属から成る連結サポート体が配置され、前記連結サポート体の一对の分割片における各端部接合面のうちのいずれか一方の端部接合面には、突条が前記ジェットエンジンの軸心方向に形成されていると共に、いずれか他方の端部接合面には、溝が前記ジェットエンジンの軸心方向に前記突条と対向して形成され、前記翼の端部は前記ジェットエンジンの径方向に翼厚一定状態で凹凸状に形成されて、該翼の端部は、前記一对の分割片との接合面のうちのいずれか一方の接合面に前記一对の分割片のいずれか一方の端部接合面に形成された前記突条と係合する

溝を有していると共に、いずれか他方の接合面で且つ前記いずれか一方の接合面における溝の裏側位置に前記一对の分割片のいずれか他方の端部接合面に形成された前記溝と係合する突条を有し、前記翼の端部は、前記連結サポート体的一对の分割片に翼厚方向両側から付与される締結力により該連結サポート体的一对の分割片間に保持されている構成とする。

[0011] 好ましくは、前記連結サポート体的一对の分割片と、該一对の分割片間に保持される前記翼の端部との間に接着剤が介在されている構成とする。

好ましくは、前記翼が前記ジェットエンジンの静翼である構成とする。

[0012] また、本発明はジェットエンジンであって、このジェットエンジンを構成する翼の連結部構造として上記した翼の連結部構造が用いられている構成とする。

[0013] ここで、本発明に係る翼の連結部構造を適用し得る部位としては、ジェットエンジンにおける静翼であるガイドベーンの翼先端部とエンジン本体との連結部や、同じくガイドベーンの翼基端部とエンジン本体との連結部が挙げられるほか、ジェットエンジンにおける動翼のチップ（先端部）とチップシュラウドとの連結部や、同じく動翼のハブ（基端部）とシャフトとの連結部が挙げられる。なお、チップシュラウドは、動翼のチップに振動防止及び空力性能改善のために設けられるものであり、動翼とともに回転する。

[0014] 本発明に係る翼の連結部構造において、連結サポート体の端部接合面に形成する突条及び溝（翼の端部における連結サポート体との接合面に形成する溝及び突条）としては、断面が台形形状を成すものや、半円形状を成すものや、三角形形状を成すものや、矩形形状を成すものを採用することができるが、いずれのものにも限定されない。

[0015] また、本発明に係る翼の連結部構造において、翼を構成する熱硬化性樹脂には、例えば、エポキシ樹脂、フェノール樹脂、ポリイミド樹脂を用いることができ、同じく翼を構成する熱可塑性樹脂には、例えば、ポリエーテルイミド、ポリエーテルエーテルケトン、ポリフェニレンスルファイドを用いることができる。そして、翼を構成する強化繊維には、例えば、炭素繊維、ア

ラミド繊維、ガラス繊維を用いることができ、翼はこれらの材料からなる複合材料を、例えば、翼厚方向に積層したり、三次元的に織込んだりして形成される。一方、連結サポート体には、アルミ合金やチタン合金等の金属を採用し得る。

[0016] 本発明に係る翼の連結部構造では、まず、複合材料から成る翼の端部を金属から成る連結サポート体における一对の分割片間に位置させている。また、翼の端部における連結サポート体とのいずれか一方の接合面に形成した溝を連結サポート体のいずれか一方の端部接合面に形成した突条に係合すると共に、翼の端部における連結サポート体とのいずれか他方の接合面に形成した突条を連結サポート体のいずれか他方の端部接合面に形成した溝に係合するようにしている。そのうえで、連結サポート体の一对の分割片に翼厚方向両側から、例えば、ボルト及びナットで得られる締結力を付与して、翼の端部を連結サポート体の一对の分割片間に保持するようにしている。

[0017] したがって、本発明に係る翼の連結部構造では、ジェットエンジンの軽量化に貢献しながら、高い構造強度が得られることとなり、加えて、連結強度が機械的な連結強度になるので、例えば、接着剤のみを用いた連結強度と比較して、連結部における工程管理が容易になる。

[0018] また、翼の端部を一对の分割片で翼厚方向両側から挟持する形になるので、翼の端部を、例えば、片方の分割片のみで支持する場合と比較して、翼の端部の曲りを回避し得ることとなり、その結果、強固な連結状態を維持し得ることとなる。

[0019] さらに、翼の端部と連結サポート体とを組み立てるに際して、翼の端部側の溝及び突条が連結サポート体側の突条及び溝にそれぞれ係合することで、両者の互いの位置決めが成されることから、この組み立て作業の容易化が図られることとなる。

[0020] さらにまた、翼の端部は、ジェットエンジンの径方向に翼厚を一定に保ちつつ凹凸状に形成されているので、すなわち、翼の端部側の溝及び突条が連続した繊維で成形されているので、工数を増加させることなく、強度の維持

ないし向上が図られることとなる。

[0021] さらにまた、本発明に係る翼の連結部構造において、連結サポート体の一对の分割片と、該一对の分割片間に保持される翼の端部との間に接着剤が介在するように成せば、より高い構造強度が得られることとなり、翼がジェットエンジンの静翼、例えば、ガイドベーンである場合には、要求通りの整流機能が発揮されることとなる。

[0022] ここで、翼の端部において、一对の分割片との接合面のうちのいずれか一方の接合面に、溝及び突条を連続して形成すると共に、一对の分割片との接合面のうちのいずれか他方の接合面で且ついずれか一方の接合面における溝及び突条の各裏側位置に、突条及び溝を連続して形成することができる。

[0023] さらにまた、翼の端部において、いずれか一方の接合面に、例えば間隔において2つの溝を形成すると共に、いずれか他方の接合面で且ついずれか一方の接合面における2つの溝の各裏側位置に、2つの突条を形成することもでき、これらの構成を採用すれば、接着面積が増す分だけより構造強度が増加することとなる。

[0024] 一方、本発明に係るジェットエンジンでは、本発明に係る翼の連結部構造を採用することで、軽量化及び高強度化がいずれも実現することとなる。

### 発明の効果

[0025] 本発明に係る翼の連結部構造では、ジェットエンジンの軽量化に寄与しつつも、高い構造強度を得ることが可能であるという非常に優れた効果をもたらされる。

### 図面の簡単な説明

[0026] [図1]本発明の一実施例による翼の連結部構造を採用したジェットエンジンの前側上部における部分断面説明図である。

[図2]図1の翼の連結部構造を詳細に示すジェットエンジンを前方から見た翼の連結部における断面説明図である。

[図3]図2に示した翼の連結部の翼基端部における拡大断面説明図である。

[図4]図1の翼の連結部構造を詳細に示す翼の連結部の側面説明図である。

[図5]本発明の他の実施例による翼の連結部構造を詳細に示す動翼のチップとチップシュラウドとの連結部における部分断面説明図である。

### 発明を実施するための形態

[0027] 以下、本発明を図面に基づいて説明する。

図1～図4は本発明に係る翼の連結部構造の一実施例を示しており、この実施例では、ジェットエンジンを構成する静翼としてのガイドベーンの連結部を例に挙げて説明する。

[0028] 図1に示すように、ジェットエンジン1において、エンジン本体2におけるエンジン内筒3の軸心側に環状のコア流路4が形成され、エンジン本体2の外側部分であるファンケース5の内周面及びエンジン内筒3の外周面の間にバイパス流路6が形成されている。

[0029] このジェットエンジン1の図中左側の前部には、ファンディスク7が軸受8を介して図示しないエンジン軸心周りに回転可能に設置されている。このファンディスク7は、ジェットエンジン1の図中右側の後部に配置される図示しない低圧タービンにおけるタービンロータに一体的に連結されている。

[0030] また、このファンディスク7の外周面には、複数の動翼10が嵌合溝7aを介して周方向に等間隔で配置されており、動翼10と嵌合溝7aとの間における前後には、スペーサ11、11が配置されている。ファンディスク7の前部及び後部には、動翼10を支える環状のリテーナ12、13が周方向に一体的にそれぞれ設置され、前部のリテーナ12はノーズコーン14に一体的に連結され、後部のリテーナ13はファンディスク7の下流側に隣接する低圧圧縮機15におけるロータ16に同軸で且つ一体的に連結されている。

なお、複数の動翼10の各チップ間には、振動防止及び空力性能改善のためのチップシュラウドが連結されているが、このチップシュラウドは図1において図示していない。

[0031] つまり、ジェットエンジン1の運転時には、複数の動翼10をファンディスク7とともに回転させることで、コア流路4及びバイパス流路6に空気を

導入することができるようになっている。

[0032] このジェットエンジン1は、バイパス流路6上に複数のガイドベーン（静翼）20を備えている。複数のガイドベーン20は、エンジン内筒3の周囲に等間隔に配置されており、バイパス流路6を流れる旋回空気流を整流するようになっている。このガイドベーン20は、エポキシ樹脂、フェノール樹脂、ポリイミド樹脂等の熱硬化性樹脂又はポリエーテルイミド、ポリエーテルエーテルケトン、ポリフェニレンスルファイド等の熱可塑性樹脂と、炭素繊維、アラミド繊維、ガラス繊維等の強化繊維との複合材料を構成材料として、例えば、翼厚方向に積層されたり、三次元的に織込まれたりして形成される。

[0033] このガイドベーン20の軸心側の翼基端部（翼端部）21は、エンジン内筒3に配置されたファンフレーム31の取り付けフランジ31fに連結され、ガイドベーン20の軸心から離れた側の翼先端部（翼端部）22は、ファンケース5に配置された取り付けフランジ5fに連結されている。

[0034] この場合、ガイドベーン20の翼基端部21と取り付けフランジ31fとの連結部、すなわち、翼連結部には、図2及び図4に示すように、ガイドベーン20の翼基端部21に対して翼厚方向（図2左右方向）両側から接合する互いに分割された一对の分割片34、34から成る連結サポート体33が配置されている。この連結サポート体33の分割片34、34は、いずれもアルミ合金やチタン合金等の金属から成り、取り付けフランジ31fにボルト38及びナット39により取り付けられている。

[0035] この連結サポート体33の一对の分割片34、34には、互いに向き合う対向壁35がそれぞれ形成されており、ガイドベーン20の翼基端部21には、これらの対向壁35、35が翼厚方向両側から接合するようになっている。

[0036] ここで、連結サポート体33を構成する2個の分割片34、34のうちの図2左側の分割片34には、すなわち、図2左側の分割片34における対向壁35の端部接合面35aには断面が台形形状を成す1本の溝35bがエン

ジン軸心方向に形成され、2個の分割片34、34のうちの図2右側の分割片34には、すなわち、図2右側の分割片34における対向壁35の端部接合面35aには断面が台形形状を成す1本の突条35cが溝35bと対向して形成されている。

[0037] 一方、図3にも示すように、ガイドベーン20の翼基端部21はエンジン径方向に翼厚一定状態で凹凸状に形成されており、このガイドベーン20の翼基端部21における接合面21a、21aのうちの図2左側の接合面21aには、図2左側の分割片34における端部接合面35aに形成された溝35bと互いに係合する突条21bが形成され、接合面21a、21aのうちの図2右側の接合面21aで且つ図2左側の接合面21aにおける突条21bの裏側位置には、図2右側の分割片34における端部接合面35aに形成された突条35cと互いに係合する溝21cが形成されている。

[0038] そして、この実施例において、ガイドベーン20の翼基端部21は、連結サポート体33の一对の分割片34、34に翼厚方向両側から付与されるボルト36及びナット37による締結力によって一对の分割片34、34の各対向壁35、35間に保持されている。

[0039] また、この実施例において、連結サポート体33の一对の分割片34、34における各対向壁35、35と、これらの対向壁35、35間に保持されるガイドベーン20の翼基端部21との間には、接着剤が介在されている。

[0040] 一方、ガイドベーン20の翼先端部22と取り付けフランジ5fとの連結部、すなわち、翼連結部にも、ガイドベーン20の翼先端部22に対して翼厚方向（図2左右方向）両側から接合する互いに分割された一对の分割片54、54から成る連結サポート体53が配置されている。この連結サポート体53の分割片54、54も、いずれもアルミ合金やチタン合金等の金属から成り、取り付けフランジ5fにボルト38及びナット39により取り付けられている。

[0041] この連結サポート体53の一对の分割片54、54にも、互いに向き合う対向壁55がそれぞれ形成されており、ガイドベーン20の翼先端部22に

は、これらの対向壁 5 5, 5 5 が翼厚方向両側から接合するようになっている。

[0042] この翼連結部においても、連結サポート体 5 3 を構成する 2 個の分割片 5 4, 5 4 のうちの図 2 左側の分割片 5 4 には、すなわち、図 2 左側の分割片 5 4 における対向壁 5 5 の端部接合面 5 5 a には断面が台形形状を成す 1 本の溝 5 5 b がエンジン軸心方向に形成され、2 個の分割片 5 4, 5 4 のうちの図 2 右側の分割片 5 4 には、すなわち、図 2 右側の分割片 5 4 における対向壁 5 5 の端部接合面 5 5 a には断面が台形形状を成す 1 本の突条 5 5 c が溝 5 5 b と対向して形成されている。

[0043] 一方、ガイドベーン 2 0 の翼先端部 2 2 もエンジン径方向に翼厚一定状態で凹凸状に形成されており、このガイドベーン 2 0 の翼先端部 2 2 における接合面 2 2 a, 2 2 a のうちの図 2 左側の接合面 2 2 a には、図 2 左側の分割片 5 4 における端部接合面 5 5 a に形成された溝 5 5 b と互いに係合する突条 2 2 b が形成され、接合面 2 2 a, 2 2 a のうちの図 2 右側の接合面 2 2 a で且つ図 2 左側の接合面 2 2 a における突条 2 2 b の裏側位置には、図 2 右側の分割片 5 4 における端部接合面 5 5 a に形成された突条 5 5 c と互いに係合する溝 2 2 c が形成されている。

[0044] そして、ガイドベーン 2 0 の翼先端部 2 2 は、連結サポート体 5 3 の一对の分割片 5 4, 5 4 に翼厚方向両側から付与されるボルト 5 6 及びナット 5 7 による締結力によって一对の分割片 5 4, 5 4 の各対向壁 5 5, 5 5 間に保持されている。

[0045] また、この翼連結部においても、連結サポート体 5 3 の一对の分割片 5 4, 5 4 における各対向壁 5 5, 5 5 と、これらの対向壁 5 5, 5 5 間に保持されるガイドベーン 2 0 の翼先端部 2 2 との間には、接着剤が介在されている。

[0046] 上記したように、この実施例に係る翼の連結部構造では、複合材料から成るガイドベーン 2 0 の翼基端部 2 1 において、まず、この翼基端部 2 1 を金属から成る連結サポート体 3 3 における一对の分割片 3 4, 3 4 の各対向壁

35, 35間に位置させている。

[0047] また、翼基端部21の図2左側の接合面21aに形成した突条21bを連結サポート体33の図2左側の接合面35aに形成した溝35bに係合すると共に、翼基端部21の図2右側の接合面21aに形成した溝21cを連結サポート体33の図2右側の接合面35aに形成した突条35cに係合するようにしている。

[0048] そのうえで、連結サポート体33の一对の分割片34, 34に、翼厚方向両側からボルト36及びナット37で得られる締結力を付与して、翼基端部21を一对の分割片34, 34の各対向壁35, 35間に保持するようにしている。

[0049] 一方、ガイドベーン20の翼先端部22においても、この翼先端部22を金属から成る連結サポート体53における一对の分割片54, 54の各対向壁55, 55間に位置させている。また、翼先端部22の図2左側の接合面22aに形成した突条22bを連結サポート体53の図2左側の接合面55aに形成した溝55bに係合すると共に、翼先端部22の図2右側の接合面22aに形成した溝22cを連結サポート体53の図2右側の接合面55aに形成した突条55cに係合するようにしている。そのうえで、連結サポート体53の一对の分割片54, 54に、翼厚方向両側からボルト56及びナット57で得られる締結力を付与して、翼先端部22を一对の分割片54, 54の各対向壁55, 55間に保持するようにしている。

[0050] したがって、この実施例に係る翼の連結部構造では、ジェットエンジン1の軽量化に貢献しつつも、高い構造強度が得られることとなり、加えて、連結強度が機械的な連結強度になるので、例えば、接着剤のみを用いた連結強度と比較して、連結部における工程管理が容易になる。

[0051] また、翼基端部21（翼先端部22）を一对の分割片34, 34（54, 54）の各対向壁35, 35（55, 55）間で翼厚方向両側から挟持することになるので、翼基端部21（翼先端部22）を、例えば、片方の壁で片持ち支持する場合と比べて、翼基端部21（翼先端部22）の曲りを回避し

得ることとなり、その結果、強固な連結状態を維持し得ることとなる。

[0052] さらに、翼基端部 2 1（翼先端部 2 2）と連結サポート体 3 3（5 3）とを組み立てるにあたって、翼基端部 2 1（翼先端部 2 2）側の溝 2 1 c（2 2 c）及び突条 2 1 b（2 2 b）が連結サポート体 3 3（5 3）側の突条 3 5 c（5 5 c）及び溝 3 5 b（5 5 b）にそれぞれ係合することで、両者の互いの位置決めが成されることから、この組み立て作業の容易化が図られることとなる。

[0053] さらにまた、翼基端部 2 1（翼先端部 2 2）は、エンジンの径方向に翼厚を一定に保ちつつ凹凸状に形成されているので、すなわち、翼基端部 2 1（翼先端部 2 2）側の溝 2 1 c（2 2 c）及び突条 2 1 b（2 2 b）が連続した繊維で成形されているので、工数を増加させることなく、強度の維持ないし向上が図られることとなる。

[0054] さらにまた、この実施例に係る翼の連結部構造では、連結サポート体 3 3（5 3）の一对の分割片 3 4，3 4（5 4，5 4）の各対向壁 3 5，3 5（5 5，5 5）と、これらの対向壁 3 5，3 5（5 5，5 5）間に保持されるガイドベーン 2 0の翼基端部 2 1（翼先端部 2 2）との間に、接着剤を介在させているので、より高い構造強度が得られることとなり、この実施例では、翼がジェットエンジン 1の静翼としてのガイドベーン 2 0であることから、ガイドベーン 2 0本来の整流機能が発揮されることとなる。

[0055] そして、この実施例に係るジェットエンジン 1では、上記した翼の連結部構造を採用しているので、軽量化及び高強度化がいずれも実現することとなる。

[0056] 上記した実施例では、本発明に係る翼の連結部構造をジェットエンジンの静翼としてのガイドベーンの翼連結部に採用した場合を例に挙げて説明したが、これに限定されるものではなく、例えば、図 5に示すように、ジェットエンジンにおける動翼 6 0のチップ（翼先端部）6 2と、このチップ 6 2に振動防止及び空力性能改善のために設けられて動翼 6 0とともに回転するチップシュラウド 8 5との連結部に採用することも可能である。

- [0057] すなわち、この実施例では、連結サポート体 7 3 の一対の分割片 7 4、7 4 における各接合面 7 5 a、7 5 a のうちの図 5 左側の接合面 7 5 a に断面が台形形状を成す溝 7 5 b が形成され、各接合面 7 5 a、7 5 a のうちの図 5 右側の接合面 7 5 a に突条 7 5 c が溝 7 5 b と対向して形成されている。
- [0058] 一方、動翼 6 0 のチップ 6 2 は凹凸状に形成されており、この動翼 6 0 のチップ 6 2 における接合面 6 2 a、6 2 a のうちの図 5 左側の接合面 6 2 a には、図 5 左側の分割片 7 4 における接合面 7 5 a に形成された溝 7 5 b と互いに係合する突条 6 2 b が形成され、接合面 6 2 a、6 2 a のうちの図 5 右側の接合面 6 2 a には、図 5 右側の分割片 7 4 における接合面 7 5 a に形成された突条 7 5 c と互いに係合する溝 6 2 c が形成されている。
- [0059] このように、上記実施例に係る翼の連結部構造においても、ジェットエンジンの軽量化に貢献しつつも、より高い構造強度が得られることとなる。
- [0060] 上記した各実施例では、翼端部側の突条 2 1 b、2 2 b、6 2 b 及び溝 2 1 c、2 2 c、6 2 c、並びに、連結サポート体側の溝 3 5 b、5 5 b、7 5 b 及び突条 3 5 c、5 5 c、7 5 c が、いずれも断面台形形状を成すものとしているが、これに限定されるものではなく、突条及び溝として、断面が半円形状を成すものや、三角形形状を成すものや、矩形形状を成すものを採用することができる。
- [0061] また、上記した各実施例では、翼端部側の突条 2 1 b、2 2 b、6 2 b 及び溝 2 1 c、2 2 c、6 2 c、並びに、連結サポート体側の溝 3 5 b、5 5 b、7 5 b 及び突条 3 5 c、5 5 c、7 5 c をいずれも 1 本ずつ配置した構成を成しているが、これに限定されるものではない。
- [0062] 本発明に係る翼の連結部構造及びジェットエンジンの構成は、上記した実施例に限定されるものではない。

## 符号の説明

- [0063] 1 ジェットエンジン  
2 0 ガイドベーン（静翼）  
2 1 翼基端部（翼端部）

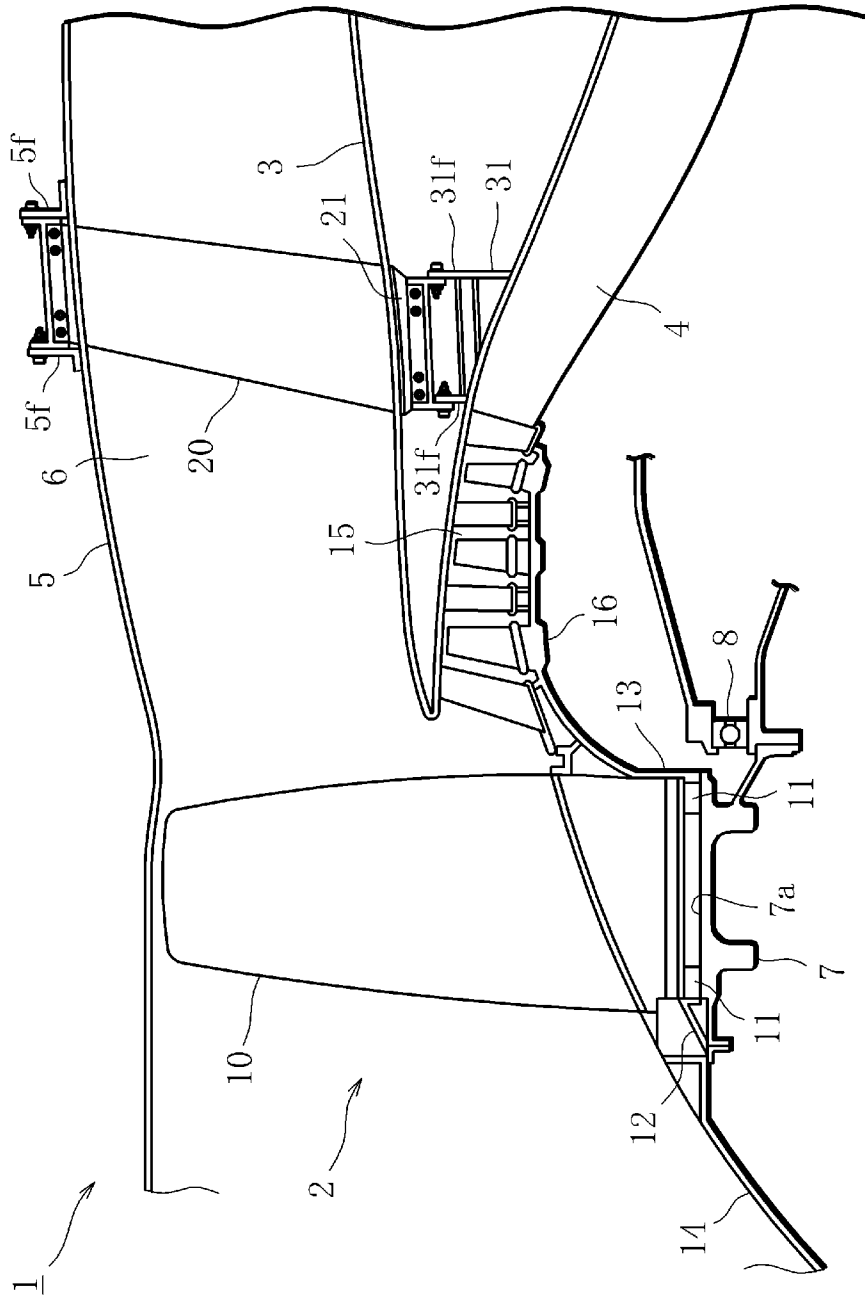
- 2 1 a, 2 2 a, 6 2 a 接合面
- 2 1 b, 2 2 b, 6 2 b 突条
- 2 1 c, 2 2 c, 6 2 c 溝
- 2 2 翼先端部 (翼端部)
- 3 3, 5 3, 7 3 連結サポート体
- 3 4, 5 4, 7 4 一对の分割片
- 3 5 a, 5 5 a, 7 5 a 端部接合面
- 3 5 b, 5 5 b, 7 5 b 溝
- 3 5 c, 5 5 c, 7 5 c 突条
- 3 6 ボルト
- 3 7 ナット
- 6 0 動翼
- 6 2 チップ (翼先端部)

## 請求の範囲

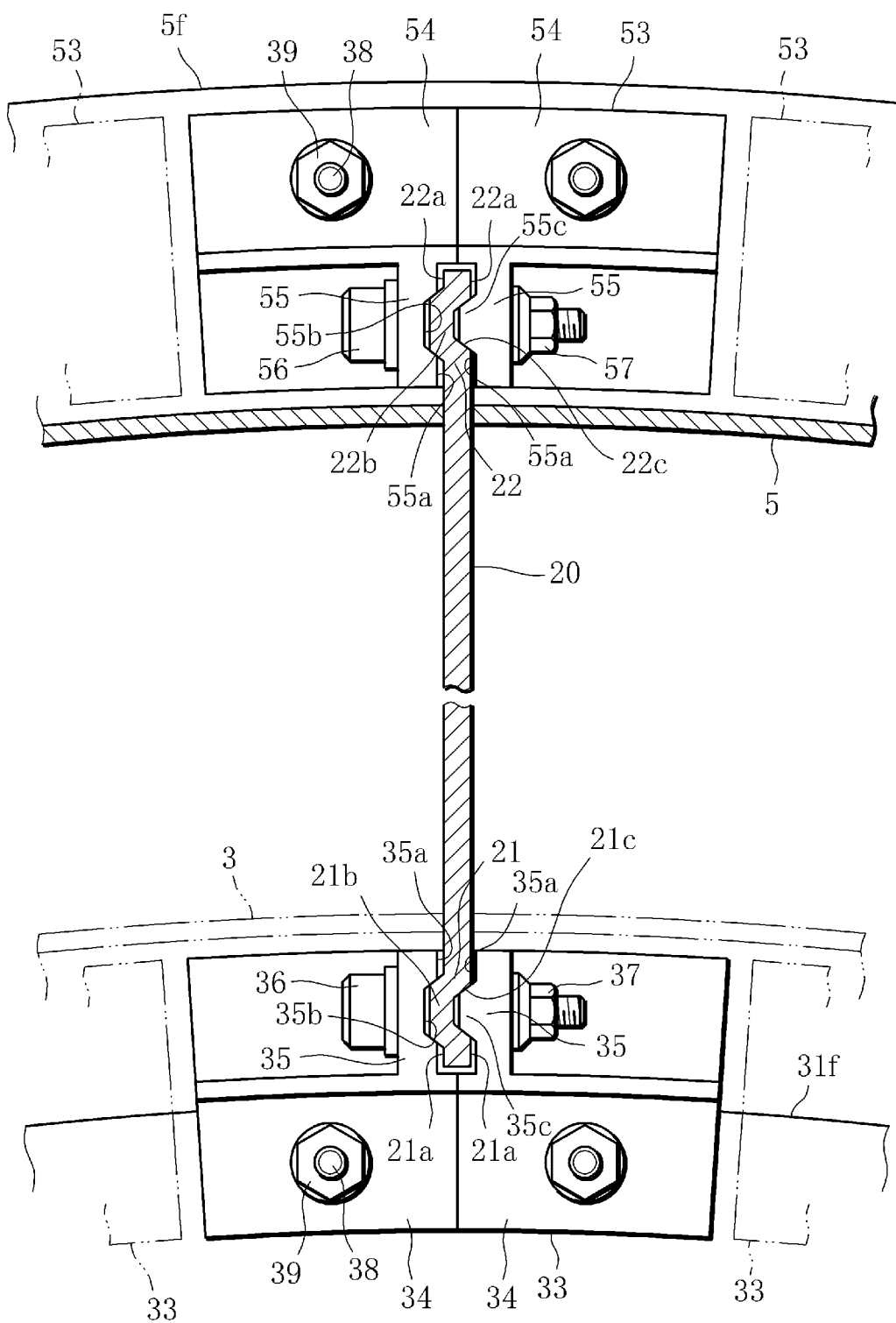
- [請求項1] ジェットエンジンを構成する熱硬化性樹脂又は熱可塑性樹脂と強化繊維との複合材料から成る翼の連結部構造であって、
- 前記翼連結部には、前記翼の端部に対して翼厚方向両側から接合する互いに分割された一对の分割片を有する金属から成る連結サポート体が配置され、
- 前記連結サポート体的一对の分割片における各端部接合面のうちのいずれか一方の端部接合面には、突条が前記ジェットエンジンの軸心方向に形成されていると共に、いずれか他方の端部接合面には、溝が前記ジェットエンジンの軸心方向に前記突条と対向して形成され、
- 前記翼の端部は前記ジェットエンジンの径方向に翼厚一定状態で凹凸状に形成されて、該翼の端部は、前記一对の分割片との接合面のうちのいずれか一方の接合面に前記一对の分割片のいずれか一方の端部接合面に形成された前記突条と係合する溝を有していると共に、いずれか他方の接合面で且つ前記いずれか一方の接合面における溝の裏側位置に前記一对の分割片のいずれか他方の端部接合面に形成された前記溝と係合する突条を有し、
- 前記翼の端部は、前記連結サポート体的一对の分割片に翼厚方向両側から付与される締結力により該連結サポート体的一对の分割片間に保持されている
- ことを特徴とする翼の連結部構造。
- [請求項2] 前記連結サポート体的一对の分割片と、該一对の分割片間に保持される前記翼の端部との間に接着剤が介在されている請求項1に記載の翼の連結部構造。
- [請求項3] 前記翼が前記ジェットエンジンの静翼である請求項1又は2に記載の翼の連結部構造。
- [請求項4] ジェットエンジンを構成する翼の連結部構造として請求項1～3のいずれか一つの項に記載の翼の連結部構造が用いられている

ことを特徴とするジェットエンジン。

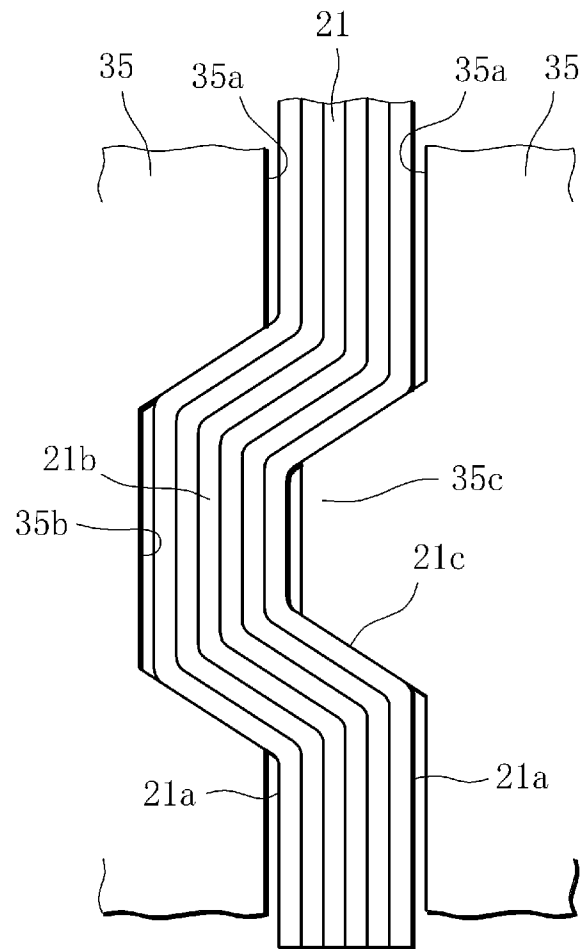
[図1]



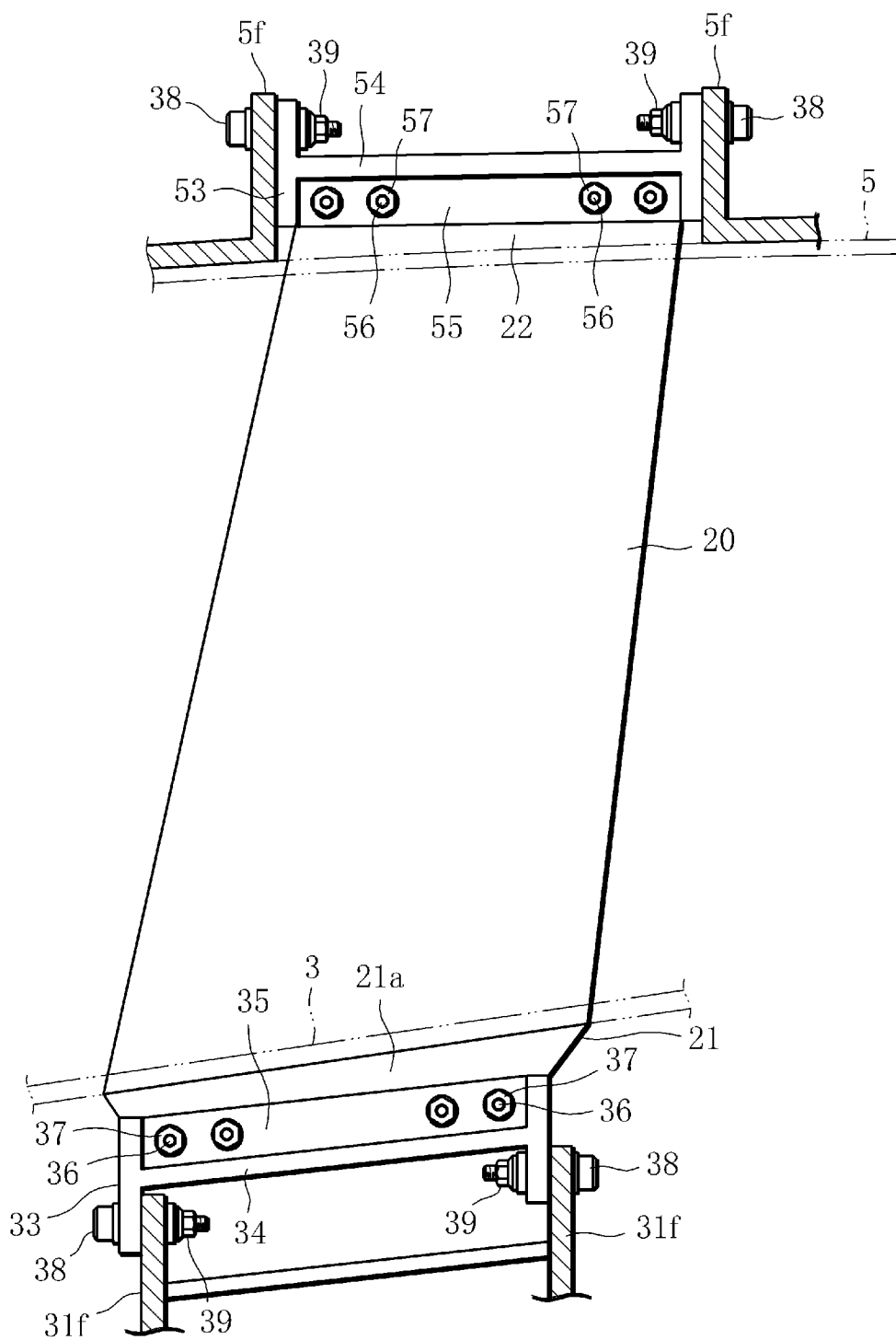
[図2]



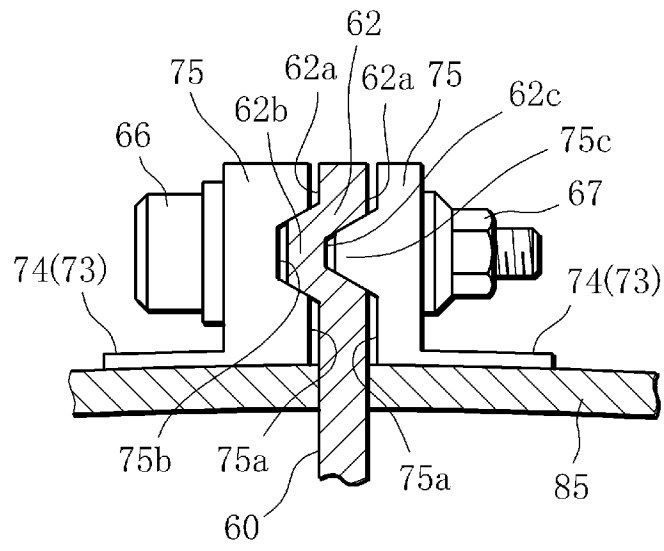
[図3]



[図4]



[図5]



**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**

International application No.

PCT/JP2013/066786

**A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER**

*F02K3/06(2006.01)i, F01D9/02(2006.01)i, F01D25/24(2006.01)i, F02C7/00(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)

*F02K3/06, F01D9/02, F01D25/24, F02C7/00*

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	1996-2013
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2013	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2013

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	WO 2008/121047 A1 (VOLVO AERO CORP.), 09 October 2008 (09.10.2008), page 13, lines 18 to 27; page 19, line 25 to page 20, line 24; fig. 10 to 15 & US 2010/0111685 A1	1-4
Y	JP 8-246804 A (Solar Turbines Inc.), 24 September 1996 (24.09.1996), paragraphs [0007] to [0008]; fig. 2 to 3 & US 5653580 A & EP 0731254 A1	1-4
Y	JP 2008-534837 A (Alstom Technology Ltd.), 28 August 2008 (28.08.2008), paragraph [0030]; fig. 6, 8a & US 2009/0191053 A1 & WO 2006/100256 A1	1-4

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

* Special categories of cited documents:	"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
"A" document defining the general state of the art which is not considered to be of particular relevance	"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
"E" earlier application or patent but published on or after the international filing date	"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
"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)	"&" document member of the same patent family
"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	

Date of the actual completion of the international search  
31 July, 2013 (31.07.13)

Date of mailing of the international search report  
13 August, 2013 (13.08.13)

Name and mailing address of the ISA/  
Japanese Patent Office

Authorized officer

Facsimile No.

Telephone No.

**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**

International application No.

PCT/JP2013/066786

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
Y	Microfilm of the specification and drawings annexed to the request of Japanese Utility Model Application No. 085501/1990 (Laid-open No. 044404/1992) (Nissan Motor Co., Ltd.), 15 April 1992 (15.04.1992), claims; page 5, line 19 to page 6, line 5; fig. 1, 3, 7 (Family: none)	1-4

A. 発明の属する分野の分類 (国際特許分類 (IPC))  
 Int.Cl. F02K3/06(2006.01)i, F01D9/02(2006.01)i, F01D25/24(2006.01)i, F02C7/00(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. F02K3/06, F01D9/02, F01D25/24, F02C7/00

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 1971-2013年  
 日本国実用新案登録公報 1996-2013年  
 日本国登録実用新案公報 1994-2013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
Y	WO 2008/121047 A1 (VOLVO AERO CORPORATION) 2008. 10. 09, 第 13 頁第 18-27 行, 第 19 頁第 25 行-第 20 頁第 24 行目, FIG. 10-15 & US 2010/0111685 A1	1-4
Y	JP 8-246804 A (ソウラー タービンズ インコーポレイテッド) 1996. 09. 24, 段落【0007】-【0008】, 図 2-3 & US 5653580 A & EP 0731254 A1	1-4

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 31. 07. 2013	国際調査報告の発送日 13. 08. 2013
----------------------------	----------------------------

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) 米澤 篤	3 T	4 1 3 2
	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 請求項の番号
Y	JP 2008-534837 A (アルストム テクノロジー リミテッド) 2008. 08. 28, 段落【0030】 , 図 6, 8a & US 2009/0191053 A1 & WO 2006/100256 A1	1-4
Y	日本国実用新案登録出願 2-085501 号(日本国実用新案登録出願公開 4-044404 号)の願書に添付した明細書及び図面の内容を撮影したマ イクロフィルム (日産自動車株式会社) 1992. 04. 15, 実用新案登録請求の範囲, 第 5 頁第 19 行-第 6 頁第 5 行目, 第 1 図, 第 3 図, 第 7 図 (ファミリーなし)	1-4