





---

推力発生装置（１）は、駆動軸の回転力によって電力を発生する発電機（７）を有し、燃料が燃焼されて生成されるガスによって、駆動軸に設けられたファン（５）を駆動するターボファンエンジン部（２）と、発電機（７）から供給された電力によって駆動するモータ（９）を有し、ターボファンエンジン部（２）と並列に設けられて、モータ（９）によってファン（８）を駆動するモータ駆動ファン部（３）と、発電機（７）とモータ（９）を結び、発電機（７）で発生した電力をモータ（９）に供給する導電部（２０）とを備え、ターボファンエンジン部（２）とモータ駆動ファン部（３）は、一体化されており、導電部（２０）は、ターボファンエンジン部（２）とモータ駆動ファン部（３）の間に配置されている。

## 明 細 書

**発明の名称**： 推力発生装置及び航空機

### 技術分野

[0001] 本発明は、航空機に搭載され推力を発生させる推力発生装置及び航空機に関するものである。

### 背景技術

[0002] 航空機に搭載されるターボファンエンジンは、一般にバイパス比が大きいほど燃料効率が良くなることが知られている。ここで、バイパス比とは、コアエンジン部を通過する空気量に対するコアエンジン部以外を通過する空気量の比率である。しかし、コアエンジン部のサイズの縮小化には限界があることから、バイパス比を大きくするためには、エンジン本体の直径を大きくして、バイパスする空気量を増加させる必要がある。

[0003] ところが、図7に示すように、主翼51の下方にエンジン52を搭載する航空機50の場合、地面とのクリアランスを確保しなければならないため、エンジン52の本体の直径にも制限がある。したがって、ターボファンエンジンのバイパス比は、10程度が上限となっている。

[0004] 下記の特許文献1では、推力を発生する1基のターボファンエンジンと、推力を発生する少なくとも1基の電磁駆動ファンが、片翼に配設され、ターボファンエンジンに具備された発電部で発生した電力によって、電磁駆動ファンが駆動されることが記載されている。

### 先行技術文献

#### 特許文献

[0005] 特許文献1：特開2006-205755号公報

### 発明の概要

#### 発明が解決しようとする課題

[0006] 航空機において、ターボファンエンジンと、ターボファンエンジンの回転力によって電力を発生する発電機と、発電機から供給される電力によってフ

ファンを駆動するモータ（電動機）を有するモータ駆動ファンとを備え、ターボファンエンジンとモータ駆動ファンの両方で推力を発生させることが検討されている。しかし、ターボファンエンジンとモータ駆動ファンの配置位置については、従来、詳細に検討されていない。

[0007] たとえば、発電機で発生した電力をモータ駆動ファンに供給し、モータ駆動ファンを推力発生装置として駆動する場合、供給電力は高電圧となる。そのため、電力供給ラインは、断面積の大きいものが望ましいが、航空機において重量物となるという問題がある。また、電力供給ラインの配置位置によっては航空機の機器類へ電磁干渉を発生させるという問題がある。そのため、ターボファンエンジンとモータ駆動ファンや、電力供給ラインは、適切に配置される必要がある。

[0008] また、ターボファンエンジンとモータ駆動ファンを翼に配置する場合の支持構造についても、従来、詳細に検討されていない。さらに、モータ駆動ファンが駆動することによって、ターボファンエンジンのコアエンジン部以外を通過する空気量が増加するため、ターボファンエンジンのバイパス比を従来どおりとしたまま、推力発生装置全体のバイパス比を増加させることができる。しかし、従来、航空機の飛行状態に応じたバイパス比の制御については検討されていない。

[0009] 本発明は、このような事情に鑑みてなされたものであって、推力発生装置が、燃料によって推力を発生させる推進部と、電力によって推力を発生させる推進部を備える場合において、両者の推進部が適切かつ効率的に配置された推力発生装置及び航空機を提供することを目的とする。

### 課題を解決するための手段

[0010] 本発明の第一態様に係る推力発生装置は、駆動軸の回転力によって電力を発生する発電部を有し、燃料が燃焼されて生成されるガスによって、前記駆動軸に設けられた第1ファンを駆動する第1推進部と、前記発電部から供給された電力によって駆動する電動部を有し、前記第1推進部と並列に設けられて、前記電動部によって第2ファンを駆動する第2推進部と、前記発電部

と前記電動部を結び、前記発電部で発生した電力を前記電動部に供給する導電部とを備え、前記第1推進部と前記第2推進部は、一体化されており、前記導電部は、前記第1推進部と前記第2推進部の間に配置されている。

[0011] この構成によれば、第1推進部と第2推進部は一体化されていることから、翼に推力発生装置を取り付ける場合、第1推進部と第2推進部がそれぞれ個別に運搬や設置されるのではなく、一体物として同時に取り扱われる。また、第1推進部と第2推進部は、近接して配置されることになり、第1推進部と第2推進部の間に配置される導電部は、例えば、ほぼ直線状に、かつ、短い距離で配置される。その結果、第1推進部と第2推進部の間隔が長い場合に比べ、導電部の重量を低減でき、また電力損失を低減できる。さらにまた、導電部に電気が流れるときに発生する電磁波が低減され、航空機に設置される機器へ与える電磁干渉を抑制できる。

[0012] 上記発明の第一態様において、前記第1推進部と前記第2推進部が一つの筐体に収容されてもよい。

[0013] この構成によれば、第1推進部と第2推進部を一体物として容易に取り扱うことができ、また、筐体の遮蔽効果によって、電磁波が外部へ与える影響を低減できる。

[0014] 上記発明の第一態様において、前記第1推進部と前記第2推進部の推力を調整する制御部を更に備えてもよい。

[0015] この構成によれば、第1推進部で発生する推力と第2推進部で発生する推力が、それぞれ調整されることから、第1推進部における燃料の燃焼に用いない空気の量が占める割合を増減させることができる。その結果、例えば飛行状態に応じて、バイパス比を増減でき、燃料効率を向上させたり、騒音を低減させたりすることができる。

[0016] 上記発明の第一態様において、前記導電部は、バスバーと、前記バスバーに接続され前記バスバーの位置変化を吸収する柔軟部とを有してもよい。

[0017] この構成によれば、バスバーが用いられるため、導電部において高電圧の電気を流すことができる。また、柔軟部が、例えばばね部材やベアリングで

あり、バスバーの位置変化を吸収することによって、第1推進部、第2推進部又は導電部に外部からの力がかかったときも導電部の破損を回避できる。

[0018] 本発明の第二態様に係る航空機は、上述の推力発生装置と、前記推力発生装置を吊り下げて支持する一つの第1支持部とを備える。

[0019] この構成によれば、航空機において、一つの第1支持部によって吊り下げて支持される、第1推進部と第2推進部が一体化した推力発生装置が搭載される。

[0020] 上記発明の第二態様において、前記第1推進部と主翼とに結合され、引張荷重を負担する第2支持部を更に備えてもよい。

[0021] この構成によれば、第2推進部よりも第1推進部で発生する推力が高いとき、上記の第1支持部にはヨーイング方向のモーメントがかかるところ、第2支持部が引張荷重を負担することで、第1支持部の変形を抑制できる。

### 発明の効果

[0022] 本発明によれば、推力発生装置が、燃料によって推力を発生させる推進部と、電力によって推力を発生させる推進部を備える場合において、両者の推進部が適切かつ効率的に配置される。

### 図面の簡単な説明

[0023] [図1]本発明の一実施形態に係る推力発生装置を搭載した航空機を示す正面図である。

[図2]本発明の一実施形態に係る推力発生装置を示す横断面図である。

[図3]本発明の一実施形態に係る推力発生装置を示す背面図である。

[図4]図2のA-A'線で切断した縦断面図である。

[図5]図2のB-B'線で切断した縦断面図である。

[図6]図2のC-C'線で切断した縦断面図である。

[図7]従来のターボファンエンジンを搭載した航空機を示す正面図である。

### 発明を実施するための形態

[0024] 以下、本発明の一実施形態に係る航空機に搭載される推力発生装置について説明する。

推力発生装置 1 は、図 1 に示すように、例えば、航空機 10 の主翼 12 の下方に設置され、航空機 10 を推進させる推力を発生する。推力発生装置 1 は、片方の主翼 12 に例えば 1 台設置され、両方の主翼 12 で対となるように設置される。推力発生装置 1 は、ターボファンエンジン部 2 と、モータ駆動ファン部 3 とを有する。ターボファンエンジン部 2 と、モータ駆動ファン部 3 は、並列して設けられる。

[0025] 図 1 及び図 2 では、ターボファンエンジン部 2 が航空機 10 の胴体 11 側に設けられ、モータ駆動ファン部 3 がターボファンエンジン部 2 よりも外側に設けられている。推力発生装置 1 は、ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 が左右対称になるように、両方の主翼 12 に設置される。なお、ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 の配置位置は、図 1 及び図 2 で示した例とは反対に、モータ駆動ファン部 3 が胴体 11 側に設けられてもよい。

[0026] 推力発生装置 1 が発生する最大推力は、例えば 1 t から 100 t である。推力発生装置 1 は、図 3 及び図 4 などに示すように、例えば 1 本のパイロン（第 1 支持部）4 によって主翼 12 から吊り下げられる。パイロン 4 は、例えばトラス構造などの構造体を有する。パイロン 4 は、一端側で推力発生装置 1 のほぼ中央部分と接続され、他端側で主翼 12 の構造体（リブ（図示せず。）、前桁 13、後桁 14 など）と接続される。パイロン 4 は、パイロン 4 にかかる上下方向、前後方向、左右方向の力に耐えることができる。

[0027] ターボファンエンジン部 2 は、ファン 5 と、コアエンジン部 6 と、発電機 7などを備える。ターボファンエンジン部 2 は、駆動軸の軸線上に設けられるコアエンジン部 6 と、コアエンジン部 6 の周囲であってファン 5 のみを通じた空気が流れるバイパス部に分けられる。コアエンジン部 6 は、圧縮機と、タービンと、燃焼器などから構成される。ファン 5 と圧縮機とタービンと発電機 7 は、同一の駆動軸に設けられる。

[0028] コアエンジン部 6 の燃焼器は、燃料を燃焼し、燃焼によって高温高圧の排ガスを生成する。高温高圧の排ガスはノズルから噴出され、この排ガスの噴

流が推進力の一部となる。また、燃焼によって生成された排ガスは、タービンを回転させる。タービンの回転力によって、ファン5と圧縮機が回転駆動する。圧縮機は、ターボファンエンジン部2の空気取り入れ口から取り入れられた空気を圧縮し、圧縮した空気を燃焼器に送る。

[0029] ファン5は、ダクトファンであり、ファン5を通過した空気は、ファンノズルから噴出され、推進力を発生させる。

発電機7は、タービンの回転力によって回転し、電力を発生する。発電機7において発生した電力は、モータ駆動ファン部3等に供給される。

[0030] モータ駆動ファン部3は、ファン8と、モータ9などを備える。ファン8とモータ9は、同一の軸に設けられる。

モータ9は、ターボファンエンジン部2の発電機7から供給された電力によって、回転駆動する。モータ9の回転力によって、ファン8が回転駆動する。ファン8は、ダクトファンであり、ファン8を通過した空気は、ファンノズルから噴出され、推進力を発生させる。

[0031] ターボファンエンジン部2の発電機7と、モータ駆動ファン部3のモータ9とは、電気が流れる導電部20によって接続され、発電機7からモータ9へ電力が供給される。導電部20は、モータ駆動ファン部3が最大推力を発揮するときに流れる電流（例えば数千Aから数万A）が耐えられる構造やサイズを有する。

[0032] 導電部20は、例えば、金属製のバスバー21及び柔軟部22などによって構成され、バスバー21と柔軟部22は互いに接続される。導電部20の一端側は、発電機7に接続され、他端部はモータ9に接続される。バスバー21は、例えば金属製の板部材又は棒部材であり、柔軟部22は、例えば金属製の線部材が網組みされた網状部材や、弾性を有するばね部材などである。

[0033] 柔軟部22は、図2及び図3に示すように、導電部20の中間部分、すなわち、2本のバスバー21間に設けられる。なお、柔軟部22は、導電部20の端部、すなわち、発電機7とバスバー21の間、又は、モータ9とバス

バー 21 の間に設けられてもよい。柔軟部 22 が設けられることで、外力がかかってターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 の相対的な位置が変化したとしても、柔軟部 22 が弾性変形して、導電部 20 が切断されることなく、導電部 20 などの破損を回避できる。

[0034] なお、柔軟部 22 としてベアリングを用いてもよい。ベアリングは、ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 の相対的な位置が変化したとしても、バスバー 21 の電氣的接続が保たれるように配置される。

[0035] 導電部 20 は、筐体 30 内に設置される。これにより、導電部 20 が外部に露出することなく、導電部 20 に対して絶縁性を確保できる。また、筐体 30、又は、筐体 30 とは別に導電部 20 を覆う部材（図示せず。）にシールド材料（例えば金属製の板部材または網状部材）を用いることで、航空機 10 に設置される機器へ与える電磁干渉を抑制できる。

[0036] さらに、ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 は、近接して配置されることから、導電部 20 は、主翼 12 などに迂回して設置することなく、ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 との間でほぼ直線状に、かつ、短い距離で配置される。したがって、導電部 20 の長さが短いことから、導電部 20 の重量を減らすことができるため、航空機 10 全体の重量の減少に寄与し、かつ、電力損失を低減できる。またさらに、導電部 20 に電気が流れるときに発生する電磁波が低減され、航空機 10 に設置される機器へ与える電磁干渉を抑制できる。

[0037] ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 は、一体化されており、主翼 12 に推力発生装置 1 を取り付ける場合、ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 がそれぞれ個別に運搬や設置されるのではなく、一体物として同時に取り扱われる。ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 は、例えば両者を囲む一つの筐体 30 内に收容される。このとき、導電部 20 は、ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 が收容されている同一の筐体 30 内に設置される。これにより、ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 を一体物として容易に取り扱うことができ、

また、筐体 30 の遮蔽効果によって、電磁波が外部へ与える影響を低減できる。

[0038] なお、筐体 30 内において、ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 の間には、仕切板が設けられてもよい。これにより、ターボファンエンジン部 2 からモータ駆動ファン部 3 への延焼を防止したり、推力発生装置 1 の強度を向上させることができる。筐体 30 は、例えば金属又は炭素繊維強化プラスチック製の板である。

[0039] 推力発生装置 1 のターボファンエンジン部 2 と主翼 12 との間には、図 2、図 3 及び図 5 に示すように、ストラット（第 2 支持部）24 が設けられる。ストラット 24 は、ターボファンエンジン部 2 の軸線に対して平行であり、一端側がターボファンエンジン部 2 に接続され、他端側が取付金具 25 を介して主翼 12 の構造体（リブ、前桁 13 など）に接続される。ストラット 24 は、引張荷重に耐えられる構造体であり、例えば線部材である。

[0040] モータ駆動ファン部 3 が停止しターボファンエンジン部 2 のみ駆動している場合や、モータ駆動ファン部 3 よりもターボファンエンジン部 2 のほうが推力が大きい場合、ターボファンエンジン部 2 がモータ駆動ファン部 3 よりも前方に出ようとするため、パイロン 4 にはヨーイング方向のモーメントがかかる。ストラット 24 が設けられて引張荷重を負担することによって、パイロン 4 の変形を抑制できる。

[0041] 推力制御装置 26 は、図 2 及び図 6 に示すように、筐体 30 内に設けられ、ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 それぞれの推進力を調整する。推力制御装置 26 は、制御線 27 を介して、発電機 7 とモータ 9 に接続され、発電機 7 又はモータ 9 との間で制御信号を送受信する。

[0042] 推力制御装置 26 は、航空機 10 の離陸時、ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 の合計の推進力を最大にする。一方、巡航時、推力制御装置 26 はターボファンエンジン部 2 の推力を優先的に下げる。これにより、巡航時は、ターボファンエンジン部 2 を通る空気量に比べてモータ駆動ファン部 3 を通る空気量が相対的に多くなり、巡航時のバイパス比は離陸時

のバイパス比に比べ大きくなる。

[0043] 本実施形態に係る推力発生装置 1 によれば、推力発生装置 1 の駆動時、モータ駆動ファン部 3 から空気が噴出されるため、従来のターボファンエンジンのみが搭載される場合に比べ、ターボファンエンジン部 2 のコアエンジン部 6 を通過しない空気量が増加する。その結果、図 1 に示すように、地面とのクリアランスを確保したまま、従来よりもバイパス比を大きくすることができる。バイパス比を大きくした場合、燃料効率を向上させることができ、騒音も低減できる。また、従来のターボファンエンジンの場合と同様のバイパス比を実現すればよい場合、ターボファンエンジン部 2 のコアエンジン部 6 を通過しない空気量は、モータ駆動ファン部 3 によって補完できるため、推力発生装置 1 全体の高さを抑えることができる。

[0044] また、ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 それぞれの推進力の割合を適宜調整できるため、バイパス比を可変とすることができる。したがって、離陸時、巡航時、着陸時など飛行状態に応じて最適なバイパス比での飛行が可能となる。

[0045] 本実施形態に係る推力発生装置 1 は、ターボファンエンジン部 2 とモータ駆動ファン部 3 が一体化されていることにより、それぞれ個別に設置する場合に比べて、航空機 10 に対する推力発生装置 1 の設置作業や、航空機 10 の構造を簡素化することができる。すなわち、推力発生装置 1 が片方の主翼 12 に 1 台設置される場合、主翼 12 に取り付けられるパイロンは 1 本のみでよく、設置作業も片翼につき 1 箇所となる。

また、ターボファンエンジンが設置されている既存の航空機に対して、ターボファンエンジンを取り外し、本実施形態に係る推力発生装置 1 に置き換えることも可能である。この場合、パイロンも取り換える必要があるが、主翼の補強構造の大幅な変更が不要である。

また、本実施形態によれば、ターボファンエンジン部 2 と主翼 12 の間にストラット 24 が設けられるため、パイロン 4 にかかるヨーイング方向の荷重を低減できる。

[0046] モータ駆動ファン部3が最大推力を発揮するときに流れる電流に鑑み、導電部20のサイズや構造を考慮すると、導電部を主翼12に配置する場合、複雑な構造となったり、発生する電磁波によって、航空機10に設置される機器に電磁干渉を発生させるおそれがある。一方、本実施形態によれば、ターボファンエンジン部2とモータ駆動ファン部3が近接して配置され、導電部20が直線状に、かつ、短い距離で配置されるため、簡素な構造とすることができ、重量と電力損失を低減でき、かつ、電磁干渉の影響を低減できる。また、導電部20としてバスバー21だけでなく柔軟部22を設置することで、導電部20などの破損を回避できる。

### 符号の説明

- [0047] 1 推力発生装置  
2 ターボファンエンジン部  
3 モータ駆動ファン部  
4 パイロン（第1支持部）  
5 ファン（第1ファン）  
6 コアエンジン部  
7 発電機（発電部）  
8 ファン（第2ファン）  
9 モータ（電動部）  
10 航空機  
11 胴体  
12 主翼  
13 前桁  
14 後桁  
20 導電部  
21 バスバー  
22 柔軟部  
24 ストラット（第2支持部）

2 6 推力制御装置（制御装置）

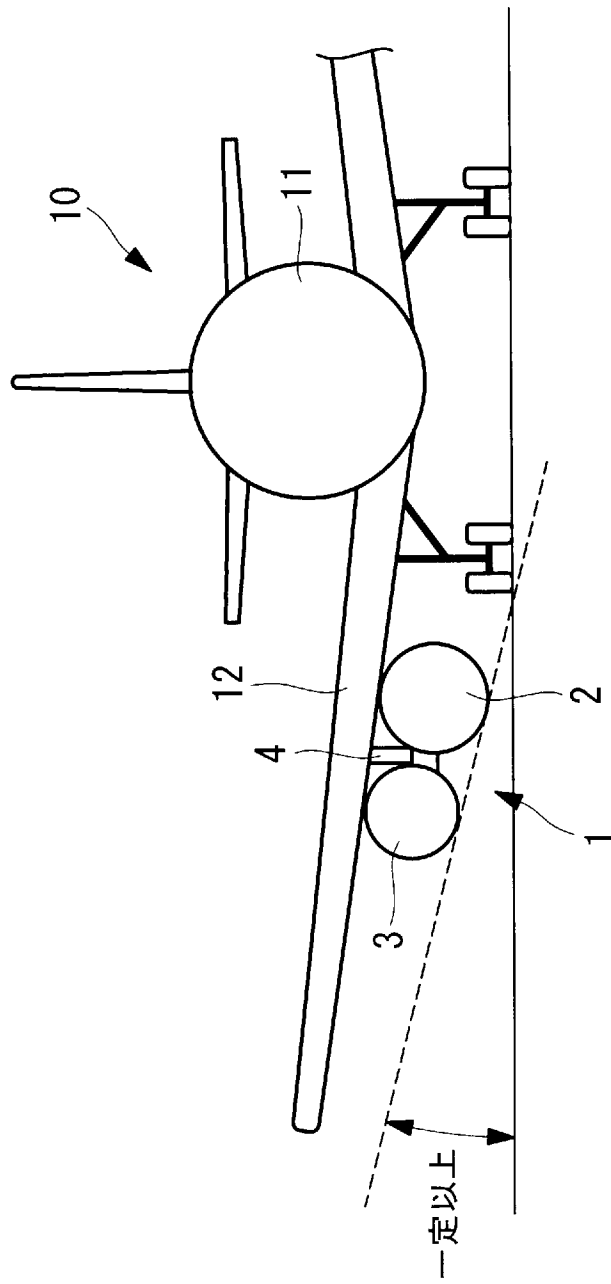
2 7 制御線

3 0 筐体

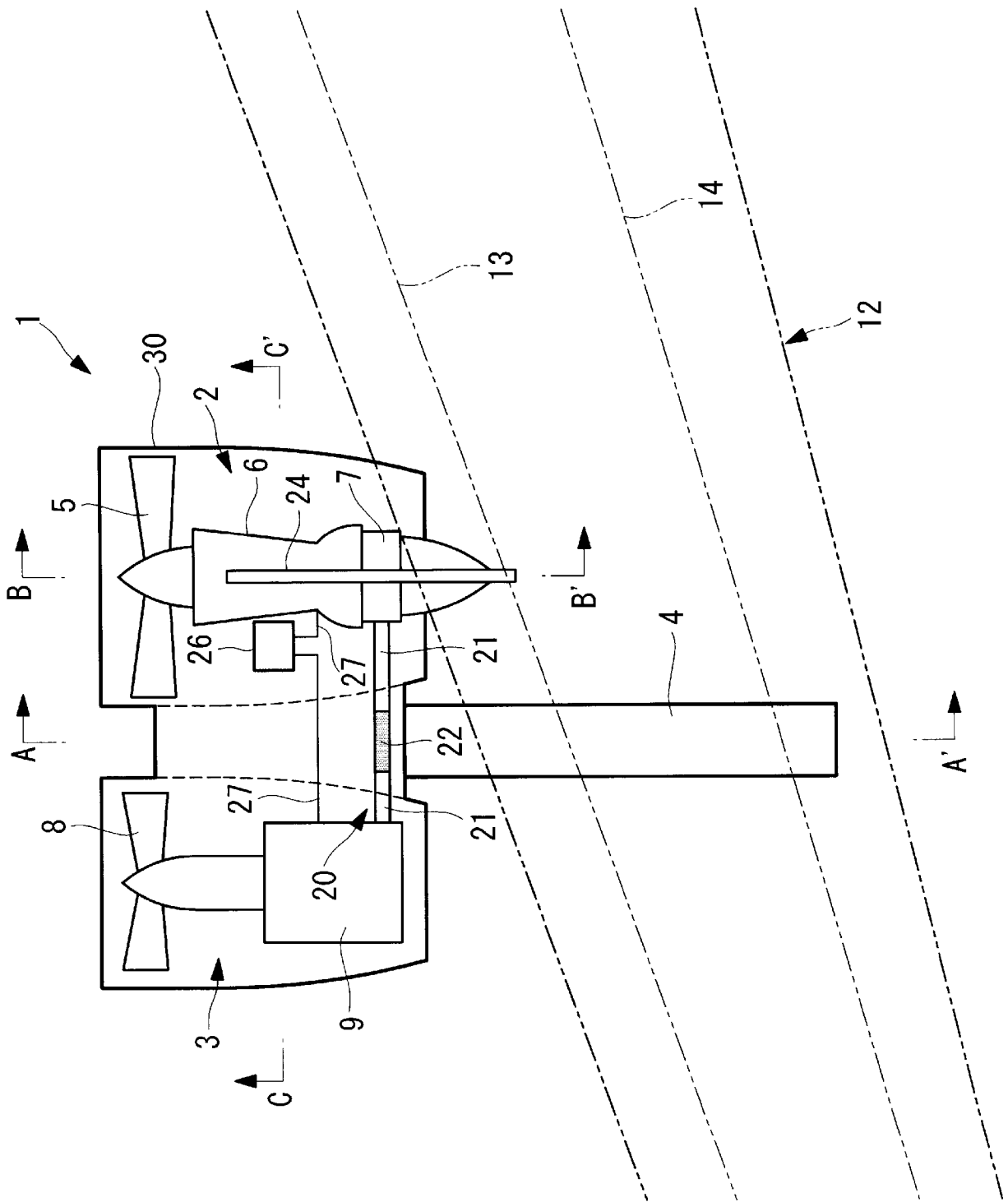
## 請求の範囲

- [請求項1] 駆動軸の回転力によって電力を発生する発電部を有し、燃料が燃焼されて生成されるガスによって、前記駆動軸に設けられた第1ファンを駆動する第1推進部と、
- 前記発電部から供給された電力によって駆動する電動部を有し、前記第1推進部と並列に設けられて、前記電動部によって第2ファンを駆動する第2推進部と、
- 前記発電部と前記電動部を結び、前記発電部で発生した電力を前記電動部に供給する導電部と、
- を備え、
- 前記第1推進部と前記第2推進部は、一体化されており、
- 前記導電部は、前記第1推進部と前記第2推進部の間に配置されている推力発生装置。
- [請求項2] 前記第1推進部と前記第2推進部が一つの筐体に收容されている請求項1に記載の推力発生装置。
- [請求項3] 前記第1推進部と前記第2推進部の推力を調整する制御部を更に備える請求項1又は2に記載の推力発生装置。
- [請求項4] 前記導電部は、バスバーと、前記バスバーに接続され前記バスバーの位置変化を吸収する柔軟部とを有する請求項1から3のいずれか1項に記載の推力発生装置。
- [請求項5] 請求項1から4のいずれか1項に記載の推力発生装置と、
- 前記推力発生装置を吊り下げて支持する一つの第1支持部と、
- を備える航空機。
- [請求項6] 前記第1推進部と主翼とに結合され、引張荷重を負担する第2支持部を更に備える請求項5に記載の航空機。

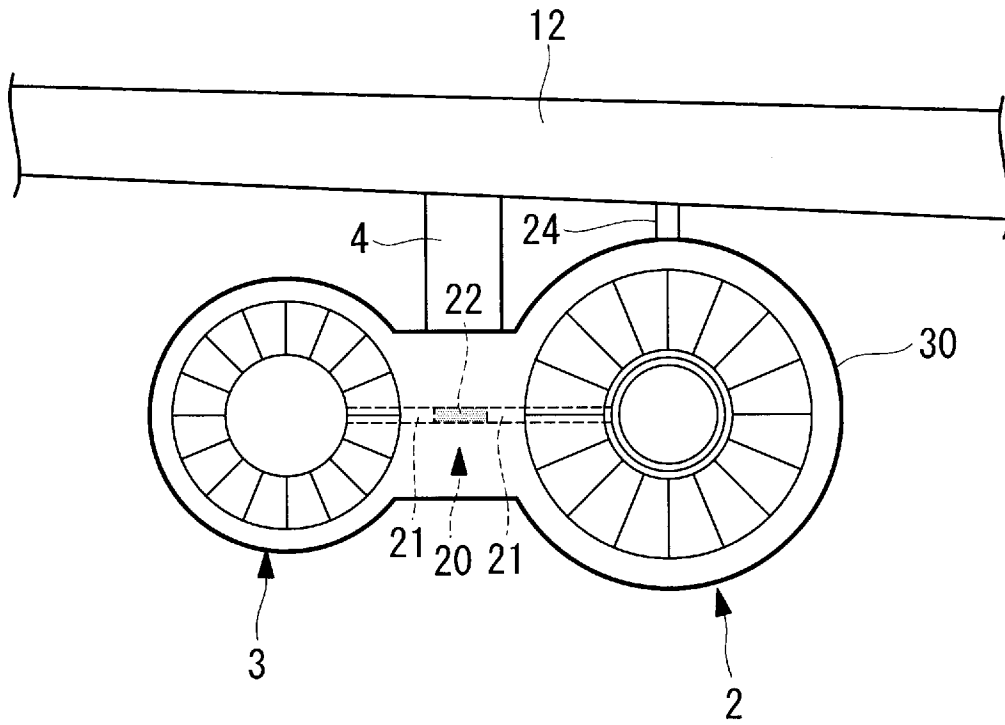
[図1]



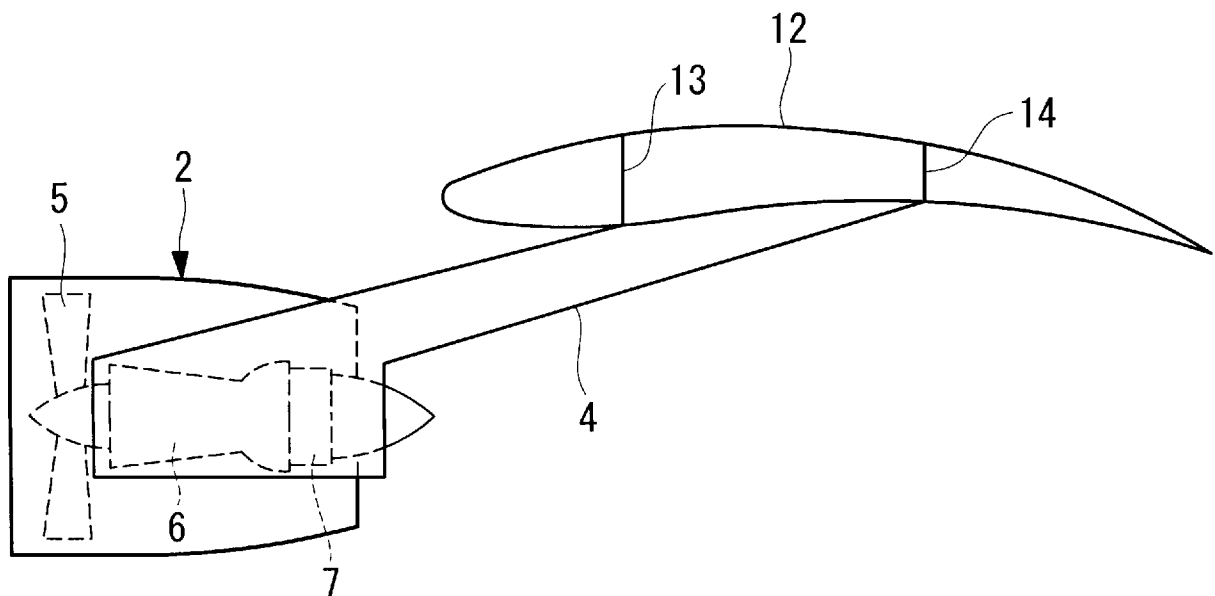
[図2]



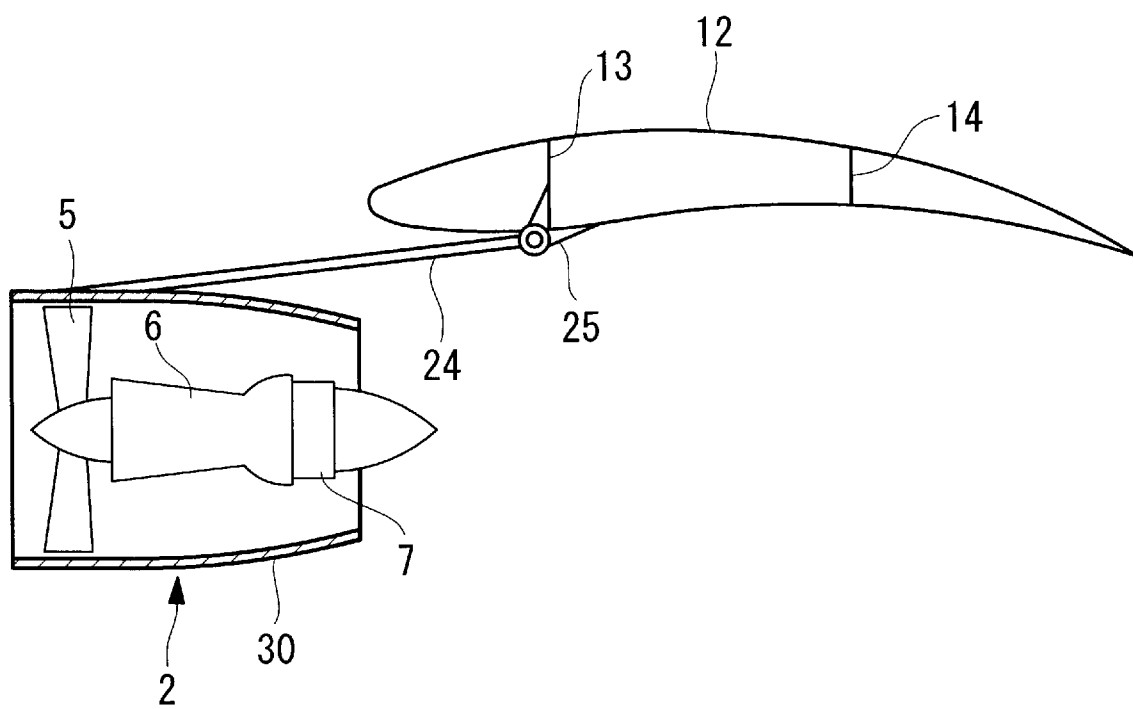
[図3]



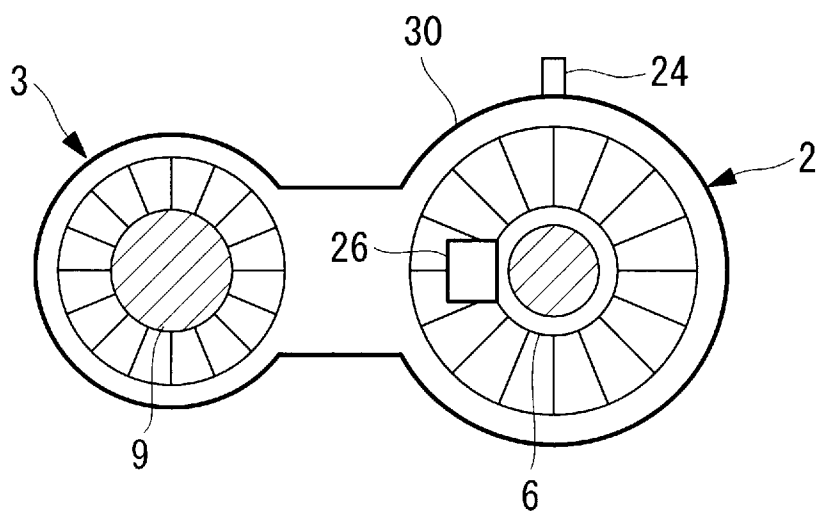
[図4]



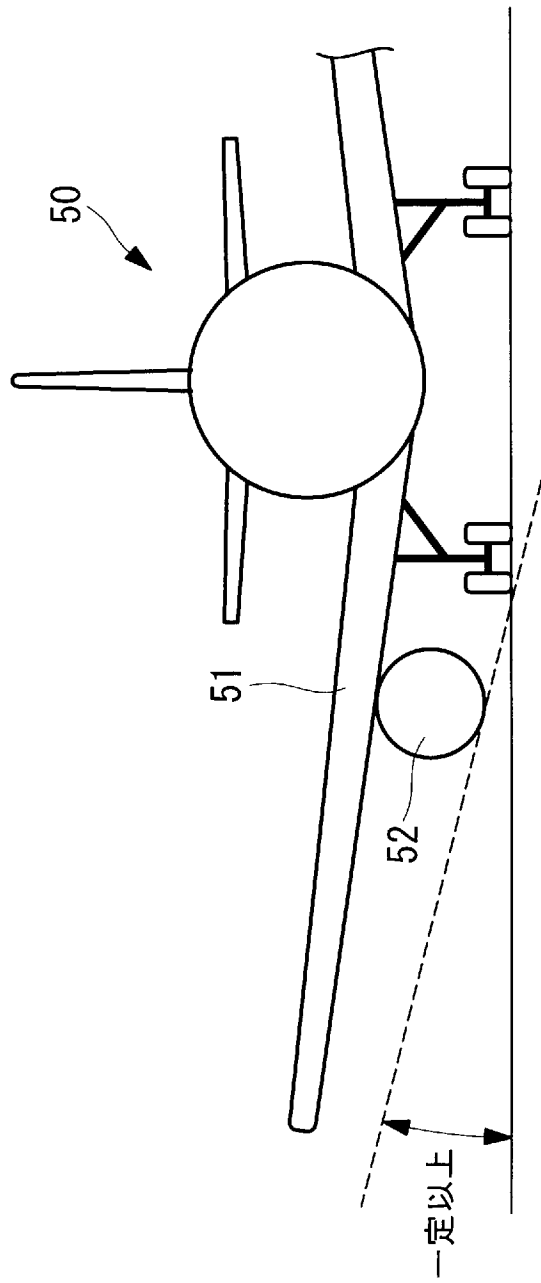
[図5]



[図6]



[図7]



**INTERNATIONAL SEARCH REPORT**

International application No.  
PCT/JP2016/055336

**A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER**  
B64D27/24(2006.01) i, B64D27/26(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)  
B64D27/24, B64D27/26, B64C3/32

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)

**C. DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT**

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
X Y A	US 2014/0367510 A1 (AIRBUS), 18 December 2014 (18.12.2014), paragraphs [0077] to [0162]; fig. 1 to 5 & FR 3006997 A1 & CN 104229144 A	1-2 3-4 5-6
Y A	US 2013/0094963 A1 (ROLLS-ROYCE PLC), 18 April 2013 (18.04.2013), paragraphs [0025] to [0032]; fig. 1, 3 to 4 & EP 2581308 A2	3 5-6
Y A	JP 2013-99158 A (Sumitomo Electric Industries, Ltd.), 20 May 2013 (20.05.2013), paragraphs [0026] to [0027]; fig. 3 (Family: none)	4 5-6

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 10 May 2016 (10.05.16)	Date of mailing of the international search report 24 May 2016 (24.05.16)
---	--

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/JP2016/055336

C (Continuation). DOCUMENTS CONSIDERED TO BE RELEVANT

Category*	Citation of document, with indication, where appropriate, of the relevant passages	Relevant to claim No.
A	JP 2006-205755 A (Japan Aerospace Exploration Agency), 10 August 2006 (10.08.2006), & US 2006/0254255 A1	1-6
A	US 2009/0121073 A1 (THE BOEING CO.), 14 May 2009 (14.05.2009), (Family: none)	1-6
A	US 2013/0062455 A1 (LUGG, Richard H.), 14 March 2013 (14.03.2013), & WO 2006/113877 A2	1-6
A	JP 5453620 B2 (The Invention Science Fund I, LLC), 26 March 2014 (26.03.2014), & JP 2012-505348 A & WO 2010/042215 A1 & CN 102239321 A & KR 10-2011-0083656 A	1-6
A	US 2014/0360206 A1 (ROLLS-ROYCE PLC), 11 December 2014 (11.12.2014), & GB 2506464 A	1-6
A	US 2015/0013306 A1 (SHELLEY, Rudolph Allen), 15 January 2015 (15.01.2015), (Family: none)	1-6

A. 発明の属する分野の分類（国際特許分類（IPC）） Int.Cl. B64D27/24(2006.01)i, B64D27/26(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. B64D27/24, B64D27/26, B64C3/32		
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 1971-2016年 日本国実用新案登録公報 1996-2016年 日本国登録実用新案公報 1994-2016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 Y A	US 2014/0367510 A1 (AIRBUS) 2014.12.18, 段落[0077]-[0162], 図 1-5 & FR 3006997 A1 & CN 104229144 A	1-2 3-4 5-6
Y A	US 2013/0094963 A1 (ROLLS-ROYCE PLC) 2013.04.18, 段落[0025]-[0032], 図 1, 3-4 & EP 2581308 A2	3 5-6
<input checked="" type="checkbox"/> C欄の続きにも文献が列挙されている。 <span style="margin-left: 200px;"><input type="checkbox"/> パテントファミリーに関する別紙を参照。</span>		
* 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 10.05.2016	国際調査報告の発送日 24.05.2016	
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） 志水 裕司 電話番号 03-3581-1101 内線 3341	3D 9528

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 A	JP 2013-99158 A (住友電気工業株式会社) 2013. 05. 20, 段落[0026]-[0027], 図 3 (ファミリーなし)	4 5-6
A	JP 2006-205755 A (国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構) 2006. 08. 10 & US 2006/0254255 A1	1-6
A	US 2009/0121073 A1 (THE BOEING COMPANY) 2009. 05. 14 (ファミリーなし)	1-6
A	US 2013/0062455 A1 (LUGG, Richard H.) 2013. 03. 14 & WO 2006/113877 A2	1-6
A	JP 5453620 B2 (ザ インベンション サイエンス ファンド ワン, リミテッド ライアビリティー カンパニー) 2014. 03. 26 & JP 2012-505348 A & WO 2010/042215 A1 & CN 102239321 A & KR 10-2011-0083656 A	1-6
A	US 2014/0360206 A1 (ROLLS-ROYCE PLC) 2014. 12. 11 & GB 2506464 A	1-6
A	US 2015/0013306 A1 (SHELLEY, Rudolph Allen) 2015. 01. 15 (ファミリーなし)	1-6