

(19) 日本国特許庁(JP)

(12) 特許公報(B2)

(11) 特許番号

特許第5489727号
(P5489727)

(45) 発行日 平成26年5月14日(2014.5.14)

(24) 登録日 平成26年3月7日(2014.3.7)

(51) Int.Cl.

B64C 11/48 (2006.01)

F 1

B 6 4 C 11/48

請求項の数 10 (全 10 頁)

(21) 出願番号 特願2009-548734 (P2009-548734)
 (86) (22) 出願日 平成20年2月6日 (2008.2.6)
 (65) 公表番号 特表2010-517859 (P2010-517859A)
 (43) 公表日 平成22年5月27日 (2010.5.27)
 (86) 國際出願番号 PCT/GB2008/000401
 (87) 國際公開番号 WO2008/096124
 (87) 國際公開日 平成20年8月14日 (2008.8.14)
 審査請求日 平成22年8月23日 (2010.8.23)
 (31) 優先権主張番号 0702608.1
 (32) 優先日 平成19年2月10日 (2007.2.10)
 (33) 優先権主張国 英国(GB)

(73) 特許権者 591005785
 ロールス・ロイス・ピーエルシー
 ROLLS-ROYCE PUBLIC
 LIMITED COMPANY
 イギリス国ロンドン、エスタブリューエーイ
 ハ・エイティー、バッキンガム・ゲート
 65
 (74) 代理人 100140109
 弁理士 小野 新次郎
 (74) 代理人 100089705
 弁理士 社本 一夫
 (74) 代理人 100075270
 弁理士 小林 泰
 (74) 代理人 100080137
 弁理士 千葉 昭男

最終頁に続く

(54) 【発明の名称】航空エンジン

(57) 【特許請求の範囲】

【請求項 1】

前後のプロペラ(23、24)を持つ二重反転プロペラエンジンの作動方法であって、前記エンジンは、少なくとも離陸段階、上昇段階、巡航段階、及び着陸進入段階に作動し、巡航段階、エンジンはほぼ一定のプロペラ先端速度で作動する、エンジン作動方法において、

前記前後のプロペラ(23、24)の両プロペラの前記先端速度を、離陸段階、上昇段階、又は着陸進入段階のうちの少なくとも一つの段階の間、巡航段階の先端速度よりも大きくする工程を含み、

前記プロペラは、可変ピッチブレードを含み、

前記方法は、前記ブレードを、巡航時のピッチから着陸進入時のピッチまで閉鎖方向に移動する工程を含む、ことを特徴とする方法。

【請求項 2】

請求項1に記載の方法において、離陸段階、上昇段階、又は着陸進入段階のうちの少なくとも一つの段階での前記プロペラの先端速度が、巡航段階の先端速度よりも少なくとも10%大きい、方法。

【請求項 3】

請求項1に記載の方法において、

離陸段階又は着陸進入段階のうちの少なくとも一方の段階での前記プロペラの先端速度

10

20

が、巡航段階の先端速度よりも 20 % ± 5 % 大きい、方法。

【請求項 4】

請求項 1 乃至 3 のうちのいずれか一項に記載の方法において、

前記プロペラは可変ピッチブレードを含み、

前記方法は、前記ブレードを、離陸時のピッチから巡航時のピッチまで開放方向に移動する工程を含む、方法。

【請求項 5】

請求項 1 乃至 4 のうちのいずれか一項に記載の方法において、

前記プロペラ (23) は少なくとも 9 枚のブレードを有し ($N_f = 9$) 、直径が D_f であります、

後プロペラ (24) の最大ブレード数 N_r は、 N_f から少なくとも 3 を減じた数であり、

前記前後のプロペラ (23, 24) は軸線方向隙間 x によって離間されており、

比 x / D_f は 0.15 乃至 0.4 である、方法。

【請求項 6】

請求項 5 に記載の方法において、

前記前プロペラ (23) は 12 枚のブレードを有し、前記後プロペラ (24) は 9 枚のブレードを有する、方法。

【請求項 7】

請求項 5 に記載の方法において、

前記前プロペラ (23) は 12 枚のブレードを有し、前記後プロペラ (24) は 7 枚のブレードを有する、方法。

【請求項 8】

請求項 5 に記載の方法において、

前記前プロペラ (23) は 12 枚のブレードを有し、前記後プロペラ (24) は 5 枚のブレードを有する、方法。

【請求項 9】

請求項 5 乃至 8 のうちのいずれか一項に記載の方法において、

前記前プロペラ (23) の直径は、前記後プロペラ (24) の直径よりも大きい、方法。

。

【請求項 10】

請求項 9 に記載の方法において、

前記後プロペラ (24) の直径は、前記前プロペラ (23) よりも、 $0.05 D_f$ 乃至 $0.2 D_f$ 小さい、方法。

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、特に二重反転プロペラアレイを持つガスタービンエンジンであって、騒音を低減するため、これらのプロペラアレイのブレード数が異なり、プロペラアレイの間が特定の間隔のガスタービンエンジンに関する。本発明は、更に、二重反転プロペラエンジンを騒音を低減するように作動する方法に関する。

【背景技術】

【0002】

航空機を推進するためのオープンロータ型タービンエンジンの一つの欠点は、ダクト内で音響的処理が行われるダクテッド（ダクト付きの）ファン型ガスタービンエンジンと比較して騒音がひどいということである。

【0003】

米国特許第 4,883,240 号には、周波数変調搬送波の形態の騒音を発生する航空機用二重反転プロペラ対が開示されている。周波数変調により、設計者は、例えば、音響エネルギーの大部分を非可聴周波数範囲に入れるため、騒音のエネルギースペクトルを操作で

10

20

30

40

50

きる。これは、(a) N 1 枚のブレードを持つ第 1 プロペラ、及び (b) N 2 枚のブレードを持つ第 2 プロペラを含む二重反転プロペラによって達成される。ここで、N 1 及び N 2 は、連続したブレードの交差部分が互いに隣接しないように選択される。N 1 及び N 2 は、ブレード数が異なることを示し、2 だけ異なり、共通の分母を持たない。更に、第 1 プロペラは、後側の第 2 プロペラよりもブレード数が多い。一般的には第 1 プロペラのブレード数が多ければ多い程、数が多いけれども小さい後流渦を切る第 2 プロペラが発生する騒音が少なくなる。しかしながら重量と空力学的性能必要条件との間で妥協が考えられる。

【0004】

この二重反転ブレードアレイのこの構成が発生する騒音は、他の構成よりも小さいが、今日の航空機の騒音制限は益々厳しく、及び従って、騒音を更に低減することが必要とされている。10

【先行技術文献】

【特許文献】

【0005】

【特許文献 1】米国特許第 4,883,240 号

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【0006】

従って、本発明の目的は、所与の出力定格に対して発生する騒音が小さい、航空機用二重反転プロペラ対を持つガスタービンエンジンを提供することである。20

【課題を解決するための手段】

【0007】

本発明によれば、前後のプロペラを持つ二重反転プロペラエンジンの作動方法であって、エンジンは、少なくとも離陸段階、上昇段階、巡航段階、及び着陸進入段階に作動し、巡航中、エンジンは、ほぼ一定のプロペラ先端速度で作動する、エンジン作動方法において、

プロペラのうちの少なくとも一方のプロペラの先端速度を、離陸段階、上昇段階、又は着陸進入段階のうちの少なくともひとつの段階において、巡航中の先端速度よりも大きくする工程を含む、ことを特徴とする方法が提供される。30

【0008】

好ましくは、両プロペラの先端速度は、巡航段階の先端速度よりも高い。

有利には、離陸段階、上昇段階、又は着陸進入段階の少なくとも一つの段階でのプロペラの先端速度は、巡航段階の先端速度よりも少なくとも 10 % 高い。

【0009】

好ましくは、離陸段階又は着陸進入段階のうちの少なくとも一方の段階でのプロペラの先端速度は、巡航段階の先端速度よりも 20 % ± 5 % 高い。

好ましくは、プロペラは可変ピッチブレードを含み、前記方法は、ブレードを、巡航時のピッチから着陸進入時のピッチまで閉鎖方向に移動する工程を含む。

【0010】

好ましくは、プロペラは可変ピッチブレードを含み、前記方法は、ブレードを、離陸時のピッチから巡航時のピッチまで、開放方向に移動する工程を含む。

本発明の別の特徴では、前後のプロペラを持つ二重反転プロペラエンジンであって、前プロペラは少なくとも 9 枚のブレードを有し ($N_f = 9$)、直径が D_f であり、後プロペラの最大ブレード数 N_r は、 N_f から少なくとも 3 を減じた数であり、前後のプロペラは軸線方向隙間 x によって離間されている、二重反転プロペラエンジンにおいて、

比 x / D_f は 0.15 乃至 0.4 である、二重反転プロペラエンジンが提供される。

【0011】

好ましくは、前プロペラは 12 枚のブレードを有し、後プロペラは 9 枚のブレードを有する。50

別の態様では、前プロペラは12枚のブレードを有し、後プロペラは7枚のブレードを有する。

【0012】

別の態様では、前プロペラは12枚のブレードを有し、後プロペラは5枚のブレードを有する。

有利には、前プロペラの直径は後プロペラよりも大きい。好ましくは、後プロペラの直径は、前プロペラよりも0.05D_f乃至0.2D_f小さい。

【0013】

本発明を添付図面を参照して例として更に詳細に説明する。

【図面の簡単な説明】

10

【0014】

【図1】図1は、本発明によるプロペラの二重反転対を持つガスタービンエンジンの概略断面図である。

【図2】図2は、ロータ単独騒音を示すプロペラのブレードのアレイの概略図である。

【図3】図3は、迅速的に減衰する空力学的ポテンシャル流れ場を示すプロペラのブレードのアレイの概略図である。

【図4】図4は、代表的なプロペラブレードの揚力・抗力曲線を示すグラフである。

【図5】図5は、可変ピッチブレードの概略端面図である。

【発明を実施するための形態】

【0015】

20

図1を参照すると、ツインスプール付き二重反転プロペラガスタービンエンジンの全体に参照番号10が付してある。このエンジン10は、主回転軸線9を有する。エンジン10は、コアエンジン11を備えており、このコアエンジン11は、軸線位置流れ方向で、空気取入口12、中圧コンプレッサ14（IPC）、高圧コンプレッサ15（HPC）、燃焼器16、高圧タービン17（HPT）、低圧タービン18（IPT）、自由出力タービン19（LPT）、及びコア排気ノズル20を有する。ナセル21が、コアエンジン11をほぼ取り囲んでおり、空気取入口12及びノズル20と、びコア排気ダクト22を形成している。エンジン10は、更に、自由出力タービン19に取り付けられており且つ自由出力タービン19によって駆動される二つの二重反転プロペラ23、24を備えている。自由出力タービン19は、二重反転ブレードアレイ（所定間隔で整列された一群のブレード）25と、二重反転ブレードアレイ（所定間隔で整列された一群のブレード）26を備えている。

30

【0016】

ガスタービンエンジン10は従来の方法で作動し、空気取入口12に進入した空気が、中圧コンプレッサ14（IPC）によって圧縮され、高圧コンプレッサ15（HPC）に差し向けられ、ここで更に圧縮される。高圧コンプレッサ15を出る圧縮された空気は、燃焼器16に差し向けられ、ここで燃料と混合され、混合気の燃焼が行われる。結果的に発生した高温の燃焼生成物は、膨張し、これによって、ノズル20を通して排出される前に、高圧タービン17、低圧タービン18、自由出力タービン19を駆動し、推力を提供する。高圧タービン17、低圧タービン18、自由出力タービン19は、夫々、高圧コンプレッサ15及び中圧コンプレッサ14と、プロペラ23、24を、適当な相互連結シャフトによって駆動する。プロペラ23、24は、通常は、推力の大部分を提供する。

40

【0017】

プロペラアレイ23、24は、夫々の前ピッチ変化軸線23pと後ピッチ変化軸線24pとの間の軸線方向間隔xだけ離間されている。通常は、プロペラアレイ23、24の直径はほぼ同じであるが、本発明の範囲内にある限り、直径が異なっていてもよい。

【0018】

好ましい実施例では、前プロペラ23は12枚のブレードを持つように設計されており、後プロペラ24は9枚のブレードを持つように設計されている。前後のピッチ変化軸線23pと24pとの間の軸線方向間隔xは、前プロペラの直径D_fの1/4である（即ち

50

、 $x = D_f / 4$)。

【 0 0 1 9 】

主騒音源は、各ブレードアレイ 2 3、2 4 が発生するロータ単独音 3 0 (図 2 参照) であり、追加の騒音源は、各プロペラアレイ 2 3、2 4 の周囲の空力学的流れ場間の相互作用によって発生する音 3 2 である。流れ場 3 2 は、「ポテンシャル」成分及び粘性成分の両方を含む。本発明は、離陸時、上昇時、及び / 又は着陸進入時にブレードの先端 2 3 T、2 4 T の速度を変化させ、ブレードアレイ 2 3、2 4 の抗力を最適 (最小) にし、かくして各ブレードからの後流 3 4 の強さを減少し、これによって、後流 3 4 が下流側ブレード 2 4 及び周囲との相互作用によって発生する騒音を、減少させる。

【 0 0 2 0 】

追加の騒音源 (音 3 2) は、前後のプロペラアレイ 2 3、2 4 の両方のブレードの数を適当に選択することによって、軸線方向隙間 x (図 1 参照) を適当に選択することによって、及びブレード先端速度を適当に選択することによって、制御される。ポテンシャル場 3 2 (プロペラアレイ 2 3、2 4 のいずれかからの) の強さは、数 1 に示すように変化する。

【 0 0 2 1 】

【 数 1 】

$$\exp\left(-2B \frac{\Delta x}{D_f}\right) \quad (1)$$

10

20

【 0 0 2 2 】

ここで、 B はブレード数であり、 Δx は、好ましい実施例における二つの列間の軸線方向距離の変化であり、 D_f は前プロペラ 2 3 の直径である。この関係は、ブレード数及び間隔の変化による好ましい実施例からの適当な変化を決定するのに使用できる。更に、ロータ単独騒音の (最も) 重要な基本振動は、ブレード数及び先端に関して数 2 に示すように変化する。

【 0 0 2 3 】

【 数 2 】

$$\frac{1}{BM_t(1-M_t^2)} \exp\left\{-B\left[\ln\left(\frac{1+\sqrt{1-M_t^2}}{M_t}\right) - \sqrt{1-M_t^2}\right]\right\} \quad (2)$$

30

【 0 0 2 4 】

ここで、 M_t は、ブレード先端の回転マッハ数である。上掲の数 1 及び数 2 における表現を使用することによって、ブレード数、ブレード先端速度、及びブレード間軸線方向隙間 x を変化させて、ポテンシャル場相互作用及び個々のロータブレードの両方からの騒音を、前後のブレードアレイ 2 3、2 4 間の後流相互作用によって発生する騒音のレベルよりも遙かに低いレベルまで減少できる。

【 0 0 2 5 】

ブレード数が増大すると、各プロペラ (前プロペラ及び後プロペラの両方) からの「ロータ単独」騒音 (即ち、各列が、他方の列から離して作動させた場合でも発生する騒音) が大幅に減少する。ブレード数が適当である (比較的多い) と、各プロペラの周囲の空力学的ポテンシャル流れ場の強さが減少し、このことが、前後のアレイ 2 3、2 4 間の本発明による適当な (増大した) 軸線方向隙間 x とあいまって、いずれかのブレードアレイと他方のブレードアレイの「ポテンシャル場」との間の空力学的相互作用によって発生する騒音を、残りの (大きな) 騒音源に対して大幅に減少する。これは、後アレイ 2 4 と、前アレイ 2 3 から発生した粘性 / 渦様後流 3 4 との間の相互作用によって発生する。

【 0 0 2 6 】

通常の設計実務では、プロペラは、特定の先端速度について設計されており、飛行エンベロープに亘って実質的に同じ先端速度を維持するということは理解されるべきである。

40

50

ブレードのピッチを変更することによって、航空機の飛行速度が変化する飛行サイクル（flight cycle）の異なる区分に亘り、荷重（推力）を、必要とされるように変化する。

【0027】

本出願人は、各アレイ23、24のブレード数を選択することによって、後流／後アレイ24相互作用の騒音レベル及び遠位場騒音指向性（far-field noise directivity）を或る程度制御できるということを発見した。前後のアレイ23、24のブレード数が等しい又はほぼ等しい二重反転プロペラは、強い指向性を発生し、大きな騒音を前方及び後方の両方に直接発生する。各アレイのブレード数が2枚又はそれ以上異なるプロペラは、ピーク騒音レベルが低下し、前方から後方への指向性パターンが滑らかになる。前プロペラ23の12枚のブレード及び後プロペラ24の9枚のブレードの組み合わせは、高い前後のブレード数を維持し、3枚のブレード数の差により所要の滑らかな指向性を発生できる。前アレイ23のブレード数が多ければ多い程、粘性後流34が比較的小さくなり、下流方向で比較的迅速に減衰する。

【0028】

所要のブレード数及び軸線方向隙間 \times を選択した後に唯一残る大きな騒音源は、後流34が下流アレイ24と相互作用することによる。この騒音源は、離陸時、上昇段階、及び着陸進入状態時のブレード先端速度が（空力学的に）最適である場合に、大幅に減少できる。通常の実務では、各プロペラは、巡航状態（高空を高速で前進する）での先端速度が適当であるように設計されており、この場合、揚抗比（lift-drag ratio） C_L / C_D が最大になるようにブレード断面を設計する。ここで、 C_L は断面揚力係数であり、 C_D は断面抗力係数である（図4参照）。通常の設計実務におけるようにブレード先端速度を離陸時（又は着陸進入時）に維持した場合、プロペラブレード断面揚力係数が（巡航状態での係数に対して）増大し、その結果、プロペラブレード断面抗力係数が大幅（比例以上）に増大する。抗力の増大は性能に対してそれ程大きい作用を及ぼさない（全飛行サイクルの小さな部分に亘ってしか発生しないため）けれども、この増大は騒音については大きい作用を及ぼす。これは、プロペラブレード列と任意の下流ブレード列又は静的構造との間の空力学的相互作用の「後流」部分の強さに影響を及ぼすためである。静的構造は、例えばエンジンの任意の静的部分、又は後部ブレード列の下流のエアフレーム（airframe）である。これには、パイロンや翼等のエーロホール区分が含まれるが、これらに限定されない。

【0029】

かくして、離陸時、上昇時、及び／又は着陸進入時の、前プロペラ23及び／又は後プロペラ24のプロペラ先端速度を、巡航時の先端速度に対して増大することによって、直感に反するけれども、騒音（又は、少なくとも全騒音の後流相互作用成分）が減少することになる。これは、後流強度が減少するためであり、また、後流34と下流ブレードアレイ24又は下流の静的構造との間の相互作用によって結果的に発生する騒音に及ぼされる後流強度の減少の影響が、比較的高い先端速度が騒音に及ぼす効果を相殺する以上であるためである。

【0030】

上文中に説明した理論的根拠は、特に、前アレイ23のブレード数が11枚乃至15枚であり且つ後アレイ24のブレード数が5枚乃至10枚のプロペラに適用されるが、これに限定されない。好ましくは、ブレード数の差は、少なくとも3枚であるが、差がこれよりも大きくて利点が提供される。軸線方向隙間 $\times / D = 0.15$ 乃至 $\times / D = 0.4$ の範囲の二重反転プロペラにも適用される。前アレイのブレード数及び後アレイのブレード数と、軸線方向隙間の適切な選択を、上掲の数1及び数2から、データに対して決定できる。

【0031】

前プロペラアレイ23及び後プロペラアレイ24についての二つの他の特定のブレード数は、第1に12枚及び5枚であり、第2に12枚及び7枚の夫々である。これらの二つのブレード数組み合わせは、前記12枚及び9枚形体の利点の多くを提供し（ロータ単独

10

20

30

40

50

騒音成分、ポテンシャル場相互作用によって発生した騒音、及び先端速度の上昇による後流相互作用騒音を減少するのに十分に大きいブレード数)、前プロペラブレードアレイ 23 と後プロペラブレードアレイ 24との間の同時の及び/又は隣接した相互作用がないようとする。

【0032】

かくして、本発明は、二重反転プロペラエンジンの作動方法に関するものであって、
巡回段階にエンジンがほぼ一定のプロペラ先端速度で作動し、離陸段階、上昇段階、又は
着陸進入段階に、プロペラアレイ 23、24 の一方又は両方の先端速度を、巡回段階の速
度よりも高い所定の速度まで上昇する、二重反転プロペラエンジンの作動方法に関する。
本出願人は、離陸時、上昇時、又は着陸進入時の先端速度が、巡回時の先端速度よりも大
きい場合に、騒音減少の利点が明らかであり、離陸時、上昇時、又は着陸進入時の先端速度が、巡回時の先端速度よりも少なくとも 10 % 大きい場合に、騒音減少の利点が特に顯著
になり、先端速度が巡回時よりも 20 % ± 5 % であるときに最適の騒音減少が得られる
ものと考える。 10

【0033】

プロペラアレイ 23、24 のいずれか又は両方のブレードの先端速度を上昇する際、発
生する推力の量を調節するのが望ましく、エンジン及びその作動に可変ピッチブレードが
含まれるということは当業者には明らかであるべきである。図 5 を参照すると、ブレード
23、24 はペアリングハブ 36 に取り付けられている。このペアリングハブが回転する
ことによりピッチ角 α を変えることができる。これらのブレードは、推力 T 及び揚力 L を
発生する。離陸時、上昇時、又は着陸進入時の先端速度を、巡回時の設計先端速度よりも大
きくする場合には、ブレードを閉鎖方向に回転し、先端速度の増大を行わない設計で必
要とされるよりも「ピッチを小さくする」。ブレードの揚力係数が或る程度減少すること
(揚力自体を変化させる必要はない) に伴ったブレード速度の上昇によってブレードの抗
力が大幅に減少する。 20

しかしながら、先端速度の上昇及びブレードピッチの適当な変化の組み合わせを使用し、
プロペラがその揚力及び推力の要件を確実に満たすようにする。

【0034】

コミュニティ騒音 (community noise) の減少に対する変形例として、本発明によるエンジンを、所与の受容可能な騒音レベルでの作動よりも高い性能レベルで作動させてもよい。追加の利点は、関連した航空機が更に高い高度に更に迅速に達することができ、従つて、地上で知覚される騒音レベルを減少するということである。 30

【0035】

本発明を、ほぼ同じ直径を持つ前プロペラアレイ 23 及び後プロペラアレイ 24 について説明し且つ図示したが、これらのプロペラアレイ 23、24 のいずれかの直径が他方のプロペラアレイよりも大きくてよい。詳細には、後プロペラアレイ 24 は、前プロペラアレイ 23 よりも直径が小さいように設計されている。これは、図 1 において、破線 $D_{T\perp}$ 及びプロペラ直径 D_R でわかる。特定の強い渦又は後流が、前プロペラブレードの半径方向外先端 23_T で発生し、ここから離脱するということは理解されよう。先端が発生したこの渦を下流にある後プロペラアレイ 24 が切り裂くことによって、強い騒音源が発生する。かくして、後プロペラアレイ 24 を、先端が発生した渦又は後流を部分的に又は完全に切らないように設計することにより、騒音を大幅に減少する。 40

【0036】

後方プロペラアレイ 24 の直径の減少量は、渦又は後流の強さ及び大きさと、プロペラアレイ 23、24 間の距離とで決まるということは理解されるべきである。更に、上流側のプロペラアレイ 23 のブレードの特にその先端の形体と、各ブレードのピッチとにより、渦又は後流の強さ及び大きさが決まる。更に、エンジンの作動条件及び航空機の飛行モードは、全て、先端での渦又は後流の発生の要因である。一つの例示の実施例として、前後のプロペラアレイ 23、24 は、0.15 Df 乃至 0.4 Df の軸線方向隙間 x によつて離間されており、後プロペラアレイ 24 の直径は、0.5 Df 乃至 0.2 Df の範囲で 50

減少してあってもよい。

【産業上の利用可能性】

【0037】

本発明をガスタービンエンジンを参照して説明したが、本発明は、二重反転プロペラアレイを駆動できるディーゼルエンジン、ガソリンエンジン、燃料電池、又は他のエンジンで実施してもよい。

【符号の説明】

【0038】

9 主回転軸線

10 ツインスプール二重反転プロペラガスタービンエンジン 10

11 コアエンジン

12 空気取入口

14 中圧コンプレッサ (IPC)

15 高圧コンプレッサ (HPC)

16 燃焼器

17 高圧タービン (HPT)

18 低圧タービン (IPT)

19 自由出力タービン (LPT)

20 コア排気ノズル

21 ナセル

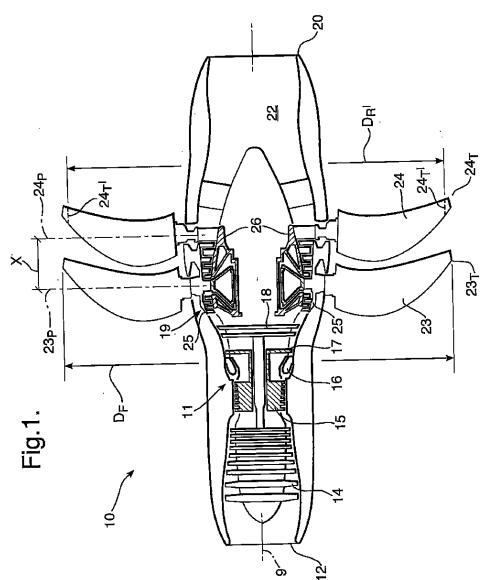
22 コア排気ダクト

23、24 二重反転プロペラアレイ

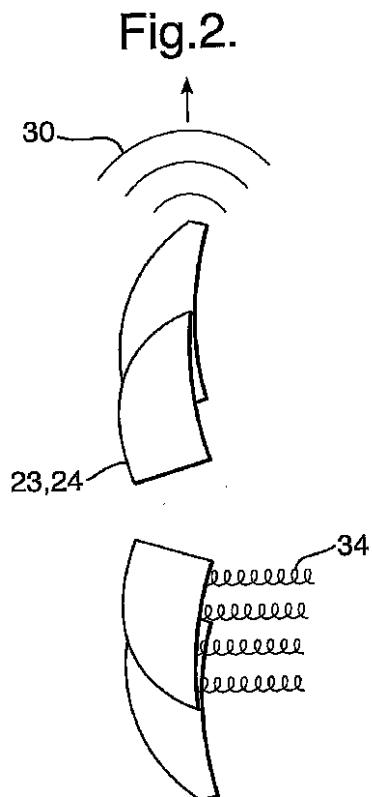
25、26 二重反転ブレードアレイ

20

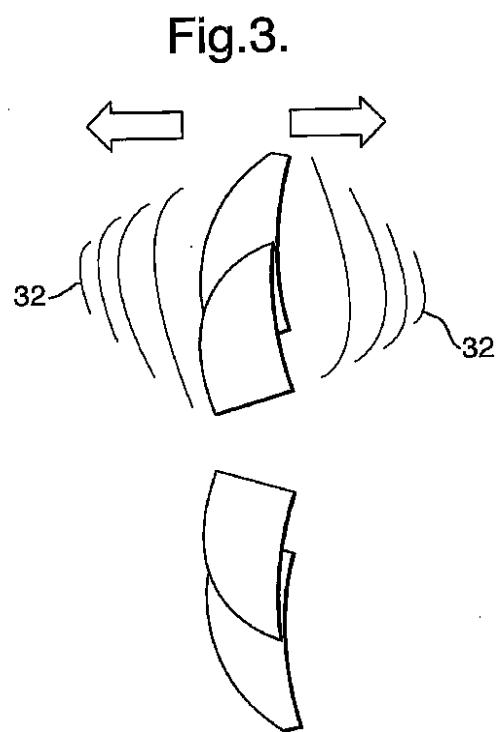
【図1】



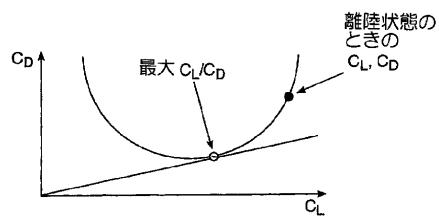
【図2】



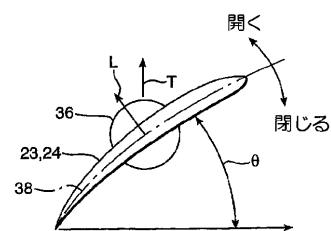
【図3】



【図4】



【図5】



フロントページの続き

(74)代理人 100096013

弁理士 富田 博行

(74)代理人 100092967

弁理士 星野 修

(72)発明者 パリー , アンソニー・ブライアン

イギリス国ダービー ディーイー22 1エルズィー , アレスツリー , イプレス・ロード 30

(72)発明者 ハワース , ニコラス

イギリス国ダービー ディーイー23 6エフワイ , パーク・ドライブ 29

(72)発明者 テイラ , マーク・デイヴィッド

イギリス国ダービーシャー ディーイー6 2イーエル , アッシュボーン , ノーベリー , グリーン
・レイン , シェバーズウッド・ファーム

審査官 黒田 曜子

(56)参考文献 特開昭62-071800(JP,A)

特開平05-039091(JP,A)

特開昭60-017202(JP,A)

米国特許第04883240(US,A)

B. MAGLIOZZI , Noise Characteristics of Model Counter-Rotating Prop-Fans , AIAA 11TH AER
OACOUSTICS CONFERENCE , 1987年10月19日 , N.AIAA-87-2656 , P1-13

(58)調査した分野(Int.Cl. , DB名)

B64C 11/48