

(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
2017年8月31日(31.08.2017)

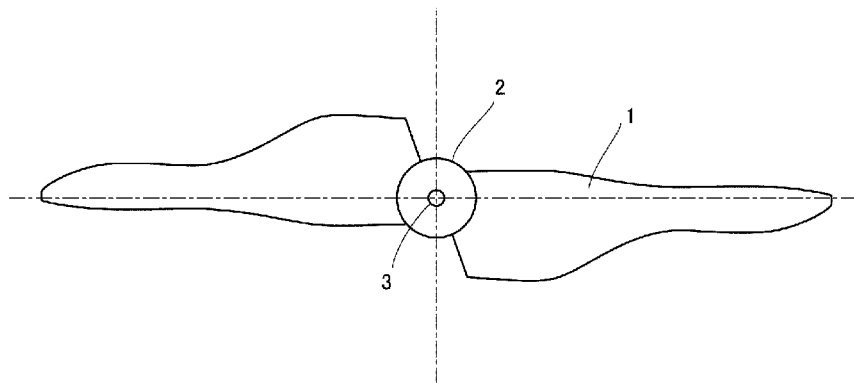


(10) 国際公開番号
WO 2017/146028 A1

- (51) 国際特許分類:
B64C 27/467 (2006.01) *B64C 39/02* (2006.01)
- (21) 国際出願番号: PCT/JP2017/006310
- (22) 国際出願日: 2017年2月21日(21.02.2017)
- (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 2016-031659 2016年2月23日(23.02.2016) JP
PCT/JP2017/001030 2017年1月13日(13.01.2017) JP
- (71) 出願人: 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構(JAPAN AEROSPACE EXPLORATION AGENCY) [JP/JP]; 〒1828522 東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1 Tokyo (JP).
- (72) 発明者: 原田 正志(HARADA, Masashi); 〒1828522 東京都調布市深大寺東町七丁目4番地1 国立研究開発法人宇宙航空研究開発機構内 Tokyo (JP).
- (74) 代理人: 大森 純一(OMORI, Junichi); 〒1070052 東京都港区赤坂7-5-47 U&M赤坂ビル 2F 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, JP, 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.
- (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: ROTOR BLADE, DRONE, AND HELICOPTER

(54) 発明の名称: ロータブレード、ドローン及びヘリコプタ



(57) Abstract: [Problem] To be able to provide a high figure of merit and increase flight time and payload weight when used, for example, in a drone or a helicopter. [Solution] A rotor blade 1 has a solidity of 10% or less. The shape of the rotor blade 1 is as follows: (1) the rotor blade has a maximum chord length near the base, and the value thereof is at least twice the minimum value of the chord length within a range from 50% to 90% in radius; (2) the tip end gradually narrows; and (3) the angle of incidence of the base decreases toward the base within a region from around 30% or less in radius.

(57) 要約: 【課題】フィギュアオブメリットが高く、ドローン、ヘリコプタなどに使用すれば、飛行時間、ペイロード重量を増す事ができる。【解決手段】ロータブレード1は、ソリディティが10%以下である。ロータブレード1の形状は、以下の通りである。(1) 付け根付近に最大翼弦長を持ち、その値は半径50%から90%にある翼弦長の極小値の2倍以上であること。(2) 先端は徐々に細くなっていること。(3) 付け根の取付け角は半径30%付近以下の領域で付け根に行くほど減少していること。



WO 2017/146028 A1

明 細 書

発明の名称：ロータブレード、ドローン及びヘリコプタ

技術分野

[0001] 本発明は、ドローンやヘリコプタなどに用いられるロータブレード、そのようなロータブレードを有するドローン及びヘリコプタに関する。

背景技術

[0002] 近年、4 発以上のロータブレードを持つドローンと呼ばれる飛行体が撮影、観測目的で盛んに利用されている。ドローンは通常プラスチック製の 2 枚羽の固定ピッチロータを使用しており、このロータブレードの性能によりペイロードの重さ及び飛行時間が左右される。ロータブレード形状は様々であり、単純テーパーから古典プロペラ理論（非特許文献 1）を応用したと思われる、付け根の翼弦長が広く、そこから先端に向けて急激に翼弦長を減らし、ある程度小さなテーパー比に移行し、先端を丸めた形状のものなどが見られる。

[0003] また有人小型ヘリコプタとして GEN CORPORATION が開発した GEN H-4（非特許文献 2）同様に固定ピッチブレードを使用しており、ロータブレードに単純テーパーを採用している。ヘリコプタの分野では英国の Westland Lynx が BERP（非特許文献 3，特許文献 1）と呼ばれる先端の翼弦長を拡大し、後退角を持たせたロータブレードを使用し、世界速度記録を達成している。本ロータブレードは先端の翼弦を拡大した不連続な前縁を飛行機で使用されるドッグツースとして機能させ、縦渦を発生させて上面の剥離を抑えることで後退側での揚力係数を稼ぐとともに、先端の後退角によって前進側での造波抵抗を減少させる事を目的としている。

[0004] ヘリコプタは単純運動理論とロータ回転面積と入力パワから求められる理論最大揚力で実際の揚力を除したフィギュアオブメリット（非特許文献 4）と最大速度をトレードオフしなければならないため、ロータブレード形状は

矩形か先端に弱いテーパがついた形状のものが多く使用されている。これに対してドローンはホバリングする時間が長いいためフィギュアオブメリットの高いロータブレードを使用し、飛行時間及びペイロードを増加させようとする要求が高い。

先行技術文献

特許文献

[0005] 特許文献1：米国特許第5, 174, 721号公報

非特許文献

[0006] 非特許文献1：Adkins, C. N., Liebeck, R. H., "Design of Optimum Propellers," AIAA-83-0190, Jan. 1983

非特許文献2：柳沢 源内、二重反転一人乗りヘリコプターGEN H?4 開発と将来展望、Heli Japan 2002、11月 2002

非特許文献3：https://en.wikipedia.org/wiki/BERP_rotor

非特許文献4：R. W. Prouty, "Helicopter Performance, Stability, and Control," 1990

発明の概要

発明が解決しようとする課題

[0007] フィギュアオブメリットの大きいロータブレードを設計する際に有効な手法としてAdkinsらの方法（非特許文献1）がある。しかしAdkinsらの方法は実際のロータブレードの後流に見られる縮流（筒状の流れの半径の縮小）や、渦巻き込み（ロールアップ）を反映できなかった。そのためフィギュアオブメリットは最大とはなっていなかった。

[0008] 以上のような事情に鑑み、本発明の目的は、フィギュアオブメリットが高くする事ができるロータブレード、そのようなロータブレードを有するドローン及びヘリコプタを提供することにある。

課題を解決するための手段

[0009] 上記課題を解決するために、本発明に係るロータブレードは、ソリディティが10%以下となるロータブレードであり、付け根付近に最大翼弦長を持ち、前記最大翼弦長の値は半径50%から90%にある翼弦長の極小値の2倍以上であり、先端は徐々に細くなっており、付け根の取付け角は半径30%付近以下の領域で付け根に行くほど減少している。

本発明に係るロータブレードは、実際のロータブレードの後流に見られる縮流（筒状の流れの半径の縮小）や渦巻き込み（ロールアップ）が反映された形状なので、フィギュアオブメリットが高くする事ができる。

本発明に係るロータブレードは、付け根付近に最大翼弦長を持ち、最大翼弦長の値は半径50%から90%にある翼弦長の極小値の2倍以上であり、その一方で、付け根の取付け角は半径30%付近以下の領域で付け根に行くほど減少している。これは、つまり翼弦長を実現可能な値におさめつつ、正確なロータ後流を用いて最適化を行って得られた形状であり、フィギュアオブメリットが高くする事ができる。

[0010] 本発明の別形態に係るドローンは、上記構成のロータブレードを有する。

本発明の更に別形態に係るヘリコプタは、上記構成のロータブレードを有する。

発明の効果

[0011] 本発明により、フィギュアオブメリットが高く、ドローン、ヘリコプタなどに使用すれば、飛行時間、ペイロード重量を増す事ができる。

図面の簡単な説明

[0012] [図1]本発明の一実施形態に係るロータブレードの上面図である。

[図2]ロータブレードの翼端渦の軌跡を示している。a)はAdkinsらの方法によるロータブレードの翼端渦の軌跡であり、b)は本発明者である原田の渦法によるロータブレードの翼端渦の軌跡である。

[図3]モデル化した放出渦のロールアップを示すグラフである。

[図4]従来方法の最適な翼弦長分布を示すグラフである。

[図5]従来方法の最適な取付角を示すグラフである。

[図6]本発明の翼弦長分布の特徴を示すグラフである。

[図7]本発明の取付角の特徴を示すグラフである。

[図8]より好ましい本発明の翼弦長分布の特徴を示すグラフである。

[図9]より好ましい本発明の取付角の特徴を示すグラフである。

[図10]原田の渦法を説明するための図であり、プロペラの座標系と放出渦を示している。

[図11]原田の渦法を説明するための図であり、図10における一枚目のブレードの拡大図を示している。

[図12]原田の渦法を説明するための図であり、ブレードの断面と流入速度を示している。

[図13]原田の渦法を説明するための図であり、ブレード翼素に働く力を示している。

発明を実施するための形態

[0013] 以下、図面を参照しながら、本発明の実施形態を説明する。

図1は本発明の一実施形態に係るロータブレードの上面図である。

図1に示すように、ロータブレード1は、シャフト穴3を有するハブ2に設けられている。

[0014] ここで、Adkinsらの方法では図2のa)に示す、一定ピッチかつ一定半径の後流しか扱えない。これに対して、本発明者である原田の渦法（後述する）では図2のb)に示すように渦半径が実験と同様に収縮し、かつ図3に示すようにロータブレード1から放出する渦が後方でロールアップにより翼端と回転中心に集中する放出渦モデルを適用する事で、以下の形態を特徴するロータブレード1を得、そのような形態のロータブレード1を使用する事で高いフィギュアオブメリットを得るものである。

ロータブレード1は、ソリディティが10%以下である。

ロータブレード1の形状は、以下の通りである。

(1) 付け根付近に最大翼弦長を持ち、その値は半径50%から90%にあ

る翼弦長の極小値の2倍以上であること。

(2) 先端は徐々に細くなっていること。

(3) 付け根の取付け角は半径30%付近以下の領域で付け根に行くほど減少していること。

図4に本発明者である原田の渦法を図2のa)の渦モデルを用いて最適化した際の翼弦長分布を、また図5に取付角を示す。ここで計算条件を表1に示す。

[0015] [表1]

ドローン用ロータ計算諸元

ブレード枚数	2
ブレード直径 (cm)	30
入力パワ (W)	100
回転数 (rpm)	3.83
揚力係数	0.6
形状抵抗係数	0.014

[0016] 図4に示すように付け根の翼弦長が7.5cmに達しているため、実際的ではない。市販のドローンの中にはこのロータブレードの付け根の翼弦長を4cm程度に切り落として使用している例がある。

図6に本発明者である原田の渦法を図2のb)の渦モデルを用いて最適化した際の翼弦長分布を、また図7に取付角を示す。このときのフィギュアオブメリットは78.8%である。

[0017] 得られた翼弦長の先端の接線ABは負の勾配を持ち、半径65%付近での接線CDは正の勾配を持ち、半径60%付近の点Eにおいて極小値Fをとり、付け根付近の点Gで最大値Hをとる。

[0018] このHの値はFの2倍以上である。また得られた取付角の先端付近の接線IJは正の値を持ち、半径60%付近の点Mで極小値Nをとり、半径30%付近の点Oで極大値Pをとり、付け根付近の接線KLは負の値を持つ。この形状でも翼付け根付近で翼弦長が7cmとなる。

[0019] 本発明者である原田の渦法は評価関数を最小化する事で解を得るので例えば翼弦長が4 cmを超えるとときに値が大きくなるペナルティ関数を評価関数に加えることで翼弦長の制限を課す事ができる。このときの翼弦長を図8に、取付角を図9に示す。このときのフィギュアオブメリットは78.6%である。

[0020] 先の結果と同様に、得られた翼弦長の先端の接線ABは負の勾配を持ち、半径65%付近での接線CDは正の勾配を持ち、半径60%付近の点Eにおいて極小値Fをとり、付け根付近の点Gで最大値Hをとる。

[0021] このHの値はFの2倍以上である。また得られた取付角の先端付近の接線IJは正の値を持ち、半径60%付近の点Mで極小値Nをとり、半径30%付近の点Oで極大値Pをとり、付け根付近の接線KLは負の値を持つ。

[0022] ここで、代表的なドローンのロータの諸元を用いて計算したところ、実用性の観点より、翼弦長を極小値の2倍に制限した時は0.3%のフィギュアオブメリットの低下、翼弦長を極小値の1.5倍に制限した時は1.0%のフィギュアオブメリットの低下が見られた。これに対して、本発明に係るロータブレード1では、このように翼弦長を制限しながらその中でフィギュアオブメリットを最大にする様に取付け角を最適に設定することで、すなわち付根の取付け角を半径30%付近以下の領域で付根に行くほど減少させることで、翼弦制限によるフィギュアオブメリットの低下をこの項で最小限に抑えることができる。

従って、この実施形態に係るロータブレード1は、フィギュアオブメリットが高く、ドローン、ヘリコプタなどに使用すれば、飛行時間、ペイロード重量を増す事ができる。

本発明は、固定ピッチ同軸2重反転ロータ式有人ヘリコプタや固定ピッチ同軸2重反転ロータ式無人ヘリコプタなどに適用する事ができる。

[0023] 次に、上述した原田の渦法を説明する。

図10にプロペラの座標系と放出渦を示す。プロペラは回転しながらx軸方向に移動し、移動した軌跡に放出渦が残され则认为る。

図 1 1 に一枚目のブレードの拡大図を示す。回転軸から r_i 離れたブレード上に i 番目の代表点があり、 j 番目の放出渦は図中白丸で示された様に短い線分に離散化する。 j 番目の単位強度の放出渦が i 番目の代表点に引き起こす x 方向の誘導速度を X_{ij} 、 z 方向の誘導速度を Z_{ij} とすると、 i 番目の代表点に引き起こされる x 方向の誘導速度 u_i 、 z 方向の誘導速度 w_i はそれぞれ

$$u_i = \sum X_{ij} \Gamma_j \quad (1)$$

$$w_i = \sum Z_{ij} \Gamma_j \quad (2)$$

で与えられる。ここで、 X_{ij} 、 Z_{ij} はビオサバールの法則から得られる定数であり、 Γ_j は j 番目の放出渦である。

[0024] 図 1 2 にブレードの断面と流入速度を示す。ブレードに流入する空気の接線方向成分を U_T とすると U_T は

$$U_T = r_i \Omega - w_i \quad (3)$$

で与えられる。ここで Ω はプロペラの回転角速度である。またブレードに流入する空気の軸方向成分を U_P とすると U_P は

$$U_P = U - u_i \quad (4)$$

で与えられる。ここで U はプロペラの前進速度である。流入角 ϕ_i 及び流入速度 V_i はそれぞれ次式で与えられる。

$$\phi_i = \tan^{-1} (U_P / U_T) \quad (5)$$

$$V_i = \sqrt{U_P^2 + U_T^2} \quad (6)$$

[0025] 図 1 3 にブレード翼素に働く力を示す。 i 番目の翼素に働く局所揚力 dL_i はクッタ=ジューコフスキーの定理により

$$dL_i = \rho V_i \Gamma_i db \quad (7)$$

で与えられる。ここで ρ は空気密度、 db は翼素の幅である。または、揚力係数 C_L を用いて

$$dL_i = 1/2 \cdot \rho V_i^2 C_L c_i db \quad (8)$$

で表される。ここで、 c_i は i 番目の翼素の翼弦長である。(7)、(8) 式より c_i は次式で与えられる。

$$c_i = 2 r_i / C_L V_i \quad (9)$$

i 番目の翼素に働く局所抵抗 $d D_i$ は抵抗係数 C_D を用いて次式で与えられる。

$$d D_i = 1 / 2 \cdot \rho V_i^2 C_D c_i d b \quad (10)$$

C_D はレイノルズ数と C_L の関数であるが、 C_L に定数を用い、 C_D がレイノルズ数に対しては鈍感であるとして定数としてよい。

局所揚力 $d L_i$ と局所抵抗 $d D_i$ の合力の軸方向分力は局所推力 $d T_i$ となり、接線方向分力を $d N_i$ とするとそれぞれ、

$$d T_i = d L_i \cos \phi_i - d D_i \sin \phi_i \quad (11)$$

$$d N_i = d L_i \sin \phi_i + d D_i \cos \phi_i \quad (12)$$

となる。局所吸収パワ $d P_i$ は $d N_i r_i \Omega$ であるから次式で与えられる。

$$d P_i = (d L_i \sin \phi_i + d D_i \cos \phi_i) r_i \Omega \quad (13)$$

結局、推力と吸収パワは (11) 式と (13) 式よりそれぞれ

$$T = B \sum d T_i \quad (14)$$

$$P = B \sum d P_i \quad (15)$$

で与えられる。ここで B はブレード枚数である。

[0026] プロペラの最適設計問題は C_L 、 C_D 、 Ω 、設計パワ P_0 を設定し、 r_i を未知数として、

[条件] : $P = P_0$

のもとで

[目的関数] : $-T$

を最小化する

最適化問題に帰着する。

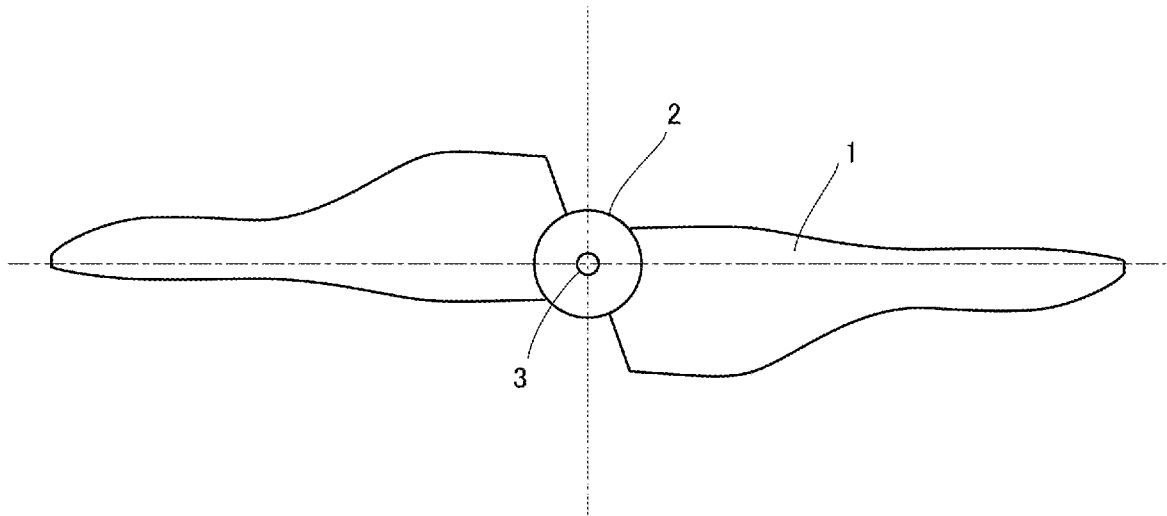
符号の説明

- [0027] 1 ロータブレード
2 ハブ
3 シャフト穴

請求の範囲

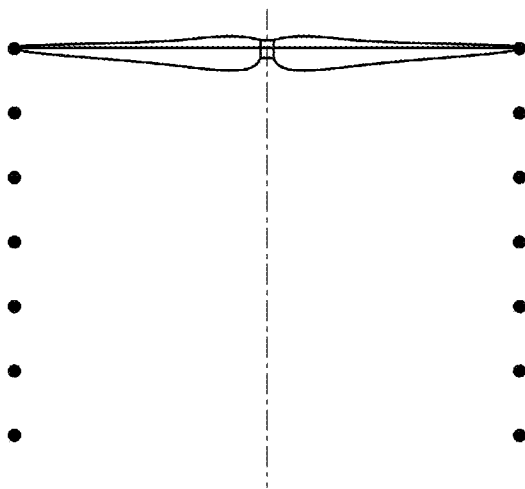
- [請求項1] ソリディティが10%以下となるロータブレードであり、
前記ロータブレードの形状が、
付け根付近に最大翼弦長を持ち、前記最大翼弦長の値は半径50%
から90%にある翼弦長の極小値の2倍以上であり、
先端は徐々に細くなっており、
付け根の取付け角は半径30%付近以下の領域で付け根に行くほど
減少している
ロータブレード。
- [請求項2] 請求項1に記載のロータブレードを有するドローン。
- [請求項3] 請求項1に記載のロータブレードを有するヘリコプタ。

[図1]

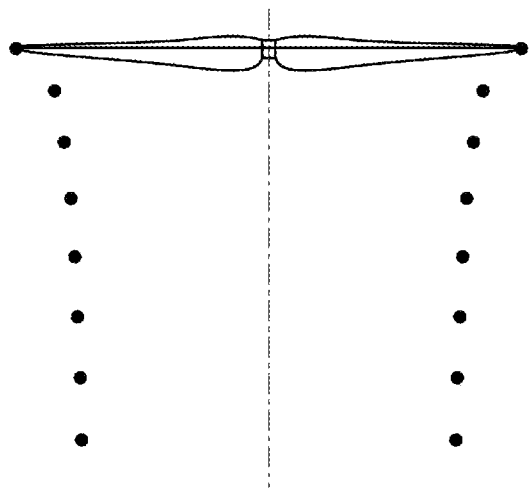


[図2]

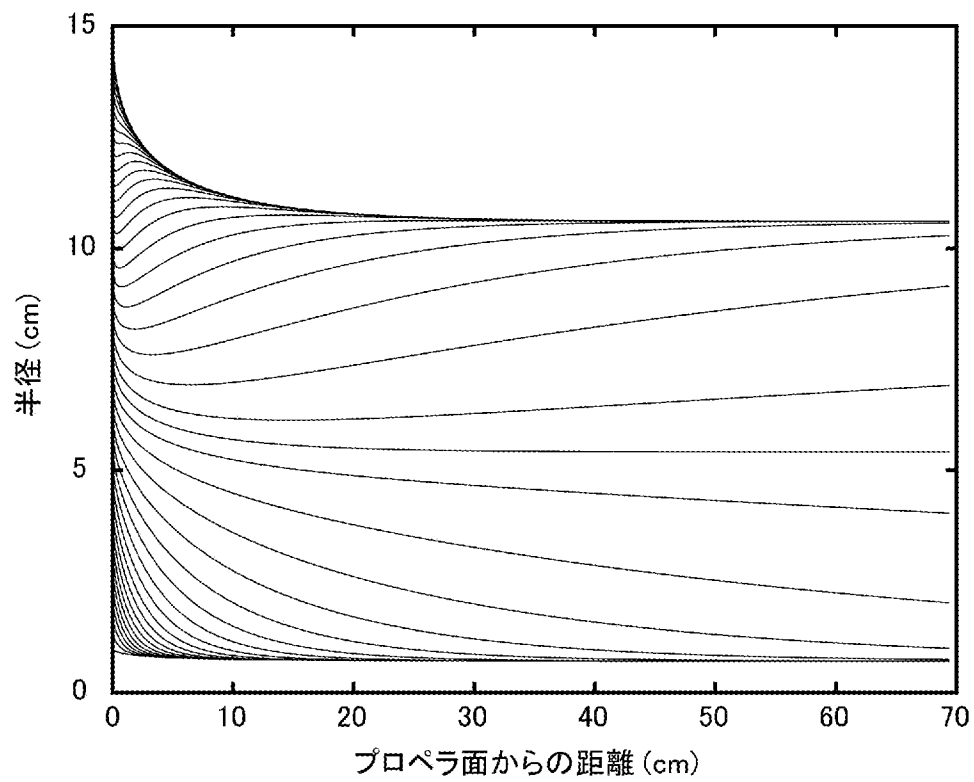
a)



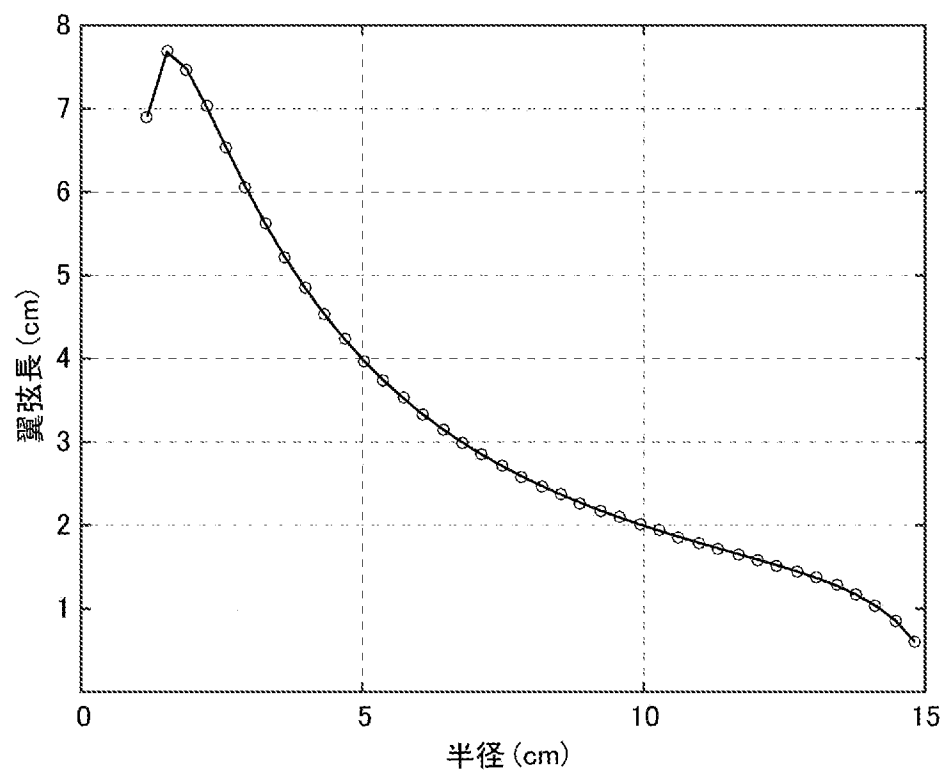
b)



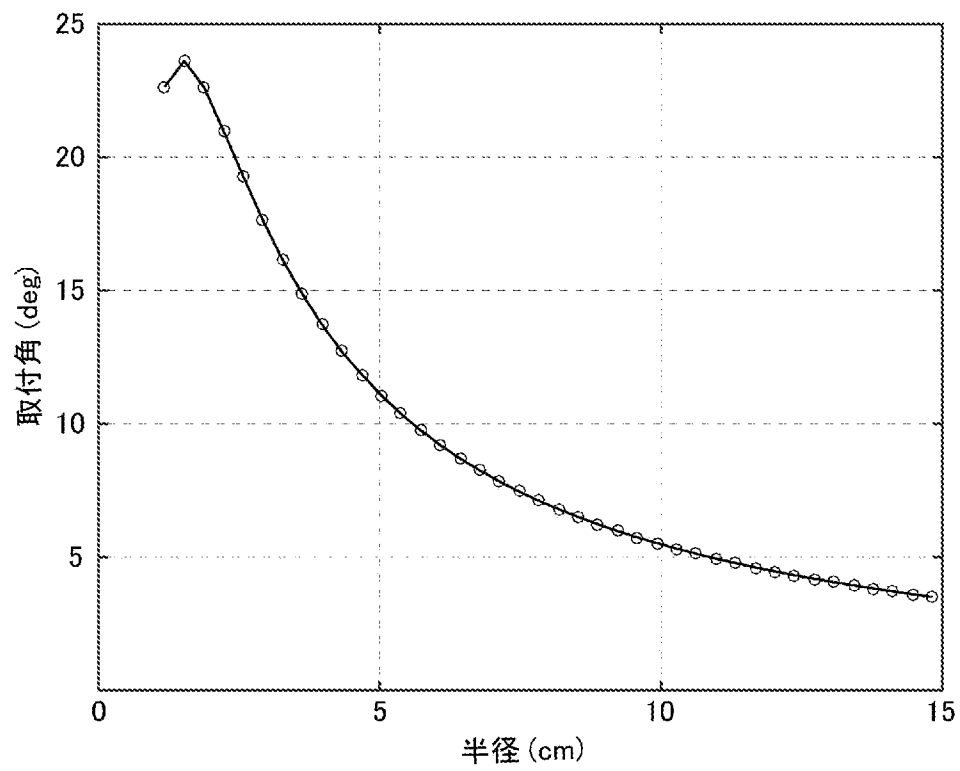
[図3]



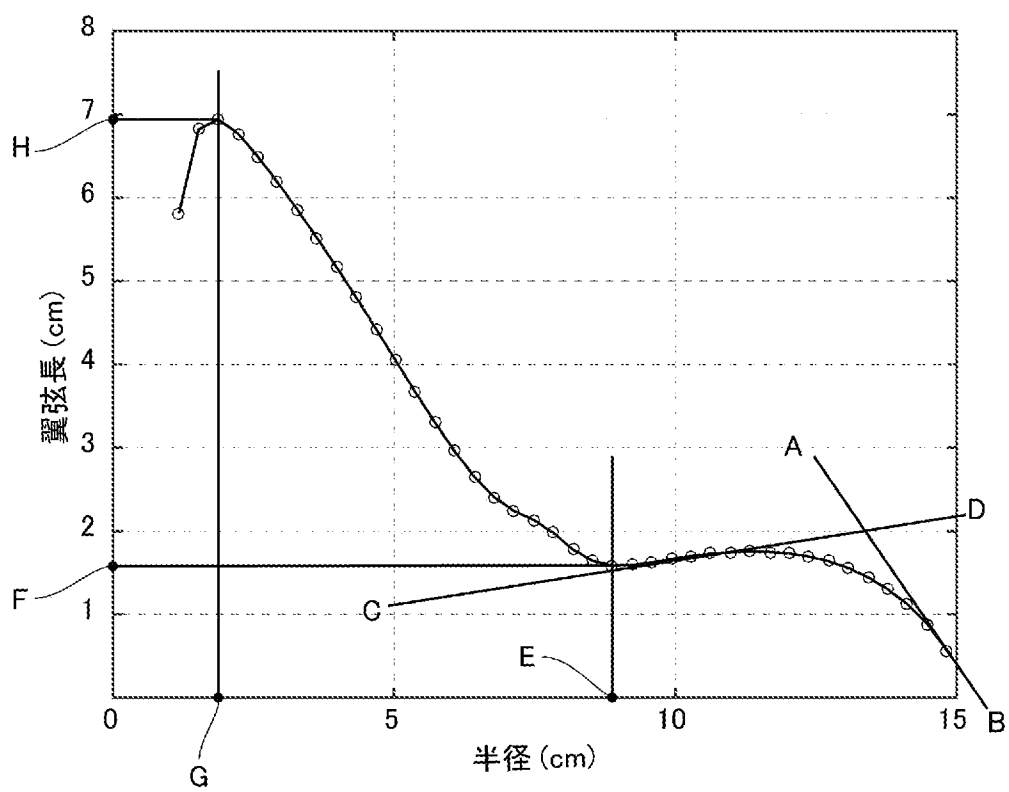
[図4]



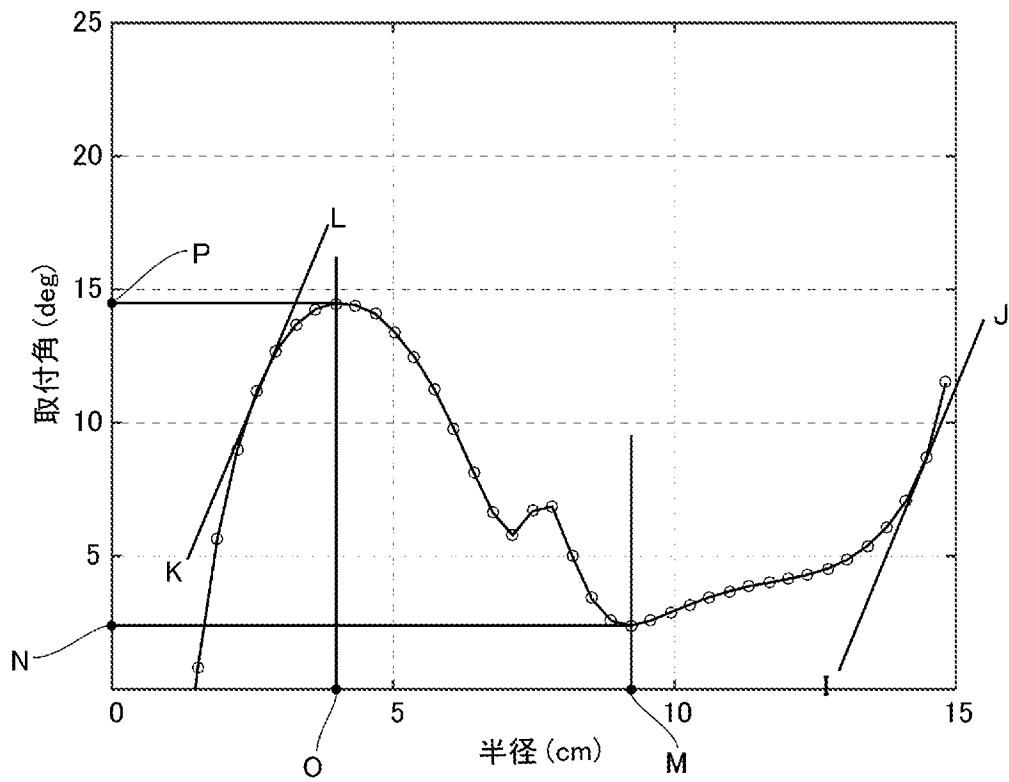
[図5]



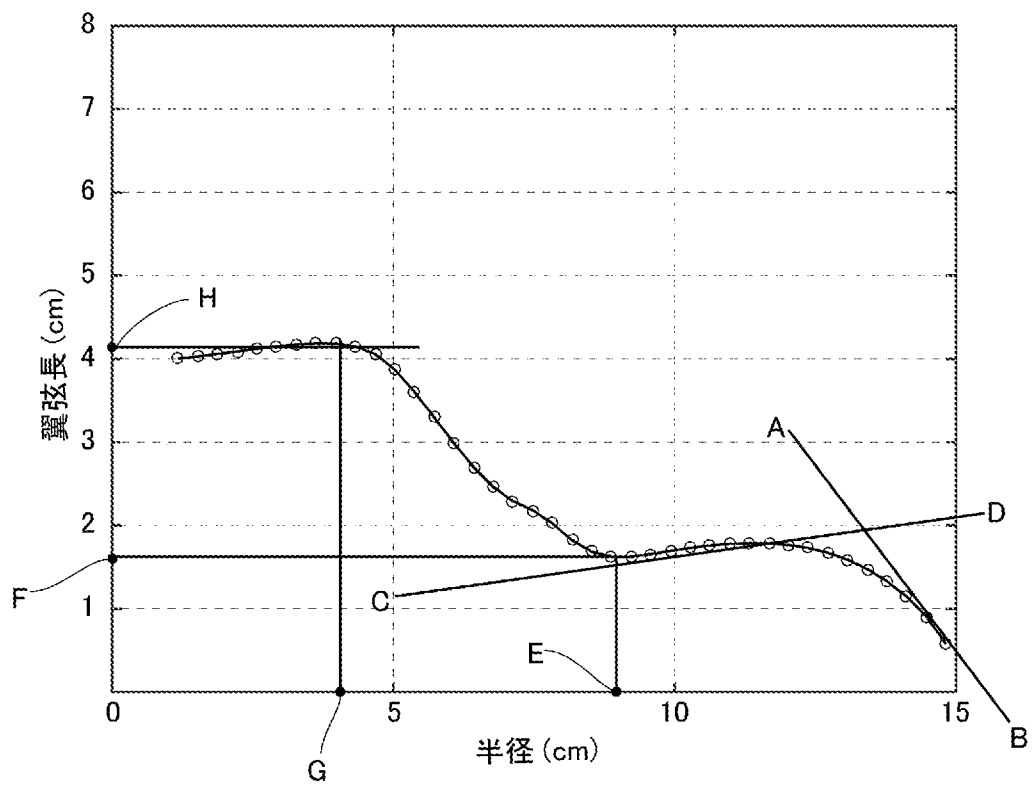
[図6]



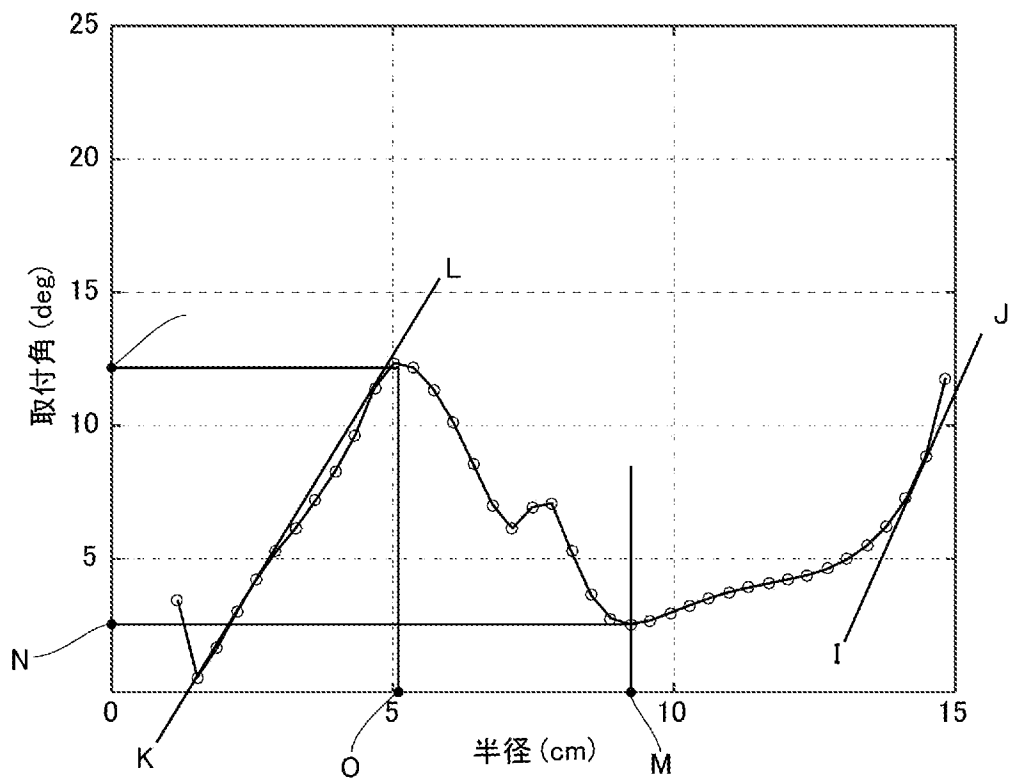
[図7]



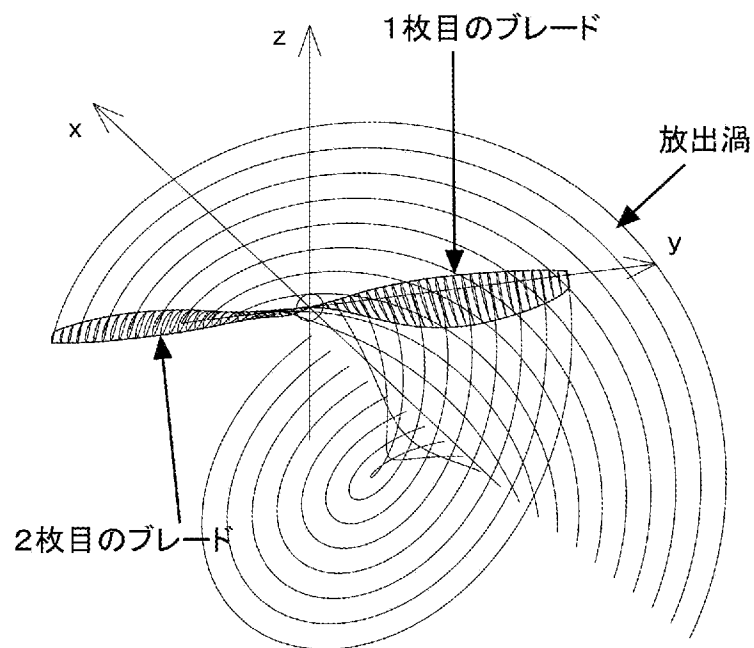
[図8]



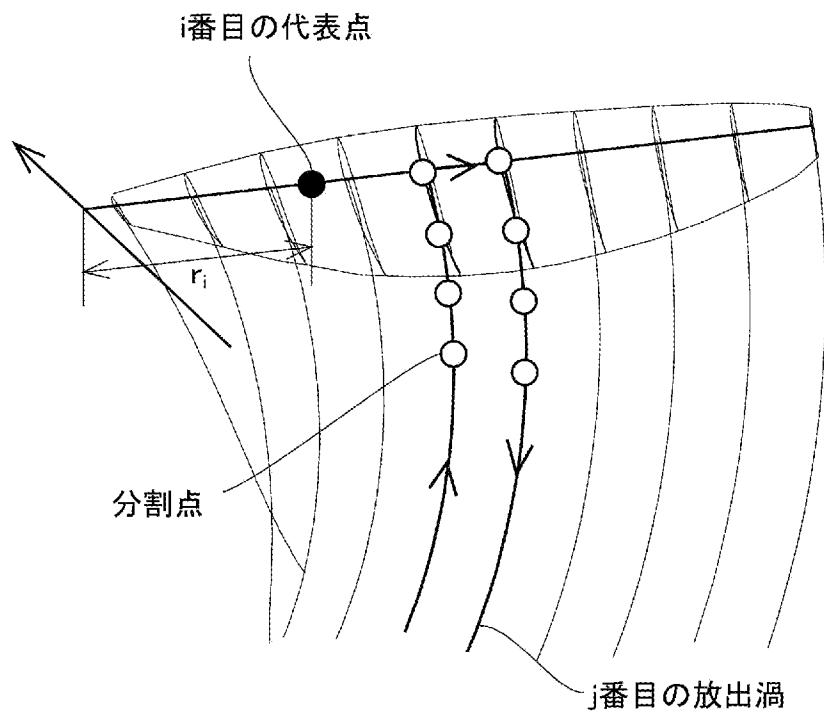
[図9]



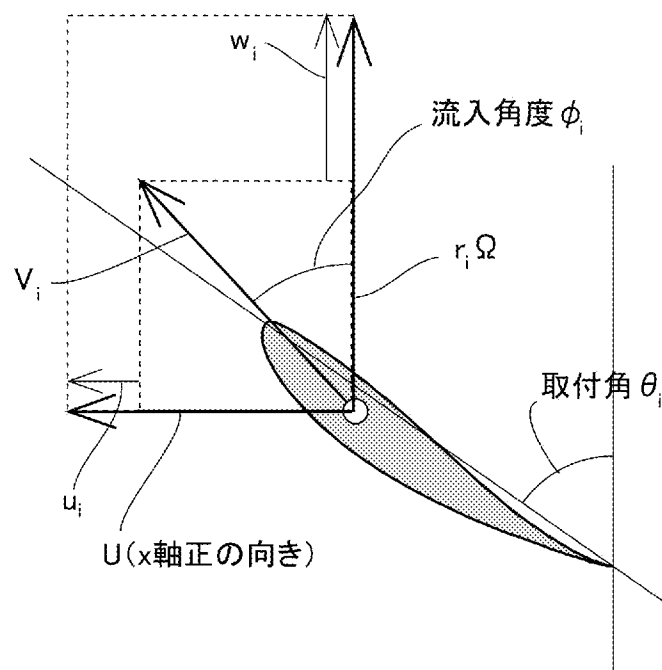
[図10]



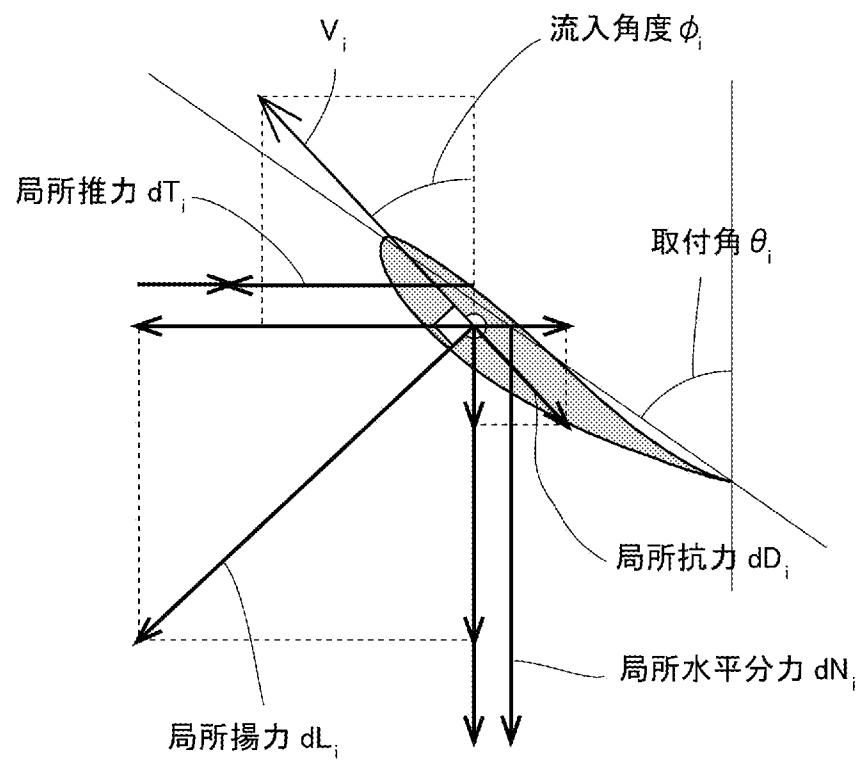
[図11]



[図12]



[図13]



INTERNATIONAL SEARCH REPORT

International application No.

PCT/JP2017/006310

A. CLASSIFICATION OF SUBJECT MATTER

B64C27/467(2006.01)i, B64C39/02(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)

B64C27/467, B64C39/02

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	1996-2017
Kokai Jitsuyo Shinan Koho	1971-2017	Toroku Jitsuyo Shinan Koho	1994-2017

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.
A	GB 752080 A (WARTO, Aristides), 04 July 1956 (04.07.1956), (Family: none)	1-3
A	JP 2009-173152 A (Mitsubishi Heavy Industries, Ltd.), 06 August 2009 (06.08.2009), & US 2010/0308155 A1 & WO 2009/093491 A1 & EP 2233397 A1	1-3
A	US 5174721 A (WESTLAND HELICOPTERS LTD.), 29 December 1992 (29.12.1992), & EP 482788 A1	1-3

☐ 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
09 March 2017 (09.03.17)

Date of mailing of the international search report
21 March 2017 (21.03.17)

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

Authorized officer

Telephone No.

A. 発明の属する分野の分類 (国際特許分類 (IPC))

Int.Cl. B64C27/467(2006.01)i, B64C39/02(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. B64C27/467, B64C39/02

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	1971-2017年
日本国実用新案登録公報	1996-2017年
日本国登録実用新案公報	1994-2017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
A	GB 752080 A (WARTO, Aristides) 1956.07.04, (ファミリーなし)	1-3
A	JP 2009-173152 A (三菱重工業株式会社) 2009.08.06, & US 2010/0308155 A1 & WO 2009/093491 A1 & EP 2233397 A1	1-3
A	US 5174721 A (WESTLAND HELICOPTERS LIMITED) 1992.12.29, & EP 482788 A1	1-3

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	「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

09.03.2017

国際調査報告の発送日

21.03.2017

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)

畔津 圭介

3D

3621

電話番号 03-3581-1101 内線 3341