

(19)日本国特許庁(JP)

(12)公開特許公報(A)

(11)特許出願公開番号

特開2023-104576**(P2023-104576A)**

(43)公開日

令和5年7月28日(2023.7.28)

(51)Int. Cl.

B 6 4 C 11/00 (2006.01)

F I

B 6 4 C 11/00

テーマコード (参考)

審査請求 未請求 請求項の数 3 O L (全 12 頁)

(21)出願番号 特願2022-5647(P2022-5647)

(22)出願日 令和4年1月18日(2022.1.18)

(71)出願人 592254526

学校法人五島育英会

東京都渋谷区道玄坂1丁目10番7号

(71)出願人 303056368

東急建設株式会社

東京都渋谷区渋谷一丁目16番14号

(74)代理人 240000327

弁護士 弁護士法人クレオ国際法律特許事務所

(72)発明者 西部 光一

東京都世田谷区玉堤一丁目28番1号 学校法人五島育英会東京都市大学内

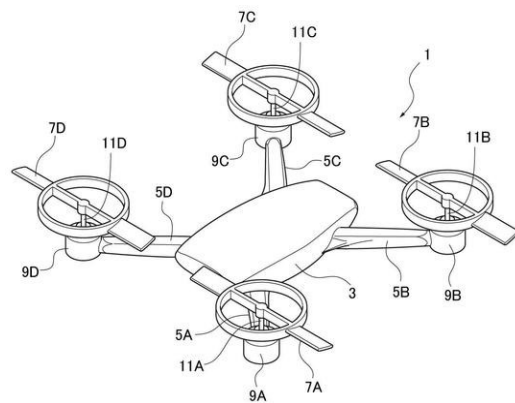
(54)【発明の名称】飛行体

(57)【要約】

【課題】急激な推力の上昇を抑えることができる回転翼を備えた飛行体を提供する。

【解決手段】飛行体(小型無人航空機1)は、1以上の回転翼7を備えている。回転翼7は、回転翼7の回転軸11に取り付けられ、回転軸11の回転と共に回転するハブ13と、ハブ13を取り囲み、回転軸11を中心とし、ハブと同心の環状体15と、ハブ13と環状体15を連結する連結部17と、回転軸11と直交する方向に環状体15の周壁部から延びる複数のブレード19とを備えており、ハブ13と環状体15の間に、貫通孔である圧力回復孔21が形成されている。

【選択図】図1



【特許請求の範囲】

【請求項 1】

1 以上の回転翼を備えた飛行体であって、
 前記回転翼は、
 前記回転翼の回転軸に取り付けられ、前記回転軸の回転と共に回転するハブと、
 前記ハブを取り囲み、前記回転軸を中心とし、前記ハブと同心の環状体と、
 前記ハブと前記環状体を連結する連結部と、
 前記回転軸と直交する方向に前記環状体の周壁部から延びる複数のブレードとを備えて
 おり、
 前記ハブと前記環状体の間に、貫通孔である圧力回復孔が形成されている
 ことを特徴とする飛行体。

10

【請求項 2】

請求項 1 に記載された飛行体において、
 前記環状体は、円環状であり、
 前記複数のブレードの全ての先端部を通る円の直径寸法を D とした場合、前記環状体の
 径寸法は、 $0.2D$ 以上 $0.6D$ 以下である、
 ことを特徴とする飛行体。

【請求項 3】

請求項 2 に記載された飛行体において、
 前記環状体の径寸法は、 $0.5D$ 以上 $0.6D$ 以下である、
 ことを特徴とする飛行体。

20

【発明の詳細な説明】

【技術分野】

【0001】

本発明は、飛行体に関する。

【背景技術】

【0002】

構造物の検査に、無人小型飛行体（ドローン）が使用されるようになってきた。ドローンは、備えている回転翼（プロペラ）の回転を制御して、上昇・下降、進行方向の制御を行うものである。回転翼が回転すると、揚力が発生し、飛行体に推力が生じる。「推力」は、回転翼による揚力から抗力（回転翼表面と流体である空気の間で生じる摩擦による力）を引いたものである。飛行体が飛行する際は、回転翼の上側が入口、下側が出口となる下方向の空気流が生じている。

30

【0003】

飛行体の回転翼が上壁に接近すると、回転翼による推力が急激に増加することが知られている。この現象は、「天井効果（Ceiling Effect）」と呼ばれている。「天井効果」は、飛行体の回転翼が上壁に接近し、回転翼軸方向と直角に近い角度で空気流が回転翼に引き込まれることで、回転翼軸方向速度成分（誘導速度）が低下することによって、（ i ）回転翼に対する迎角が大きくなり揚力が上昇すると共にトルクが減少し、回転翼下方向成分の抗力が減少すること、また、（ i ）上壁と回転翼間（負圧面側）と回転翼下流（静圧面側）に圧力差が生じることが原因と考えられている（例えば、非特許文献 1、2 及び 3）。推力が急激に増加すると、回転翼が上壁に衝突するおそれがある。

40

【0004】

そこで、従来は、特許文献 1 のように、上壁に回転翼が衝突しないようにするため、飛行体であるドローンにフレーム構造体を備えているものがある。

【先行技術文献】

【特許文献】

【0005】

【特許文献 1】特開 2017 - 39334 号公報

【非特許文献】

【 0 0 0 6 】

【非特許文献 1】T. Nishio et al., "Stable Control in Climbing and Descending Flight under Upper Walls using Ceiling Effect Model based on Aerodynamics," 2020 IEEE International Conference on Robotics and Automation (ICRA), 2020, pp. 172 178, doi: 10.1109/ICRA40945.2020.9197137.

【非特許文献 2】Y. H. Hsiao and P. Chirarattananon, "Ceiling Effects for Surface Locomotion of Small Rotorcraft," 2018 IEEE/RSJ International Conference on Intelligent Robots and Systems (IROS), 2018, pp. 6214 6219, doi: 10.1109/IROS.2018.8593726.

【非特許文献 3】Yasutada Tanabe, Masahiko Sugiura, Takashi Aoyama, Hideaki Sugawara, Shigeru Sunada, Koichi Yonezawa, and Hiroshi Tokutake, "Multiple Rotors Hovering Near an Upper or a Side Wall," J. Robot. Mechatron., Vol.30, No.3, pp. 344 353, 2018, DOI: 10.20965/jrm.2018.p0344

10

【発明の概要】

【発明が解決しようとする課題】

【 0 0 0 7 】

しかしながら、特許文献 1 の例では、飛行体がフレーム構造体を備えるため、部品点数が増加し、また、飛行体全体の重量が増加してしまう、という課題が存在する。

【 0 0 0 8 】

本発明の目的は、急激な推力の上昇を抑えることができる回転翼を備えた飛行体を提供することである。

20

【課題を解決するための手段】

【 0 0 0 9 】

前記目的を達成するために、本開示の飛行体は、1以上の回転翼を備えた飛行体であって、前記回転翼は、前記回転翼の回転軸に取り付けられ、前記回転軸の回転と共に回転するハブと、前記ハブを取り囲み、前記回転軸を中心とし、前記ハブと同心の環状体と、前記ハブと前記環状体を連結する連結部と、前記回転軸と直交する方向に前記環状体の周壁部から延びる複数のブレードとを備えており、前記ハブと前記環状体の間に、貫通孔である圧力回復孔が形成されていることを特徴としている。

【発明の効果】

30

【 0 0 1 0 】

回転翼が上壁に接近すると、上壁と回転翼間（負圧面側）と回転翼下流（静圧面側）に圧力差が生じるが、本開示の飛行体の場合、圧力回復孔により、上壁と回転翼間（負圧面側）に空気が供給され、圧力差が軽減される。その結果、従来の回転翼の場合に比べて、急激な推力の上昇を抑えることができる。

【図面の簡単な説明】

【 0 0 1 1 】

【図 1】飛行体の一例である小型無人航空機（ドローン）の斜視図である。

【図 2】回転翼の平面図である。

【図 3】ハブの直径が $0.1D$ の圧力回復孔を有さない回転翼（従来翼）の平面図である。

40

【図 4】効果確認実験用の実験装置（単独翼）の概念図である。

【図 5】単独翼の場合の回転翼の上面から上壁面までの高さ寸法 g [mm] と推力 [N] の関係を表したグラフであり、従来翼と環状体の直径寸法 x が $0.2D$ の場合の回転翼の比較図である。

【図 6】単独翼の場合の回転翼の上面から上壁面までの高さ寸法 g [mm] と推力 [N] の関係を表したグラフであり、従来翼と環状体の直径寸法 x が $0.5D$ の場合の回転翼の比較図である。

【図 7】単独翼の場合の回転翼の上面から上壁面までの高さ寸法 g [mm] と推力 [N] の関係を表したグラフであり、従来翼と環状体の直径寸法 x が $0.6D$ の場合の回転翼の

50

比較図である。

【図 8】単独翼の場合の回転翼の上面から上壁面までの高さ寸法 g [mm] と推力 [N] の関係を表したグラフであり、従来翼と環状体の直径寸法 x が $0.7D$ の場合の回転翼の比較図である。

【図 9】単独翼の場合の従来翼及び回転翼の環状体の直径寸法 x [mm] を $0.2D \sim 0.7D$ に変化させた際の推力変化率 を表したグラフである。

【図 10】上壁による天井効果の影響を無視できる無限遠に回転翼が位置している時の推力を一致させた場合の回転翼の上面から上壁面までの高さ寸法 g [mm] と推力 [N] の関係を表したグラフである。

【図 11】効果確認実験用の実験装置（4枚翼）の概念図である。

10

【図 12】4枚翼の場合の回転翼の上面から上壁面までの高さ寸法 g [mm] と推力 [N] の関係を表したグラフであり、従来翼と環状体の直径寸法 x が $0.2D$ の場合の回転翼の比較図である。

【図 13】4枚翼の場合の回転翼の上面から上壁面までの高さ寸法 g [mm] と推力 [N] の関係を表したグラフであり、従来翼と環状体の直径寸法 x が $0.5D$ の場合の回転翼の比較図である。

【図 14】4枚翼の場合の回転翼の上面から上壁面までの高さ寸法 g [mm] と推力 [N] の関係を表したグラフであり、従来翼と環状体の直径寸法 x が $0.6D$ の場合の回転翼の比較図である。

【図 15】4枚翼の場合の回転翼の上面から上壁面までの高さ寸法 g [mm] と推力 [N] の関係を表したグラフであり、従来翼と環状体の直径寸法 x が $0.7D$ の場合の回転翼の比較図である。

20

【図 16】4枚翼の場合の従来翼及び回転翼の環状体の直径寸法 x [mm] を $0.2D \sim 0.7D$ に変化させた際の推力変化率 を表したグラフである。

【図 17】上壁による天井効果の影響を無視できる無限遠に回転翼が位置している時の推力を一致させた場合の回転翼の上面から上壁面までの高さ寸法 g [mm] と推力 [N] の関係を表したグラフである。

【発明を実施するための形態】

【0012】

以下、図面を参照して、本発明の飛行体の実施の形態を詳細に説明する。

30

【0013】

図 1 は、飛行体の一例である小型無人航空機（ドローン）の斜視図である。

【0014】

小型無人航空機 1 は、本体部 3 と、4本のアーム部 5A 乃至 5D と、4つの回転翼 7A 乃至 7D を備えている、いわゆるクワッドローター型ドローンである。

【0015】

本体部 3 は、バッテリー（図示せず）や、回転翼 7A 乃至 7D の回転を制御する制御部（図示せず）が内蔵されているほか、用途によって、各種センサやカメラ等を内蔵・搭載することができる。

【0016】

40

4本のアーム部 5A 乃至 5D は、本体部 3 から放射状に延びており、それぞれの先端部に、バッテリーと電氣的に接続され、回転翼を回転させるモータ 9A 乃至 9D が取り付けられている。回転翼 7A 乃至 7D は、各モータ 9A 乃至 9D の回転軸 11A 乃至 11D に固定されている。以下では、特に区別して述べない限り、アーム部 5A 乃至 5D は、「アーム部 5」と、モータ 9A 乃至 9D は、「モータ 9」と、回転軸 11A 乃至 11D は、「回転軸 11」と称する。

【0017】

4つの回転翼 7A 乃至 7D は、プロペラやロータとも呼ばれるものである。本体部 3 を挟んで対角線上に並ぶ回転翼 7A と回転翼 7C は同一形状・同一寸法であり、回転翼 7B と回転翼 7D は、回転翼 7A と回転翼 7C とブレードの角度が左右反対のものとなってい

50

る。そして、回転翼 7 A と回転翼 7 C が同じ方向に回転し、回転翼 7 B と回転翼 7 D が回転翼 7 A と回転翼 7 C の反対方向に回転することで飛行することができるようになっている。以下では、特に区別して述べない限り、回転翼 7 A 乃至 7 D は、「回転翼 7」と称する。

【0018】

本実施の形態では、平面視で、隣り合う回転翼 7 の回転軸（例えば、回転軸 11 A と回転軸 11 B）間の距離寸法は 178 mm であり、本体部 3 を挟んで対角線上に並ぶ回転翼 7 の回転軸（例えば、回転軸 11 A と回転軸 11 C）間の距離寸法は 252 mm に設定してある。

【0019】

図 2 は、回転翼 7 の平面図である。図 2 に示すように、回転翼 7 は、ハブ 13 と、環状体 15 と、連結部 17 と、ブレード 19 と、圧力回復孔 21 とを備えている。

【0020】

ハブ 13 は、回転翼 7 の回転軸であるモータ 9 の回転軸 11 に取り付けられ、回転軸 11 の回転と共に回転する部分である。

【0021】

環状体 15 は、ハブ 13 を取り囲み、回転軸 11 を中心とし、ハブ 13 と同心の円環状の部材である。本実施の形態では、環状体 15 の厚み寸法（外周面と内周面の間の厚み寸法）は、3 [mm] であり、高さ寸法は、7 [mm] である。

【0022】

ハブ 13 と環状体 15 は、連結部 17 によって連結されている。本実施の形態では、連結部 17 はハブ 13 から環状体 15 に延びる第 1 の連結部 17 a 及び第 2 の連結部 17 b によって構成されている。第 1 の連結部 17 a 及び第 2 の連結部 17 b は、ハブ 13 を中心にして、直線状に並ぶように配置されている。本実施の形態では、連結部 17 の厚み寸法（第 1 の圧力回復孔 21 a と第 2 の圧力回復孔 21 b の間の厚み寸法）は、3 [mm] であり、高さ寸法は、7 [mm] である。

【0023】

ブレード 19 は、回転軸 11 と直交する方向に環状体 15 の周壁部 15 a から延びており、本実施の形態では、第 1 の連結部 17 a の延長線上に第 1 のブレード 19 a が延び、第 2 の連結部 17 b の延長線上に第 2 のブレード 19 b が延びている。

【0024】

圧力回復孔 21 は、ハブ 13 と環状体 15 の間に形成された貫通孔である。本実施の形態では、より具体的には、圧力回復孔 21 は、ハブ 13、環状体 15 の内周面 15 b、第 1 の連結部 17 a 及び第 2 の連結部 17 b に囲まれた第 1 の圧力回復孔 21 a 及び第 2 の圧力回復孔 21 b である。圧力回復孔 21 の存在により回転翼 7 が上壁に近づいた場合に、上壁と回転翼間に空気が供給され、圧力差が軽減されることで、急激な推力の上昇を抑えることができる。

【0025】

図 2 に示すように、第 1 のブレード 19 a 及び第 2 のブレード 19 b の先端部を通る円の直径寸法を D [mm] (127 [mm]) とし、環状体 15 (環状体 15 の周壁部 15 a) の直径寸法を x としている。本実施の形態では、後述のように、 D を固定値とし、環状体 15 の直径寸法 x [mm] を D に対して変化させて ($x = 0.2D \sim 0.7D$)、圧力回復孔 21 の大きさを変化させ、急激な推力の上昇を抑える効果を確認している。

【0026】

<効果確認実験>

圧力回復孔 21 による急激な推力の上昇を抑える効果の確認のため、図 3 に示す、ハブの直径が $0.1D$ の圧力回復孔を有さない回転翼（以下、「従来翼」）を比較対象として、図 4 及び図 11 に示す装置による効果確認実験を実施した。

【0027】

図 4 及び図 11 に示した実験装置 ED は、小型無人航空機 1 を模した模擬装置 SM と、

10

20

30

40

50

ロードセル LC と、支持台 SS を備えている。図 4 に示した実験装置は、回転翼が 1 つの場合（以下、「単独翼」）の推力を測定するものであり、図 11 に示した実験装置は、小型無人航空機 1 と同様、回転翼が 4 つの場合（以下、「4 枚翼」）の推力を測定するものである。単独翼は、回転翼を 1 つ備えたシングルローター型ドローンを想定したものであり、4 枚翼は、回転翼を 4 つ備えたクワッドローター型ドローンを想定したものである。

【 0 0 2 8 】

模擬装置 SM は、小型無人航空機 1 を模したものであるため、以下では、小型無人航空機 1 に付した符号と同じ符号を模擬装置 SM に付して、各部材の説明は省略する。なお、模擬装置 SM では、本体部 3 内にモータ 9 が内蔵されており、アーム部 5 を介してモータ 9 の回転力がアーム部 5 の先端部に設けられた回転軸 11 に伝達され、回転翼 7 が回転するようになっている点が小型無人航空機 1 と異なる。

10

【 0 0 2 9 】

模擬装置 SM に取り付ける回転翼 7 は、環状体 15 の直径寸法 x [mm] が $x = 0.2D \sim 0.7D$ のもの（以下、回転翼を区別するため、回転翼を直径寸法 x の値で示すことがある）と従来翼を準備した。

【 0 0 3 0 】

ロードセル LC は、力検出センサであり、本例では、支持台 SS に固定され、模擬装置 SM が鉛直方向に引っ張る力を「推力」として検出するものである。本実験においては、「推力」とは、回転翼による揚力の鉛直成分から抗力（回転翼表面と流体である空気の間で生じる摩擦による力）の鉛直成分を引いたものである。

20

【 0 0 3 1 】

実験装置 ED は、上方に上壁がある実験室内に設置した。実験室の床面から上壁面までの高さ寸法は、976 [mm] である。地面から回転翼 7 の上面までの高さ寸法を h [mm]、回転翼 7 の上面から上壁面までの高さ寸法を g [mm] とし、 g を上壁による天井効果の影響を無視できる無限遠から 3 [mm] まで変化させた場合の推力を測定した。

【 0 0 3 2 】

[単独翼の場合]

モータの回転数を 4000 rpm に統一し、図 4 に示す実験装置 ED を用いて、実験を行った。実験は 5 回以上行い、その結果をエラーバーにより表示してあり、プロットした点は、その平均値である。

30

【 0 0 3 3 】

図 5 乃至図 8 は、単独翼の場合の回転翼の上面から上壁面までの高さ寸法 g [mm] と推力 [N] の関係を表したグラフである。横軸に g/D 、縦軸に推力 [N] を示している。図 5 は、従来翼と環状体 15 の直径寸法 x が $0.2D$ の場合の回転翼の比較図であり、図 6 は、従来翼と環状体 15 の直径寸法 x が $0.5D$ の場合の回転翼の比較図であり、図 7 は、従来翼と環状体 15 の直径寸法 x が $0.6D$ の場合の回転翼の比較図であり、図 8 は、従来翼と環状体 15 の直径寸法 x が $0.7D$ の場合の回転翼の比較図である。

【 0 0 3 4 】

表 1 は、図 5 乃至図 8 に示した結果から、 T_{max} （上壁に回転翼が最接近した時（ $g = 3$ [mm]）の推力 [N]）及び T （上壁による天井効果の影響を無視できる無限遠に回転翼が位置している時の推力 [N]）をまとめたものである。

40

【 0 0 3 5 】

【表 1】

	T_{∞} [N]	T_{max} [N]
従来翼	0.13	0.31
0.2 D	0.13	0.30
0.5 D	0.11	0.22
0.6 D	0.09	0.16
0.7 D	0.07	0.16

また、図 9 は、単独翼の場合の従来翼及び回転翼 7 の環状体 15 の直径寸法 x [mm] を 0.2 D ~ 0.7 D に変化させた際の推力変化率 を表したグラフである。横軸に x/D 、縦軸に推力変化率 を示している。

【0036】

「推力変化率」とは、次式により算出されるものである；

$$\text{推力変化率} = T_{max} / T$$

ただし、 T_{max} は、上壁に回転翼が最接近した時 ($g = 3$ [mm]) の推力 [N] であり、 T は、上壁による天井効果の影響を無視できる無限遠に回転翼が位置している時の推力 [N] である。

20

【0037】

この実験により、次のことが判明した。

- (1) いずれの回転翼でも、 $g/D = 0.1$ ($g = \text{約 } 1.2$ [mm]) 付近で推力上昇が顕著になる。
- (2) 環状体 15 の直径寸法 x が 0.2 D ~ 0.7 D の回転翼の全範囲にて推力上昇を抑える効果が確認できた。
- (3) 環状体 15 の直径寸法 x が 0.6 D ~ 0.7 D の回転翼の場合に、推力上昇を抑える効果が大きくなる。
- (4) 推力上昇を抑える効果と推力変化率 との関係から、無限遠から天井に接近させる、という飛行時の制御のしやすさを考慮すると、単独翼の場合には、環状体 15 の直径寸法 x が 0.5 D 以上 0.6 D 以下の回転翼が適当な形状であると考えられる。

30

【0038】

なお、本実施の形態では、環状体 15 の直径寸法 x が大きくなると、ブレード 19 の長さ寸法が短くなるため、図 5 乃至図 8 から明らかなように、環状体 15 の直径寸法 x が大きくなると、モータの回転数を一致させると得られる推力が小さくなる傾向が表れる。そこで、参考として、図 10 に、上壁による天井効果の影響を無視できる無限遠に回転翼が位置している時の推力を一致させた場合の回転翼の上面から上壁面までの高さ寸法 g [mm] と推力 [N] の関係を表したグラフを示す。図 10 は、従来翼と環状体 15 の直径寸法 x が 0.6 D の場合の回転翼の比較である。従来翼が 4000 rpm の時に得られる推力 ($T = 0.13$ [N]) を得るには、環状体 15 の直径寸法 x が 0.6 D の場合の回転翼の場合は 4500 rpm 必要であったため、同程度の推力を得るには消費電力が増加することが予想されるが、その場合でも、推力上昇を抑える効果が得られることがわかる。

40

【0039】

[4枚翼の場合]

モータの回転数を 4000 rpm に統一し、図 11 に示す実験装置 ED を用いて、実験を行った。実験は 5 回以上行い、その結果をエラーバーにより表示してあり、プロットした点は、その平均値である。

50

【 0 0 4 0 】

図 1 2 乃至図 1 5 は、4 枚翼の場合の回転翼の上面から上壁面までの高さ寸法 g [mm] と推力 [N] の関係を表したグラフである。横軸に g / D 、縦軸に推力 [N] を示している。図 1 2 は、従来翼と環状体 1 5 の直径寸法 x が $0.2 D$ の場合の回転翼の比較図であり、図 1 3 は、従来翼と環状体 1 5 の直径寸法 x が $0.5 D$ の場合の回転翼の比較図であり、図 1 4 は、従来翼と環状体 1 5 の直径寸法 x が $0.6 D$ の場合の回転翼の比較図であり、図 1 5 は、従来翼と環状体 1 5 の直径寸法 x が $0.7 D$ の場合の回転翼の比較図である。

【 0 0 4 1 】

表 2 は、図 1 2 乃至図 1 5 に示した結果から、 T_{max} (上壁に回転翼が最接近した時 ($g = 3$ [mm])) の推力 [N]) 及び T_{∞} (上壁による天井効果の影響を無視できる無限遠に回転翼が位置している時の推力 [N]) をまとめたものである。

【 0 0 4 2 】

【表 2】

	T_{∞} [N]	T_{max} [N]
従来翼	0.50	1.21
$0.2 D$	0.48	1.18
$0.5 D$	0.44	0.85
$0.6 D$	0.36	0.72
$0.7 D$	0.28	0.61

また、図 1 6 は、4 枚翼の場合の従来翼及び回転翼 7 の環状体 1 5 の直径寸法 x [mm] を $0.2 D \sim 0.7 D$ に変化させた際の推力変化率 を表したグラフである。横軸に x / D 、縦軸に推力変化率 を示している。

【 0 0 4 3 】

この実験により、次のことが判明した。

- (1) いずれの回転翼でも、 $g / D = 0.1$ ($g =$ 約 1.2 [mm]) 付近で推力上昇が顕著になる。
- (2) 環状体 1 5 の直径寸法 x が $0.2 D \sim 0.7 D$ の回転翼の全範囲にて推力上昇を抑える効果が確認できた。
- (3) 環状体 1 5 の直径寸法 x が $0.5 D \sim 0.7 D$ の回転翼の場合に、推力上昇を抑える効果が大きくなる。単独翼の場合と異なる結果となったのは、4 枚翼による空気の流れが相互に影響しているものと考えられる。
- (4) 推力上昇を抑える効果と推力変化率 との関係から、無限遠から天井に接近させる、という飛行時の制御のしやすさを考慮すると、4 枚翼の場合にも、環状体 1 5 の直径寸法 x が $0.5 D$ 以上 $0.6 D$ 以下の回転翼が適当な形状であると考えられる。

【 0 0 4 4 】

単独翼の場合と同様、参考として、図 1 7 に、上壁による天井効果の影響を無視できる無限遠に回転翼が位置している時の推力を一致させた場合の回転翼の上面から上壁面までの高さ寸法 g [mm] と推力 [N] の関係を表したグラフを示す。図 1 7 は、従来翼と環状体 1 5 の直径寸法 x が $0.5 D$ の場合の回転翼の比較である。従来翼が 4000 rpm の時に得られる推力 ($T = 0.48$ [N]) を得るには、環状体 1 5 の直径寸法 x が $0.5 D$ の場合の回転翼の場合は 4160 rpm 必要であったため、同程度の推力を得るには消費電力が増加することが予想されるが、その場合でも、推力上昇を抑える効果が得られることがわかる。

【 0 0 4 5 】

以上、本発明の実施の形態について具体的に説明したが、本発明はこれらの実施の形態に限定されるものではなく、本発明の技術的思想の範囲内で変更が可能であるのは勿論である。

【 0 0 4 6 】

例えば、回転翼の形状や寸法は、上記したものに限るものではないのはもちろんである。環状体の形状も円環状に限られるものではなく、多角形状でもよい。また、ブレードの枚数も2枚に限られるものではなく、環状体の周方向に等間隔にブレードを3枚以上配置して、推力を上げてよい。また、連結部の本数も2本に限られるものではなく、環状体の周方向に等間隔に連結部を3本以上配置して、強度を上げてよい。この場合は、連結部が増えて圧力回復孔の面積が小さくなり、それに伴って推力上昇を抑える効果が減少すると考えられるため、強度と推力上昇を抑える効果とのバランスをとった設計を行うのが望ましい。なお、回転翼は環状体を有しているため、ブレードの枚数と連結部の本数を一致させる必要はない。例えば、連結部の本数を2本のまま、ブレードの枚数を3枚以上にすることもできるし、ブレードの枚数を2枚のまま、連結部の本数を3本以上にすることもできる。

10

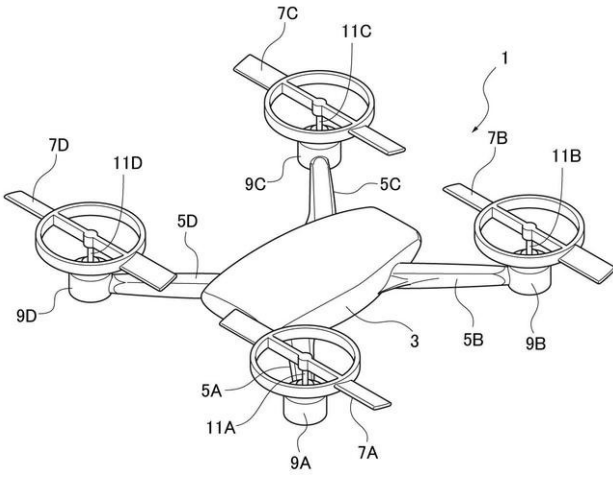
【 符号の説明 】

【 0 0 4 7 】

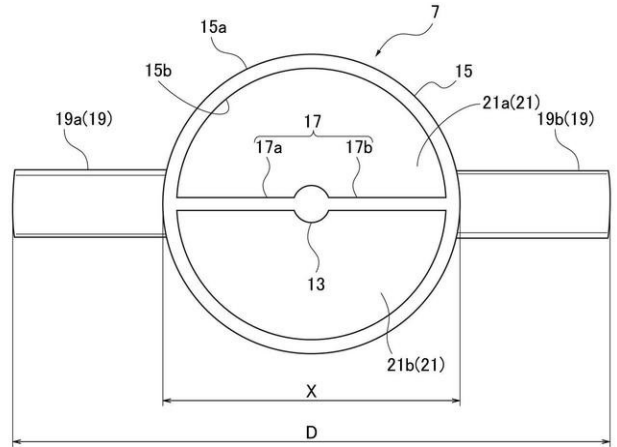
- 1 小型無人航空機（飛行体）
- 3 本体部
- 5（5 A乃至5 D） アーム部
- 7（7 A乃至7 D） 回転翼
- 9（9 A乃至9 D） モータ
- 11（11 A乃至11 D） 回転軸
- 13 ハブ
- 15 環状体
- 17（17 a及び17 b） 連結部
- 19（19 a及び19 b） ブレード
- 21（21 a及び21 b） 圧力回復孔

20

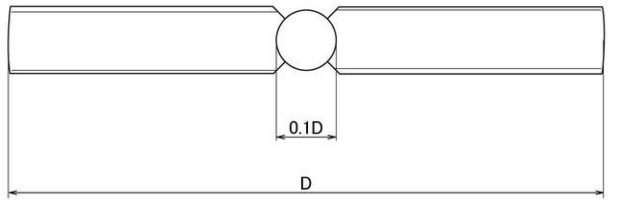
【図1】



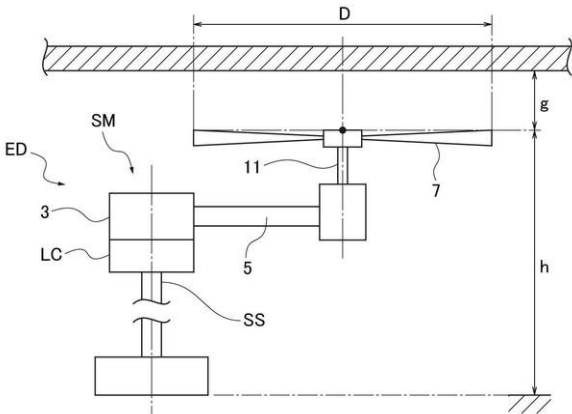
【図2】



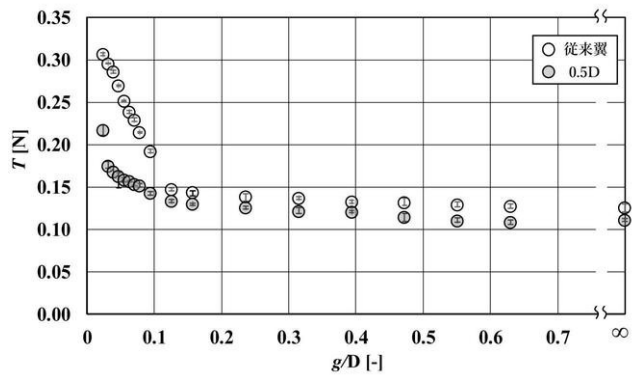
【図3】



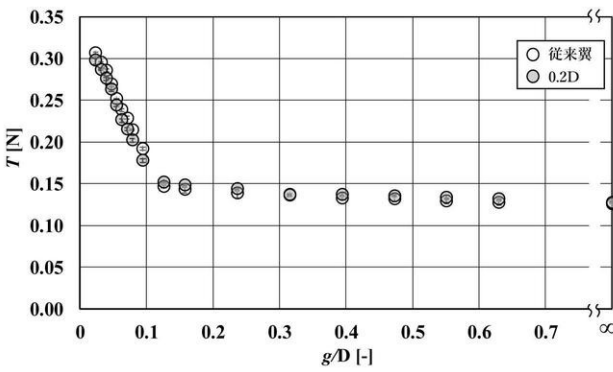
【図4】



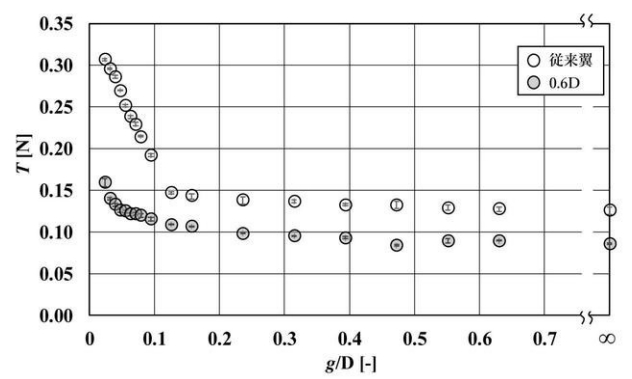
【図6】



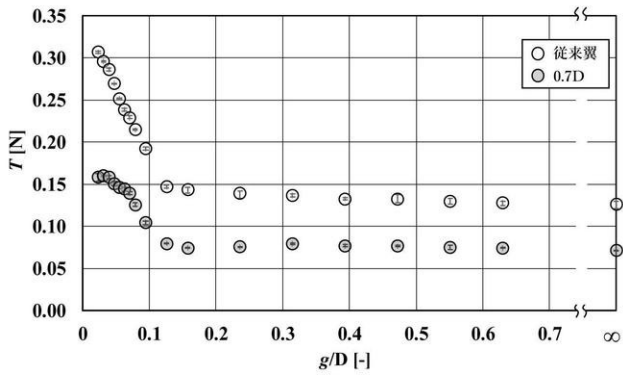
【図5】



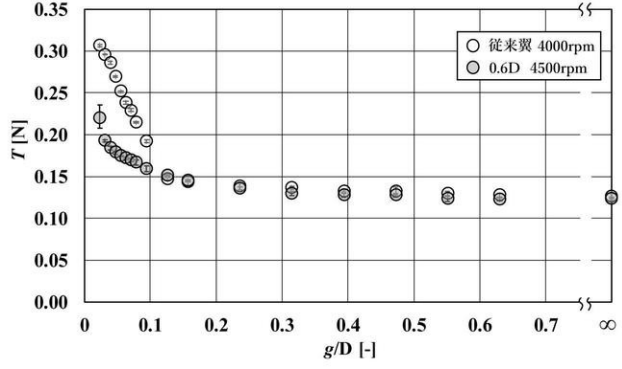
【図7】



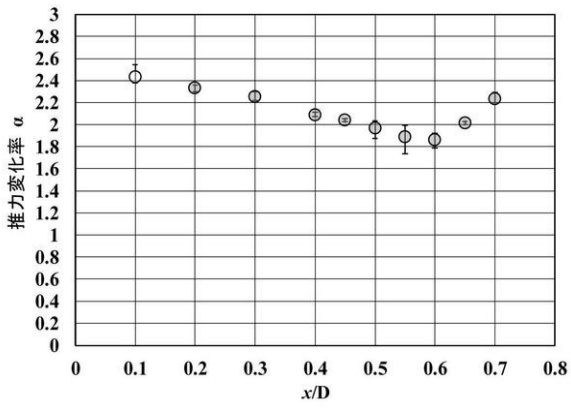
【 図 8 】



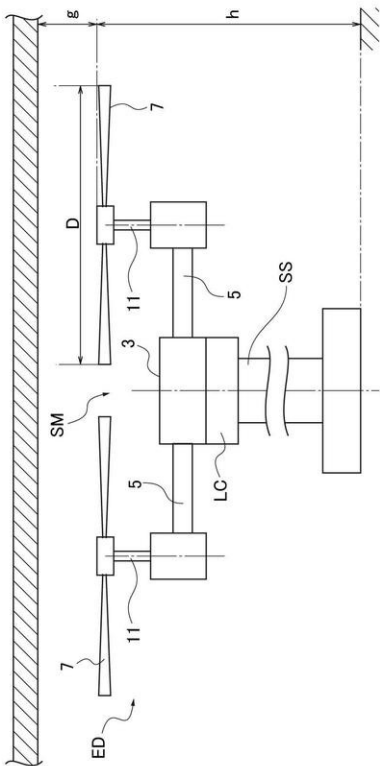
【 図 10 】



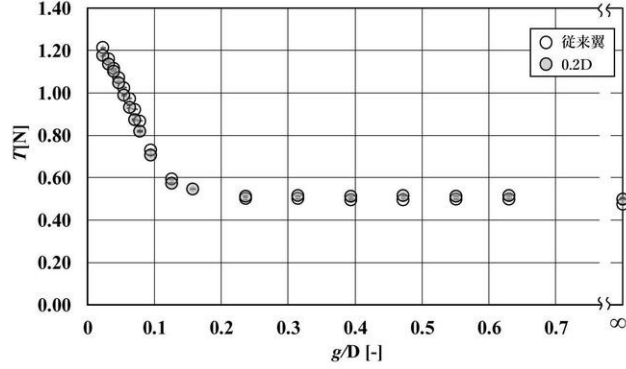
【 図 9 】



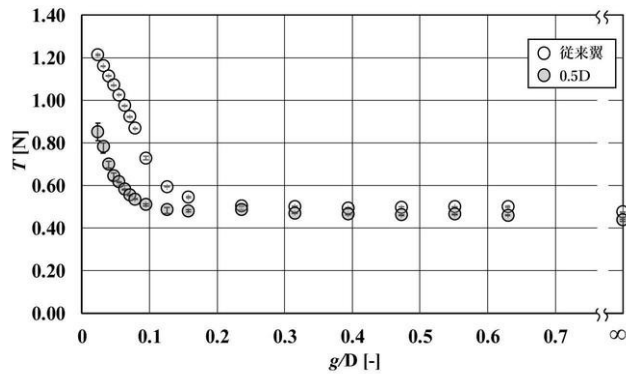
【 図 11 】



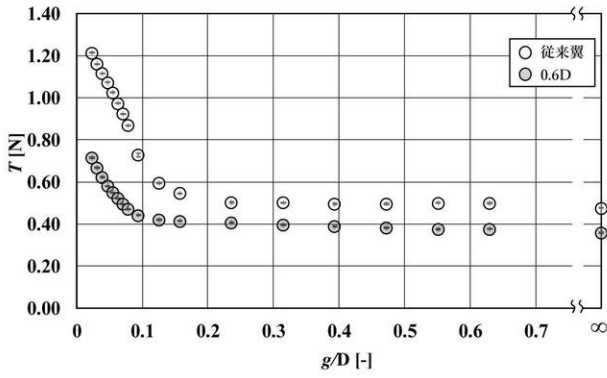
【 図 12 】



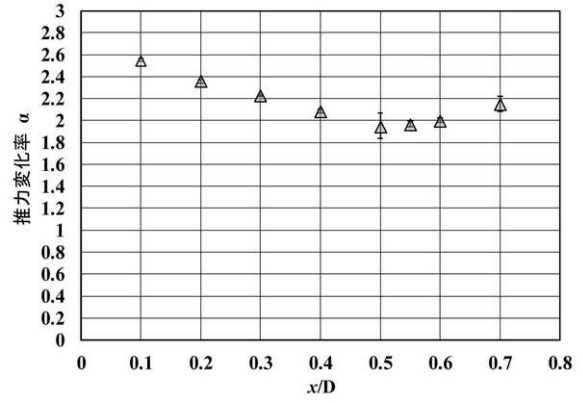
【 図 13 】



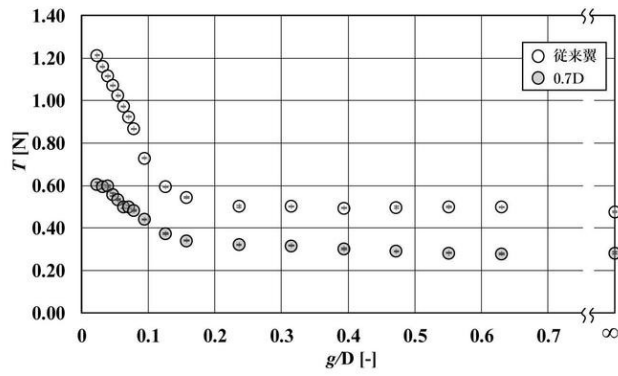
【図 1 4】



【図 1 6】



【図 1 5】



【図 1 7】

