

Title	回転羽ばたきによる垂直離着陸飛行装置
Sub Title	Hovering with rotating flapping
Author	三井, 隆久(Mitsui, Takahisa)
Publisher	慶應義塾大学日吉紀要刊行委員会
Publication year	2017
Jtitle	慶應義塾大学日吉紀要. 自然科学 (The Hiyoshi review of natural science). No.62 (2017. 9) ,p.1- 16
JaLC DOI	
Abstract	Flapping for hovering, like birds and insects, is free from stalling, and works in storms. It is wonderful, but an apparatus using flapping for flight is difficult to make with artificial materials and available mechanisms, since large stress is applied to the joints. Flapping the wings up and down changes the velocity, so that unwanted inertial force is unavoidable. This difficulty is solved by introducing the rotation into the flapping. Reports on a prototype model and its theoretical analysis are presented.
Notes	原著論文
Genre	Departmental Bulletin Paper
URL	https://koara.lib.keio.ac.jp/xoonips/modules/xoonips/detail.php?koara_id=AN10079809-20170930-0001

慶應義塾大学学術情報リポジトリ(KOARA)に掲載されているコンテンツの著作権は、それぞれの著作者、学会または出版社/発行者に帰属し、その権利は著作権法によって保護されています。引用にあたっては、著作権法を遵守してご利用ください。

The copyrights of content available on the KeiO Associated Repository of Academic resources (KOARA) belong to the respective authors, academic societies, or publishers/issuers, and these rights are protected by the Japanese Copyright Act. When quoting the content, please follow the Japanese copyright act.

回転羽ばたきによる垂直離着陸飛行装置

三井隆久*

Hovering With Rotating Flapping

Takahisa MITSUI

Summary—Flapping for hovering, like birds and insects, is free from stalling, and works in storms. It is wonderful, but an apparatus using flapping for flight is difficult to make with artificial materials and available mechanisms, since large stress is applied to the joints. Flapping the wings up and down changes the velocity, so that unwanted inertial force is unavoidable. This difficulty is solved by introducing the rotation into the flapping. Reports on a prototype model and its theoretical analysis are presented.

Keywords: flapping, hovering, stall, VTOL

1. はじめに

鳥のように空を飛ぶたい、これは人類がすでに果たした夢である。さまざまな飛行機が考案されているが、基本は揚力を得るための主翼と推進装置（プロペラなど）、さらに姿勢安定装置（尾翼、垂直尾翼、フラップなど）を備える。飛行しているとき、主翼には上向きの揚力と、進行方向と逆方向へ向かう抗力が働く（図1（a））。抗力に打ち勝って進む力を得るため推進装置が必要である。また、姿勢安定装置は、主翼が効率よく、すなわち、少ない抗力でより大きな揚力を生じるための適切な迎角（図1（b）；進行方向に対する主翼の角度）を維持する働きがある。

揚力と抗力の比（揚抗比）は1よりもはるかに大きく（50程度）、結果として少ない推進力で大きな揚力を生じることができる。このことにより、飛行機は、高速・大量の貨物運搬に適した機械となった。

* 慶應義塾大学日吉物理学教室（〒223-8521 横浜市港北区日吉4-1-1）：Department of Physics, Keio University School of Medicine, 4-1-1 Hiyoshi, Yokohama, Kanagawa 223-8521, Japan. [Received March 30, 2017]

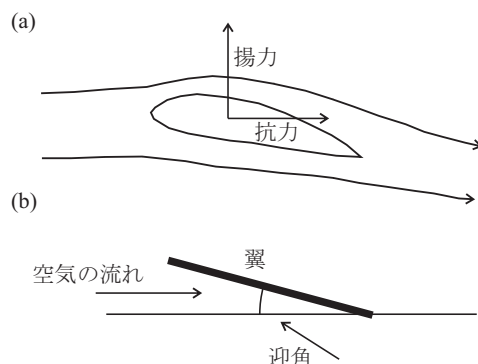


図 1. 翼の周りの空気の流れ

安定に飛行しているとき、主翼を取り巻く空気の流れは層流であり、前方から来た空気を主翼面に沿って流すことで下方に曲げ、その反作用で揚力が生じる（図 1 (a)）。この強制的な気流の方向変えは、翼があれば無条件に生じるというわけではなく、翼の上面に沿って気流が流れない状態（剥離）が生じない必要がある。剥離が生じる場合には、前方から来た気流を下方に曲げることができず、揚力が減少し同時に抗力が増大する。主翼に剥離が生じた状態を失速といい、迎角を大きくしすぎるときに生じ、墜落することもある。失速が起きにくいように、また高速飛行時でも層流状態のままで気流を下方へ曲げられるように、翼は独特の流線型をしている。

翼が揚力を生じる仕組みは、空中での静止（ホバリング）にも応用されている。飛行機の主翼は高速で前進するとき揚力を生じ、類似の状況は主翼の回転運動でつくり出すことができる。高速回転する主翼（回転翼）を備えた装置、ヘリコプターはすでに実用化され、各地で活躍している。

ホバリング、すなわち機体を空中で静止させるという観点から、回転翼の消費エネルギーについて考えてみる。揚力を f 、翼の揚抗比を κ 、翼の速度を v とすれば、揚力 f を得るために必要な仕事率 Q （1 秒あたりの消費エネルギーのことで、力 $\times$ 速度）は、抗力 $= f/\kappa$ から、

$$Q = \frac{fv}{\kappa} \quad (1)$$

となる。なるべく少ないエネルギー Q で揚力 f を生じるという観点で式 (1) を検討する。速度 v が大きいことはこの点で不利である。ヘリコプターなどの回転翼は高速運動して揚力を生じているが、効率を上げるため v を小さくして十分な大きさの揚力を得ようとすれば、翼を極端に大きくする必要があり、自重や強度の点で著しく不利になる。ただし、揚抗比 κ が 1 より十分に大きいので、以下で提案する方式と比較して著しく効率が悪いわけではない。

回転翼の重要な欠点は安定性である。翼は層流状態で揚力を生じるため、迎角を大きくすると、気流の剥離により揚力を失う以外に、不安定になりやすいという欠点がある。回転翼は薄く細長い翼を高速で回転させるため、一度不安定になると回復しない場合が多い。よく知られ

ていることであるが、ヘリコプターは乱気流中では不安定になり飛行ができない。これにより、山岳救助など迅速な対応ができない場合がある。また、高速で回転する回転翼は地上近辺ではきわめて危険であり、大型・小型を問わず、離着陸・農作業時などに回転翼による人身事故が生じている。

以下では、層流を用いた翼よりは、むしろ鳥や昆虫のホバリングのように、羽ばたく飛行を模範とした垂直離着陸可能な飛行装置について述べる。

2. トンボのホバリング

トンボは少ない消費エネルギーで効率よく飛行し、自重に比してかなり大きな揚力を生じることができる。また、乱流に流されることはあっても、飛行が不安定になって墜落するようなことはない。このように優れたホバリング能力のある羽ばたき飛行について考えてみる。

ホバリング時にトンボの羽が揚力を生じる機構は、回転翼とは大きく異なる。図2 (a) に示すように、揚力は羽を上から下へおろすときの抗力（空気抵抗）として生じる。したがって、大きな揚力を得るために、迎え角を大きく（90度）して空気抵抗を増大させている。迎え角が大きいので渦が生じ、乱流状態となり、つねに剥離が生じている。層流より乱流のほうが空気抵抗（ここでは揚力）が大きくなるので、このことは羽ばたき飛行にとって都合のよいことである。このように気流の乱れを積極的に利用する方式は、乱気流中でも不安定になりにくく、飛行機のように失速による揚力減少がないため、安全な飛行が可能である。

2-1 空気抵抗の力学

先に述べたように、羽ばたきにより生じる揚力は羽の空気抵抗により生じる。ここでは、空気抵抗の概算について述べる。大きさ（代表的な部分の長さ） H の羽を一定速度 v で動かし

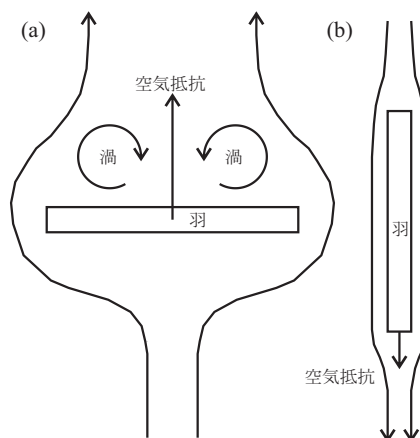


図2. (a) 羽を下げるときと (b) 上げるときの空気の流れ

た場合の空気抵抗は、レイノルズ数 R_e ,

$$R_e = \frac{\rho H v}{\eta} \quad (2)$$

に大きく左右される。ここで、 ρ は空気密度で 1.2 kg/m^3 , η は空気粘度で $1.8 \times 10^{-5} \text{ Pa}\cdot\text{s}$ である。レイノルズ数が 1 より小さい場合、空気抵抗は主として粘性により生じ、1 より大きい場合は、質量をもった空気の流れを羽により変える（加速度運動させる）ための力、すなわち空気の慣性抵抗¹⁾により生じる。トンボの羽は $H = 0.01 \text{ m}$ 程度、 $v = 1 \text{ m/s}$ 程度なので、 $R_e = 666$ となり、慣性抵抗の領域である。後述の機械式の場合には、さらに H が大きくなり、慣性抵抗が主なので、ここでは慣性抵抗のみを用いて空気抵抗を概算する。概算ではあるが、後述の実験結果と比較的よく一致する。

密度 ρ の空気中を速度 v で羽が運動している場合を考える。速度に対して垂直な面積 S の領域を 1 秒間に通過する空気の質量 M と空気の運動量 P は、

$$M = \rho v S \quad (3)$$

$$P = Mv = \rho v^2 S \quad (4)$$

となる。空気の慣性抵抗の概算値は、静止した質量 M の空気を 1 秒間で速度 v まで加速するために必要な力、すなわち羽が 1 秒間に受ける運動量で近似できる。したがって、空気抵抗 F は、羽の面積を S とすれば、

$$F \approx P = \rho v^2 S \quad (5)$$

となる。実際には、空気抵抗は物体の流れに垂直な方向から見た面積 S と速度 v だけでなく、物体の形状にも依存する。そこで、形状で決まる因子を C として、

$$F = CP = C \rho v^2 S \quad (6)$$

とおくと、空気抵抗に対する比較的よい近似となることが知られている。形状因子 C は物体周囲の空気の複雑な流れに依存するため、単純な計算で求めることができず、実験や空気の流れを考慮した計算により決める必要があるが、経験的には 1 近辺の値になる。

空気抵抗を発生させるために必要なエネルギー（仕事率） Q は、仕事率が力 $\times$ 1 秒間の移動距離（速度）であることから、

$$Q = Fv = C \rho v^3 S \quad (7)$$

となる。単位揚力あたりの消費エネルギー（以後、エネルギー揚力比と呼ぶ） Q/F は、形状因子 C に依存せず、

$$\frac{Q}{F} = v \quad (8)$$

となる。消費エネルギーを節約するためには羽をゆつくりと動かせばよいという点は式 (1) と同じであるが、揚抗比 κ が 1 なので、ここで扱うのは、垂直離着陸やホバリングである。この場合、機体の速度はほぼゼロで、飛行機は主翼に揚力が生じず、ヘリコプターのような回転翼を用いるのが従来の方法である。不安定化せずに薄く細長い回転翼を回転させるためには相応の遠心力が必要であり、回転翼外周は相応の速度となる。結果として、 v が大きくなるため、揚抗比 κ を考慮してもホバリングに大きなエネルギーが必要である。羽ばたきには失速も含め不安定性がないため、原理的には羽の速度 v をいくらでも小さくでき、エネルギー揚力比の点で有利である。ただし、 v が小さくなると空気抵抗が小さくなるため、必要な大きさの揚力を得るためには相応に大きな羽が必要となることが欠点である。

2-2 羽を上げる場合

羽ばたきにより揚力を得ることのもう一つの問題点は、羽を上から下に動かして揚力を得たあと、下から上に動かす動作が必要となることである。このときの空気抵抗は揚力を打ち消す向きであり、小さくすることが好ましい。このためには、揚力を得る場合と逆のこと、すなわち迎角を小さくして空気の流れを層流に近づければよい (図 2 (b))。昆虫や鳥のように伸び縮みする筋肉を動力とする場合には、比較的容易に実現できる。

3. 羽ばたいてホバリングする機械

金属、合成樹脂、合成繊維を用いて羽ばたき飛行を実用化しようとする、困難な課題が多数生じる。機械式動力源の変速機構には往復運動で効率のよいものがない。また、往復運動は羽や駆動機構の速度が変わるので、慣性に逆らうことになり、羽の支持部に大きな力が加わるなど耐久性に難がある。このようなわけで、機械式羽ばたき飛行機で大型のものは実用化されていない。

一方で、回転運動には高効率・長寿命な機械部品が多種多数あるだけでなく、一定の速度で回転する場合、慣性力により回転軸に無理な力が加わらないようにすることができる。このような状況を鑑みて、ここでは回転運動による羽ばたき飛行装置について実験と解析を行なった。

3-1 回転羽ばたき

動力源が接続されている回転軸 (主軸、図 3) を水平に設定し、主軸に垂直にもう一つ別な回転軸 (副軸) を取り付け、副軸に羽を取り付ける。主軸を回転させながら副軸を回転させることで、羽ばたきと同じように空気抵抗で揚力を発生させることができる。具体的には、羽が上から下に向かって回転しているときは、副軸を回転させ迎角を大きくして空気抵抗を大きくし、下から上のときは副軸を回転させて迎角を小さくして空気抵抗を小さくする。このような動作を行なうので、主軸の回転に同期して副軸を回転させる必要がある。効率よく揚力を発生させるための、主軸の回転角と副軸の回転角との関係は複雑であるが、揚力発生が可能な最も

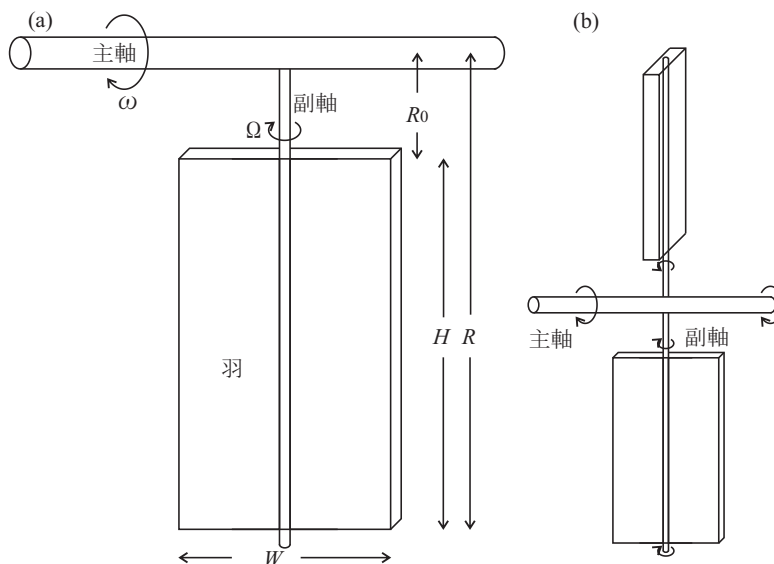


図3. (a) 回転式羽ばたき装置の基本。主軸の回転に合わせて、羽の付いた副軸を回転させることで揚力を生み出す。羽を下げるるときと上げるときの空気の流れは図2のようになる。(b) 反対側に別な羽を追加すると、重心を安定化できる。

単純な関係は、主軸の1回転に対して副軸が1/2回転する構成である。この方法を用いて試作機を製作し、揚力などさまざまな特性の測定を行なった。

3-2 羽を対にして重心を安定させる

羽1枚を上述のように動かせば揚力を発生させることができるが、主軸の回転に伴い重心が大きく移動するため、慣性力により主軸に大きな力が加わる。これを避けるため、先に述べた羽と主軸に対して反対側に同じ大きさの別な羽を取り付ける(図3(b))。このように羽を対にすると、主軸が回転しても重心が変化しないので、主軸に無理な力が加わらず滑らかな回転運動が可能となる。

3-3 羽を分割する —副軸回転の高効率化—

主軸回転に使われるエネルギーと異なり、副軸回転に使われるエネルギーは揚力発生と直接関係ないため、低減化が好ましい。ここでは、羽を分割して低減化する方式について検討する。

図4(a)に示すように大きな1枚の羽を副軸を回転軸として回転させる場合と、図4(b)に示すように羽を分割してそれぞれの副軸を回転軸として回転させる場合について、消費エネルギーを式(7)を用いて求め、比較してみる。両者において、副軸回転の角速度 Ω と羽の面積(合計) $W \times H$ は同じである。

回転の中心(副軸)からの距離を w 、その場所の速度を v とすれば、図4(a)の場合における副軸回転に伴う消費エネルギー Q_a は、

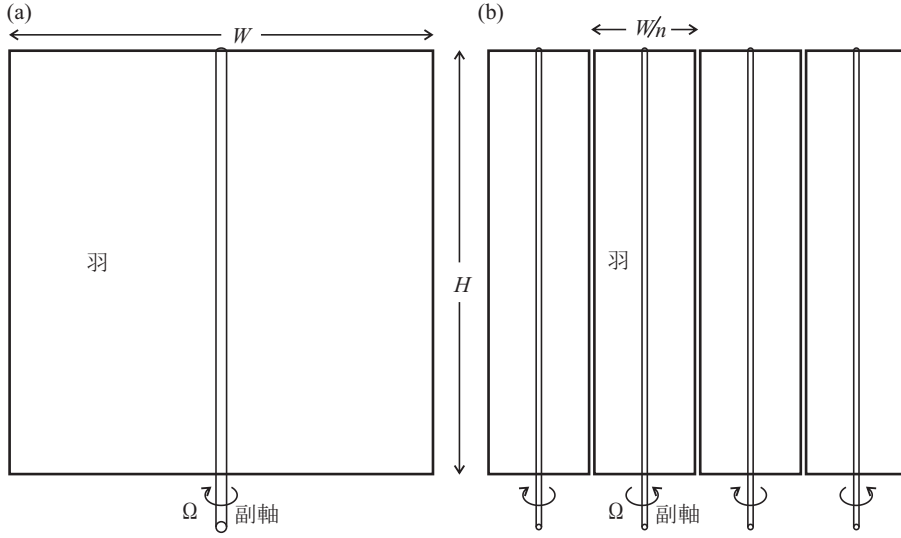


図 4. (a) 大きな羽 1 枚を副軸を軸として回転させる場合。(b) 羽を分割して複数の副軸を軸として回転させる場合。図は 4 分割 ($n = 4$) の場合を示す。

$$Q_a = 2 \int_0^{\frac{W}{2}} C_a \rho v^3 H dw \quad (9)$$

となる。ここで、 C_a は (a) の場合の形状因子である。 $v = \Omega w$ を代入して積分すると、

$$Q_a = 2C_a \frac{\rho H \Omega^3 W^4}{64} \quad (10)$$

となる。同様に (b) の場合は、分割された羽が n 枚あることを考慮して、

$$Q_b = 2n \int_0^{\frac{W}{2n}} C_b \rho v^3 H dw \quad (11)$$

$$= 2C_b \frac{\rho H \Omega^3 W^4}{64} \quad (12)$$

$$= \frac{C_b}{C_a} \frac{Q_a}{n^3} \quad (13)$$

となる。ここで、 C_b は (b) の場合における分割された羽 1 枚の形状因子である。形状因子は 1 前後の値なので、 $C_b/C_a \approx 1$ とみなすことができる。このことから、羽の分割により、著しく $(1/n^3)$ 副軸回転に伴うエネルギーが節約できることがわかる。同時に、副軸 1 本の回転に必要なトルクも著しく $(1/n^4)$ 小さくなるので、強度の面で機械設計の柔軟性が向上する。

これは、トンボの羽が分割されていることの力学的に合理的な一つの理由となると考える。

(1) 分割された羽の間隔

大きな羽を分割することはきわめて合理的であり、結果として短冊状の羽を用いることになる。複数の短冊状の羽を用いるとき、羽どうしの間隔は重要な設計上の課題となる。近すぎる

と羽の運動に伴う変形で羽の軌道が変わり、羽どうしが衝突する。のちに実測値で示すが、間隔により揚力が変化するので、間隔を適切に選ぶことで小型化や高効率化が可能になる。

4. 試作機による実験と理論解析

4-1 試作機

(1) 副軸回転機構

試作機では、羽を4対とし(図5(a)),それぞれ羽対A～Dと命名する。主軸1回転に対して副軸を1/2回転させるための機構を図5(b)に示す。主軸にスプロケットを取り付け、チェーンを介してモーターで主軸を回転させる。このとき、本体側に固定されたベベルギア小1を介して副軸に取り付けたベベルギア大1を駆動することで、主軸の1回転に対して副軸が1/2回転するようにした。本体側から見て外側に副軸がさらにもう一組あり、これを駆動するため、ベベルギア小2、ベベルギア小3、ベベルギア大2を用いている。

(2) 駆動機構

モーターは、出力120Wの回転速度制御された直流ブラシレスモーターであり、ギアボックスなどの減速機構により1/40に減速している。トルクメーター、スプロケット、チェーンを介して主軸を回転させている。

(3) 羽

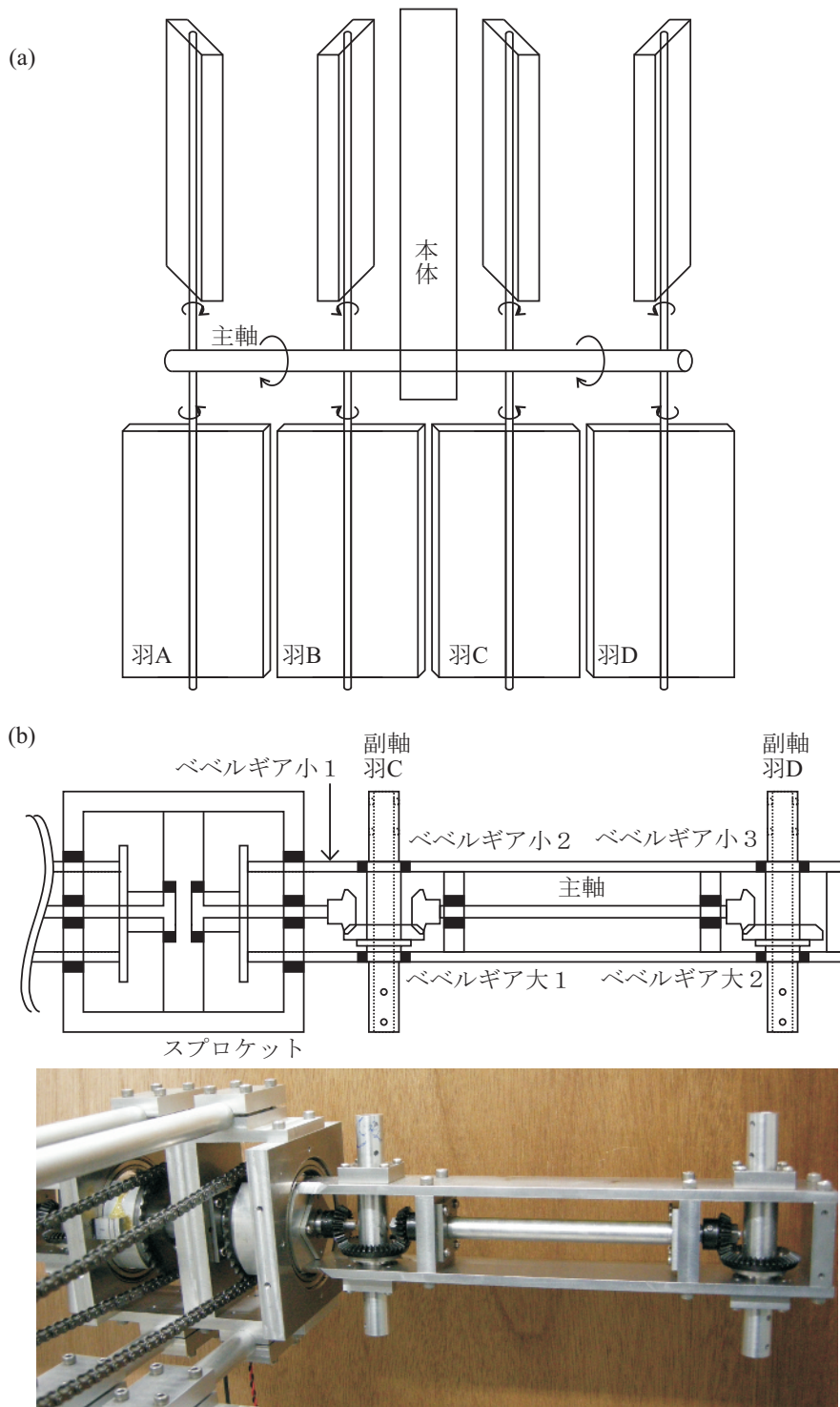
羽は段ボール紙製で、 80×19 cmであり、20 cm間隔で最大で4対を取り付けることができる。副軸は直径1 cm、長さ100 cmのアルミ合金製のパイプである。羽の回転に伴い生じる揚力を測定するためのセンサー(ロードセル)が本体下部に取り付けてある。

4-2 主軸回転角と揚力・仕事率の実験と理論

実際に組み上がった装置を図6に示す。(a)は主軸回転角0度、(b)45度、(c)90度、(d)135度である。

図7は4対の羽ABCDを取り付けて回転し、仕事率と揚力を測定した結果である。羽を垂直に立てた場合の主軸回転角を0度としている。羽が水平(90度、270度)になったときの揚力が最大で、羽が垂直(0度、180度)なときは揚力はほぼゼロになっている。図7(a)において、回転速度が60 rpm(1分間の回転速度)のとき、270度近辺で乱れている。これは、羽の周囲に大きな渦(カルマン渦列)が生じたことによると考えられる。一般に渦が生じるような状態では空気抵抗は増大するので、このような場合でも十分な揚力を確保でき、安定なホバリングが可能であることがわかる。注目すべきは、このとき図7(c)を見てわかるように、仕事率が減少していることである。空気抵抗を効果的に増大させるためには、渦の生成が重要であることがわかる。ただし、副軸・主軸には無理な力が加わるので、設計する場合には注意が必要である。

一方、仕事率は、羽が垂直に立っている状態において最大で、揚力が最大になっている水平



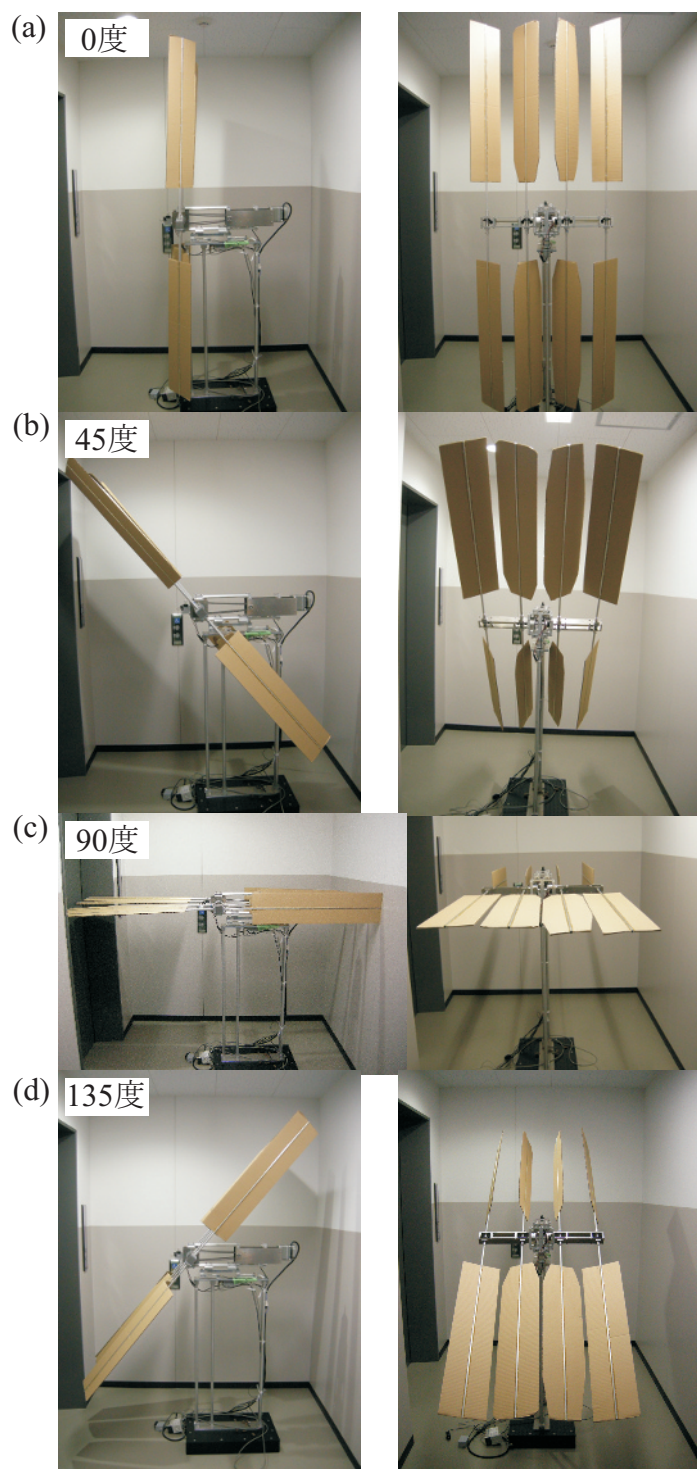


図6. 本研究で用いた4対の羽をもつ回転羽ばたき装置。主軸を回転させると、副軸も同時に回転する。

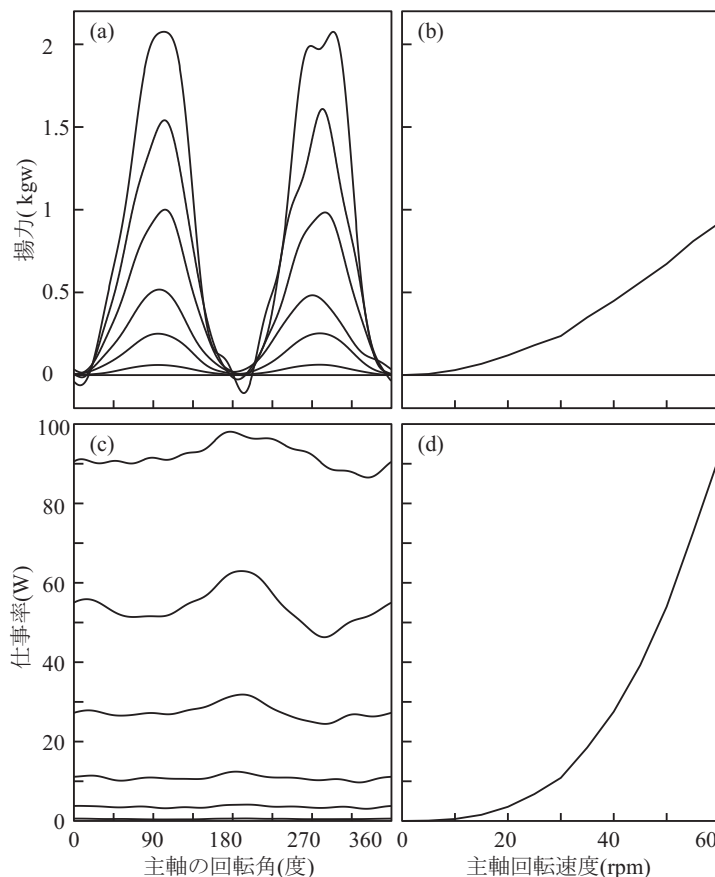


図7. 羽対 ABCD を用いた場合の揚力と主軸回転に必要な仕事率。(a) 主軸回転速度を 0, 10, 20, 30, 40, 50, 60 rpm とした場合の主軸回転角度と揚力の関係。(b) 主軸回転速度と平均揚力との関係。(c) 主軸の各回転速度における主軸回転角と仕事率。(d) 主軸回転速度と平均仕事率。

の状態では小さい。このことは、揚力を発生させるためのエネルギー揚力比という観点では好ましくない。原理的には揚力がないときにはエネルギー消費をほとんどゼロにできるはずである。したがって、本論文で提案した主軸の 1 回転に対して副軸を単純に 1/2 回転させる方法は、揚力が生じることの証明にはなっているが、エネルギー揚力比は悪い方式といえる。主軸の回転に対する副軸の回転角を最適化して揚力が小さいときのエネルギー消費を下げるべきである。このためには、羽が下から上に向かうときには、向かい角を完全に 0 度にして、空気抵抗を可能なかぎり減らすようにする必要がある。

(1) 主軸回転角と揚力, 仕事率の理論解析

空気抵抗の概算値は式 (6) により与えられるので、これを用いて図 3 (a) に示した羽に対して揚力とトルクの理論解析を行なう。 W_R を羽の進行方向に対して垂直な方向の横幅, θ を鉛直上向きから測った羽の角度, $\omega = d\theta/dt$ を主軸回転の角速度, r を主軸からの距離とすれば,

揚力 $L_0(\theta)$ は空気抵抗の鉛直成分なので,

$$L_0(\theta) = \int_{R_0}^R \sin(\theta) F_1 W_R dr \quad (14)$$

となる。ここで、積分範囲の R_0 と R は副軸上の羽の範囲を表わし、試作機では $R_0 = 20$ cm, $R = 100$ cm である。 $R - R_0$ は羽の長さ H であり、試作機では 80 cm である。 F_1 は羽が受ける単位面積あたりの空気抵抗で、式 (6) において $S = 1$ と置き、

$$F_1 = C \rho v^2 = C \rho (r\omega)^2 \quad (15)$$

となる。副軸も回転しているので、羽の速度は厳密には $v = r\omega$ にはならないが、分割された羽の W/n が小さいこと、副軸の回転速度が主軸の $1/2$ であることにより、副軸回転の効果を無視した。

W_R は、主軸の 1 回転に対して副軸が $1/2$ 回転することを考慮して、

$$W_R = W \left| \sin\left(\frac{\theta}{2} + 45^\circ\right) \right| \quad (16)$$

となる。ここで、 W は正面から見た羽の横幅で、羽が 4 枚あるので試作機では $W = 4 \times 0.19$ m となる。式 (15), (16) を式 (14) へ代入して、

$$L_0(\theta) = CW \left| \sin\left(\frac{\theta}{2} + 45^\circ\right) \right| \frac{1}{3} \rho \omega^2 \sin(\theta) (R^3 - R_0^3) \quad (17)$$

が得られる。実際の装置の揚力 L は、羽が対になっていることから、

$$L(\theta) = L_0(\theta) + L_0(\theta + 180^\circ) \quad (18)$$

となる。

一方、トルク T_0 は、回転軸からの距離と力の積なので、

$$T_0(\theta) = \int_{R_0}^R r F_1 W_R dr \quad (19)$$

となる。ここで、 F_1 は式 (15), W_R は式 (16) により定義される。代入して積分を行なうと、

$$T_0(\theta) = CW \left| \sin\left(\frac{\theta}{2} + 45^\circ\right) \right| \frac{1}{4} \rho \omega^2 (R^4 - R_0^4) \quad (20)$$

が得られる。羽が対になっていることを考慮すると、主軸回転に必要なトルク T は、

$$T(\theta) = T_0(\theta) + T_0(\theta + 180^\circ) \quad (21)$$

となることがわかる。主軸は一定の角速度 ω で回転しているので、消費エネルギー Q は、

$$Q(\theta) = \omega T(\theta) \quad (22)$$

となる。

形状因子 $C = 1$ として計算した揚力 L と仕事率 Q を図 8 に示す。慣性抵抗の理論は大まか

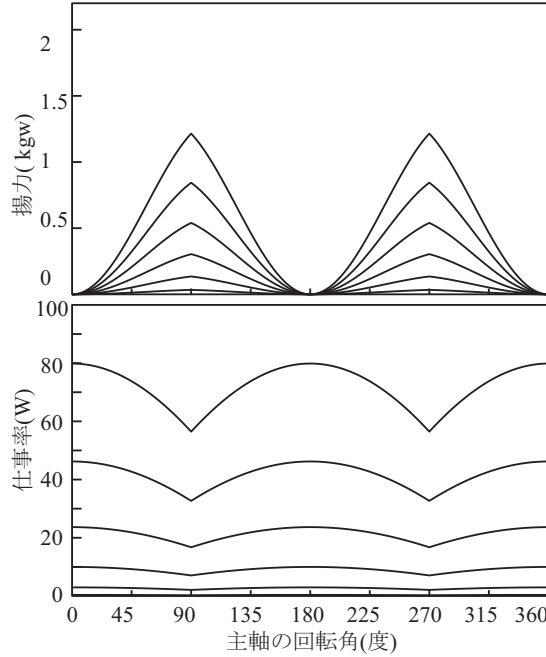


図 8. 慣性抵抗を用いた理論計算による主軸の回転角と揚力, 仕事率の関係。主軸の回転速度は下から, 0, 10, 20, 30, 40, 50, 60 rpm である。

な近似ではあるが, 全体の傾向は図 7 と比較的良好に一致しているのがわかる。

(2) 平均揚力と平均仕事率

式 (18) は揚力を主軸回転角の関数として求めてあるので, ここでは揚力と仕事率の平均値を求めよう。 $\langle \rangle$ を平均値とすると,

$$\left\langle \left| \sin \left(\frac{\theta}{2} + 45^\circ \right) \right| \sin(\theta) \right\rangle = \frac{2}{3\pi} \quad (23)$$

となる。したがって, 式 (8), (23) から,

$$\langle L \rangle = C \frac{4}{9\pi} W \rho \omega^2 (R^3 - R_0^3) \quad (24)$$

となることがわかる。同様に, 仕事率は式 (22) により求められるので,

$$\left\langle \left| \sin \left(\frac{\theta}{2} + 45^\circ \right) \right| \right\rangle = \frac{2}{\pi} \quad (25)$$

であることを用いると, 平均仕事率は,

$$\langle Q \rangle = C \frac{1}{\pi} W \rho \omega^3 (R^4 - R_0^4) \quad (26)$$

となることがわかる。

図 7 (b), (d) から, $W = 0.8 \text{ m}$, $R = 1 \text{ m}$, $R_0 = 0.2 \text{ m}$, $\omega = 60 \text{ rpm} / (60 \text{ s}) \times 2\pi$ のとき,

揚力の平均値 0.92 kgw, 平均仕事率 92 W であることがわかる。これを用いると, 式 (24) において $C = 1.7$, 式 (26) において $C = 1.2$ が得られる。ここで用いた慣性抵抗の理論が厳密に当てはまれば両者で C は一致するはずであるが, 大まかな近似理論なので少しずれている。慣性抵抗の理論は揚力と仕事率の W , R , R_0 , ω 依存性を求めるために用い, 比例係数は実験で得られた値から求めるとする。これにより, 平均揚力と平均仕事率は,

$$\langle L \rangle = 0.24 W \rho \omega^2 (R^3 - R_0^3) \quad (27)$$

$$\langle Q \rangle = 0.39 W \rho \omega^3 (R^4 - R_0^4) \quad (28)$$

となることが理論と実験から求められた。この式はほぼ正方形の羽 $W \approx R$ を用い, 主軸 1 回転につき副軸が 1/2 回転する本実験で用いた方式に適用できる。

4-3 さまざまな羽の組合せ

先に示した実験結果 (図 7) では, 4 つの羽対 ABCD を用いて測定を行なった。ここでは, 1 対 C, 内側の 2 対 BC, 外側の 2 対 AD を用いて計測を行なった結果について述べる。図 9 に, (a) 平均揚力, (b) 平均トルク, (c) 平均仕事率を, 主軸回転速度の関数として示した。また, 図 9 (d) にはエネルギー揚力比を示す。羽対 BC と AD はどちらも 2 対の羽で面積も質量も同じであるが, 平均揚力やエネルギー揚力比が異なる。羽対 ABCD は面積・質量は羽対 C の 4 倍であるが, 同じ回転速度での揚力は羽対 C の 4 倍より大きいことがわかる。このことから, 羽の間隔や配置により揚力が変化することがわかる。平均値で比較した場合, エネルギー揚力比は羽対 BC が最も低く, その次が羽対 ABCD であり, 羽対 C と AD はほとんど同じであることがわかる。

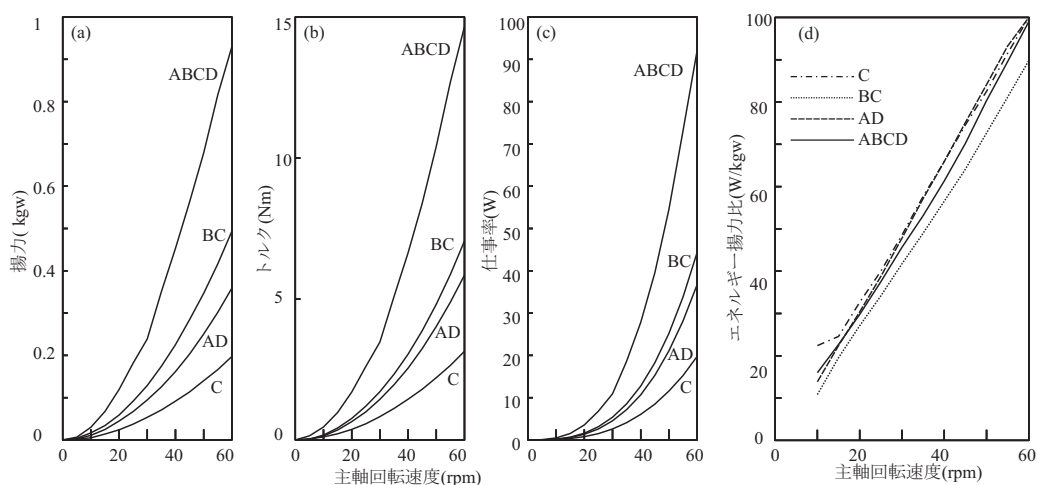


図 9. 主軸回転速度に対する (a) 平均揚力, (b) 平均トルク, (c) 平均仕事率, (d) 揚力 1 kgw を発生するために必要な仕事率。

表 1. 垂直離着陸可能な飛行装置の最大離陸質量とエンジン出力の最大値, 1 kgw の垂直離陸に必要な仕事率 (エネルギー揚力比) の比較

機種名	最大離陸質量 (kg)	エンジン出力 (kW)	エネルギー揚力比 (W/kgw)
ベル 407	2,722	520	191
CH-47	22,680	5,600	247
AS 332 L 1	8,600	2,800	326
CH-54 B	21,000	7,160	341
オスプレイ	23,981	9,172	382
模型ヘリ	4.7	2.0	438

模型ヘリは Freya Evolution OP SWM SSZ-V (for GT 15 HZ), ヒロボー株式会社製。

ここでの実験では, 羽対はすべて同じ位相角度で主軸回転したが, ずらすこともできる。羽対 BC で B と C の位相を 90 度ずらす測定をしたが, 揚力は低下した。

4-4 最高のエネルギー揚力比

ここでの実験は, 主軸 1 回転に対して副軸を 1/2 回転させて揚力を発生させた。この方式は, 図 7 (c) を見ればわかるように, 揚力がない場合 (角度 0 度, 180 度) であっても主軸回転に大きなエネルギーを消費している。原理的には, 揚力と消費エネルギーをほぼ比例させることができる。これは, 羽を下から上にあげるときなど揚力を生じないとき, 迎え角を 0 度にすることで実現できる。最大のエネルギー揚力比で揚力を発生させることは技術的には難しくないが, 副軸回転機構が複雑になり, コスト, 自重, 信頼性を考慮して設計する必要がある。

(1) 既存の垂直離着陸可能な飛行装置との比較

表 1 は, 現在使われている垂直離着陸可能な飛行装置の最大離陸質量とエンジン出力の最大値, 1 kgw の垂直離陸に必要な仕事率 (エネルギー揚力比) を示す。

図 9 に示す結果と比較すると, 既存の飛行装置は垂直離陸に大きなエネルギーを消費していることがわかる。羽ばたきは, 羽面積が大きくなることをいとわなければ, 原理的には, ゆっくりと羽を動かし低エネルギーで垂直離陸ができる。しかし, 実際には大きさは重要な因子であり, 最後にこの点について述べる。

5. 実験結果を基にした実用的な装置の設計

本研究で試作した主軸 1 回転に対して副軸 1/2 回転という方式は, エネルギー揚力比が大きく無駄が多いが, 単純な構造で揚力を生みだすことができる。ここでは, 式 (27), (28) を用いて揚力と必要な動力を求め, この方式を基にした飛行装置について検討を行なう。

大きさが $W = 2.4 \text{ m}$, $R = 3 \text{ m}$, $R_0 = 0.6 \text{ m}$ の羽対 6 組を $\omega = 41 \text{ rpm/} (60 \text{ s} \times 2\pi)$ で回

転させると、揚力 209 kgw, 仕事率 43 kW となる。一般に使われている軽自動車用エンジン（ダイハツ KF-VE）は重量 47 kg で 43 kW の出力がある。体重 70 kg の人間を浮上させる場合を想定すると、エンジンを除外した機体重量を 92 kg でつくれば垂直離陸可能となる。

$W = 6.4 \text{ m}$, $R = 8 \text{ m}$, $R_0 = 1.6 \text{ m}$ の羽対 24 組を $\omega = 30 \text{ rpm}/(60 \text{ s} \times 2\pi)$ で回転させると、揚力 22,600 kgw, 仕事率 9,100 kW となる。これはオスプレイとほぼ同じ性能である。ただし、このとき必要な羽面積は合計 $2,457 \text{ m}^2$ となる。一方、オスプレイには 2 個のローターがあり、それぞれ直径が 11.58 m なので、ローターの専有する面積は 210 m^2 となる。回転はばたきは、かなり羽面積が大きくなることがわかる。羽が大きくなると、外周速度があがるため、効率を上げるためには不利になる。このことから、回転羽ばたきは小型機向けといえる。

主軸 1 回転に対して副軸 1/2 回転の方式は、エネルギー揚力比が大きいのので、羽の面積が大きくなる。副軸回転を工夫すると、エネルギー揚力比は最小で 1/2 になる。このとき、羽の面積を 1/4 として同じ揚力が得られる。このことから、副軸回転の最適化は必須といえる。副軸回転を主軸回転と独立させることは、背面飛行や嵐の中を飛行する場合の姿勢制御には不可欠である。

6. まとめ

回転羽ばたきによる揚力発生について、実験と理論解析を行なった。揚力は慣性抵抗により生じると仮定した理論と実測値はおおむね一致した。主軸 1 回転に対して副軸 1/2 回転の本方式は、揚力を生じることではできるが、効率のよい方式ではない。実用化するためにはさまざまな困難を伴うが、安定性が高いという利点は災害救助などで役立つと考える。回転羽ばたきは、1 人か 2 人乗りの小型機に向いている。

謝辞

空気抵抗理論に関する簡便な扱い方をご教示していただき、さらに全般にわたるご意見を頂いた青木健一郎氏に感謝いたします。

参考文献

- 1) 青木健一郎：『コア・テキスト 力学』, サイエンス社, 2011 年, p. 35.