

# 人力ヘリコプターの開発 (DAE11翼によるシングルロータの空力性能)

乾 真規\*・坂本 雅彦・森 安里\*

Development of Human-Powered Helicopter  
(Aerodynamic Performance for a Single Rotor by using DAE11 Aerofoil)

Masaki INUI\*, Masahiko SAKAMOTO, and Asato MORI\*

The purpose of the present study is to develop a human-powered helicopter. The aerodynamic performance for an aerofoil by using a momentum and a lift-line theory is estimated. The lift for the single rotor by using a DAE11 aerofoil is measured for various parameters such as an angle of attack, an angular velocity, and a dimensionless height. It was proven that the rotor radius that the horsepower for the hovering flight has the minimum value is about 10m. The lift increases with increasing the angular velocity and the pitch angle, and it decreases with increasing the aspect ratio and the blade number of the wing. The lift increases with decreasing the dimensionless height of the rotor.

## 1. 緒 言

人力ヘリコプタに関する開発は、1989年にDa VinchⅢ号(シングルロータ, 直径30.48m, 翼面積37.2m<sup>2</sup>, 全重102kgf)が8.6秒の浮上に初めて成功した。しかしながら、これは2名の補助員に支持された浮上であった。世界初の人力による完全な自立浮上は、YURI-I号(4ロータ, 直径10m×4, 翼面積35.2m<sup>2</sup>, 全重88kgf)が、1994年に19.46秒の世界最長の完全自立浮上に成功した。本記録は前人未到の世界記録ではあるものの国際航空連盟(FAI)やアメリカヘリコプター協会(AHS)によるイゴール・シコルスキー賞の規定を完全に満足するものではなかった。回転翼機は、メインロータで推進力と揚力とを同時に発生させる必要があり、固定翼機に比べ浮上させるにより大きな動力と安定性を必要とする。

一方、気流中で飛行する翼型性能に対する研究は、報告された実験データの多くは航空機の実飛行速度に相当する測定レイノルズ数Reが10<sup>6</sup>以上であり、極低レイノルズ数(10<sup>3</sup><Re<5.0×10<sup>4</sup>)域での実験データはあまり見受けられない。また、人力ヘリコプタの適用でき得る本Re域での二重反転ロータの性能特性に対する報告

も見当たらないのが現状である。その理由として、翼表面上で乱流への遷移、層流・乱流はく離、そして再付着といった高レイノルズ数の気流中とは異なる複雑な流れ現象が生じ、解析を困難なものとしていると考えられる。力が人間のみである人力ヘリコプタに関して検討された報告はわずかであり、実験データの蓄積が必要であると考えている。

本研究では、人力ヘリコプタの開発を最終目的に、運動量理論と揚力線理論を適用して翼型の基礎的な空力特性を調べるとともに、人力飛行機の翼型として代表的なDAE11を対象に、シングルロータの空力性能を実験的に検討した。以下にこれら結果について報告する。

## 2. 数値解析

回転翼機ロータを厚さのない1枚の作動円板とみなし、円板前後の運動量変化から停止飛行中の必要馬力P<sub>r</sub>[W]は次式で与えられる。

$$P_r = W \sqrt{\frac{W}{2\rho e A}} + \frac{\rho \Omega^3 c \delta R^4 b}{8} \quad (1)$$

ここで、Wは機体重量[kg]、ρは密度[kg/m<sup>3</sup>]、eは有効円板面積係数[≐0.765]、Aは円板面積[m<sup>2</sup>]、Ωはロータ

\*元奈良工業高等専門学校

回転角速度[rad/s],  $c$ は翼弦長[m],  $\delta$ は抵抗係数,  $R$ はロータ半径[m],  $b$ はブレード枚数をそれぞれ表す. 式(1)より, 必要馬力を最小にするロータ半径 $R_0$ [m]は,

$$R_0 = \left( W \sqrt{\frac{W}{2\rho e \pi \rho \Omega^3 c \delta b}} \right)^{1/5} \quad (2)$$

で与えられる.

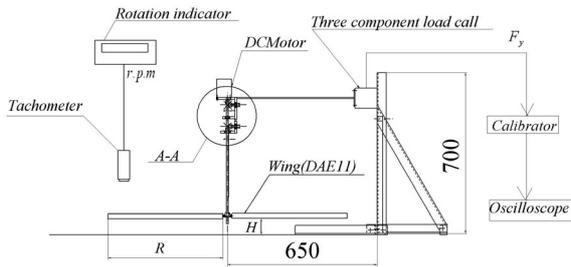
揚力線理論は, 翼を1本の渦線に置き換えビオ・サバールの法則から誘導速度を求める方法である. 本法では, 流れは非粘性・非圧縮性流体とし, ロータ内各ブレードは等間隔に配され, 各ブレードは同じキャンバ・厚さ・迎え角を持ち, 結果として攪乱は小さく無視できるもの

ラメータである.  $\ell$ は半翼幅[m]である. また,  $W_i$ はブレードによる単位幅翼の誘導速度[m/s]であり, 次式で与えられる.

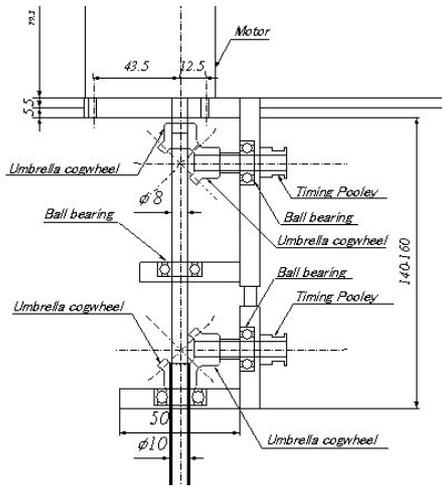
$$W_i = \Omega \sqrt{h^2 + r^2} \left( \theta - \tan^{-1} \frac{h}{r} \right) \quad (4)$$

ここで,  $h = W/\Omega$ [m],  $W$ は上昇速度[m/s]である.  $r$ はブレード半径[m],  $\theta$ はブレードピッチ角[°]である.  $B_{ij}, d_{ij}, K_{2NS}(\phi_i, \phi_j)$ は, それぞれ, 基準ブレードおよび基準ブレード以外の後流上の渦に関連する変数である. 単位幅揚力 $L(r)$ [N]は, Kutta-Joukowskiの定理から次式で表される.

$$L(r) = \rho \Omega \sqrt{h^2 + r^2} \Gamma(r) \quad (5)$$



(a) 測定装置

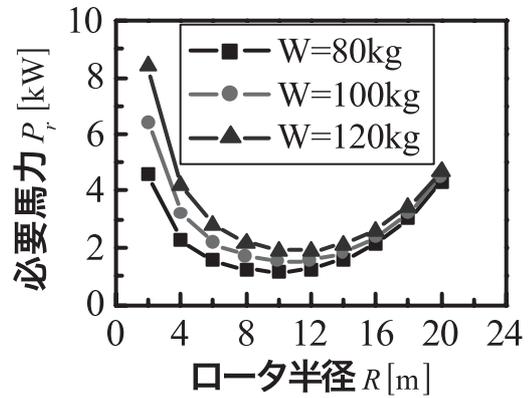


(b) 二重反転機構  
図1. 実験装置概要

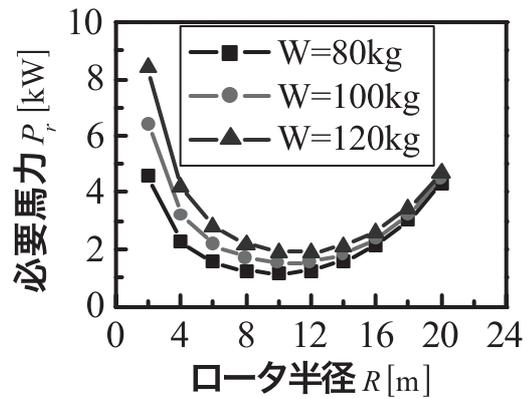
とする. 停止を含む垂直飛行時の揚力線の方程式は, 市川の報告と同様に準定常の循環のK元の連立一次方程式として次式で表される.

$$W_i = \sum_{j=1}^k [B_{ij} + \sum_{j=1}^{k+1} d_{ij} K_{2NS}^{(1)}(\phi_i, \phi_j)] \Gamma^*(\phi_j) \quad (3)$$

ここで,  $\Gamma^*$ は求めるべき単位幅翼の無次元循環を表し  $\Gamma^* = \Gamma/(\Omega \ell^2)$ で与えられ,  $\phi_j$ は翼半径方向の座標変換パ



(a)  $\delta = 0.08, \Omega \text{ rad/s}, b = 2$



(b)  $W = 100\text{kg}, \delta = 0.08, b = 2$

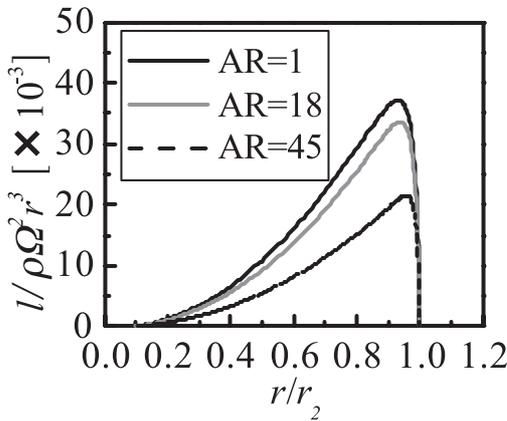
図2. 計算結果 ( $\rho = 1.2 \text{ kg/m}^3, c = 1\text{m}$ )

### 3. 実験装置及び方法

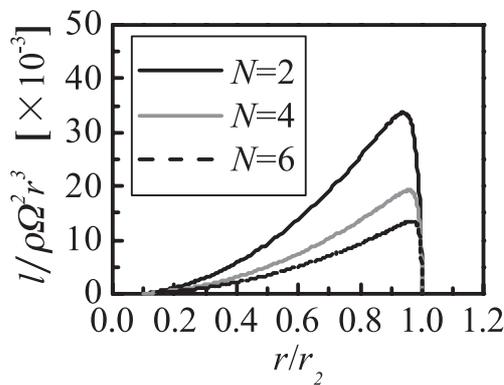
実験装置の概略図を図1に示す. 発生する揚力は, 三分力検出器(日章電機(株):LMC-3501)で測定された後, 較正器を介して計算機で処理される. 軸上部には, D.C.モータが設置されており, 翼回転数が入力電圧により設

定されている。実験に用いたDAE翼型は、人力飛行機に用いられる代表的な翼型である。翼型のリブにはバルサ材を使用し、直径3mmの竹棒を軸に、翼の前縁部をエポキシ樹脂で作成した。翼弦 $c$ は60mm、翼の長さ $R$ は500mmであり、ブレードは2枚である。

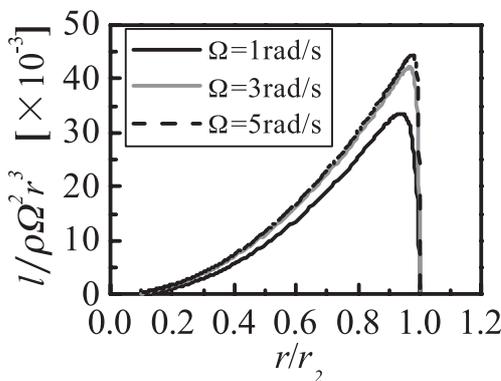
実験は、回転数 $n$  [rpm]、地面高さ $h$  [mm]、そして迎え角 $\alpha$  [°]をパラメータに揚力の測定を行った。



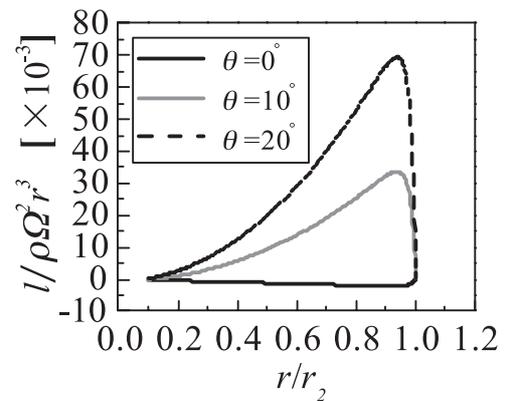
(a) アスペクトの影響



(b) ブレード枚数の影響



(c) 回転角速度の影響



(d) ピッチ角の影響

#### 4. 結果および考察

図2(a)に運動量理論による計算結果を、重量 $W$ [kg]、回転数 $\Omega$ [rad/s]をパラメータに示す。ロータ半径の増加に伴い必要馬力は減少した後増加し、重量に係わりなく一定値にほぼ収束していることが分かる。必要馬力が最小となるロータ半径は機体重量の増加に伴い増加する。一方、ロータ半径が大きい場合、回転速度の増加に伴い必要馬力が增大していることが分かる。これら結果は、(2)式の計算から求められる必要馬力が最小となるロータ半径が $R=9.64$ mとなる結果を支持していることが分かる。

揚力線理論による翼面上の揚力分布の計算結果を、アスペクト比、ブレード枚数、回転角速度、そしてピッチ角をパラメータに図3(a)~(d)に示す。いずれの結果もブレードの半径方向に向かって揚力が単調に増加し、翼先端部で最大値を持つことが分かる。さらに、アスペクト比の増加、ブレード枚数の増加、回転角速度の減少、そしてピッチ角の減少に伴い発生する揚力はそれぞれ減少していることが分かる。

迎え角を $10$  [°]とする揚力と回転数との関係を、翼の地面に対する無次元高さをパラメータに図4に示す。回転数の増加に伴い発生する揚力は増加する。回転数を一定とすると、無次元高さの減少ともない発生する揚力が増加する。前者は、回転数の増加に伴い翼に流入する速度が増加し、結果として揚力の増大をもたらす。後者では翼と地面との高さが減少するにともない地面効果の影響が生じ、結果として発生する揚力の増大をもたらしていると考えられる。回転数を $180$ [rpm]とする迎え角と揚力との関係を無次元高さをパラメータに図5に示す。迎え角の増加に伴い発生する揚力が増加する。一方、迎え角を一定すると $h/c$ の減少に伴い発生する揚力が増加する。本実験範囲では、 $14$ °の迎え角で $h/c$ が $1.33$

図3. 揚力分布

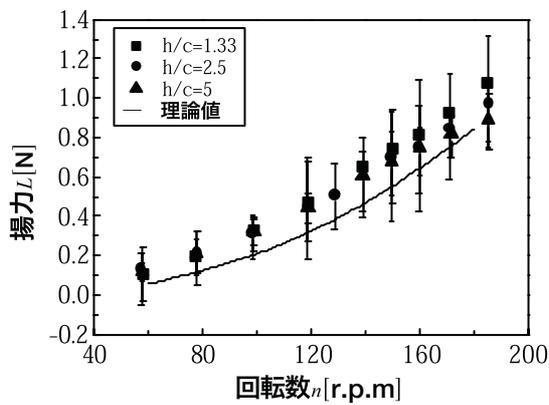


図4. 揚力と回転数との関係(迎え角=10°)

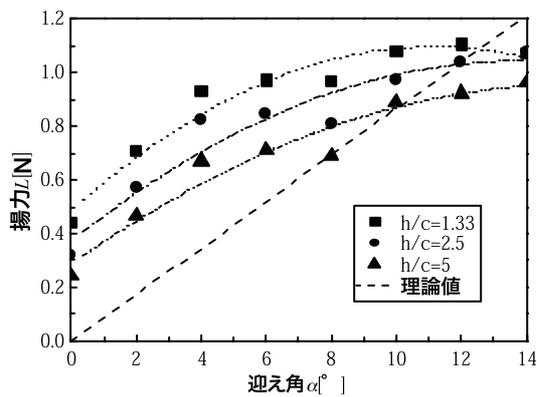


図5. 揚力と迎え角との関係(回転数=180rpm)

の場合に、揚力が減少した。詳細な原因は不明であるが、地面からの翼高さが低い流れの干渉により、結果として揚力の減少をもたらしていると考えられる。

## 5. 結 言

人力ヘリコプタの開発を最終目的に、運動量理論と揚力線理論を適用して翼型の基礎的な空力特性を調べるとともに、人力飛行機の翼型として代表的な DAE11 を対象に、シングルロータの空力性能を実験的に検討した。得られた結論は以下の通りである。

- (1) 運動量理論より停止飛行時の必要馬力を最小とするロータ半径はおよそ10mとなる。
- (2) アスペクト比の増加、ブレード枚数の増加、回転数の減少、そしてピッチ角の減少に伴い発生する揚力は減少する。
- (3) ロータの無次元高さの減少に伴い発生する揚力は増加する。
- (4) 本実験範囲では、120～160rpmの回転数で翼面上に複雑な流れが生じ、結果として発生する揚力に大きな変動を伴う。

## 文 献

- (1) 人力ヘリコプタについて、内藤晃，日本航空宇宙学会誌，43-498, pp.379-386., 1995.
- (2) 航空工学概論，田中幸正著，地上書館,1960.
- (3) 回転翼の線形理論(I)，市川輝雄，航空宇宙研究所技術報告，68, pp.1-19.,1964.
- (4) 回転翼の線形理論(II)，市川輝雄，航空宇宙研究所技術報告，73, pp.1-35.,1965.
- (5) 回転翼の線形理論(III)，市川輝雄，航空宇宙研究所技術報告，100, pp.1-36.,1966.