低レイノルズ数領域でのプロペラブレード表面の 圧力とタフト測定に基づく流体解析^{*1}

Fluid Analysis by the Pressure and Tuft Measurement on the Propeller Blade Surface in the Field of Low Reynolds Number

新井 啓之^{*2}・平岡 克己^{*3}

Nobuyuki ARAI and Katsumi HIRAOKA

Key Words: Fluid Dynamics, Viscous Flows, Wings and Airfoil Section, Testing

Abstract: The influence of propeller blade wake is emphasized at the performance design of propeller. The propeller wakes mainly consist of the wing tip vortex generated at the tip of blade and the vortex sheet from the trailing edge of the blade, which describe the helix in the wake. The source of these wakes is the surface of the blade, so the conditions of the flow on the surface are largely concerned with formation of the wake and the performance of propeller. Then the propeller blade was made under the condition of low Reynolds number flow, and the flow on surface is studied by empirical means of direct pressure measurement and tuft method. An exist of separation flow was revealed by the pressure measurement and the appearance of the cross flow on the blade could be observed by tuft method.

1. は じ め に

プロペラ駆動による推進は、低速での推進機構としては極めて効率が高く、かつ長い歴史を持つ。人力飛行機用のブレードに関する研究も進められ、低レイノルズ数領域でのプロペラの活用は少なくない。また、近年では、環境問題に対する社会意識の顕在化に伴い風力発電に注目が集まっており、多様な気候風土に対応した風車ブレードの開発が盛んになっている。

プロペラやローター利用の起源は、古くは古代中国での羽根の玩具や、ダ・ビンチによるアルキメデス・スクリューを応用した垂直浮揚機など、多くの人が知るところである。また、19世紀後半からプロペラの性能計算に関する理論が発展し始め、最も単純な理論としては、軸流方向に対する運動量理論¹⁾がRankin²⁾、Froude³⁾らにより提唱された。プロペラをアクチュエータに置き換えて運動量とエネルギー保存の概念を元に、現在においてもスクリュー推進の推力や理論上の最大効率を知る手段として広く用いられている。しかしながら、単純な運動量理論の仮定により、プロペラ後流の回転方向の動きやブレードの形状抵抗などの損失は考慮されていない。また、翼素理論⁴⁾では翼素に働く揚力・抗力をブレード全体にわたり積分することでブレード全体の推力・抗力を得る手法であり、後の運動量-翼素理論⁵⁾と

ともに吹き下ろし速度による誘導迎え角が考慮されている。さらに、プロペラ回転面から十分後流での渦層の螺旋面を考慮した渦理論⁶⁾では、ディスク荷重が軽い場合、後流の渦層が剛体として流れるときエネルギー損失が最小となるBetz⁶⁾の条件や、有限なブレード枚数による後流での螺旋面密度の違いに起因する半径方向の流れによる効果を考慮したPrandtl⁷⁾のTip loss factorなどから、ブレード設計に対してより現実に近い解が得られるようになった。

プロペラの形状設計法としては、Larrabee⁸⁾を経て、プロペラ後流に一樣な螺旋流を仮定しディスク面でのエネルギー損失を最小とさせるAdkins-Liebeck⁹⁾による最適形状設計法が提案され、低レイノルズ数領域で使用するプロペラブレード設計法として用いられている。また、近年、後流渦法による後流予測法もプロペラブレードや風車ブレードに対し用いられている。

ブレードの設計において、ブレード表面での流れ、及びプロペラ後流、すなわち縮流、翼端渦、渦層の移動がその性能を決定する上で極めて重要である。本実験では、低レイノルズ数領域に適した断面翼型を有するプロペラブレード周りに関する各種測定を行い、設計値との比較、またブレード表面の流れの様子について、実験に基づいた考察を行う。計測は、推力・トルク測定、また、回転中のブレード周りの流れに関する計測として、ブレード表面の圧力測定、タフトによるブレード表面の流向調査を行った。これまで、プロペラ表面での様子を、実験的に明らかにした例は少ない。そこで今回これらを1つのブレードの、表面の流れの状態を多角的視野から総合的に評価する。

^{*1} © 2009 日本航空宇宙学会
平成 20 年 6 月 14 日原稿受理

^{*2} 東海大学情報教育センター

^{*3} 東海大学工学部航空宇宙学科

第1表 プロペラ設計条件

一様流速	13 m/s
プロペラ回転数	550 RPM
(角速度)	(57.6 rad/s)
プロペラ枚数	2 翅
断面翼型	FX63-137 (第1図参照)
ブレード半径	0.42 m
ハブ高さ	0.060 m
最大翼弦長	0.177 m
最小翼弦長	0.061 m

第1図 FX63-137 翼型

第2図 Prop00 の捻り角度, 及び翼弦長

2. ブレード設計・製作

低レイノルズ数領域下でのブレード設計には前述の Adkins-Liebeck による最適形状設計法⁹⁾を使用した。この手法では、進行速度 V (m/s), プロペラ回転角速度 ω (rad/s), ブレード半径 R (m), 及びブレード枚数などから, Prandtl の運動量損失関数を加味した循環分布を元に, ブレード半径位置ごとの Re 数から, 各半径位置での翼断面における C_D/C_L 値が最小となるように逐次計算を繰り返すことにより, ブレードの迎え角 (ねじり角) 分布と翼弦長分布を決定することができる。本実験に用いるプロペラ設計にあたり, 以下の点を考慮した。

- ・広範囲な迎え角に対して高い揚力を維持する翼型を断面形状に用いる。
- ・圧力測定のための十分な面積を確保するために, 翼弦長を長くする。
- ・低レイノルズ数でのプロペラの特性を見るために, プロペラ半径方向の 80% 位置におけるレイノルズ数を 10^5 以上とする。

プロペラの風洞実験は東海大学航空宇宙学科所有の低速風洞で行うため, プロペラブレードのブレード長は風洞測定部に伴う制約を受け, 直径を 0.84 m とした。設計には第1表のパラメータを用いた。

また, この手法を利用するにあたり, 翼断面形として

第3図 測定用プロペラブレード

FX63-137 翼型を用いた (第1図)。この翼型は Re 数 10^5 領域において良好な揚抗比特性を持つ。また逐次計算で必要となる Re 数及び迎え角をパラメータとして持つ C_L 及び C_D についての関数は, 2 次元パネル法を利用したソフトウェア XFOIL を用いて算出した。

同手法により得られたブレードのねじり角と翼弦長を第2図に示す。図中のねじり角はプロペラのディスク面から翼弦線のなす角度である。後述の圧力測定での“取り付け角度 0 度”は, この設計値のブレード取り付け角度である。また, 設計での最適条件である“一様流速 13 m/s, 回転数 550 RPM”での測定環境を「標準状態」と呼ぶものとする。

第3図 (a) に示したものは, 最適形状設計法を用いて設計・製作したブレードである (Prop00)。ブレードは, バルサ材を用いて作成した。表面にはニス塗布し研磨することで表面荒さを極力抑えている。

また, このブレードとは別に, トルク測定・圧力測定などで, 平面形状の相違による定性的な比較を行うため, 平面形状のみ異なる 3 種類のブレード (Prop01, 02, 03) を, Prop00 ブレードと同一の剛率とねじり角で製作した。Prop01 の平面形状は, 全ブレード半径方向において翼弦長一定の矩形 (第3図 (b)), Prop02 はブレード根側からブレード端側に向かって翼弦長が線形変化で増加する先太りの台形 (第3図 (c)), Prop03 は, 逆に, ブレード根側からブレード端側に向かって翼弦長が線形変化で減少する先細りの台形 (第3図 (d)) となっている。

第 2 表 使用風洞性能

形式	単帰路式回流型低速風洞
最大風速	40 m/s
風洞出口面積	1.0 m × 1.5 m
測定部	2.0 m

第 4 図 プロペラ駆動装置と各種計測装置

3. 実験装置

3.1 風洞装置 東海大学航空宇宙学科が所有する低速風洞試験設備を使用した。風洞の基本性能は第 2 表の通りである。また、同風洞の測定部には 6 分力天秤が備え付けであり、これを利用してプロペラの推力測定を行った。

3.2 駆動部 第 4 図に示すように、プロペラ回転軸上に、駆動用のモーター、スリッピング、トルク計を配した。回転軸は各部で独立しており、軸同士はユニバーサルジョイントで結合されている。これを第 5 図の写真のように 6 分力天秤上に設置し、風洞試験部内でプロペラを回転させた。モーターの制御は専用のインバータを用いて行った。モーター回転数の確認は、回転軸上に貼付した白黒パターンに反射させた赤外線をフォトダイオードで受光し、ユニバーサルカウンタによって行った。プロペラのトルク測定はスリッピング方式のトルク変換器を使用した。

回転系内にあるノーズコーン後部には、ブレード表面の圧力を測定する圧力センサーが置かれている。圧力センサーよりスリッピングを経た信号は、A/D 変換され PC にて記録される。各装置の系統図を第 6 図に示す。

4. 各種実験装置と実験結果

4.1 推力・トルク測定 プロペラブレードの回転による推力の測定には、6 分力天秤を使用した。また、トルクは駆動部に設置されたトルク計を使用し、動歪計と A/D 変換ボードを通して PC に記録した。データは、サンプリングレート 0.1 ms にて 2.5 秒間収集し、その平均値とした。測定した推力とトルクは、第 7 図と第 8 図に示す通りである。また、これらから効率を求めたのが第 9 図である。

第 7 図に示した各プロペラブレードについての推力は、最

第 5 図 風洞試験部内でのプロペラ駆動装置

第 6 図 各計測装置系統図

第 7 図 4 種類のプロペラの取り付け角度ごとの推力

適状態での取り付け角を中心として、取り付け角 3 度増・3 度減に合わせて推力の増減が現れている。ブレードごとに見れば、ブレード先端の翼弦長が長い逆台形ブレード Prop02 の推力が最も高く、次いで矩形ブレード Prop01、最適形状ブレード Prop00、ブレード先端の翼弦長が短い台形ブレード Prop03 という順になった。一方、トルク測定についての第 8 図では、推力と同様に、取り付け角度の増加に

第8図 4種類のプロペラの取り付け角度ごとのトルク

第9図 4種類のプロペラの取り付け角度ごとの効率

よりトルクが増大している様子が分かる。最も高いトルクは逆台形ブレード Prop02 に生じ、続いて矩形型ブレード Prop01、さらに台形ブレード Prop03、最適化形状ブレードと続いた。

推力・トルク値から求めた効率の分布を第9図に示した。プロペラ効率 η は、推力 T (N)、トルク Q (Nm)、進行速度 V (m/s)、プロペラの回転角速度 ω (rad/s) より、

$$\eta = \frac{T \cdot V}{Q \cdot \omega} \quad (1)$$

から得た。効率では、やはり最適形状ブレード Prop00 が最も高く、次いで台形型ブレード Prop03、そして矩形ブレード Prop01 と逆台形ブレード Prop02 と続く。ただし、後者の2種類のブレードは取り付け角によって効率が逆転している。

4.2 ブレード表面圧力測定

4.2.1 圧力測定孔 ブレード表面上の静圧を測定するにあたり、推力・トルク測定などで使用する通常のプロペラとは別に、圧力測定を目的とした特殊なブレードを作成した。第10図に示す通り、ブレード表面に、翼弦方向に11点、ブレード半径方向に29点、従ってブレード片面で319点の測

第10図 ブレード上圧力測定孔の位置

定用圧力孔を開けた。これらの圧力孔が正圧面のみに空けられたブレードと、負圧面にのみ空けられたブレードを各々製作した。各孔の配置は、翼弦方向に対しては、翼弦長に対し、前縁から5.0、10.0、15.0、25.0、35.0、42.5、50.0、57.5、65.0、72.5、80.0%の11点、またブレード半径方向に対しては、ブレード回転中心から10.5 cm から38.5 cm まで1 cm 間隔にて29点とした。ブレード翼弦長の80.0%よりも後縁側は、圧力孔を開けるにはブレード厚さが薄く構造維持が困難と考え、測定は行っていない。本装置に搭載されている圧力センサーは4個のため、一度に測定できる圧力は4カ所のみである。測定時は、測定場所の圧力孔にアルミ管（外径1.0 mm、内径0.8 mm）を挿入し、シリコンチューブ（外径2.0 mm、内径1.0 mm）にて圧力センサーと圧力孔を直結することにより、ブレード表面上での圧力をノーズコーン後部の圧力センサーに伝達した。ブレード片面における全点の圧力を測定する場合は、このアルミ管を手動にて4本ごとに差し替えた。測定に用いない圧力孔には、圧力孔からの空気の流入出を防ぐために、直径1.0 mmの円柱型アルミ片を挿入し孔を封鎖した。

4.2.2 圧力センサー ブレード表面の圧力測定孔よりシリコンチューブを経て伝わる圧力は、ノーズコーン後部に設置した微差圧力センサーで測定した。センサー感部のシリコンセンサーによって感知された圧力は、アンプ内蔵のトランスデューサにより電圧の変化量へと変換され出力される。本センサーの測定圧力範囲は ± 0.25 kPaである。センサーはゲージ圧を出力するため、基準圧として大気圧を必要とする。このため大気圧は、回転系外、さらに風洞外より誘導する必要がある。ノーズコーン先端から風洞外部へ中空の真鍮管を通すことで、大気圧をセンサーへと誘導した。

4.2.3 測定手法 圧力測定は、プロペラが回転している状況下で行った。回転中のブレード表面から伝わる圧力を、ノーズコーン後部の圧力センサーを介し、電圧変化としてA/D変換ボードからコンピュータに記録した。サンプリング周波数10 kHzにて2.5秒間にわたり圧力データを取得した。この際、同時に収集できる圧力データは、搭載している圧力センサーが4個のため、ブレード上の4点のみであり、これを各ブレードの片面で319点、両面で638点について、測定管を挿し換え4点ずつのデータ取得を繰り返

した．記録した電圧データはデータ点ごと平均化し，校正データを基に圧力値に変換し，後述の遠心力補正を施した上で，一様流速による動圧を基にした圧力係数として算出した．

4.2.4 遠心力補正 ブレード表面の圧力測定孔からノーズコーン後部の圧力センサーまではシリコンチューブを通して圧力を伝える．この過程で，プロペラが回転している場合，チューブ内の空気に遠心力が発生し，圧力センサーは遠心力に起因する見掛け上の負圧をも感知する．そこで，測定された圧力データからこの負圧分を取り除く補正式を考える．

まず，チューブが一端を中心として角速度 ω (rad/s) で回転しているとした場合，回転中心から半径 r (m) だけ離れた位置での，円管の微小区間 dr 内の気体に働く遠心力とそれによる微小圧力 dp の釣り合いから

$$dp = \rho \omega^2 r dr \quad (2)$$

を得る．ここで ρ は気体密度 (kg/m^3) である．また圧力 p (Pa)，温度 T (K)，気体定数 R ($\text{m}^2/\text{s}^2\text{K}$) とすると，気体の状態方程式から $\rho = p/RT$ であるから，積分により

$$\ln p = \frac{\omega^2}{2RT} r^2 + C \quad (3)$$

となる．ここで C は積分定数である．

遠心力補正は，半径 s (m) に位置する圧力センサーからブレード表面の圧力測定孔までのチューブ内の気体に対して課すものとして考える．圧力測定孔は半径 R (m) の位置にあり圧力 P_a が掛かる．この圧力が真の圧力である．圧力センサーは，ブレードと共に回転するチューブ内の気体に作用する遠心力による，負圧力が加わった見かけの圧力 P_m を感知する．本補正式ではこの P_m から真の圧力 P_a を求める．

第 11 図 (a) に示すように，回転中心から半径位置 R まで伸びるチューブの外端に圧力 P_a が掛かったとすると，半径位置 s での，遠心力の影響を受けた見かけの圧力 P_a' は

$$P_a' = P_a \cdot e^{\frac{\omega^2}{2RT}(s^2 - R^2)} \quad (4)$$

となる．一方で，第 11 図 (b) に示すように，遠心力の影響を受けない回転中心での圧力 P_b は，半径位置 s では見かけの圧力 P_b' となるとして，

$$P_b' = P_b \cdot e^{\frac{\omega^2}{2RT}s^2} \quad (5)$$

が得られる．

ここで，本実験において遠心力補正を考慮するチューブの範囲は，第 11 図 (c) に示すように，半径 s から R までの範囲であるから，圧力センサーが感知する見かけの圧力 P_m は $P_m = P_a' - P_b'$ となる．従って真の圧力 P_a は

$$P_a = P_m \cdot e^{\frac{\omega^2}{2RT}(R^2 - s^2)} + P_b \cdot e^{\frac{\omega^2}{2RT}R^2} \quad (6)$$

から求めることができる．

第 11 図 各圧力のセンサーへの出入り

第 12 図 Prop00 の圧力係数分布 (取り付け角度差 0 度)

4.2.5 圧力係数分布 第 12 図は標準状態において回転下にある Prop00 のブレード表面でのキャンバー面とスラスト面の圧力係数分布を示している．ブレードの取り付け角は，最適な角度 (取り付け角度 0 度) である．図中では，左側がブレードのキャンバー面 (負圧面)，右側がブレードのスラスト面 (正圧面) であり，各分布図の右側がブレード前縁，上側がブレード端である．また図が示す領域はブレード全面ではなく，測定可能範囲 (翼弦方向：5～80% 翼弦長，半径方向：回転中心から 0.105～0.385 m) のみに限られている．従って，前後縁・ブレード端と根側の直近は表示されていない．また，第 13 図では，一様流速と回転数は維持したまま，ブレードの取り付け角度だけを最適な角度から 3 度及び -3 度回転させた状態での分布が示されている．さらに，Prop00 以外のブレードでの同様の分布を第 14～19 図で示した．

第 12 図で示している Prop00 ブレードにおける標準状態での最適な取り付け角度での圧力係数分布において，キャンバー面側では，ブレード半径方向ではブレード端の方がブレード根側よりも負圧の度合いが高く，また前縁後縁に沿った部分では，等高線が縁に沿った分布となっており，一

第 13 図 Prop00 の圧力係数分布

方、翼弦中央付近では半径方向の変化が大きい。従って、ブレード端ほど翼弦方向に沿った圧力変化は大きいことが分かる。また、ブレード端の後縁付近では、局所的に等高線の粗密が変化している箇所が見られ、Suction Peak の後方で流れの剥離と再付着が小規模で発生するショートバブル¹⁰⁾の可能性が考えられる。等高線が粗になっている部分では、剥離後に死水領域が存在し、また等高線が密になっている部分の直後では再付着していると考えられる。キャンバー面での最小圧力係数値は -3.78 であった。また、一方でスラスト面側では、等高線形状はブレード半径方向に沿って分布する傾向が見て取れる。

第 13 図では、同じ Prop00 ブレードでの取り付け角を最適な角度から 3 度増、または 3 度減じた場合の圧力係数分布を示した。取り付け角を増した場合では、最適取り付け角時よりも、全体の分布が前縁側に僅かに移動していることが分かり、また、取り付け角を減じた場合でも後縁側に移動しているのが分かる。またこれにより、負圧面の最小圧力係数値も、3 度増では -4.45 、3 度減では -2.66 となり最適取り付け角時との変化が現れている。また、上述のショートバブルと考えられる等高線密度の局所的変化領域も、取り付け角の増減に伴う迎え角の変化に伴い、それぞれ前縁方向、後縁方向へ移動しており、ショートバブルの性質と一致する。

第 14 図及び第 15 図では、矩形型ブレード Prop01 のブレード表面の圧力係数分布を示した。全体の分布は Prop00 と同様な傾向となり、最適取り付け角度では、キャンバー面での最小圧力係数値は -3.03 である。取り付け角 3 度増、3 度減ではそれぞれ -3.40 、 -2.50 となった。ブレード端後縁での等高線の粗密な局所的な分布の乱れは矩形平面形状ブレードでも現れた。この粗密な乱れの分布の半径方向の範囲は Prop00 よりも若干ながら広範囲に広がっている。

第 14 図 Prop01 の圧力係数分布（取り付け角度差 0 度）

第 16, 17 図及び第 18, 19 図では、それぞれ Prop02, Prop03 ブレードでの圧力係数分布を示す。最適取り付け角、3 度増、3 度減でのキャンバー面での最小圧力係数は、Prop02 ブレードでそれぞれ -3.48 、 -3.94 、 -3.26 、Prop03 ブレードで -4.82 、 -5.53 、 -4.04 となった。2 つのブレードにおいても等高線の粗密な分布の乱れは後縁に見られ、特に Prop02 では後縁全体にわたってこの分布が現れた。また Prop03 ではこの乱れの分布がブレード端まで延びている。

なお、第 20 図に示した分布は、標準状態での Prop00 圧力分布から、ブレード面の各箇所での法線ベクトルを元に推力・抗力成分に分離し、求めた効率である。推力・抗力成分への分離は、ある圧力測定孔で圧力 p が測定されたと

第 15 図 Prop01 の圧力係数分布

第 16 図 Prop02 の圧力係数分布 (取り付け角度差 0 度)

し、その測定孔周辺の面の傾きから代表となる単位法線ベクトル $\vec{n}$ を元に行う。推力方向の単位ベクトル $\vec{t}$ とトルクの元となる抗力方向の単位ベクトル $\vec{d}$ より、圧力孔周辺の推力 T_{local} および抗力 D_{local} が

$$T_{\text{local}} = ps \vec{n} \cdot \vec{t} \quad (7)$$

$$D_{\text{local}} = ps \vec{n} \cdot \vec{d} \quad (8)$$

として求まる。ここで圧力孔周辺の代表面積を s (m^2) とした。これらのブレード上のすべての圧力孔についての合計が、圧力による推力と抗力を表す。なお図中の設計値の分布はすべて最適状態の値としている。前述の推力・トルク測定から得られた効率、及び圧力測定から得られた効率は、ともに近い値となった。圧力測定による最適取り付け

角での効率が設計値に対して 0.1 高い値を示しており、圧力分布による測定可能範囲外での影響が考慮されていないことが原因として考えられる。ただし、圧力分布から得られた効率が、設計値及び推力トルク測定値と近い値を示したことは、測定された圧力係数分布の妥当性を表しているものと考えられる。

4.3 タフト法によるブレード表面の流れの可視化

4.3.1 タフト及び撮影法 ブレード表面の流れの状態を可視化するため、ブレード表面にタフトを貼り付ける表面タフト法による実験を行った。

回転する物体表面の流れを可視化するためには、油膜法やタフト法による手法が考えられる。このうち、油膜法に関しては、水中用スクリュー表面の流れの可視化で行われており¹¹⁾、遠心力によりオイルが半径方向へ流れる量を定量的に考察し評価している。ただし、実験装置周辺の環境などを考慮し、遠心力による油膜の飛散を避ける目的で、本実験ではタフト法を用いた。

ここでは、回転下にあるブレード上に貼り付けたタフトの様子を静止画像として撮影するために、発光周期を変えられるストロボを用いた。

すべてのタフトによる可視化実験には、忠実に風向を示す材料として一般的に使用されている¹²⁾ 縷りのない日本刺繍用絹糸を用いた。また、カメラによる撮影は露光時間 1 秒、ISO1600、絞値 F8 とした。さらに、ストロボ発光周波数を 1.53 Hz (91.7 RPM) とし、550 RPM で回転するプロペラに対し 6 回転に 1 回のストロボ発光を行うようにした。撮影時は周囲を暗くし、カメラが 1 秒間露光する間に発光するストロボ光により映し出されたブレード面を撮影する手法を取った。

また、ブレードの捩れにより、タフトを貼り付けてあるブレード面は場所によりカメラに対して正対しておらず、

第17図 Prop02 の圧力係数分布

第18図 Prop03 の圧力係数分布 (取り付け角度差 0 度)

よってタフトの方向を正確に知るためには、撮影されたブレード面の歪みを考慮する必要がある。従って、第21図(a)に示すように、プロペラブレードに正方の格子を書き入れ、タフト貼り付け面のカメラへの歪みの度合も測定した。

4.3.2 回転中の Prop00 表面上でのタフト この方法によって撮影された最適形状ブレード Prop00 のタフト写真(第21図(b))を元にタフトの角度を測り、ブレード表面の歪み度を加味し、定量的に評価したタフトの曲げ角度の分布を示したものが第22図である。図中の左側がブレードキャンバー面(負圧面)、右側がスラスト面(正圧面)を表している。図中では、ブレード表面のタフトの向きを線で示し、各円内の数字はタフトと翼弦方向とがなす角度(degree)を示している。結果では、まず、キャンバー面・

スラスト面において約75%ブレード半径方向位置を境にタフト曲げ角度の特性が変わっている。キャンバー面の半径方向75%位置よりブレード根側では、前縁ほどタフトは外に振れず後縁に近づくにつれ大きく半径方向外側に振れている。逆に、75%位置より外側では前縁のタフトが半径方向に傾いていても後縁側のものは周方向に向いている。同様に、スラスト面においても、僅かであるが似た傾向が現れている。ブレード半径方向約75%位置より内側では、前縁のタフトが半径方向外側に振れているが、後縁のタフトの振れは前縁ほど外側を向いていない。逆に、75%位置より外側では、後縁の方が前縁よりもタフトが半径方向外側を向いている。ただし、この図が示すタフトの曲げ角度には、タフトに働く遠心力の影響が入っており、遠心力による曲げを考慮した実際の風向については、後述する。

4.3.3 遠心力評価用タフト実験 このタフトに働く遠心力の影響を評価する。回転下にあるブレード表面のタフトには半径位置に応じ常に遠心力が働く。流れの方向のみを評価するためには、この遠心力によるタフトへの偏向の影響を知っておく必要がある。そこで以下の2種類の補足実験を行い、ブレード表面のタフトへの遠心力の影響を計測した。

遠心力のみによるタフトの偏向の度合を調べるために、第23図に示すように、回転による周速度の流れが影響しないよう密閉したケースの中にタフトを貼り付け、回転下において遠心力のみの影響を受けたタフトが半径方向に対し外側を向く角度を撮影した。撮影方法は、ブレード表面のタフト撮影時と同様に、ストロボ発光周期を回転数と同期させ、カメラの露光のタイミングから、回転中の試験体がストロボにより映し出された姿を撮影したものである。試験体の回転数は実際のブレードと同様の550RPMである。結果を第24図に示す。この結果ではタフトの曲げ角度に

第 19 図 Prop03 の圧力係数分布

第 20 図 Prop00 ブレードの取り付け角度ごとの効率 (推力・トルク測定, 理論式, 圧力測定との比較)

ばらつきがあるが、線形近似を行い、回転中心からの距離に対して遠心力によるタフトの曲げ角度の関係を決定した。例えば、回転中心から同位置でこの直線が示す曲げ角度よりも外に曲がる場合、遠心力以外の外的要因がタフトに作用していることが考えられる。

また、回転下にあるブレード面上のタフトは、各ブレード半径方向位置での周速度と一様流速（前進速度）による合成流速と遠心力の相互作用によりその向きが決まる。ここでは、各ブレード半径方向位置での合成速度に対して、遠心力による影響がどの程度現れるのかを撮影した。これも前者の場合と同様に、プロペラと回転数を同じくストロボ発光により映し出された試験体を露光により撮影した。この場合、試験体は、第 25 図に示すように、タフトが貼り付けられた小型の平板で、このタフトは、遠心力とともに流れの影響も受けるように外部に露出している。また、実際のブレードにおいて、半径方向位置の各翼素に流入して

(a) ブレード表面上の格子 (非回転時撮影) (b) ブレード表面のタフト (回転下で撮影)

第 21 図 Prop00 ブレード表面の格子とタフト

くる合成速度の流入角度は、回転中心からの位置により異なる。従って、各半径位置に対して、タフトが貼り付けてある小平板の取り付け角度を、合成流速の流入角度に合わせた。タフトの撮影は同一半径位置について複数回行い、各写真から撮影角度を考慮してタフトの角度を測定し、平均値を求めた。各半径位置でのタフトの曲げ角度の結果を、第 26 図に示す。この結果では、遠心力で半径方向外側に曲げられたタフトが、流入してくる合成速度によってどれだけ円周方向に戻されるかを見ることができる。図中の曲線は、各半径位置でのタフト曲げ角度の平均値を多項式近似したものである。中心から 20 cm の位置では約 30 度外側に曲げられ、遠心力のみによるタフトの曲げ角度と変わらないが、それより外側では円周方向に大きく戻されている。タフトに使用した縫いのない刺繍糸では、中心から 20 cm

第22図 Prop00 ブレード表面のタフトの曲げ角度分布

第23図 遠心力のみによるタフトの曲げ

第24図 遠心力のみによるタフトの曲げ角度

までは遠心力の影響が大きいものの、その外側では、合成速度による影響の方が勝りタフトを円周方向へと20度弱まで押し戻す効果が読み取れる。従って、例えばブレード端において、この角度よりも内側にタフトが曲げられた場合、遠心力の影響を打ち消す合成流速の向きが、円周方向よりもさらに内側を向いている、すなわち内側方向への横流れの発生が可能性として考えられる。

第25図 合成速度と遠心力によるタフトの角度測定器具

第26図 合速度と遠心力によるタフトの曲げ角度
(図中のマーカーは複数回の実験によるデータ)

5. 各実験結果を通しての考察

5.1 タフト実験 前述の通り、第22図のタフトの曲げ角度には遠心力による外側方向への曲げの影響も混入している。そこで定性的ではあるが、ブレード表面の流れの向きを、予備実験でのタフトに対する遠心力の影響の結果から考察する。

まず、第22図に対し、タフトに対する遠心力のみの影響を調べた第24図を用いて、横流れなど遠心力以外の成分の分離を試みた。第22図が示すタフトの曲げ角度が遠心力のみの影響で半径方向外側に曲げられたタフトよりも、さらに外側に曲げられた状態は、明らかに半径方向外側へ向かう横流れが存在していることを示している。ここで、第24図で求めた回転中心からの半径位置に対する遠心力の線形関係式を用い、遠心力のみによって曲げられるタフトと、第22図で示した実際に回転する Prop00 ブレード表面でのタフトの、曲げ角度の角度差分布を第27図に示す。ここでは、実際に回転するブレード上での曲げられたタフトと翼弦方向のなす角度を θ 、同じ半径位置での遠心力のみによるタフトの曲げ角度を $\theta_{C.F.}$ とする。実際のタフトが遠心力のみのタフトよりブレード半径方向外側に曲げられた場合は、その角度の差の $\theta - \theta_{C.F.}$ が正の値となる。反対に、実際のタフトの曲げ角度が遠心力のみのタフトの曲げ角度よりも内側の場合は、その角度の差 $\theta - \theta_{C.F.}$ は負の値と

第 27 図 遠心力のみのタフトと Prop00 表面のタフトとの曲げ角度差分布

なる。

すなわち、図中の灰色で表されている領域のタフトは、遠心力による影響以上に半径方向外側に振れていたタフトである。これらタフトは、遠心力以外の要素の影響を受けさらに外側を向いていたことが分かる。ここで考え得る要素はブレード半径方向の横流れであり、少なくとも上図で示したブレード端の表面では横流れが発生していると考えられる。また特にブレードのキャンバー面においては、第 22 図について前述の通り、半径方向 75%位置からブレード根側の領域では、同一翼弦上であっても前縁側と後縁側でタフトの曲げ角度が異なる。従って、これらの結果から、横流れはブレード根全体から半径方向 75%位置までの後縁付近にかけて発生しているものと考えられる。

さらに、回転中心から 36.5 cm 離れたブレード半径方向位置での翼素表面では、遠心力の影響で約 77 度にまで曲げられるタフトが、流入してくる合成速度の影響で、曲げ角度が 20 度弱となり、内側に戻されることが第 26 図から分かる。この結果を用いて、第 22 図のブレードのキャンバー面での半径方向 75%より外側での流れについて考察する。同領域では、前縁では 30 度近い外側への曲げ角度が生じていたにもかかわらず、この位置での後縁のタフトの曲げ角度はほぼ翼弦方向と差が無い。第 26 図より、遠心力と合成速度の影響を考慮しても、本来 25 度近く外側へタフトが曲がるはずである。つまり、ブレードキャンバー面において、ブレード端・後縁部分では急速に半径方向内側に向かう強い横流れが生じていると考えられる。この流れはブレード

第 28 図 回転中の Prop00 ブレード上の流れ (模式図)

端から半径方向 75%位置までの範囲で発生している。

タフト実験により分かった Prop00 ブレード表面上の流れについて第 28 図で模式的に示した。このときのブレード面上での流れは、翼幅の有限な翼に対する流れ¹³⁾と同様であり、翼端では翼端渦が発生し、キャンバー面では前縁から後縁に向かうに従いブレード根方向へ、スラスト面ではブレード端方向へ向かう流れが生じる。これらと同様の傾向は、ブレード半径方向 75%より外側の流れに顕著に現れた。このキャンバー面ブレード端付近での内側への横流れは、ブレード端での吹き上げによる影響であると言える。また、ブレードキャンバー面での 75%位置より内側での後縁部分では、半径方向外側への横流れが生じている。これは後退翼における横流れの発生メカニズムと同じく、半径方向外側への翼弦長の急激な増加がブレードキャンバー面での負圧分布の移動を引き起こし、外側への横流れを誘起していると考えられる。

ただし、プロペラ回転時、ブレードによる回転面の同心円方向の円を描く流れとなるため、同一翼弦線上を流れ抜ける向きは直線ではなく、弧を描いていることになる。従って、ブレードの前縁からの流入はブレード半径方向外側を向き、後縁からの流出は半径方向内側を向く傾向があることは考慮しなければならないことを付け加えておく。

5.2 ブレード表面の圧力係数分布と流れ 第 28 図に示した流れの様子を同ブレードにおける標準状態での圧力係数分布のいくつかの特徴と関連づけて考えることができる。

第 12 図に示した Prop00 の標準状態・最適取り付け角度での圧力係数分布では、前述の通り、キャンバー面のブレード端・後縁においてショートバブルと考えられる等高線分布の粗密が乱れている領域が存在した。この領域は、タフトによるブレード表面流れでは、半径方向 75%位置から外側で発生している、前縁からの流れがブレード半径方向内側への横流れへと進展する場所と一致していることが分かる。また、ブレードキャンバー面ではブレード後縁に沿っ

てチップ側からルート側にかけて等高線が密な、すなわち圧力係数分布の密度が僅かに高い領域が帯状に分布しており、前述のブレード端・後縁でのショートバブルはこの圧力変動帯上に存在している。特に、半径方向 75%位置より内側では、この圧力変動帯で半径方向外側への横流れが発生している場所と重なる。

一方、スラスト面では、大部分で等高線がブレード半径方向を向いているのに対し、後縁の広い領域では、後縁に垂直に等高線が伸びているのが分かる。この傾向は Prop00 だけでなく、その他の 3 つのブレードに対しても同様の傾向を見ることができる。この部分では翼弦長方向に対して圧力係数変化がない状態を示しており、前縁から後縁に向かって生じている圧力上昇の傾向が消失または緩やかになっていると言える。また、この後縁付近での領域の直前では、僅かながら等高線が密になっていることも確認できる。しかしながら、これらの領域での外側への横流れは発生しておらず、むしろブレード回転に伴う半径方向内側への流出の傾向の方が強い。従って、圧力係数分布に見られたブレード後縁一帯における局所的な分布の変動は、ブレード面上での横流れの発生を表していることが分かる。

また、ブレード端での局所的な剝離・再付着（ショートバブル）は、ブレード端付近に存在する最低負圧部分の下流で発生しており、その原因は上流での圧力低下から回復に至る過程でのエネルギー損失にあることが分かる。ただ、この領域はさらにブレード端に接近した位置では消失し、圧力係数分布の等高線密度は比較的等間隔な分布へと戻る。これは、さらなる翼端近傍で剝離が発生していないことを意味しており、その原因としては、タフト実験より、翼端渦発生箇所でのスラスト面から吹き上げられた流れの関与が考えられる。前縁の最小負圧領域を通過していない流れが、ブレード端での吹き上げにより後縁に供給され、最もブレード端に近い後縁での剝離は回避されていると考えられる。これにより同様に、他の 3 種のブレードの圧力係数分布におけるブレード端・後縁部分でのショートバブルのブレード端への接続が、ブレード端での翼端渦による吹き上げの強さにより異なっていることが分かる。第 16 図に示した Prop02 ブレードは Prop00 に比べて長い翼弦長を有しブレードも厚いなど強い翼端が発生していると考えられる。これによりブレード端でのショートバブルは比較的広い範囲で消失している。ただしこのブレードでは、後縁全体にわたり強い圧力上昇帯が存在するため、ブレード後縁全体に強い横流れが存在していると考えられる。一方、第 18 図での Prop03 ブレードでは、Prop02 ブレードとは対照的に、ブレード端の形状から翼端渦の強さは Prop00 よ

りも小規模であることがうかがえ、これによりブレード後縁での圧力変動帯は消失することなくブレード端まで達している。

6. 結 言

ブレード表面での直接的な圧力測定では、ブレード後縁に局所的な圧力の変動帯が存在することが分かった。特にブレード端・後縁においては、剝離・再付着という特徴を持った圧力変動が存在していた。また、これに合わせ、Prop00 について、タフト法による流れ方向の可視化実験を行った。タフトに働く遠心力を考慮した上での、ブレード表面での流れ方向を評価した結果、キャンパー面では、ブレード端から内側に向かう横流れと、ブレード根側から外側に向かう横流れが、後縁一帯に存在していたことが分かった。また、スラスト面ではこれとは逆の傾向の横流れとなっている。

以上のように、最適化形状手法を用いたプロペラブレードに対し、そのブレード表面での流れの様子を、圧力及びタフト実験により解明することができ、最適ブレード形状を設計する際に有用な新たな知見となったと考える。

参 考 文 献

- 1) Dommasch, D. O., Sherby, S. S. and Connolly, T. F.: *Airplane Aerodynamics*, Pitman, New York, 1961, pp. 209–215.
- 2) Rankin, W. J.: *On the Mechanical Principles of the Action of Propellers*, Trans. Inst. Naval Architects, **6** (1865), pp. 13–39.
- 3) Froude, R. E.: *On the Part Played in Propulsion by Differences of Fluid Pressure*, Trans. Inst. Naval Architects, **30** (1889), p. 390.
- 4) Glauert, H.: *The Element of Aerofoil and Airscrew Theory*, Cambridge University Press, New York, 1946, pp. 209–221.
- 5) Glauert, H.: *Aerodynamic Theory—A General Review of Progress*, Vol. IV. Division L: *Airplane Propeller*, Dover Publication Inc., New York, 1963, pp. 230–251.
- 6) Betz, A., with Appendix by Prandtl, L.: *Schraubenpropeller mit geringstem Energieverlust*, Göttinger Nachrichten, 1919, pp. 193–213.
- 7) McCormick, B. W.: *Aerodynamics, Aeronautics, and Flight Mechanics*, 2nd ed., John Wiley & Sons Inc., New York, 1995, p. 303.
- 8) Larrabee, E. E.: *Design of Propellers for Motorsoarers*, NASA CP-2085, Part I, pp. 285–303.
- 9) Adkins, C. N. and Liebeck, R. H.: *Design of Optimum Propellers*, AIAA Paper 83-0190, 1983.
- 10) 李家賢一: 翼型上に生ずる層流剝離泡, *ながれ*, **22** (2003), pp. 15–22.
- 11) 荒川忠一, 田古里哲夫: 油膜法における油膜パターンの生成機構, その解釈と利用例, *流れの可視化*, **4**, 12 (1984), pp. 17–24.
- 12) 笠木伸英, 木村龍治, 西岡通男, 日野幹雄, 保原 充編: *流体実験ハンドブック*, 朝倉書店, 東京, 1997, pp. 220–223.
- 13) 牧野光雄: *航空力学の基礎* (第 2 版), 産業図書, 東京, p. 136.