

風車用切欠き翼の空力特性に関する研究

日大生産工(院) ○江口 正一 日大生産工 石井 進 日大生産工 平本 政明
(株)シグナスミル 野口 常夫 拓大工 平野 孝典 拓大工 藤本 一郎

1. 序論

京都議定書が発効され、世界的規模で CO₂ 等を削減しようという動きが高まっている。日本としても 2012 年までに CO₂ 排出量を 90 年度比で 6%削減する必要がある。風力発電は自然エネルギーを利用した CO₂ を排出せず環境にやさしい発電方法なので、近年注目を集めている。

低出力ではあるが小型で設置が容易なジャイロミル形(垂直軸形)風車は、最近ビルに設置されるなど、空間を有効活用できる小型発電用風車として用いられ始めてきている。しかし、周速比が低く、効率的にはプロペラ形(水平軸形)風車に劣っている。そこで、ジャイロミル形風車の起動風速を下げること、効率を上げることを目的として、翼型の一部に切欠きを施した翼を用いることにした。これにより、揚力形風車としての特性に加えて、回転位置によっては抗力を利用可能となることが期待できる。

本報では、風車用の翼型として用いられてはいないが、過去の研究で空力特性が分かっている Gø801 型翼を用い、切欠きのない通常翼と切欠き翼との翼面圧力計測結果から、切欠きの効果について実験的に調べた結果の一例を報告する。

2. 実験装置及び方法

2.1 実験装置

実験装置の概観を図 1 に示す。本装置は回流式低速風洞の吹出し口に設置されている。

吹出し口寸法は幅 300 mm×高さ 500 mm である。吹出し口に 140 mm の間隔で取り付けられた 2 枚の平行な供試翼固定壁の間に供試翼を設置した。供試翼は吹出し口中心から 250 mm 下流の位置に、翼弦中心を回転軸として設置してある。予備実験で供試翼固定壁の境界層を測定し、翼周り流れの 2 次元性を確認した。

供試翼の迎角は、回転軸に取り付けたステッピングモータにより変化させる。ステッピングモータはオリエンタルモーター株式会社のギヤードモーターを使用した。供試翼の表面に圧力孔が設けてあり、各圧力孔は圧力導管、シリコンゴムチューブを介してスキヤニングバルブに接続されている。また、翼面圧力はデジタル微差圧計(長野計器(株)製、圧力レンジ±500Pa)で測定し、AD ボードを介してパソコンに取り込まれる。

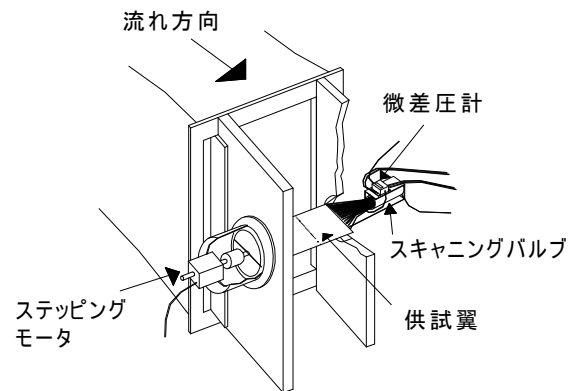


図 1 測定部概観

Study on Aerodynamic Characteristics of Notched Wing for Windmill

Masakazu EGUCHI, Susumu ISHII, Masaaki HIRAMOTO, Tsuneo NOGUCHI,
Takanori HIRANO and Ichiro FUJIMOTO

2.2 供試翼

供試翼は Göt801 型翼と Göt801 型切欠き翼の 2 種類を用いた。図 2 に供試翼を、また図 3 に翼断面を示す。翼は真鍮製で、翼弦長 100 mm、翼幅 150 mm（両端に 5 mm づつの取り付け幅を含む）で、図 2 のように一列に $\phi 0.6$ mm の圧力孔が設けてある。圧力孔は、Göt801 型翼では背面 30 個、腹面 13 個の計 43 個、Göt801 型切欠き翼では背面 30 個、腹面 14 個の計 44 個とした。供試翼内部に $\phi 1.2$ mm の圧力導管（洋銀パイプ）が埋め込まれており、各圧力孔ごとに圧力導管を介して翼端までつながっている。圧力孔の一部で翼背面と腹面に圧力導管が重なる箇所があり、そこは他端で圧力導管を U ターンさせてある。

次に Göt801 型切欠き翼について説明する。この翼型は垂直軸形の風力発電用風車での起動特性を改善するために、翼の腹面側後縁部分を切り取った形状をしている。本研究では図 3 に示すように腹面側の翼弦長 40% 以降を切り取った形状とした。これは前縁方向からの流れに対しては切欠きの影響が小さく、後縁方向からの流れに対しては切欠きによる抗力の増大が期待できると推測されるからである。

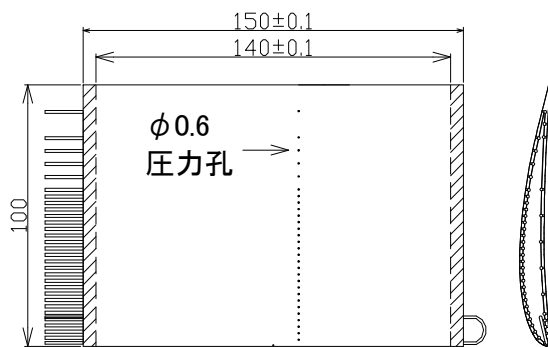
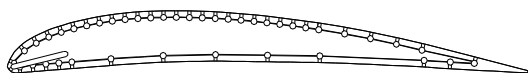


図 2 供試翼

Göt801 型標準翼



Göt801 型切欠き翼

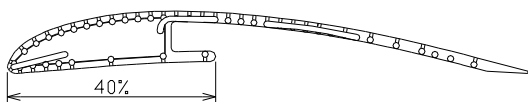


図 3 供試翼断面図

2.3 実験条件

今回は Göt801 型翼と Göt801 型切欠き翼の 2 種類の翼面圧力計測を行った。実験条件を下記に記す。なお、主流速度は風洞吹出し口（上面から 50 mm の位置）に設置したピトー管を用いて測定した。

レイノルズ数： $Re=1.0 \times 10^5$

（ここで $Re=U \cdot c / \nu$ ， c : 翼弦長， U : 主流速度）

サンプリング数：200

サンプリング時間間隔：0.01s

迎角範囲： $\alpha = -30^\circ \sim +30^\circ$ (1° 刻み)

$\alpha = 150^\circ \sim 210^\circ$ (1° 刻み)

$\alpha = 30^\circ \sim 150^\circ, 210^\circ \sim 330^\circ$

(5° 刻み)

3. 実験結果及び考察

計測した翼面圧力から、単位翼幅あたりの揚力係数 C_L と抗力係数 C_D を求めた。

$$C_P = \frac{P - P_\infty}{\frac{1}{2} \rho U^2} \quad (1)$$

$$C_L = \oint C_P \cdot d\left(\frac{x}{c}\right) \quad (2)$$

$$C_D = \oint C_P \cdot d\left(\frac{y}{c}\right) \quad (3)$$

ここで、 P : 翼面圧力、 P_∞ : 主流静圧である。迎角 $0^\circ \sim 360^\circ$ に対する C_L 、 C_D の変化を Riegels の実験結果¹⁾と比較検討したところ、翼まわりの流れが剥離している迎角範囲では、本実験結果に大きな違いが見られた。この原因を調べたところ剥離を生じる迎角範囲では、供試翼の風洞出口面積に対する投影面積比が大きくなり、その閉塞効果により風洞出口の流速と流れ方向が変化していることが分かった。そこで、翼まわりの流れが剥離する迎角範囲の C_L と C_D の値は、Riegels の NACA0012 型翼の実験データ¹⁾を用いることとした。つまり、本報では $\alpha = -30^\circ \sim 19^\circ$ 及び $\alpha = 150^\circ \sim 210^\circ$ の範囲は本実験結果を、それ以外の迎角範囲は Riegels の実験結果を用いて解析を行った。

3.1 翼腹面圧力分布

図5に迎角 180° 付近における翼腹面の圧力分布を、Gö801型翼とGö801型切欠き翼について示す。横軸は無次元翼弦位置 x/c 、縦軸は圧力係数 C_p である。この迎角範囲では、流れは翼後縁方向から前縁方向となっている。図を見ると、Gö801型翼では、翼弦方向に滑らかな圧力分布となっているが、Gö801型切欠き翼では、 $x/c=0.4$ 付近で翼前縁側と後縁側とで不連続な分布となっており、切欠きのない場合に比べて大きな違いが見られる。これは、 $x/c=0.4$ から後縁側が切欠きとなっているため、切欠きの影響は翼腹面圧力分布に大きく表われていることがわかる。

詳細に見ると、 $x/c \leq 0.1$ の範囲では、切欠きの影響はほとんど見られない。 $0.1 < x/c < 0.4$ の範囲では、切欠きのない場合に比べて、切欠きのある場合の方が圧力は低くなる傾向を示している。逆に $x/c \geq 0.4$ の範囲では、切欠きの影響により、圧力は切欠きなしの場合よりも高くなる傾向を示している。

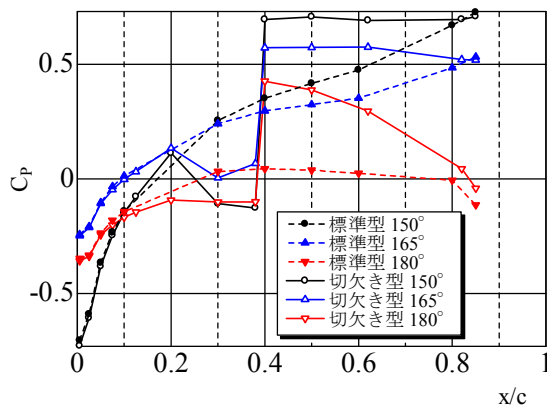


図5 腹面圧力分布

3.2 接線力

図6に翼を風車に取り付けた場合の記号の説明を示す。翼の翼弦中心と風車の回転軸とが支持棒で連結されている。回転面の接線方向と翼弦方向とのなす角を取付角 β 、接線方向の力(接線力)を C_T 、また回転角を θ とし、図中 $\theta=0^\circ$ の位置を基準位置とした。迎角 α と回転角 θ は回転方向が逆になっている。図7に、取付角 $\beta=0^\circ$ の場合の $\theta=0^\circ \sim 360^\circ$ における C_T 分布を示す。図中の破線はGö801型翼、実線はGö801型切欠き翼を示す。また、

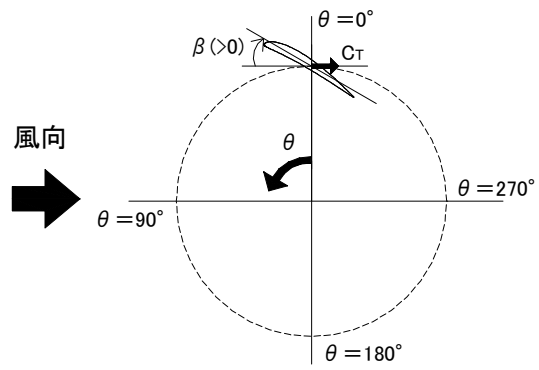


図6 翼一枚でのモデル

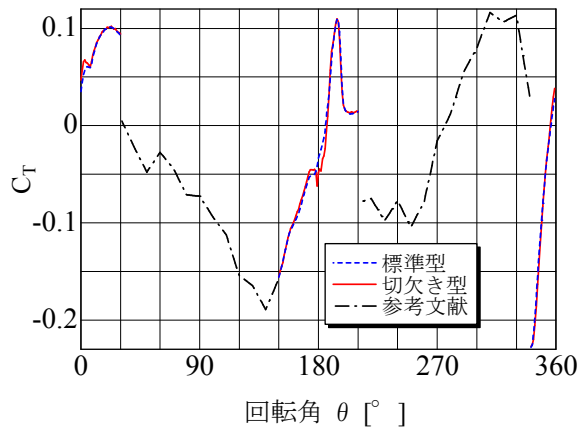


図7 接線方向力の変化

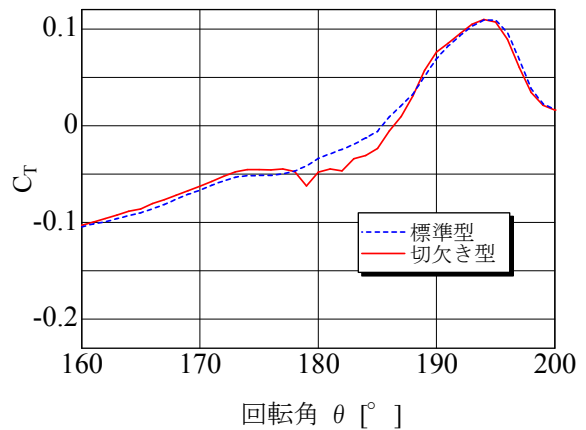


図8 $\theta=180^\circ$ 付近での接線方向力の変化

前述したように、剥離流れとなる範囲($30^\circ < \theta < 150^\circ$ 及び $210^\circ < \theta < 341^\circ$)はRiegelsの実験結果を用いて、一点鎖線で表している。 C_T は取付角0度での翼弦後縁方向を正に取っているので、 C_T が負になると回転に寄与することになる。図7を見ると、 θ の範囲が $-7^\circ \leq \theta \leq 30^\circ$ 及び $160^\circ \leq \theta$

<178° 付近では切欠き翼の方が若干 C_T が大きい値となっているが、 $-19^\circ \leq \theta \leq -7^\circ$ 及び $178^\circ \leq \theta \leq 188^\circ$ の範囲で切欠き翼の方が低い値を示していることがわかる。 $\theta = 180^\circ$ 近辺を拡大してみると図 8 のようになっており、この角度範囲では切欠き部による抗力増大の効果が大きく表われていることが確認できた。

3.3 回転エネルギー

ここでは回転力に及ぼす取付角の影響について検討する。ただし風車は普通、数枚の翼を取り付けてあるが、ここでは 1 枚の翼のみについて考える。そのため、実際の風車では上流側に位置する翼の後流の影響や周速等を考慮する必要があるが、ここでは無視している。つまり、1 枚の翼のみが周速比 0 の状態（準定常状態）で 1 周回転したときに接線力がなす仕事について考えることとする。これは風車の起動特性を示すものと考えられる。ここでは C_T を周積分した値 C_W の正負について調べてみた。ここで

$$C_W = \oint C_T d\theta \quad (4)$$

$C_W < 0$ であれば、接線力 C_T は翼の回転に寄与することになる。結果を図 9 に示す。図を見ると、 $\beta = -72^\circ$ のときに C_W の負値は最大となっており、この取付角のときに最大の寄与が望めることが分かる。この角度は、風車が回転し始める起動時に適当な値であると思われる。また、標準型より切欠き型の方が低い値を示しており、切欠きの効果により起動風速を下げる事が可能であることが確認できた。

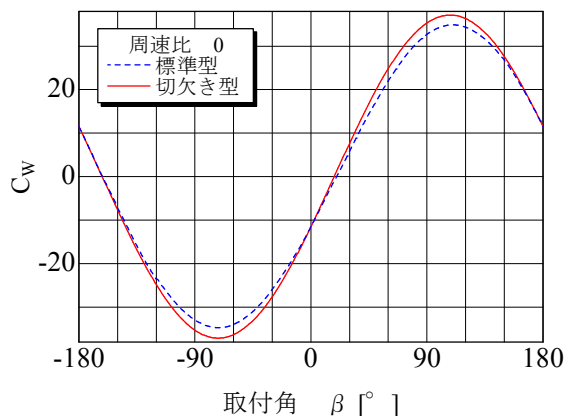


図 9 取付角に対するエネルギーの変化

4. 結論

本研究では、風車用の翼の一部を切り取った切欠き翼の空力特性を実験的に調べ、切欠きの効果について検討した。その結果、切欠きの影響は、特に後縁側からの流れを受ける迎角範囲において抗力を増加させるように作用し、これにより、回転力の増加に寄与することが明らかになった。また、1 枚の翼が回転する時の接線力のなす仕事相当量を計算し、起動時では取付角 -72° が最適であることが分かった。

5. 今後の予定

実験の精度を高めるためには以下のことが必要である。今回の実験では迎角 $20^\circ \leq \theta < 150^\circ$ 及び $210^\circ < \theta < 330^\circ$ の範囲では翼の閉塞効果により風洞出口風速が変化するため今後この点を改良して、すべての迎角範囲で正確な圧力データの取得が可能となるようにする予定である。

今回は切欠きの効果を調べるために、1 枚の翼が準定常的に回転した場合について考察を行ったが、今後風速が大きくなった場合や、1 枚の翼だけでなく、数枚の翼を取り付けた場合についての回転エネルギー（回転仕事）を求め、風車としての性能について調べる予定である。さらに、実際の風車に使われる NACA2415 型の切欠き翼についても同様に実験を行い、その結果を実際の風車の性能向上に役立てていくことを予定している。

参考文献

- 1) F. W. Riegels: Aerofoil Sections, Butterworths, (1961)