風車専用翼型の開発研究

Research and development of wind turbine airfoil

正 清水 幸丸 (三重大工) 正 前田 太佳夫 (三重大工) 正 鎌田 泰成 (三重大工)

○ 学 吉田 敏之 (三重大院) 学 吉岡 功司 (三重大院)

Yukimaru SHIMIZU, Mie University, 1515, Kamihama-cho, Tsu, Mie

Takao MAEDA, Mie University

Yasunari KAMADA, Mie University

Toshiyuki YOSHIDA, Graduate Student of Mie University

Kouji YOSHIOKA, Graduate Student of Mie University

Key Words : Wind turbine airfoil, Airfoil design, Combinatorial airfoil

1. 緒言

風車は、高性能かつ大型化しており、これら技術革新のひとつとして、風車専用翼型の開発が挙げられる。風車専用翼型の開発の意義として、風車翼根部における低風速領域での出力改善、風車翼根部における強度の向上による大型化などが挙げられる。このように風車専用翼型の開発は今後の風車開発において重要であり、さらなる高性能化が望まれる。

本研究では、パーソナルコンピュータ上で設計した翼型を、数値解析により性能予測を行い、より風車専用翼型に適していると考えられる翼型に関して風洞実験により性能評価を行った。翼型設計には、従来の幾何学的形状変化に加え、二種類の翼型形状を組み合わせた手法を新たに採用した。

2. 数値解析法

本研究では、二次元翼周りの流れを定常流、非圧縮粘性流体とし、連続の式およびナビエ・ストークスの運動方程式を用いた。連立アルゴリズムは SIMPLE 解法を用い、乱流解析は標準 $k-\epsilon$ モデルを用いた。なお、本プログラムは東京大学荒川研究室開発のプログラムを発展させたものである。

3. 翼型設計および性能予測

3.1 翼型設計法

一般的に新翼型の開発には、基準翼型の幾何学的形状を変化させる方法が採られる。幾何学的形状を変化、要求される翼型特性に近づける方法である。しかし、翼型の幾何学的形状を規定する特性量は、数多くあり、その組み合わせは無限度であり、最適な翼型形状を見出すのは非常に困難である。

そこで本研究では、二種類の翼型形状を組み合わせたことで翼面圧力分布も組み合わせされると仮定し新翼型を設計した。すなわち、A 翼型の負圧面と B 翼型の正圧面を組み合わせた翼型は、負圧面圧力分布は A 翼型に、正圧面圧力分布は B 翼型に等しくなると仮定した。三重大学オリジナル翼型 UM35 の問題点を解決するために組み合わせ翼型を設計し、この仮定を数値解析と風洞実験により検証した。その後、幾何学的形状変化を施し、より大きな揚力を示すように翼面圧力係数分布を最適化する方法で新翼型の開発を目指した。

3.2 第一段階 (組み合わせ翼型)

3.2.1 旧翼型 UM35 の改良

Fig.1 に UM35 の断面形状と翼面圧力係数分布を示す。図の斜線部分は、正圧面における大きな負圧領域で、揚力の減少につながっている。この負圧領域をなくして正圧領域にすることで揚力の増加を目指した。そこで、これまで著者らが性能評価を行ってきた FX77-W-258 正圧面圧力分布に着目した。Fig.2 に FX77-W-258 の断面形状と翼面圧力係数分布を示す。図より、正圧面に大きな負圧領域が生じていないことが分かる。したがって、UM35 の負圧面と FX77-W-258 の正圧面を組み合わせた翼型を設計し、性能向上を図る。この組み合わせ翼型を UMY02-T01-26 とし、Fig.3 に断面形状を示す。

Fig.1 UM35 airfoil section

and distribution of pressure coefficient ($\alpha=15^\circ$)

Fig.2 FX77-W-258 airfoil section

and distribution of pressure coefficient ($\alpha=15^\circ$)

Fig.3 UMY02-T01-26 airfoil section

3.2.2 数値解析による性能予測

Fig.4 に数値解析結果を示す。比較のために、組み合わせに用いた UM35 および FX77-W-258 の結果も示す。UMY02-T01-26 の揚力係数は、UM35 と比較して大きな値を示していることがわかる。迎角 15° における翼面圧力係数分布を見ると、UMY02-T01-26 の負圧面圧力係数分布は UM35 に、UMY02-T01-26 の正圧面圧力係数分布は FX77-W-258 にほぼ一致している。つまり、負圧面と正圧面の相互干渉は少なく、翼面圧力分布は負圧面および正圧面それぞれの翼型形状に依存していると言える。したがって、UM35 翼型の問題点であった正圧面における大きな負圧領域を減少させることができ、揚力の増加につなげることができたと言える。

Fig.4 Relation between lift coefficient and angle of attack and distribution of pressure coefficient ($\alpha=15^\circ$)

3.3 第二段階 (厚み比変化)

3.3.1 新翼型 UMY02-T01-26 の厚み比変化による改良

性能向上が見られた UMY02-T01-26 に、幾何学的形状変化のひとつである厚み比変化を行った。最大厚み比が 30%、35%、40% になるように翼弦全体にわたり等倍した。それぞれ UMY02-T01-30、35、40 とする。

3.3.2 数値解析による性能予測

Fig.5 に迎角 15° における翼面圧力係数分布を示す。厚み比が大きくなるにつれて、負圧面圧力係数分布において、前縁部分で負圧領域は減少し、後縁側で負圧領域は増加する傾向を示している。正圧面圧力係数分布において、正圧領域は減少する傾向を示している。すなわち、翼型形状に関して、正圧面および負圧面前縁部分の厚み比を小さくし、負圧面後縁側の厚み比を大きくすることで、性能を向上させることができると思われる。

Fig.5 Distribution of pressure coefficient ($\alpha=15^\circ$)

3.4 第三段階（前縁曲率半径比および反り比変化）

3.4.1 新翼型 UMY02-T01-26 の改良

第二段階の結果を受けて、UMY02-T01-26 に前縁曲率半径比および反り比を変化させて、迎角 15° における翼面圧力係数分布を最適化する。前縁曲率半径比で前縁の厚みを変化させ、反り比を大きくして正圧面を薄く、負圧面を厚くする。

3.4.2 数値解析による性能予測（最適化の経過）

(1)前縁曲率半径比を小さくするにつれて、厚み比変化における性能予測とは異なり、負圧面前縁部分で負圧領域は減少していった。(2)逆に、前縁曲率半径比を大きくするにつれて、負圧面前縁部分で負圧領域は増加していき、後縁側では減少していった。揚力係数は減少していった。(3)また、反り比を大きくするにつれて、負圧面前縁部分で負圧領域は減少していき、後縁側では増加していった。揚力係数は増加していった。しかし、反り比が 0.09 になると計算が発散し性能予測は不可能となった。(4)以上の結果より、負圧面前縁部分および後縁側における相反する負圧領域の増減を最適化するために、反り比を 0.08 に固定し前縁曲率半径比を大きくしていき、最適な新翼型を設計した。この新翼型を UMY02-T05-26 とし、Fig.6 に断面形状および翼面圧力係数分布を示す。

Fig.6 UMY02-T05-26 airfoil section and distribution of pressure coefficient ($\alpha=15^\circ$)

4. 風洞実験装置及び実験方法

4.1 供試風洞および翼面圧力測定装置

Fig.7 に実験装置全体の概略図を示す。本実験に用いた風洞は、吹き出し口幅 1650mm に絞りを追加して 700mm 四方まで縮小し、吸い込み口にディフューザーを追加したゲッチング型風洞である。絞り比は 4.5 である。風速はピトー管により測定した。風洞風速は、レイノルズ数が $Re=3.6 \times 10^5$ になるように設定した。

供試翼表面の測定圧力は、シリコンチューブを通りスキヤニバルブを介して、圧力トランスデューサで電圧信号に変換し、増幅・A/D 変換後、測定用パソコンに取り込んだ。

Fig.7 Experimental system

4.2 供試翼型

本風洞実験に用いた供試翼型は、UM35、FX77-W-258、UMY02-T01-26、UMY02-T05-26 の四種類である。四種類の供試翼型は FRP 製で、翼弦長は 140mm である。各供試翼型の翼表面には、直径 0.4mm の圧力測定孔が開けられている。

5. 実験結果及び考察

Fig.8 に組み合わせ翼型の実験結果を示す。揚力係数について見ると、UMY02-T01-26 の最大揚力係数は FX77-W-258 とほぼ等しく $c_{lmax}=1.30$ 、迎角 32° まで大きな揚力を示しており、性能向上したと言える。迎角 15° における翼面圧力係数分布について見ると、数値解析と同様に負圧面と正圧面の相互干渉は少なく、翼面圧力分布は負圧面および正圧面それぞれの翼型形状に依存していると言える。したがって、組み合わせ翼型の仮定は、本実験において実証されたと言える。

Fig.9 に新翼型の実験結果を示す。UMY02-T05-26 の最大揚力係数は UMY02-T01-26 より大きく $c_{lmax}=1.53$ 、迎角 40° まで大きな揚力係数を示しており、性能向上したと言える。揚力係数に差が見られる迎角 25° における翼面圧力係数分布について見ると、UMY02-T05-26 は、負圧面 $x/c=0.3$ 付近の負圧領域および正圧面の正圧領域が増加しているため、大きな揚力係数を示していると言える。

Fig.8 Relation between lift coefficient and angle of attack and distribution of pressure coefficient ($\alpha=15^\circ$)

Fig.9 Relation between lift coefficient and angle of attack and distribution of pressure coefficient ($\alpha=25^\circ$)

6. 結言

翼型形状の組み合わせは、新翼型開発において有効な手法であると言える。本研究において、最大揚力係数が大きく、高迎角まで大きな揚力係数を示している UMY02-T05-26 が最も風車専用翼型に適していると言える。