

432 NACA44系、LS04系、NACA64-415系翼型によるプロペラ型風力の空力特性

Aerodynamic Characteristics of H. A. W. T. by Using Aerofoils of NACA44xx, LS04xx, and NACA64-415

- 新屋 泰彦* (マツダ自動車(株))、正 岸浪 紘機** (室蘭工大)、
鈴木 淳** (室蘭工大)、ヒムサール・アムバリータ** (室蘭工大)、
小池田 岳洋*** (日産車体(株))、釣 航平** (室蘭工大)、
伊庭野 洋**** (財)室蘭テクノセンター)

Araya Y*, Kishinami K**, Suzuki J**, Himsar Ambarita**, Koikeda T**, Turi K**, Ibane H****

*Matuda LTD., Sinti 3-1, Hutyuu-si, Aki-gunn, Hirosima 730-8670

**Muroran Institute of Technology, 27-1 Mizumoto-cho, Muroran 050-8585

***Muroran-Techno-Center F., 4-28-1 Higashi-mati, Muroran 050-0083

ABSTRACT

The Aerodynamic performance characteristics of a horizontal axis wind turbine (HAWT) using by NACA44xx, LS04xx, and NACA64-415 aerofoils were investigated theoretically by an analysis involving a combination of momentum, energy, and blade element theory by means of the strip element method, based on the detail date of C_L , C_D characteristics of the employed blades analyzed by the soft of Java Foil, and experimentally by the use of a subscale model. The characteristics of HAWT employed NACA44xx, LS04xx and NACA64-415 aerofoil blades for the different types of the blades such as blade dia. D and number N , chord length l , twist pitch angle θ , and for large scale units are discussed and cleared by reference to the power, torque and thrust coefficient, C_p, C_q, C_T , and the tip speed ratio λ from the point of view of the optimum design and controlling.

Key Words: Momentum, Energy and Blade Element Combination Theory, Power Coefficient, Tip Speed Ratio, NACA4415, LS0417, NACA64-415 Aerofoils

1. 緒 論

21世紀を迎え世界は本格的なエネルギー資源の有限性に直面し、化石エネルギーに大幅に依存する現近代社会体制は深刻なる地球環境問題を併発し、私ども人類に必要な不可欠な資源(土壌、水、生物の多様性)の崩壊を招来し環境と人類が共存できるエネルギー対策への転換が迫られている。これらを両立できるものとして環境に優しく再生可能な自然エネルギーへの選択があり、中でも近年、技術的飛躍の著しい風力発電は将来のエネルギー供給体制の一翼を担うものと期待される。近代的な翼型の特性を利用したプロペラ型風力タービンは代表的な風力変換機として期待を担うべきものであるが、ブレードの翼型、ピッチ角、翼枚数、翼弦と半径の比(アスペクト比)、それら因子を組合わせた総合的な最適性、風速変動に対する追従性など重要な課題で在り、その解明と対策が待たれるところである。

本研究ではプロペラ型風車に対して理論的な解析法として運動量・エネルギー・翼素複合理論を適用・詳述して⁽¹⁾、翼型の風車性能に及ぼす影響について注目し、これまで研究対象としたNACA 44系に加えてLS04系と層流翼型NACA64-415について翼特性解析ソフト(Java Foil)を用いて広範囲の翼 Re 数で C_L, C_D 特性を明らかにして、これらの翼型を用いた場合に対し実験と数値解析を実施し、広範囲要因因子の組合せからプロペラ型風車の空力特性を吟味し、翼型によるプロペラ型風車の空力特性を明らかにするものである。

2. エネルギー・運動量・翼素複合理論と無次元数

Fig.1は風車径 R_0 を通過する流管モデルを表すが、図中には上流、風車、後流の各位置を添字 1, 2, 3 で、各位置での静圧、速度場の状態を示す。下流側は風車のエネルギー吸収により、風速 V_∞ から V_w に減速して拡大流管となり、ロータ部において翼下部と上部に圧力差が生成する。

風車通過速度 V_R の導出

区間 1-2 IN、区間 2 out-3 の Bernoulli 則

$$P_\infty + \frac{\rho}{2} V_\infty^2 = P_{IN} + \frac{\rho}{2} V_R^2 \quad (1), (2)$$

$$P_\infty + \frac{\rho}{2} V_w^2 + \frac{\rho}{2} (r_w \omega_{f2})^2 = P_{out} + \frac{\rho}{2} V_R^2 + \frac{\rho}{2} (r_R \omega_{f2})^2$$

$$P_{IN} - P_{out} = \frac{\rho}{2} (V_\infty^2 - V_w^2) + \frac{\rho}{2} ((r_R \omega_{f2})^2 - (r_w \omega_{f2})^2) \quad (3)$$

風車翼前後の圧力差の表示式(3)は式(1)、(2)より導出、風車抗力 Thr は風車前後の運動量と風車デスク前後の圧力差×回転翼面積に対応するとして、

$$T_{hr} = \rho \pi r_R^2 V_R (V_\infty - V_w) = \pi r_R^2 (P_{IN} - P_{out}) \quad (4)$$

式(3)、(4)より風車通過速度 V_R は次式で与えられる。

$$V_R = \frac{1}{2} (V_\infty + V_w) + \frac{1}{2} \frac{(\omega_{f2} - \omega_{fw})}{V_\infty - V_w} \quad (5)$$

Fig.2は同様に風車径 R_0 を通過する流管モデルを示すが、下流側には風車のエネルギー吸収により、風速 V_∞ から V_w に減速(流管径は R_2 から R_3 に増大)、さらに空気流体は風車ブレードにトルクを与える反作用として、周方向回転速度 V_T が与えられる。図下部には、任意 r 半径位置の捻り角 θ の翼素上の速度ベクトルを与えるが、迎え角 α が失速角以内であれば翼素上に作用する大きな揚力 dL の方向余弦成分により強力なトルクを与えることを示す。周方向回転速度 V_T 、軸方向後流速度 V_w と周、軸方向誘導速度係数 a' , a の間には以下の関係が与えられている⁽¹⁾。

$$V_T = 2\omega r a' \quad , \quad V_w = (1-2a) \cdot V_\infty \quad (6), (7)$$

図中下欄の速度ベクトル図において、翼素の迎え角 α と捻りピッチ角 θ 、相対速度 W_0 の迎え角 $\beta_0 = \tan^{-1}(V_R/\omega \cdot r(1+a'))$ の間には以下の関係が与えられる。

$$\alpha = \beta_0 - \theta \quad (8)$$

運動量・翼素複合理論は風力タービン前後の流管の状態から導出される運動量とエネルギーに関する関係と風力タービン任意翼素上に作用する揚力、抗力の余弦成分の積分量として与えられる翼素理論の2方向から、風力タービンのスラストおよびエネルギー出力についての関係式を導出し、両式より定風速・定回転下でブレード半径 r 上の未知量 V_w, a' を算定し、出力、スラストを求める解析法である。

スラスト・抗力の釣り合い式 軸方向の運動量変化が翼素上の揚力と抗力のそれぞれの軸方向成分の積分量に等しいとして、以下の抗力の関係式が導出される。

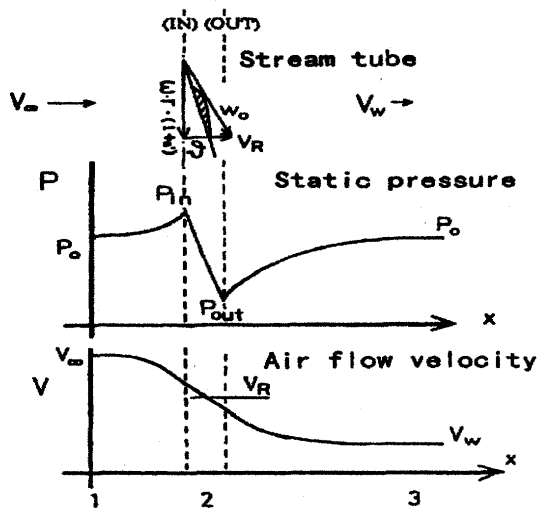


Fig. 1 Static Pressure and Velocity in Stream Tube

$$Th_r = \rho \cdot \pi \cdot r_R^2 \cdot V_R \cdot (V_\infty - V_w)$$

$$= \frac{\rho}{2} \cdot Z \cdot \int_0^{R_0} W_0^2 \cdot l(r) \cdot (C_L \cdot \cos \beta_0 - C_D \cdot \sin \beta_0) \cdot dr \quad (9)$$

出力・エネルギー釣り合い式 風車前後の速度エネルギー差(回転エネルギー含む)が翼素上に作用する揚力と抗力の回転方向成分の積分量(トルク)にブレードの回転角速度 ω と翼枚数 Z の積に対応させて、翼出力の関係式が導出される。

$$L_{out} + L_{dis} = \rho \cdot \pi \cdot r_R^2 \cdot V_R$$

$$\left(\frac{V_\infty^2}{2} - \frac{V_w^2}{2} - r_R^2 \cdot \omega \cdot a^2 \cdot \frac{V_w}{V_R} \right)$$

$$= \frac{\rho}{2} \cdot \omega \cdot Z \cdot \int_0^{R_0} W_0^2 \cdot l(r) \cdot (C_L \sin \beta_0 - C_D \cos \beta_0) \cdot r \cdot dr \quad (10)$$

エネルギー式中、以下の翼の抗力によるエネルギー散逸項を考慮することが本解法において最も重要なことである。

$$L_{dis} = \frac{\rho}{2} \cdot Z \cdot \int_0^{R_0} W_0^3 \cdot l(r) \cdot C_D \cdot dr \quad (11)$$

未知数は風力タービンの後流速度 V_w と周方向誘導速度係数 a' の2つであるとして、スラスト、エネルギー式(9),(10)の連立方程式より与えられた条件 D, l, θ での任意回転時の風力タービン後流の V_w, a' が算定される。ここで風車ブレード先端部(R_0 の3%~5%)は先端渦の生成のため抗力 C_D のみ考慮、 C_L は零としている。

本論では風力タービンの出力 P [W]は出力係数 C_p 、トルク [N·m]はトルク係数 C_q 、回転数 N [rpm]は風速 V_∞ に対する先端周速度比 λ を以下のように無次元化する。

$$\lambda = \frac{2\pi R_0 N}{60 V_\infty}, \quad C_p = \frac{P}{0.5 \rho \pi R_0^2 V_\infty^3}, \quad C_q = \frac{Q}{0.5 \rho \pi R_0^3 V_\infty^2} \quad (12)$$

3. 解析・実験結果

3.1 本研究に用いた翼型と空力特性 C_L, C_D

Fig.3に本研究において用いた風車ブレード翼 NACA4415, LS0417, 層流翼 NACA64-415 翼型の概要を示す。

Fig.4,5には翼型空力解析ソフト Java Foil による各翼型の C_L, C_D 特性を示す。高翼レイノルズ数 $Re=2.2 \times 10^6$ 域

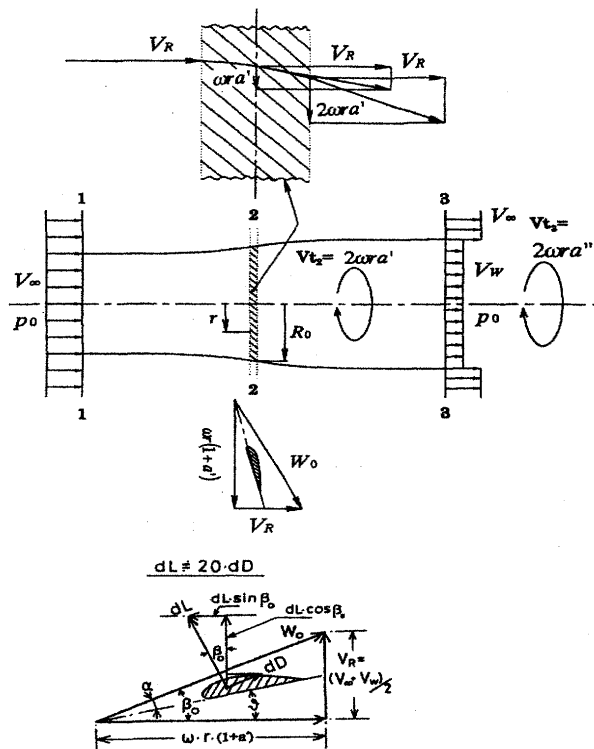


Fig. 2 Streamtube model of HAWT.

では層流翼の C_L 値が大きく C_D 値が小さな特性を示し、広い迎え角域において高揚力・低抗力翼としての適正が最も大きいことが示唆される。しかし、低翼レイノルズ数 $Re=4.2 \times 10^4$ 域ではその特性が低下して高迎え角において著しい高抗力翼となる。一方、近年まで主用された NACA LS0417 翼は翼後縁部のフラップ形状により高レイノルズ域で高迎え角において層流翼と同程度の高揚力特性を示すが、著しい高抗力翼となる。NACA4415 翼はこの両翼の中間的特性を有していることが判明する。

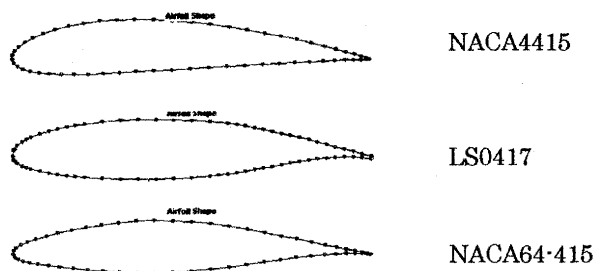


Fig.3 Employed Aerofoils Configuration

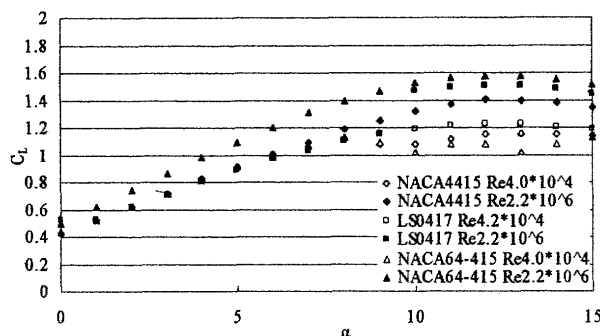


Fig.4 C_L Characteristics of 3 Type of Aerofoils

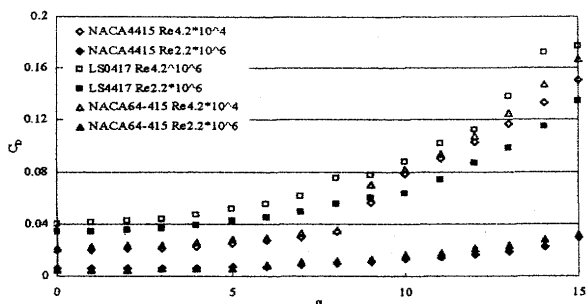


Fig.5 CD Characteristics of 3 Type of Aerofoils

風車ブレード翼の概要および使用記号 Fig.6は本研究において用いた風車ブレードテーパ翼の概要を示す。図中、風車翼径を $Dm\phi$ 、先端、根部部の翼弦長を l_{tip}, l_{root} 、ピッチ角を $\theta_{tip}, \theta_{root}$ 、 $(\theta_{root} - \theta_{tip}) =$ 翼ピッチねじれ角とする。

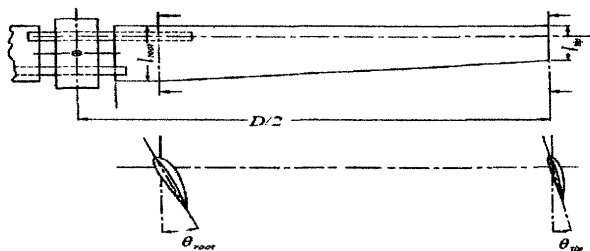


Fig. 6 Dimensions and Symbol of Blade

3.2 本実験 $Z \cdot l =$ 一定条件での翼枚数 Z による風車空力特性

風力タービンを論ずる場合、まずブレード枚数の空力特性に与える影響が問題となるが、その因子はスラスト・エネルギー式(9),(10)より矩形翼では $Z \cdot l$ なる。Fig.7は揚抗力特性の明確な NACA4415 翼について、本エネルギー翼素複合解法による、本実験条件の風速 4.5 [m/s]、ブレード長さ 0.415 [m]、先端ピッチ角 2 [deg]、根元ピッチ角 26 [deg]、翼枚数 Z 、先端翼弦長 l_{tip} 、根元翼弦長 l_{root} として $Z \cdot l_{tip} = 0.1$ 、 $Z \cdot l_{root} = 0.16$ の条件で翼枚数 $Z=2, 3, 4, 5$ の場合における成績係数 C_p と風車前後の速度エネルギー差、さらに翼抗力の散逸エネルギー (式(11)) を同様の無次元化処理をした C_{pk} 、 C_{pd} を先端周速度比 λ に対する関係を示す。

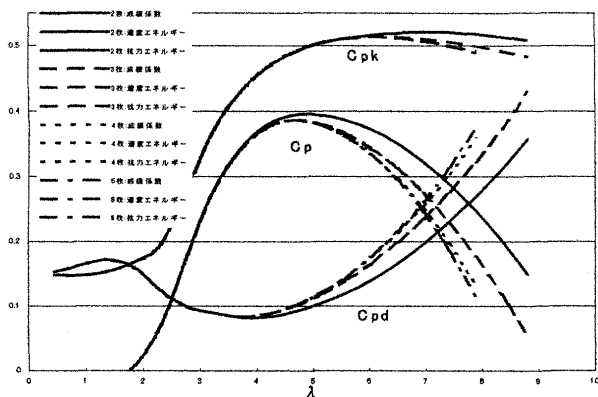


Fig. 7 Kinetic Energy and Drag Dissipation for 2, 3, 4, 5 NACA4415 Blades at Constant $l \cdot z$ ($V_w=4.5$ [m/s])

低回転域では翼枚数の影響は認められないが、翼枚数が多くなるほど翼抗力による散逸係数 C_{pd} が回転数と共に増大する。風車前後での速度エネルギーの差係数 C_{pk} は $\lambda=4$ 付近で最大となる。従ってこの域で最も風車ブレードのエン

ルギ吸収が大きく高出力、2枚翼の場合は高入域で C_{pk} が一定となり、5枚翼の場合 C_{pk} が低減している。本論のエネルギー解法では、式(11)で表される翼抗力の散逸エネルギーを考慮している結果、高回転域では5枚翼の場合、ブレード部翼弦長が2枚翼の場合に比べて40%の細翼となり翼レイノルズ Re_L 数とその分低下して C_D が増大して C_{pd} は著しく増大する。その結果、低回転域では失速により抗力係数が増大し、高回転域では著しく増大する合成速度 W_0 により低回転域と高回転域で C_{pd} は増大している。

エネルギー式(10)の関係から風車前後の速度エネルギー差と抗力エネルギーの差が風車出力であり、図から速度エネルギーと抗力エネルギーの差が成績係数に対応している。図より、2枚翼が最も高性能で5枚翼が最も劣性能な結果となる。

3.3 本実験条件での翼型による風車空力特性

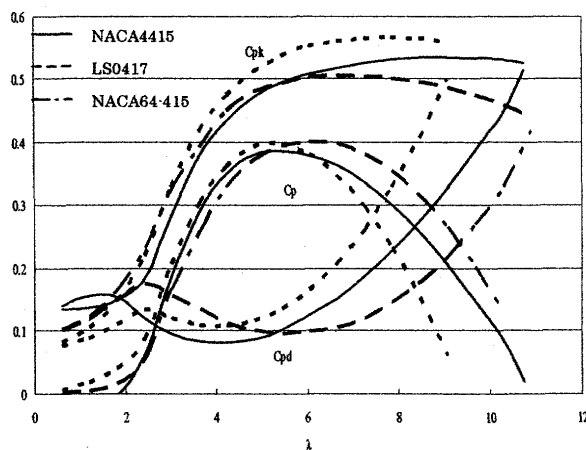


Fig. 8 Kinetic Energy and Drag Dissipation for 3 Type of Blades at Constant $l \cdot z$ ($V_w=4.5$ [m/s])

以下、翼枚数2枚翼に固定して、Fig.7と同一条件として $D=0.86m\phi$ 、 $Z=2$ 、 $l_{tip}=0.05m$ 、 $l_{root}=0.08m$ の下、 $\theta_{tip}=3^\circ$ 、 $\theta_{root}=20^\circ$ の場合に対して①NACA4415、②LS0417、③NACA64-415 翼型の違いによる解析結果を Fig.8に同様 (C_p, C_{pk}, C_{pd}) に比較して示す。図より本実験条件の低レイノルズ域において、層流翼型③は風車前後の速度エネルギー差が最も小さく(速度エネルギーの吸収が良くない)、抗力によるエネルギー散逸 C_{pd} は中・高回転域において最も小さく、その結果として出力係数 C_p は他の翼型の場合とほとんど差異は無いが、高速回転型となっている。一方、低速用LS翼型は風車前後の速度エネルギーの差係数 C_{pk} は最も大きいが高 Re 域での大きな抗力係数 C_D により最も大きな散逸 C_{pd} となり、低回転型となる。層流翼型③は低回転域において失速による大きな C_{pd} を、低速翼②は逆に小さな C_{pd} を示している。NACA4415①はこの低 Re 域において両翼の場合の中間的な性能特性を示している。小スケールの本実験条件域では翼型による出力性能 C_p は回転域に若干の差があるが、その差異が認められない。

3.4 出力係数 C_p に対する本実験値と解析値の比較・検討

Fig.9,10は本実験により得られた NACA4415 翼型ブレードと LS0417 翼型ブレードの場合 ($D=0.85m$ 、 $l_{tip}=0.05m$ 、 $l_{root}=0.08m$) 風速 $V_w=4.3m/s$ で得られた実測結果と解析値の出力係数 C_p と先端周速度比 λ の関係を比較して示す。Fig.9の NACA44 翼は $(\theta_{root} - \theta_{tip})=21$ [deg]のねじりピッチ条件で、先端ピッチ角 θ_{tip} を 1, 3, 5, 8, 12 [deg] と変えた場合の実測値を解析結果と比較しているが、このピッチ角範囲では両結果は合致し、本解析法の妥当性を与えている。

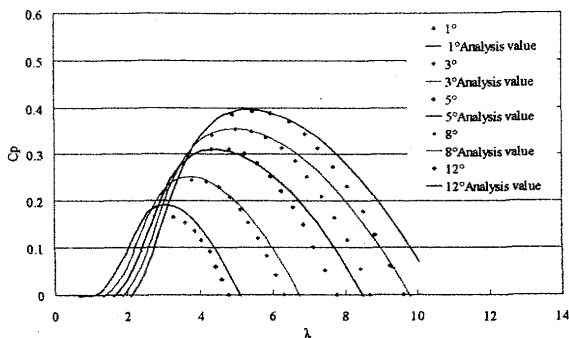


Fig.9 Experimental Verification for NACA4415 Blade with $(\theta_{root} \cdot \theta_{tip})=21[deg]$ at $V_w=4.3[m/s]$,

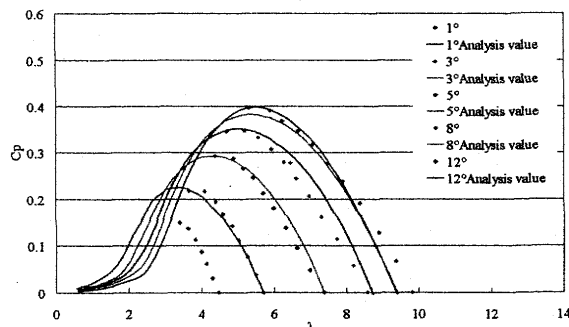


Fig.10 Experimental Verification for NACA LS0417 Blade with $(\theta_{root} \cdot \theta_{tip})=16[deg]$ at $V_w=4.3[m/s]$

一方、Fig.10のLS04翼は $(\theta_{root} \cdot \theta_{tip})=16[deg]$ のねじりピッチ条件で、先端ピッチ角 θ_{tip} を同様に変えた場合の実測と解析結果を示すが、 $\theta_{tip}=1^\circ$ で合致し、この角範囲では両結果はほぼ同一傾向を示している。NACA44翼に比べてピッチ角による出力低減率は捨りピッチ角が浅いにも関わらずLS04翼の方がかなり大きく、ピッチ角出力制御方式としてLS04系の翼型が優れていることになる。

3.4 本実験条件でのピッチ角 θ_{tip} , θ_{root} による空力特性

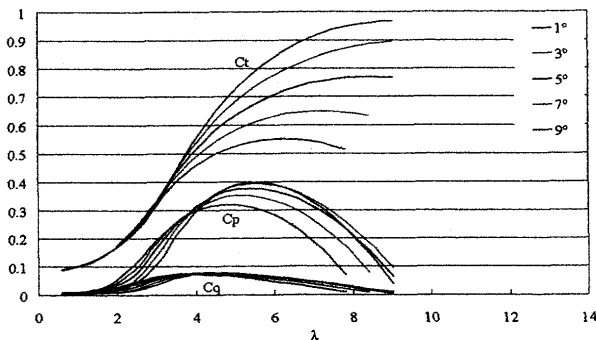


Fig.11 Aerodynamic Characteristics C_p, C_q, C_t of LS0417 Blade depend on Tip Angle θ_{tip} at $V_w=4.5m/s$

一般的に、風車ブレードのピッチ角は根元より先端部において空力特性に強く影響する。ここでは先端ピッチ角の影響について述べる。Fig.11,12は本実験条件 ($D=0.85m$, $\ell_{tip}=0.05m$, $\ell_{root}=0.08m$) においてLS0417, NACA64-415翼に対し根元ピッチ角 $\theta_{root}=15^\circ$ を固定し、先端ピッチ角 θ_{tip} を1,3,5,7,9とした場合の空力特性 C_p, C_q, C_t を示す。Fig.11のLS04翼は先端ピッチ角による出力特性は大きな変化が無く、1~5°域でほとんど同一の傾向となる。然るにトルク特性 C_q は低回転域で大きく向上し、さらにスラスト特性 C_t は中・高回転域において著しく低減し、 $\theta_{tip}=5^\circ$, $\theta_{root}=15^\circ$ とする処置は実用上有効と考えられる。

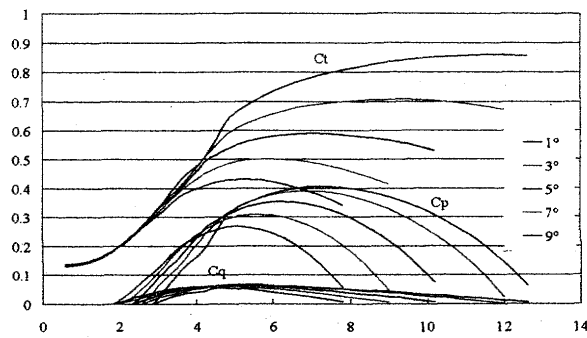


Fig.12 Aerodynamic Characteristics C_p, C_q, C_t of NACA A64-415 Blade depend on Tip Angle θ_{tip} at $V_w=4.5m/s$

一方、根元ピッチの空力特性に及ぼす影響は同一傾向にあるが、これほど大きく表れない。Fig.12のNACA64-415翼の C_p, C_q, C_t 特性は先端ピッチ角を深くすれば低スラスト、低出力の低回転型となるが、逆に浅くするほど高回転域において高出力、高トルク、高スラスト特性の高回転型となり、LS04翼の場合と全く異なる挙動を示す。この場合、根元ピッチの空力特性に及ぼす影響は同一傾向にあるが、先端ピッチ角ほどの影響は認められない。

4. 大型化した場合の翼型による風車空力特性

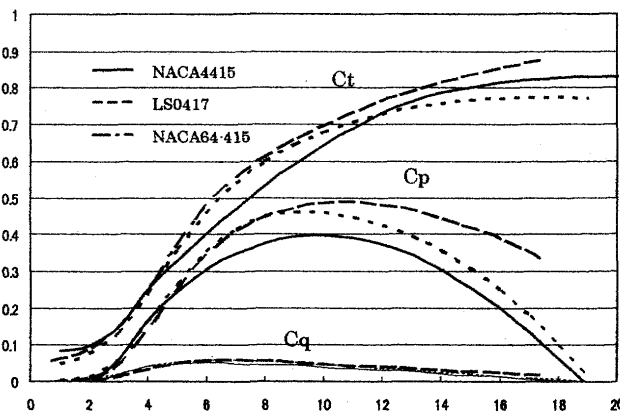


Fig.13 Aerodynamic Characteristics C_p, C_q, C_t of 3 Type of Blades for Large Scale at $V_w=9.0 m/s$

これまでは全て実験条件に限定した結果を述べたが、風車径、風速を拡大させた場合の翼型による空力特性の解析結果をFig.13に示す。ここで、本実験条件に対して風車径は5倍の $D=4.3m$ φ、先端、根元の翼弦長 ℓ_{tip} は1.5倍の $=0.075m$ 、 ℓ_{root} は3倍の $=0.24m$ の先細翼とし、3翼ともに $\theta_{tip}=1^\circ$, $\theta_{root}=15^\circ$ (但し、層流翼型は 10°)としてある。図より層流翼が最も高性能、LS04翼がそれに続き、NACA44翼が劣性能となり、翼レイノルズ数が高くなるほど層流翼の優位性が実験を含めて認められる。

5. 結論

本研究は、エネルギー、運動量、翼素複合理論を用いて、NACA44xx, LS04xx, NACA64-415翼型を用いたプロペラ風車に対して実験と数値解析を実施して、空力特性を実験的、解析的に究明し、これら因子の影響を調べ、さらに大型化した場合を含めた翼型による空力特性を明らかにした。

参考文献

(1) Koki Kishinami, Jyun Suzuki et, al "Theoretical and experimental study on the aerodynamic characteristics of a horizontal axis wind turbine", Energy, vol.30 (2005), pp2089-2100.