

寒冷地向きプロペラ型風力タービンに関する研究

Theoretical & Experimental Study on the Aerodynamic Characteristics of Horizontal Axis Wind Turbine Employed with a Passive Pitch Control System for Cold Region District

岸浪 紘機、戸倉 郁夫、河合 秀樹、ヒムサール・アムバリタ、長船 康裕、
鈴木 淳、阿部 壮史、ノル・アズラン

Koki Kishinami, Ikuo Tokura, Hideki Kawai, Himsar Ambarita, Yasuhiro Osahune,
Jyun Suzuki, Sousi Abe, NorAzuran

室蘭工業大学

NOMENCLATURE

a, a' : 軸方向、回転周方向誘導速度係数,
 C_p, C_q : 出力、トルク係数,
 C_{pk}, C_{pd} : 風車前と後流間速度エネルギー差係数、抗力散逸係数
 D, L : 抗力 [N], 揚力 [N],
 l : ブレード長 [m]
 N : 風車ロータ回転数 [rpm],
 P : 軸出力 [W],
 p : 気圧 [Pa]
 Q : 軸トルク [N・m]
 R, R_0 : 流管、ロータブレード半径 [m],
 V : 速度 [m/s],
 λ : 先端周速度比,
 θ : ブレード半径 r 位置上のピッチ角 [deg],
 ρ : 空気密度 [kg/m^3]
 ω : 風車または流体の回転角速度 [rad/s]
 Re_l : 翼弦長と合成速度に基づく翼レイノルズ数

Subscript

1, 2, 3: 風車の前方、本体、後方位置
 ∞, R, W : 風車の上流、ロータ本体、後流の状態
tip, root: ブレード先端、根元部
 r, T : 風車ブレードの半径、回転周方向

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の問題に直面し、化石エネルギーに大幅に依存する現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、ブレード翼のピッチ角、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有効な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⁾、広範囲の翼 Re 数で C_L, C_D 特性の判明している主に NACA44系翼型を用いた場合に対して実験と数値解析を実施し、本エネルギー解析法の利点を述べて、広範な要因因子の組合せからプロペラ型風車の空力特性を論じ、この翼型を用いた場合のプロペラ型風車の特性を明らかにするものである。併せて、積雪寒冷地の冬期は北西風の風力エネルギー利用に好適な

地となるが、ブリザートなどに代表される特有な強風・突風は風車ブレード、全体構造の耐久性を著しく損なう重要問題であり、この問題を解決すべく、本報では副翼の揚力と抗力を利用した失速・過回転防止に効果的なパッシブ形可変ピッチ制御法を提案・試作した。そして、その特性を実験・解析的に究明し、本可変ピッチ機構は極めて有効な突風・強風対策、即ち過回転・失速防止効果のあることを明らかにして寒冷地向き風車の具備すべき形態を報告する。

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示すが、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、速度場の状態を表す。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。

区間 1 - 2 IN、区間 2 out - 3 の Bernoulli 則

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

$$P_\infty + \frac{\rho}{2} V_W^2 + \frac{\rho}{2} (r_W \omega_{fW})^2 = P_{out} + \frac{\rho}{2} V_R^2 + \frac{\rho}{2} (r_R \omega_{f2})^2$$

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

風車通過速度 V_R の導出

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 Th_r 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

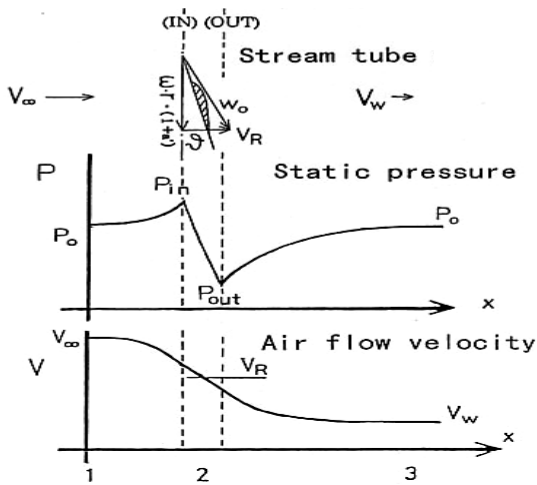


Fig. 1 Static Pressure and velocity in stream tube

速角以内にあれば翼素上に作用する大きな揚力 dL の方向余弦成分が強力なトルクを与えることを示している。周方向回転速度 V_T と軸方向後流速度 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ある。

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

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理論と風力タービンの任意翼素上に作用する揚力、抗力の余弦成分を考える翼素理論の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、スラストを求める本格的な解析法である。軸方向の運動量変化が翼素上の揚力と抗力の軸方向成分の積分量に等しいとして以下の抗力関係式が導出される。

$$\begin{aligned} Th_r &= \rho \cdot \pi \cdot r_R^2 \cdot V_R \cdot (V_\infty - V_w) \\ &= \frac{\rho}{2} \cdot Z \cdot \int_0^{R_0} W_0^2 \cdot l(r) \cdot (C_L \cdot \cos \beta_0 - C_D \cdot \sin \beta_0) \cdot dr \quad (9) \end{aligned}$$

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和、トルクに風車ブレードの回転角速度 ω と翼枚数 Z の積に対応するものとして、流体エネルギーと翼出力の関係式が導出される。

$$\begin{aligned} L_{out} + L_{dis.} &= \rho \cdot \pi \cdot r_R^2 \cdot V_R \\ &\cdot \left(\frac{V_\infty^2}{2} - \frac{V_w^2}{2} - r_R^2 \cdot \omega \cdot a'^2 \cdot \frac{V_w}{V_R} \right) \\ &= \frac{\rho}{2} \cdot \omega \cdot Z \cdot \int_0^{R_0} W_0^2 \cdot l(r) \cdot (C_L \sin \beta_0 - C_D \cos \beta_0) r \cdot dr \quad (10) \end{aligned}$$

エネルギー式中、以下の翼素の抗力によるエネルギー散逸項

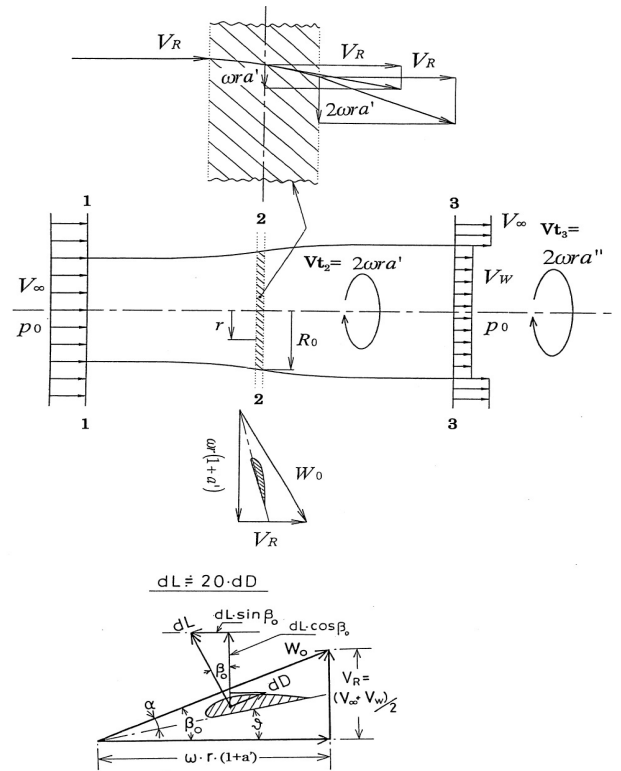


Fig. 2 Streamtube model of HAWT.

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(4),(5)の連立方程式より与えられた条件 D, l, θ での各回転時の風力タービン後流の軸、周方向成分 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%)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。

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

ここで、 ρ : 空気密度、 R_0 : 翼回転半径、

z : 翼枚数、 S : 翼面積、ブレード回転数

ソリディティ⁽¹⁾ ソリディティとは風車の唯一の相似パラメータとして風車の受風面積に対する風車翼の全投影面積の比として定義されている。このソリディティ値が高い多翼型風力タービンなどの場合は低速型で起動トルクが大きくなり、ソリディティ値が低い高速型風力タービンの場合には起動トルクは小さくなる。ソリディティは以下の式で近似した。

$$S = \frac{z(l_{root} + l_{tip})}{2\pi R_0} \quad \text{ここで、} z: \text{翼枚数、} l_{root}: \text{根元翼弦長、}$$

l_{tip} : 先端翼弦長、 R_0 : 翼回転半径。

3. 実験装置及び測定方法

3.1 測定装置 Fig.3に本実験の装置全体図を与える。インバーター制御0.75[kW]AC可変速モータと1.2mφ径2枚翼プロペラにより①の開放型風洞から所定の風速を得る。その風を受ける風車翼はハブ部を通して②の出力伝達軸につながり、トルク検出器及び回転数検出器が接続され、その後部に疑似負荷を与えるためのトルクモータが設置されている。定常回転時のトルク及び回転数は③のトルクコンバータにより表示され、電圧に変換されたトルクと回転数をアナログ/デジタル変換し④のパソコンに記録される。

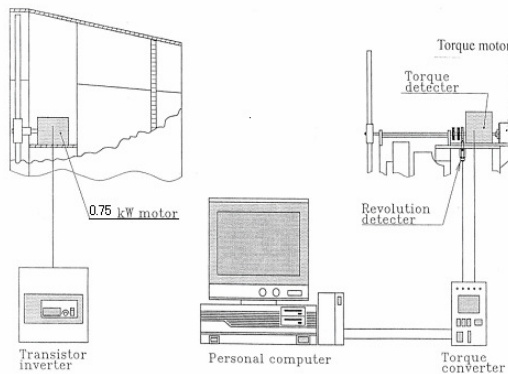


Fig. 3 Outline of Experimental Apparatus

風車ブレード翼の概要および使用記号 Fig. 4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、根元部の翼弦長を 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。

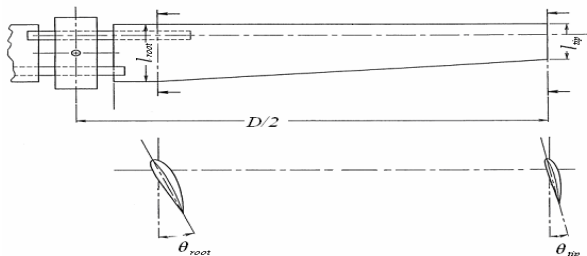


Fig. 4 Dimensions and Symbol of Blade

3.2 ピッチ角制御機構

パッシブピッチ角制御機構とは、風速変動に対して運転中にピッチ角を任意に変化させ出力を制御する機構である。Fig.2にその概略図を示す。翼型はNACA4415, LS0417翼型を使用した。回転中に副翼にスラストや揚力などの力が加わるとZ-Z軸方向の主翼を回転させるモーメントが働き、ハブ内部に設置されたバネ力より強いモーメントにおいて翼が回転し主翼のピッチ角が変化する仕組みとなっている。実験は、NACA4415, LS0417とも主翼は、長さ0.415[m],先端ピッチ角3[deg],根元部翼弦長0.08[m],先端部翼弦長を0.05[m],根本ピッチ角はNACA4415が26[deg],LS0417は19[deg]としている。これに1/2の翼径、3/4弦長の大きさの副翼が付加されている。本実験条件での主翼・副翼のピッチ角、翼弦長、翼径の詳細図は割愛するが、ハブ内部に設置された複座戻りバネによる主ブレードピッチ角制御機構である。副翼に角度を持たせて取り付け、回転中に副翼にスラストなどの力が加わると翼を回転させるモーメントが働き、ハブ内部に設置されたバネの力より強いモーメントにおいて翼が回転し主ブレード翼

のピッチ角が変化する仕組みとなっている。尚解析条件は、ブレード長さ0.415[m]、先端ピッチ角3[deg]、根元ピッチ角26[deg]、根元部翼弦長0.08[m]、先端部翼弦長を0.05[m]、翼の回転軸とバネまでの距離を0.015[m]、バネ定数kを27[g/mm]としている。

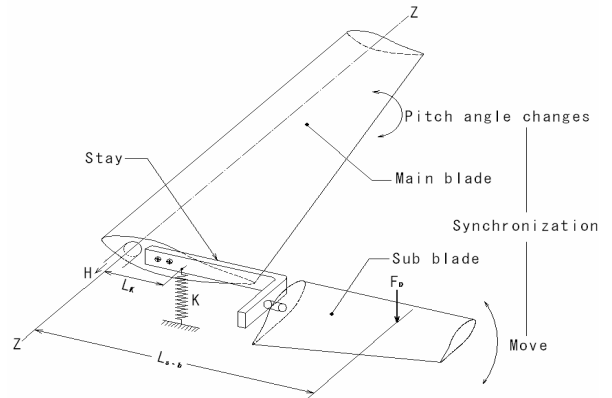


Fig.5 Variable Pitch Mechanism Controlled by Sub-blades

4 実験および解析結果と考察

4.1 ソリディティ S による風車性能特性

Fig. 6は本実験2枚翼型風車($R_0=0.415m$)のソリディティ $S=0.0973(l_{tip}=0.05m, l_{root}=0.08m)$ 条件を細翼型とした場合 $S=0.06(l_{tip}=0.027m, l_{root}=0.053m)$ 、さらに太翼に拡大した場合に対する $S=0.14(l_{tip}=0.062m, l_{root}=0.125m)$ 条件で、それぞれの風車空力特性 C_p, C_T, C_q を与えるものである。図の結果より S が大きくなるほど、低回転域 λ に最大トルクと最大出力が移行し、出力 C_p も著しく向上するが、それに併せて最大スラストは低回転場でかなりの大きさとなる。スラストは高回転となる程大きくなり、実風車が高速度回転により倒壊することを予測させる。これより風車の高回転化は絶対に避けるべきことを示唆しており、小型機では作動簡易なピッチ可変機構が必須条件となる。風速が大きくなるほど、この傾向が増大するが、基本的には風車の大小に関わらず S 値が同一であれば、ピッチ角、翼弦長、翼型が同一条件においてほぼ同一空力特性となる。

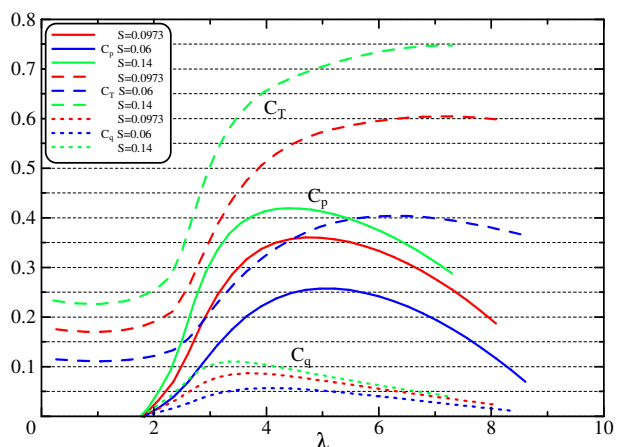


Fig.6 C_p, C_q, C_t Characters of 2 Blades for Various Solidity at NACA4415 Aerofoil ($V=5.0m/s$)

4.2 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

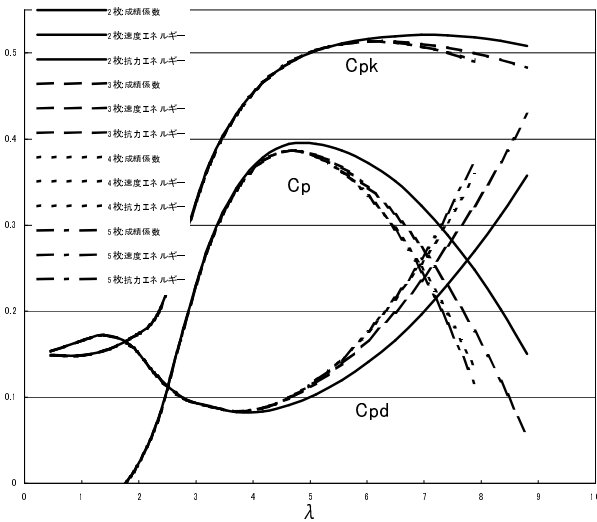


Fig. 7 Kinetic Energy and Drag Dissipation for 2,3,4,5 Blades at Constant $l \cdot z$ ($V_w=4.5$ [m/s])

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 $z \cdot l$ となる。Fig.3 は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。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 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ネルギー吸収が大きく高出力、2 枚翼の場合は高 λ 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 Re_L がその分低下して C_D が増大して C_{pd} は著しく増大する。その結果、低回転域と高回転域で C_{pd} は増大している。これは低回転域では失速によって抗力係数が増大し、高回転域ではさらに増大する合成速度 W_0 の三乗的な効果による。

エネルギー式の関係から風車前後の速度エネルギー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 枚翼が最も劣性能の結果となる。

4.3 根元ピッチ角 θ_{root} による風車空力特性

これ以降、先の解析条件で最適性を示した Z=2 枚翼に限定して、Fig. 8 は先端ピッチ角 2 [deg]、先端翼弦長 0.05 [m]、根元翼弦長 0.08 [m]、ブレード長さ 0.415 [m]、風速 4.5 [m/s] の条件下、ブレード根元ピッチ角 θ_{root} を 12 [deg] から 28 [deg] まで 4 [deg] ごとに変えた場合の成績係数 C_p と根元翼弦長 0.08 [m]、ブレード長さ 0.415 [m]、風速 4.5 [m/s]

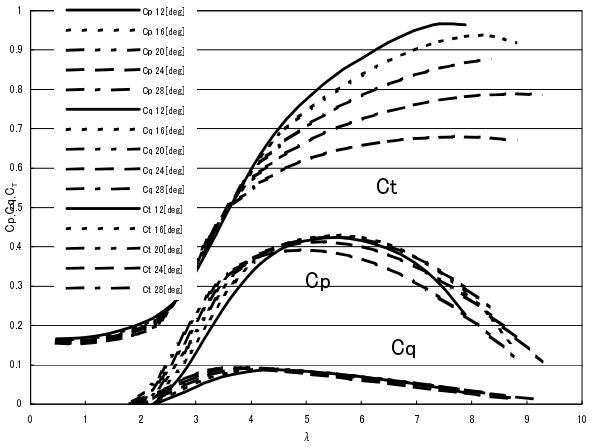


Fig. 8 Aerodynamic Characteristic of C_p, C_q, C_t depend on Blade Pitch Root Angle θ_{root} for $V_w=4.5$ [m/s]

の条件下、ブレード根元ピッチ角 θ_{root} を 12 [deg] から 28 [deg] まで 4 [deg] ごとに変えた場合の成績係数 C_p と先端周速度比 λ の関係を示す。図より根元ピッチ角が 16 [deg] から 20 [deg] で最も最も高性能となっている。特に低回転域と高回転域での出力増加が著しい。低回転域では捻りピッチ角が大きな場合、根元部は失速に至らず回転力を保持することになる。低捻りピッチ角の場合この回転域で C_{pd} が増大して性能低下の主因となっている。図中にトルク係数 C_q を与えるがプロペラ風車の最大トルクは最大出力回転の約 2/3 上に現れる。同様にスラスト係数 C_t も与えてあるが、 $\theta_{root}=28$ [deg] の場合最も小さくなる。図より、捻りピッチ角 ($\theta_{root}-\theta_{tip}$) を大きくする程、起動性が増すが、高回転域での性能が低下する。

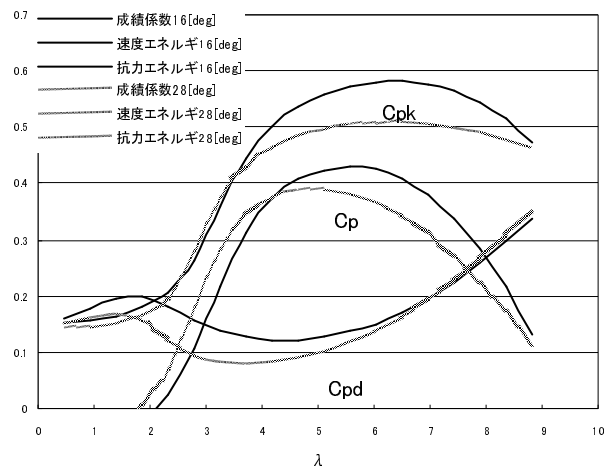


Fig. 9 Kinetic Energy and Drag Dissipation for the case of $\theta_{root}=16,28$ [deg] and $\theta_{tip}=2$ [deg]

Fig. 9 は Fig. 8 において高性能を示したブレード根元ピッチ角 $\theta_{root}=16$ [deg] と劣性能の 28 [deg] に注目し、風車前後の速度エネルギー差、散逸抗力エネルギー、成績係数と先端周速度比の関係を表したものである。 $\theta_{root}=16$ [deg] は低回転域での抗力エネルギーが大きく、28 [deg] に比べ起動性は低い。しかし高回転域に移行する程 $\theta_{root}=16$ [deg] は速度エネルギー差が増加し高性能となっている。 $\theta_{root}=28$ [deg] の場合は速度エネルギー差係数 C_{pk} が小さくなり、高回転域にな

ると翼抗力の散逸エネルギー係数 C_{pd} が微増し低性能となる。

Fig.10 は前述の $\theta_{root}=16[deg]$ と $28[deg]$ の場合に対するブレード先端、中部、根元部後流速度と先端周速度比の関係を表したものである。16[deg]における後流速度は高い先端周速度比で、先端、中部、根元部共に低減しエネルギー吸収が高いが、先端部の後流 V_w は高回転域で問題となる。それに比べ 28[deg] の場合、高回転域で速度エネルギーの吸収が適正で、先端部での逆流は見られず、出力上安定、安全と考えられる。これより $\theta_{root}=20\sim 28[deg]$ の根元捻り角の方が出力は若干低くても設計上優れている。

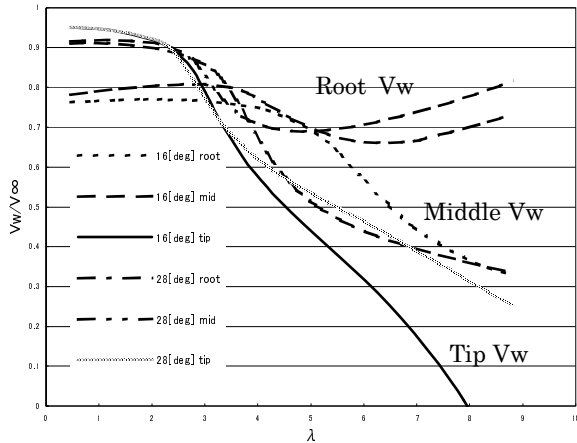


Fig.10 Wake Behaviors for $\theta_{root}=16,28[deg]$, $\theta_{tip}=2[deg]$

4.4 先端ピッチ角 θ_{tip} による風車空力特性 C_p, C_q

Fig.11 は先と同一条件で、根元ピッチ角を $\theta_{root}=26[deg]$ で、先端ピッチ角を $\theta_{tip}=2[deg]$ から $10[deg]$ まで $2[deg]$ ごとに変えた場合の成績係数、トルク係数と先端周速度比の関係を表す。先端ピッチ角 $\theta_{tip}=2[deg]$ の場合が最高の性能となり、先端ピッチ角を大きくするほど性能は低下する。Fig.8 の結果と併せ、根元のピッチ角よりも先端ピッチ角の方が性能に及ぼす影響が大きいことになる。

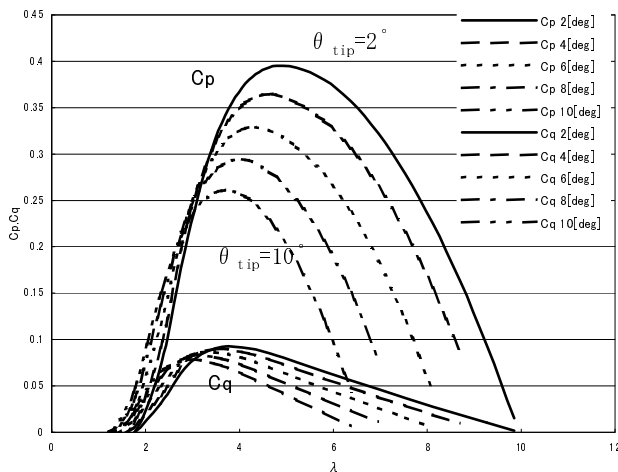


Fig.11 Aerodynamic Characteristics of C_p, C_q depend on Rotor tip Angle θ_{tip} for $V_{\infty}=4.5[m/s]$

4.5 実測値との比較・検討⁽³⁾

Fig.12 に本実験条件 ($D=0.83m$) の実験により得られた出力特性を示す。破線は $\theta_{tip}=1[deg]$ 、 $\theta_{root}=22[deg]$ 、 $l_{tip}=0.05m$ 、 $l_{root}=0.05m$ の実験条件を $2[deg]$ 毎にピッチ角

を深めた場合の解析値である。実測値 TYPE A と TYPE B の実験条件の差はピッチねじり角 $\theta_{root}-\theta_{tip}=16$ と $22[deg]$ のみで他の寸法、翼型は同一形状である。ピッチ角を深めた場合、出力性能は急激に低下して TYPE A の実測結果は解析値にほぼ合致している。これらの結果は Fig.6~8 の解析結果の妥当性を検証する。

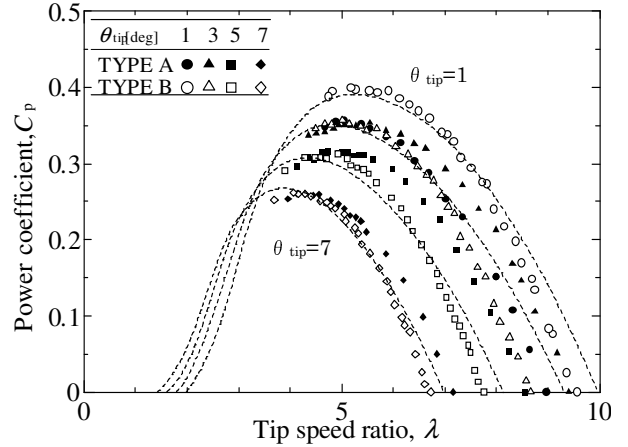


Fig.12 Experimental Verifications for $V_{\infty}=4.0 m/s$

4.6 風車径 R_0 と風速による風車出力特性

これまで風車径 $0.83m \phi$ (ブレード径 $0.415m$) の実験条件の場合に限定し、関連する翼枚数 Z と先端、根元ピッチ角などの影響を明らかにした。Fig.13 は本実験条件ブレード径 $0.415[m]$ 、先端翼弦長 $0.05[m]$ 、根元翼弦長 $0.08[m]$ 、先端ピッチ角 $2[deg]$ 、根元ピッチ角 $26[deg]$ を基準に翼長とブレード径を $5, 25$ 倍に拡大した場合に風速 $V_w=9, 13.5[m/s]$ と拡大した場合の成績、トルク係数 C_p, C_q と先端周速度比 λ の関係を与える。図より、風車が大型になるほど、さらに風速が増大するほど成績係数が向上し作動回転域が拡大している。NACA44系の翼型は翼レイノルズ数によって抗力、揚力係数 C_D, C_L が著しく変わり、翼レイノルズ数の増大と共に C_L は増大し、 C_D は減少する。同一風速条件では大型化、同一風車では風速が増加した分翼レイノルズ数が増大し揚力が増え抗力が減少して基本

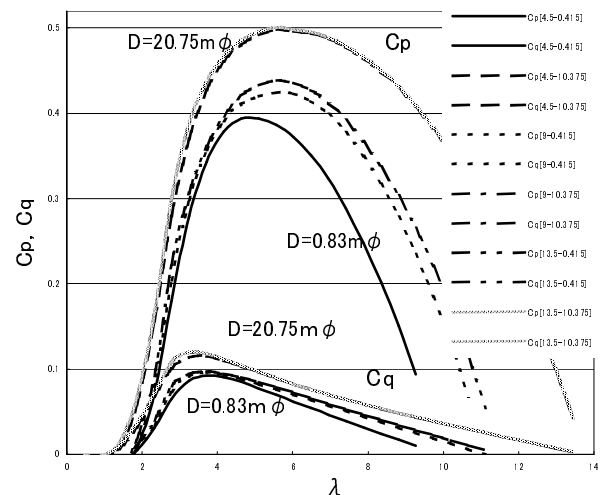


Fig.13 Aerodynamic Characteristic of C_p, C_q depend on Rotor $R_0=0.415, 2.075, 10, 375 [m]$ for V_{∞}

的に風車性能が向上する。

5 副翼と主翼を組み合わせた準4枚ブレード翼の場合 (ピッチ角固定) の風車の性能解析

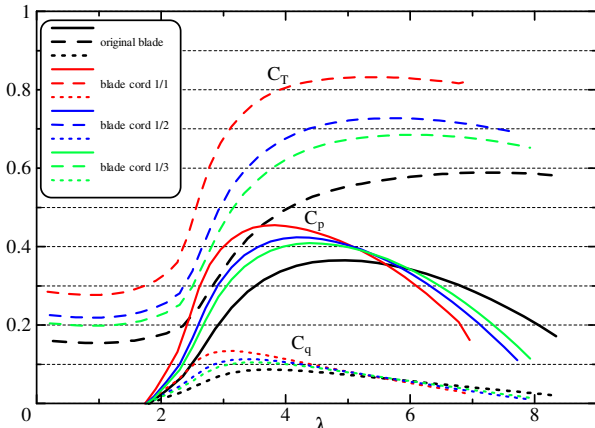


Fig.14 Cp,Ct,Cq Characters of 2 Blades & 2 Blades with Sub-Blades NACA4415 (V=5.0m/s)

Fig.14 は本実験条件(2枚翼 NACA4414 ブレード, $\theta_{tip}=3^\circ$ $\theta_{root}=26^\circ$)において本実験風車に同一径の副翼を設置した場合、その翼弦長を 1/1, 1/2, 1/3 とした解析結果の性能特性(C_p , C_T , C_q)を比較して示す。副翼の翼弦長 1/1 とは4枚ブレード型のことであり $S=2 \times 0.0973$ とソリディティが2倍となった分 C_p は40%, トルクは70%向上する低速回転型風車となる。一方、ブレード翼弦長を 1/2, 1/3 の準4枚翼とすれば全ての空力特性は $Z=2$ と4枚翼の場合の中間的な空力特性を示している。副翼を細型とすることでスラストの増大を抑えて、出力向上の余地が認められる。

Fig.15 は $Z=2$ の通常翼(NACA4415)の $\theta_{tip}=0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ に、径 1/2 ~ 1/3, 翼弦長 1/2 ~ 1/3 条件の小径副翼を設置した場合、副翼ピッチ角 $\theta_{pit}=0^\circ, 10^\circ, 20^\circ$ とした主、副ブレードピッチ角固定条件での解析結果による C_p 特性を比較して示す。主翼のピッチ角 $\theta_{tip}=3^\circ, \theta_{root}=26^\circ$ の実験条件に小径副翼を付加した場合、副翼の出力による効果は $\theta_{tip}=0^\circ$ で通常翼と比べて6%の出力向上、 $\theta_{tip}=10^\circ$ ではほぼ同一 C_p , $\theta_{tip}=20^\circ$ とすれば10%出力低下、最大回転域は低下している。

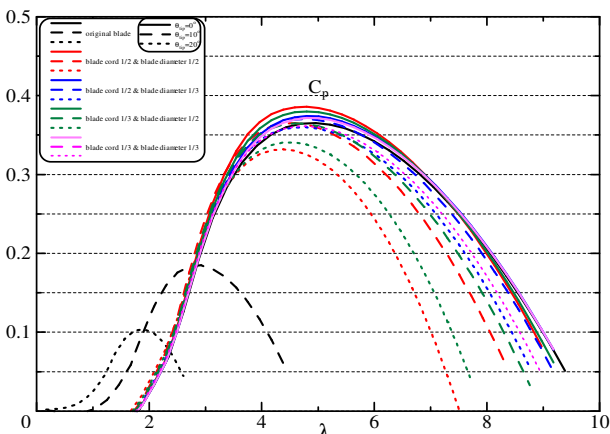


Fig.15 Cp,Ct,Cq Characters of 2 Blades & 2 Blades with Sub-Blades NACA4415 (V=5.0m/s)

6 LS0417 通常翼に小径副翼可変ピッチ機構を連動させた場合の実験による出力特性

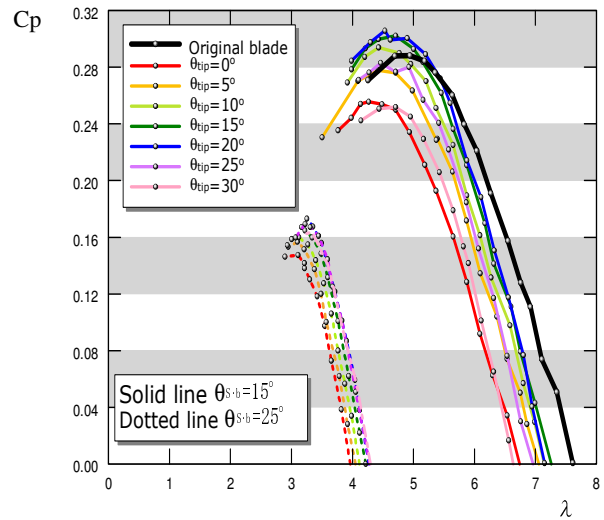


Fig.16 Cp Character of Variable Pitch Main-blades with Sub-blades of LS0417 (V=3.92m/s)

Fig.16 に LS0417 翼型ブレードに LS0417 型副翼 (1/2 径、1/3 弦長) を付加した可変ピッチとした場合の実験結果を示す。NACA4415 翼型の場合は副翼の主翼回転面に対する取り付け角度は $\theta_{s-b}=17^\circ$ で実験し (図略)、それと同条件 LS 翼の場合は図中実線で示されるように、副翼ピッチ角 $\theta_{pit}=0^\circ$ 条件ではある程度の過回転防止効果が認められ、 $\theta_{pit}=20^\circ$ の実験条件では副翼の出力による出力増大効果が表れている。さらに、副翼の回転面に対する取り付け角度 $\theta_{s-b}=27^\circ$ に設定すれば、 C_p 特性は副翼の取り付け角 $\theta_{s-b}=17^\circ$ の場合 (実線) に比べ $\theta_{s-b}=27^\circ$ の場合 (点線) 著しく低回転・定出力領域に C_p 特性が移行し、強風・突風に対する過回転防止、定出力効果は NACA44 翼型に比べ著しく効果的である事が実験的に確認された。

7. 結論

本研究は、風車に対して理論的な解析法として新たな見解に基づきエネルギー、運動量、翼素複合理論を詳述して、揚力係数、抗力係数が広いレイノルズ数で既知の NACA44xx、LS04xx 翼型を用いたプロペラ風力タービンに対して実験と数値解析を実施して、広範囲の要因条件の下でトルク係数、成績係数、後流速度などの空力特性を実験的、解析的に究明し、これら因子の影響を調べ、風車翼の在るべき形と問題点を明らかにした。さらに本研究では、突風・強風・変動風の強い状況下、風速変動に対する追従性向上を目的とした主翼の可変ピッチ機構と連動する副翼によるパッシブ制御型可変ピッチ機構を提案、試作して、突風・強風条件で実験を行い過回転・失速防止効果を調べた。

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.
- (2) 岸浪紘機, 鈴木淳, 伊庭野洋, 他3名 "NACA44 翼系プロペラ型風力タービンの理論的・実験的な研究", 27 回風力エネルギー利用シンポジウム講演, pp.141-144, 2006-11.