

航空宇宙技術研究所報告
TECHNICAL REPORT OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TR-698

効率最適化風車翼の実験的研究

石田 洋治 ・ 戸田 亘 洋
星野 秀雄 ・ 野口 正 芳

1982 年 2 月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

効率最適化風車翼の実験的研究*

石田 洋治** 戸田 亘洋**
星野 秀雄** 野口 正芳**

An Experimental Study of An Aerodynamically Optimum Windmill

Yoji ISHIDA, Nobuhiro TODA
Hideo HOSHINO, and Masayoshi NOGUCHI

ABSTRACT

An experimental study of aerodynamic characteristics of an optimum horizontal axis windmill is described. The windmill, rated at 20 KW at 8 m/s with a two bladed-rotor of 14m diameter, is designed so as to vary the geometry of the blade in such a way that the aerodynamic efficiency becomes maximum. The combined blade element-momentum theory is used as an analytical tool.

To check the design method and get some useful aerodynamic data, a windtunnel test of a 1/7th scale model (2m diameter) is performed in NAL low-speed tunnel, whose test section is 5.5m by 6.5m. Two models, whose blades have the same optimum chord distribution but have different planforms, are tested. Measurements are made of the efficiency, torque, axial drag force and initial torque for various combinations of the pitch angle and the tip speed ratio. The yaw characteristics of the windmill are also measured.

The test shows that the model windmills operate in almost the same manner as the design method predicts, at least, for the design conditions.

記号	C_L	翼素の揚力係数
a	C_Q	トルク係数
b	dr	翼素の幅
c	dT	翼素に働く軸抗力
C_D	dQ	翼素に働くトルク
	D	翼素の抵抗
	L	翼素の揚力
	n	風車翼の回転数 (rpm)
	N	風車翼の枚数

* 昭和57年1月13日受付

** 空気力学第2部

P	風車のパワー
r	半径方向位置
R	風車翼の半径
Re	レイノルズ数
V	翼素に対する合成流速度
x	無次元半径方向距離 = $r\Omega/U$
X	周速比, = $R\Omega/U$
α	迎角
α_D	捩れ角 (幾何迎角に等しくとる)
α_R	ピッチ角 (翼根部における幾何迎角で代表する)
β	偏揺角
ΔC_L	ある β における揚力係数の $\beta = 0$ における値からのずれ
ΔC_Y	ある β における横力係数の $\beta = 0$ における値からのずれ
ΔC_D	ある β における軸抗力係数の $\beta = 0$ における値からのずれ
ΔC_m	ある β におけるピッチングモーメント係数の $\beta = 0$ における値からのずれ
ΔC_n	ある β におけるヨーイングモーメント係数の $\beta = 0$ における値からのずれ
ΔC_t	ある β におけるトルクモーメント係数の $\beta = 0$ における値からのずれ
η	風車の効率
ρ	空気の密度
σ	局所ソリディティ
ϕ	翼素に当る合成流の一樣流方向になす角
Ω	風車翼の回転角速度

1. 序

近年、石油に代るエネルギー資源として様々なものが取上げられてきているが、風力エネルギーもそのうちの一つである。これは小規模な民生用のエネルギー源として、その将来性があると考えられる。風車はこの風力エネルギーを他のエネルギー形態に代える直接的な装置であり、風力エネルギーの有効利用を十分なものとするためには、まずその空力性能を高めることが要求される。従って、アメリカ、西ドイツをはじめ多くの国でいろいろと理論的研究がなされており、それらの集大成ともいべき報告

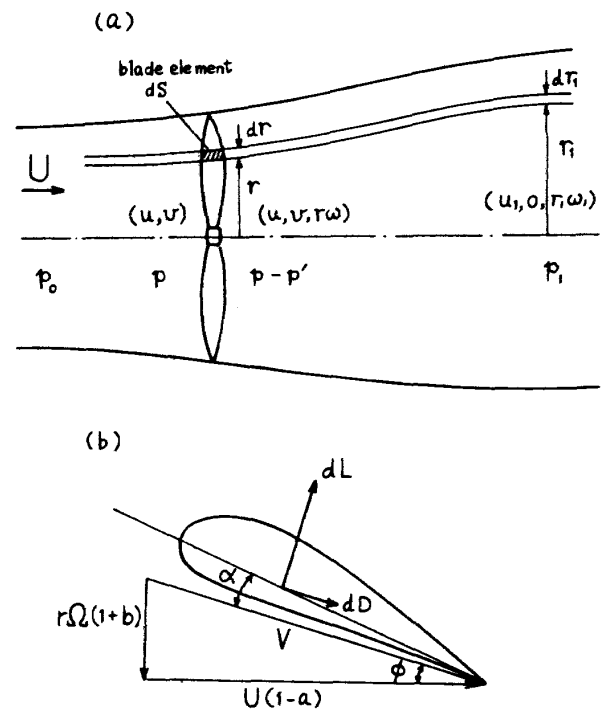
が、de Vries¹⁾ によって与えられている。しかしながら、理論を検証する実験データはどちらかと言うと少なく、そのデータも野外試験のものであったり、壁干渉その他で精度に疑問を抱かせるようなものが多い。

本報告の目的は、従来用いられてきた簡単な理論を使ってエネルギー利用効率を最適にするような水平軸型風車翼の設計法を構成することと、それを使って設計された風車翼の性能を風洞試験によって確認し、あわせてより進んだ解析法の検証用として、質のよい風洞試験データを供給すること、である。

2. 効率最適化風車翼の設計法

風車翼設計のための手法として、軸流と旋回流を考慮に入れた運動量理論と、有効迎角を考慮に入れた翼素理論を結合した理論²⁾を用いる。その詳細は文献3で述べたので、ここでは説明に必要なことだけを書くことにする。

第1図(a)に示すように回転軸から r の距離にある翼素 dr を含んで無限上流から無限下流に伸びる円管状流管に運動量および角運動量法則を適用してや



第1図 (a) 翼素 dS を含む流管検査面と静圧及び速度の分布
(b) 翼素 dS に働く力と速度ベクトル
図

ると、翼素全体に働く抗力 dT とトルク dQ が、軸流干渉係数 a と旋回流干渉係数 b を使って次のように表わされる。

$$\left. \begin{aligned} dT &= 4\pi\rho U^2(1-a)ar dr \\ dQ &= 4\pi\rho U\Omega b(1-a)r^3 dr \end{aligned} \right\} \quad (1)$$

一方、一個の翼素に注目すると(第1図(b))、それに働く抗力とトルクは、翼素に働く揚力 L と抗力 D を使って容易に表わすことが出来る。従って全部で N 個の翼素に対しては次のようになる。

$$\left. \begin{aligned} dT &= N \frac{1}{2} \rho V^2 c (C_L \sin \phi + C_D \cos \phi) dr \\ dQ &= N \frac{1}{2} \rho V^2 c (C_L \cos \phi - C_D \sin \phi) r dr \end{aligned} \right\} \quad (2)$$

ここで、

$$\left. \begin{aligned} V &= U \{ (1-a)^2 + x^2(1+b)^2 \}^{1/2} \\ x &= r\Omega/U \\ \phi &= \tan^{-1} \{ x(1+b)/(1-a) \} \end{aligned} \right\} \quad (3)$$

である。(1)と(2)の dT 、 dQ をそれぞれ等置し、(3)の関係を使くと、軸流干渉係数 a と旋回流干渉係数 b は

$$a = \frac{\sigma(C_L \tan \phi + C_D)}{4 \cos \phi + \sigma(C_L \tan \phi + C_D)} \quad (4)$$

$$b = \frac{\sigma(C_L - C_D \tan \phi)}{x \{ 4 \cos \phi + \sigma(C_L \tan \phi + C_D) \}} \quad (5)$$

のように与えられる。この a と b を(3)の ϕ の式に代入すると

$$\left\{ \sigma(xC_L - C_D) - 4 \cos \phi \right\} \tan \phi + 4x \cos \phi + \sigma(xC_D + C_L) = 0 \quad (6)$$

が得られる。ここで $\sigma (= Nc/2\pi r)$ は局所ソリディティである。

(6)が本理論の基礎方程式であるが、その中には ϕ 、 σ 、 C_L および C_D の4つの未知量が含まれている(x は既知である)。従ってこのままでは解くことができない。通常的设计では、 σ 、 C_L 、 C_D を与えて(6)を ϕ について解くことが多い。これは風車翼の平面形状(これから σ が決まる)と設計空力条件(これから C_L 、 C_D が決まる)を決めて、翼の捩れ角 α_D ($\equiv \alpha + \phi$) を決めることに相当する。

しかしながら、効率を最適にする、すなわち与えられた条件の下で効率を最大にするような風車翼形

状を求めようとする今の場合には、 σ は未知量であるから、たとえ設計空力条件(C_L と C_D)が与えられても、それを決定するための方程式が一個足りないことになる。その式は効率最適化の条件から導かれる。

風車翼の効率 η は、

$$\eta = \frac{8}{X^2} \int_{x_R}^X (1-a) b x^3 dx \quad (7)$$

で与えられる。 $X = R\Omega/U$ は周速比であり、 x_R は翼根部の無次元座標である。所で、われわれの用いている理論では、各翼素(x によって表わされる)は互いに独立にふるまうと仮定されているから、効率 η が与えられた C_L と C_D の下で最大になるためには、各 x において(7)の被積分項 $(1-a)b$ が最大になればよいことになる。(4)と(5)を使うと、

$$\begin{aligned} (1-a)b &= \frac{4\sigma \cos \phi (C_L - C_D \tan \phi)}{x \{ 4 \cos \phi + \sigma(C_L \tan \phi + C_D) \}^2} \\ &= f(\phi, \sigma) \end{aligned} \quad (8)$$

となる。従って最大の条件は、

$$\frac{d}{d\phi} [(1-a)b] = \frac{\partial f}{\partial \phi} + \frac{\partial f}{\partial \sigma} \frac{\partial \sigma}{\partial \phi} = 0 \quad (9)$$

によって与えられる。この式で $\partial \sigma / \partial \phi$ は(6)から求めることが出来る。(6)と(9)を各 x において σ と ϕ について解けば、効率を最大にする風車翼が設計できることになる。すなわち、 σ が求まると弦長 c は

$$c = 2\pi r \sigma / N$$

から決まり、 ϕ が求まると捩れ角 α_D は

$$\alpha_D = \alpha + \phi$$

(α は設計空力条件から与えられている)から決まるので、風車翼の幾何形状が決まるからである。ただし弦長分布が同じでも平面形状の異なるものは作れるので、形状が一意的に決まってしまうわけではない点に注意しなければならない。

σ と ϕ がわかると軸流干渉係数 a と旋回流干渉係数 b は、それぞれ(4)と(5)から決まるので、効率 η は(7)から求まる。またトルク Q や抗力 T は、(1)を r について積分すれば求められる。以上で設計計算は終りである。

ついでに性能計算について触れると、この場合にも(6)を解けばよいわけであるが、 σ と α_D はすでに既知であり、負荷条件を規定する周速比 X も与えら

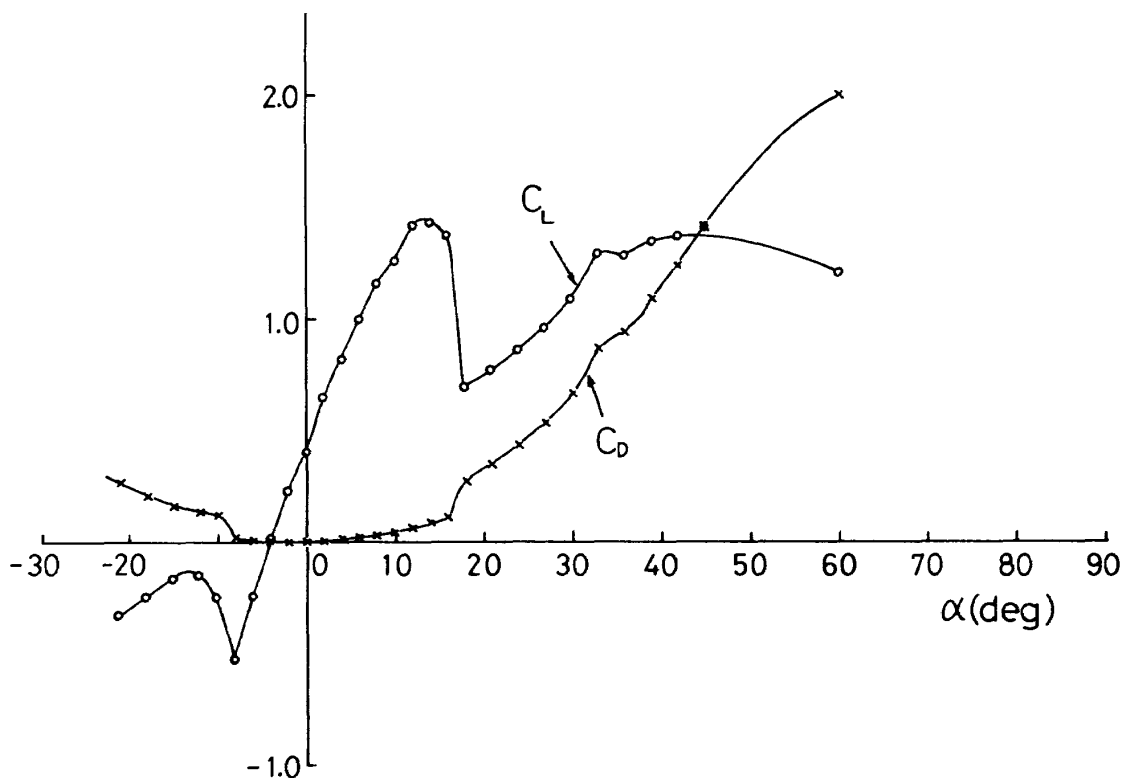
れるので、(6)の中の未知量は C_L , C_D , α (又は ϕ , なぜなら $\phi = \alpha_D - \alpha$ であるから)となる。ところが C_L , C_D は翼素の空力特性であって、 α の関数として与えられているものであるから、結局(6)は α だけの式となり、解くことができる。 α がわかると $\phi (= \alpha_D - \alpha)$ はわかり、 $C_L(\alpha)$, $C_D(\alpha)$ もわかるから、(4), (5)より a と b が決まり、効率(7式)やトルク、抗力(1式)が計算できる。

以上の理論においては翼端損失効果の補正は含まれていない。

3. 最適風車翼の設計とその風洞模型

前章にのべた設計法を用いて具体的に最適風車翼を設計する場合、まず最初に翼型として何を選択するかが問題になる。風車用の翼型として、どのような特性を持つものがのぞましいか、について検討されている例は余りない。風車の翼は航空機の翼とちがってかなり幅の広い風速と迎角の下で作動されるから、幅広く良好な空力特性を持つ翼型がのぞましい。また風車翼は回転翼であるから、翼根部と翼端部ではかなり実質的な速度が異なる。従ってレイノルズ数の効果も考えなければならない。このような考察から、風車用の翼型としては、(1)広い迎角範囲にわ

たって高い揚抗比を持つこと、(2)レイノルズ数への依存性が小さいこと(具体的に言うと、失速特性が余りレイノルズ数によらないこと)、の二点をみたくものがのぞましいと考えた。そして既存の翼型の中からこれらの条件に比較的良く適合するものを探し、NACA4418翼型を選択した。同翼型の $R_e = O(10^6)$ におけるデータは、Abbott & Doenhoff⁴⁾によって与えられているが、そのデータは失速迎角より大きい迎角でのものは含んでいない。また風洞試験用の模型風車では代表的なレイノルズ数は 10^5 のオーダーであるので、これらの条件でのデータを補うために、 $R_e = 1.2 \times 10^5$, $\alpha = -21^\circ \sim +60^\circ$ に対して同翼型の揚力、抗力(但し圧力抵抗のみ)を測定した。第2図にその結果を示す。迎角 α を 0° から正側に増して行くと、 $\alpha = 16^\circ$ 付近で失速が起り、揚力は急減する。 $\alpha = 18^\circ$ 付近から揚力は再びふえ出し、 $\alpha = 45^\circ$ 付近で極値に達し以後なだらかに減少して行く。一方抗力は失速が起ると不連続的に増加し、以後 α の増加とともに単調に増加していく。逆に α を 0° から負側に増して行くと、 $\alpha = -8^\circ$ 付近で失速が起ることがわかる。揚力の絶対値はここで減少し、抗力は急に増える。レイノルズ数 $R_e = 3 \times 10^6$ の



第2図 NACA4418翼型の揚力、抗力係数 ($R_e = 1.2 \times 10^5$)

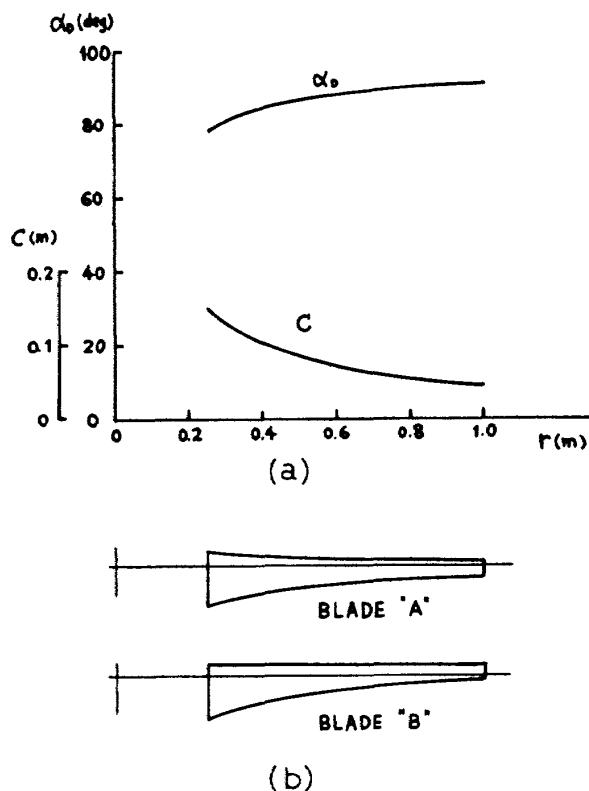
データ⁴⁾では、 $\alpha = -8^\circ$ ではなく -14° 付近で失速が生じている。このちがいはレイノルズ数効果によるものと思われる。

さて、われわれは出力20KW級の中型風車を念頭において設計を行なった。風車の出力はどの風速の下での値であるかを明記しなければ意味がないので、設計風速として $U = 8 \text{ m/s}$ を与えた。風車翼の半径としては $R = 7 \text{ m}$ を想定した。設計負荷条件としては、従来の風車データを参考にして、周速比 $X = 8$ となるような負荷条件を想定した。翼の枚数は2枚とした。これは周速比が高い所ではソリディティの小さい方が効率が良くなるという常識に従った。設計空力条件としては、上で述べたNACA 4418翼型の揚抗比 L/D が $\alpha = 6^\circ$ の時最大になるので、 $\alpha = 6^\circ$ における $C_L (= 1.00)$ と $C_D (= 0.009)$ を用いることにした。これらの数値は $R_e = 3 \times 10^6$ の時のもの⁴⁾ を使っている。それは本風車翼の代表的な R_e 数が 2×10^6 程度であることによる。最後にカットアウト化(すなわち翼半径の何割を切り落とすか)としては0.25を与えた。この数値は実機風車のナセルの大きさ等が決められないと決定できないので、今回は風洞試験装置に合わせて決めた。以上の設計条件をまとめて第1表に示す。

第1表 設計条件一覧

(1) 風車翼直径	1.4 m
(2) 風車翼枚数	2
(3) 設計風速	8 m/s (設計出力20KW)
(4) 設計周速比	8
(5) 設計空力条件	NACA4418翼型を $\alpha = 6^\circ$ で作動する。この時 $C_L = 1.00$, $C_D = 0.009$ ($R_e = 3 \times 10^6$)
(6) カットアウト比	0.25

前章で述べた設計法を使って、第1表の設計条件をみたすように設計された実機最適形状風車翼の空力特性を調べるために、われわれはその1/7模型(半径1m)を風洞試験用に製作した。これは翼幅、翼弦長を実機の1/7にし、捩れ角は対応する r/R の位置で等しいようにしたものである。第3図(a)に模

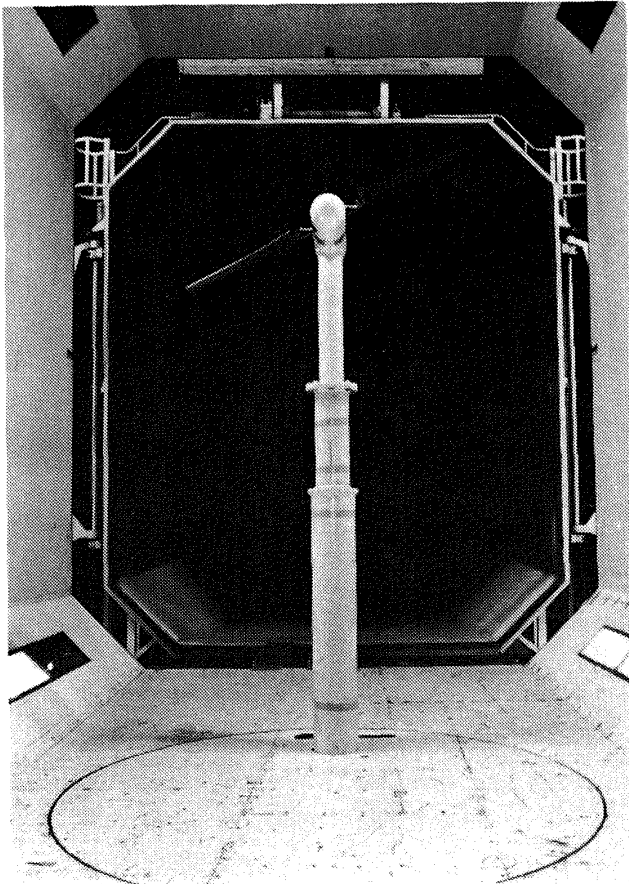


第3図 (a) 模型風車の弦長分布と捩れ角分布
(b) 模型風車の二種類の翼平面形

型風車の弦長分布と捩れ角分布(捩れ角は本報告ではすべて幾何迎角に等しくとってある)を示す。翼根部と翼端部の相対捩れ角は約 13° である。弦長分布はかなり非直線的分布をしている。すでに第2章でも述べたように、与えられた弦長分布を実現する形状は一通りとは限らないので、平面形の違いによる空力特性のちがいを見るために、われわれは第3図(b)に示すように形状の異なる二種類の翼を製作した。前縁が曲線状のものをA翼、直線状のものをB翼と呼ぶことにする。

4. 実験結果および理論計算との比較

風車翼模型の風洞試験は、航空宇宙技術研究所の大型低速風洞(測定部断面 $5.5 \text{ m} \times 6.5 \text{ m}$)で行なった。第4図は風洞測定部内にとりつけられた模型の写真である。風車翼、ナセル及び支持塔が見える。翼は木製(マホガニー材)であり、支持塔は円形断面をもつ中空の柱である。ナセルの中には測定装置が入っている。同装置は5分力天秤、トルク検出器、回転数検出器、可変ピッチ機構(但し今回は手動)36チャンネルスリップリング及び増速器(増速比

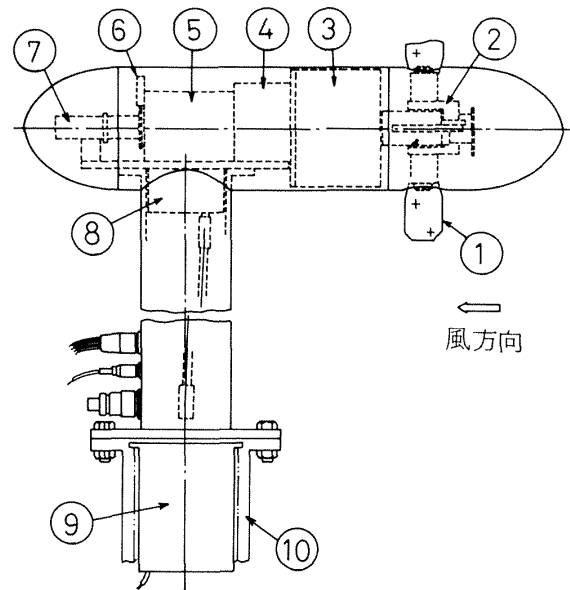


第 4 図 風洞測定部内に取付けられた模型風車

5 : 1) からなっている (第 5 図) 。

風車の軸パワーは水平軸を通して上記増速器に伝達され、そこで力の伝達方向を 90° 変えて、垂直軸を通して直流発電機 (1000 rpm で 1.5 KW) に伝えられる。垂直軸と発電機は、支持塔の中に収められている。風車システムに対する電気的負荷としては、単純な抵抗器と発電機の励磁電流の組合せ、が用いられた。この負荷を変えることにより、風車翼の回転速度を変えることができた。発電機の出力は測定したが、風車の軸パワーを決定するためには使わなかった。同パワーはここでは、測定されたトルク ($\text{kg} \cdot \text{m}$) 値に回転速度 (rad/s) をかけて求めた。

実験の手順としては、まず風車翼のピッチ角 α_R (以後ピッチ角は翼根部翼断面の幾何迎角によって定義する) を手動により固定した後、風を吹かして一定風速 (ここでは $U = 8 \text{ m/s}$) に保ち、その状態で負荷を変えて回転数を制御した。これにより様々な周速比 X でのデータが得られたが、風車翼の許容最大回転数の関係から高い周速比 ($X > 1.0$) のデ

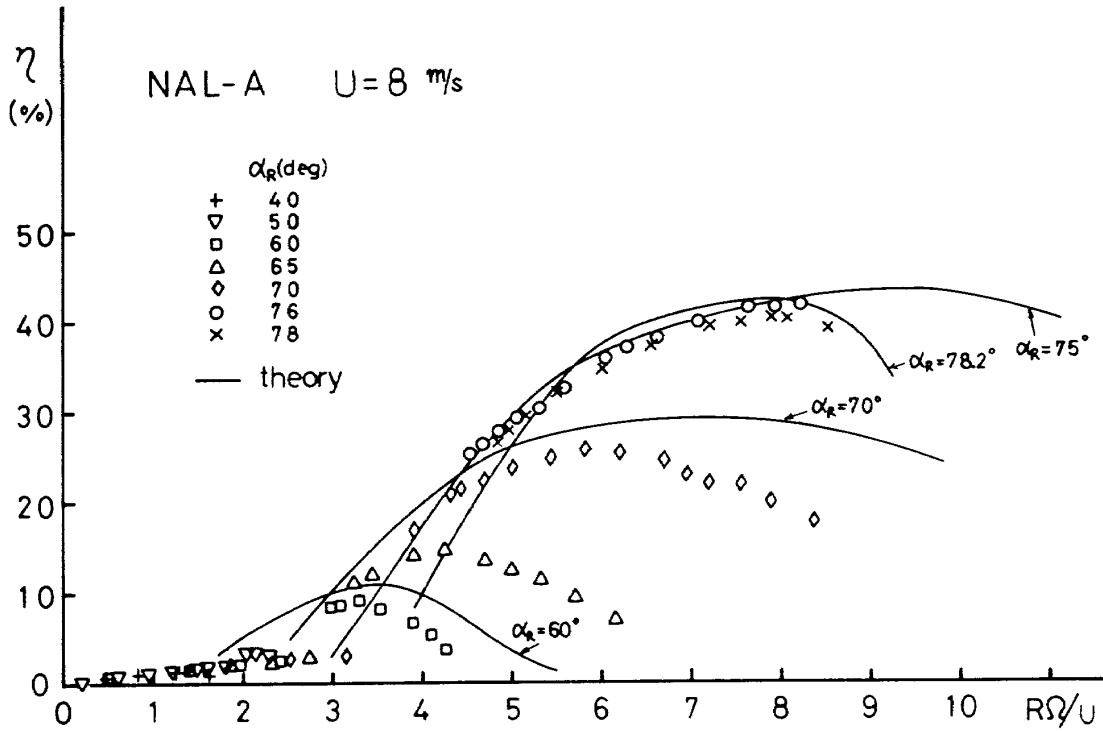


1. 風車翼取付部
2. 可変ピッチアーム
3. 5分力検出器
4. トルク検出器
5. スパイラルベベルギア (1 : 2)
6. 回転検出器
7. 36ch スリップリング
8. スーパーギア (1 : 2.5)
9. 発電機
10. 支持塔

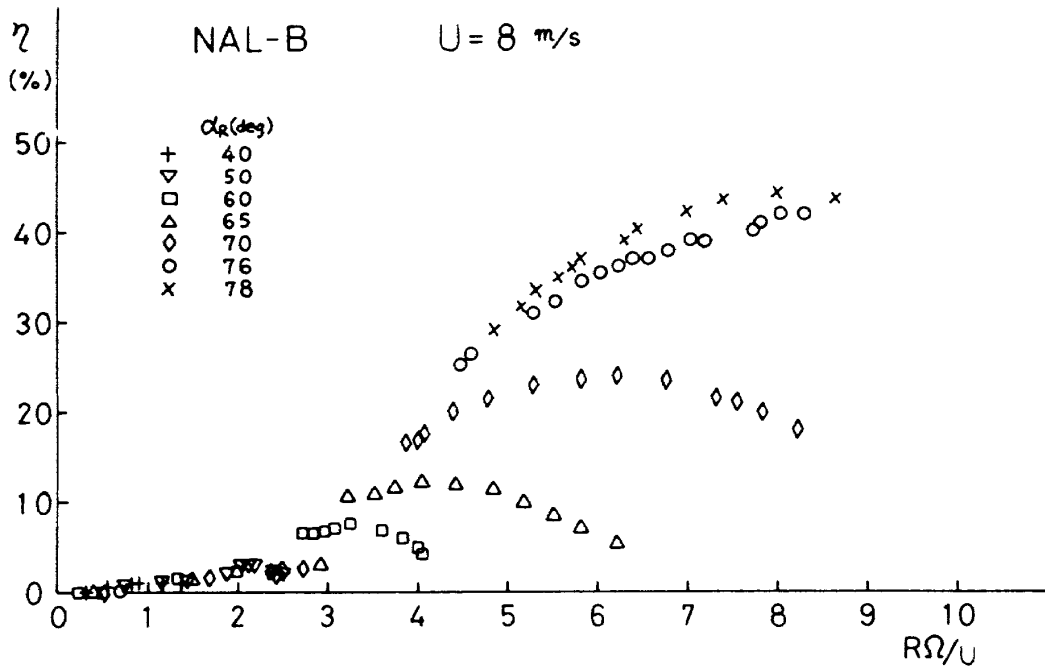
第 5 図 風車測定装置

ータは得られなかった。また測定可能な周速比の下限は、負荷を増して行って風車翼の回転が停止した所である。ピッチ角は 0° から 78° (設計ピッチ角) まで変えた。風車翼の回転面が主流方向に直角の場合 (偏遙角 $\beta = 0$ の場合) を主に測定したが、斜め風の効果を見るために、偏遙角を -7.5° から $+30^\circ$ まで変えた場合の測定も行なった。ここで β の符号は風車を上から見た時反時計方向をプラスにとってある。

最初に $\beta = 0$ の場合の実験結果を示す。第 6 図は A 翼を用いた風車 (以後 A 風車と呼ぶ) と、B 翼を用いた風車 (B 風車と呼ぶ) の効率 η を周速比 X に対してプロットした結果である。ピッチ角 α_R をパラメータにして曲線を描いてある。A 風車では $\alpha_R = 76^\circ$ の方が $\alpha_R = 78^\circ$ (設計ピッチ角) よりも効率が若干良く、最大効率は 0.416 (41.6 %) となっている。B 風車では逆に $\alpha_R = 78^\circ$ の方が



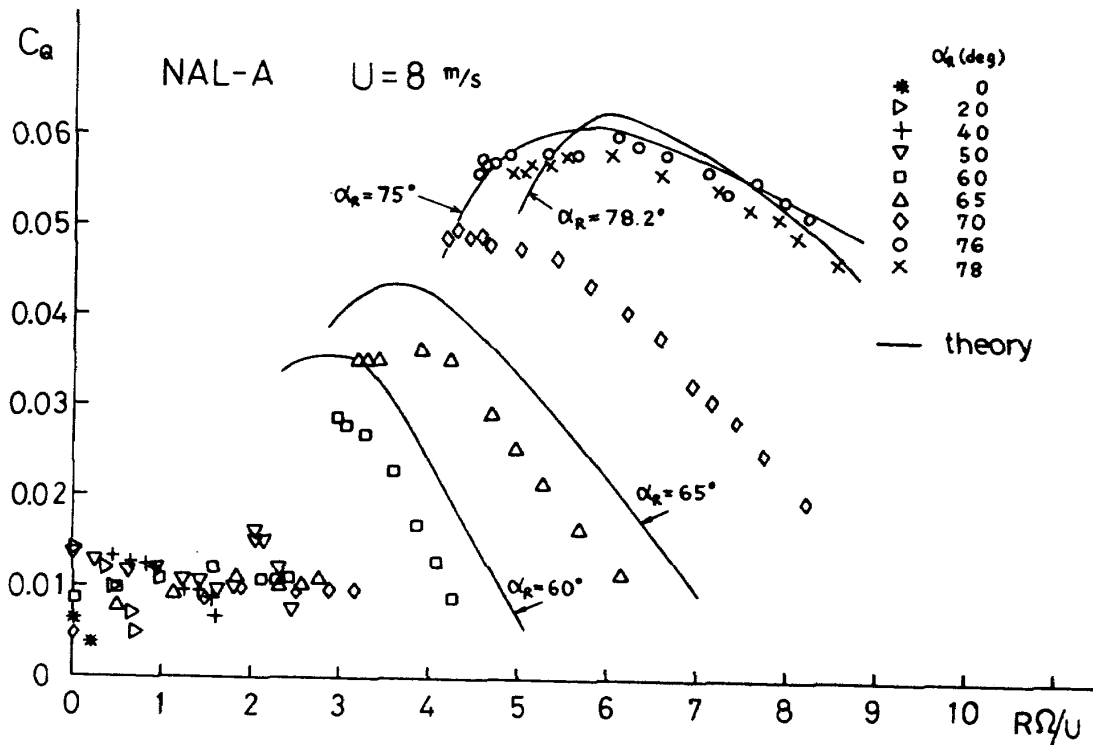
第6図 (a) A風車の効率曲線



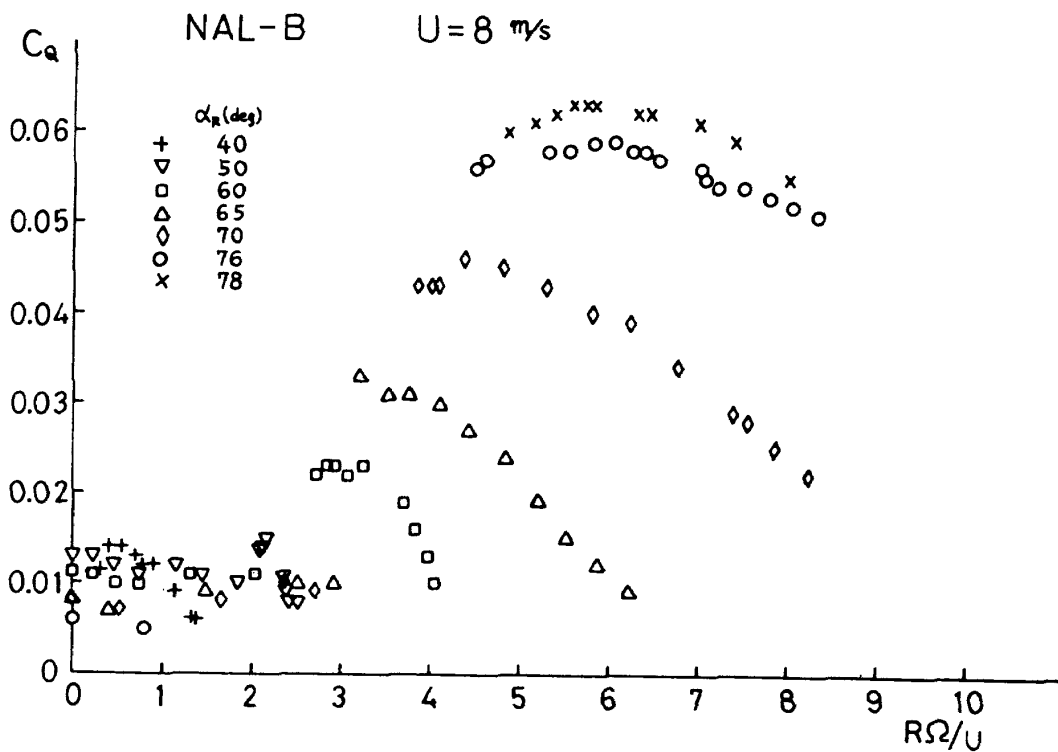
第6図 (b) B風車の効率曲線

76°の時よりも効率は良く、最大効率も0.44(44%)となって、A風車のそれよりも高くなっている。このように、設計ピッチ角付近ではB風車の方が性能は良いと言える。しかしながら、非設計ピッチ角では逆にA風車の方が効率は高い。同じ最適弦長分布を持ちながら平面形がちがうために、若干異った

性能が出ている点が注目される。なお、同図(a)には、第2章で述べた理論を使って計算した効率曲線を実線で示してある。この理論計算では、翼素の空力データとして第2図の結果(但し、 α が小さい所で C_D データを若干修正した)を用いた。風洞試験での代表的なレイノルズ数が 10^5 のオーダーであるからで



第7図 (a) A風車のトルク係数

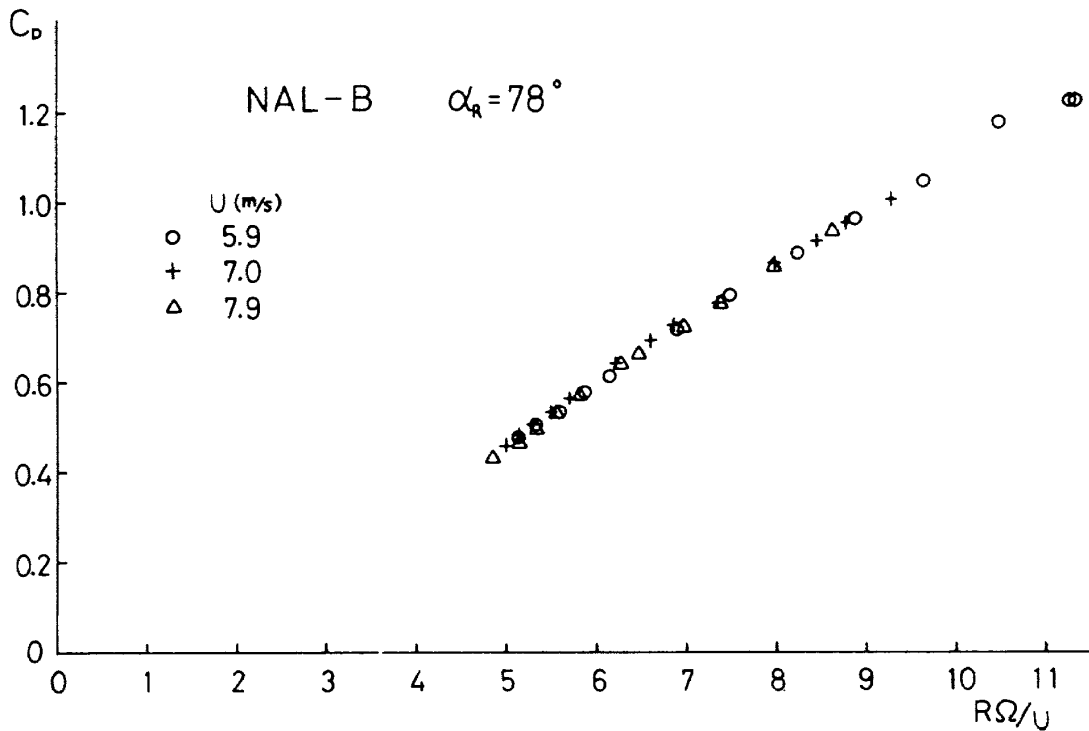
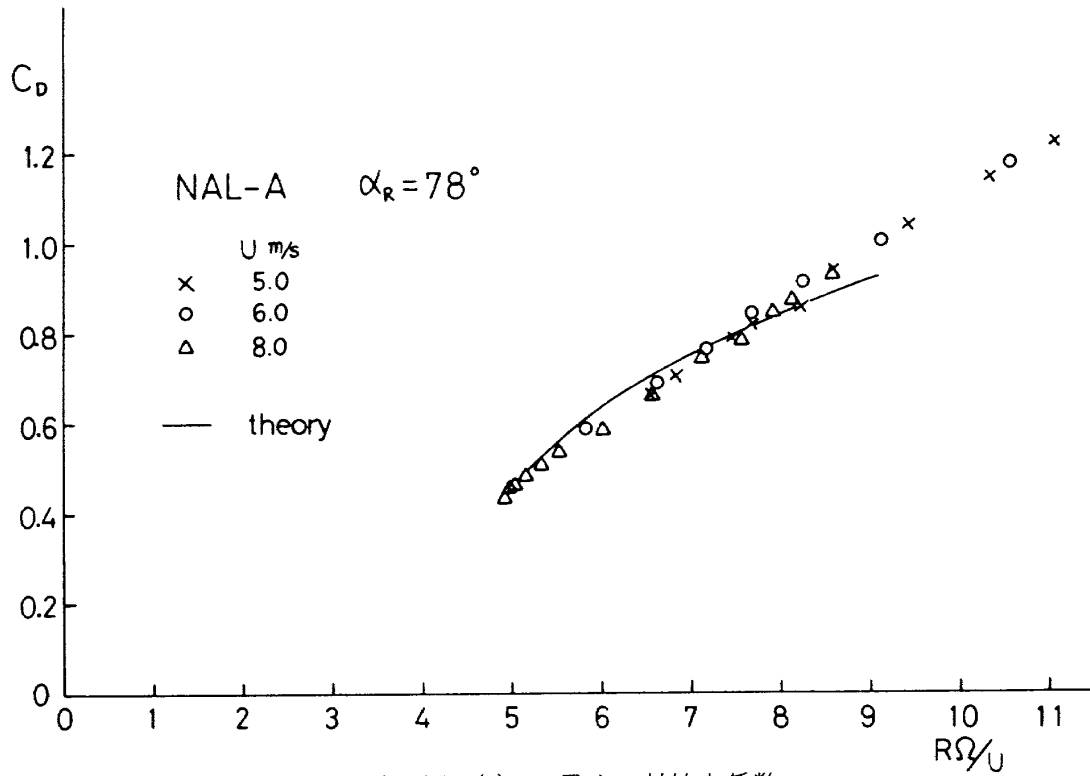


第7図 (b) B風車のトルク係数

ある。また理論には翼端損失効果の補正は含まれていない。設計ピッチ角付近では理論と実験の一致は良好であるが、非設計ピッチ角では定性的な一致は良いが、定量的一致は余り良くない。この理論結果はB風車に対しても全く同じになるので、同図(b)に

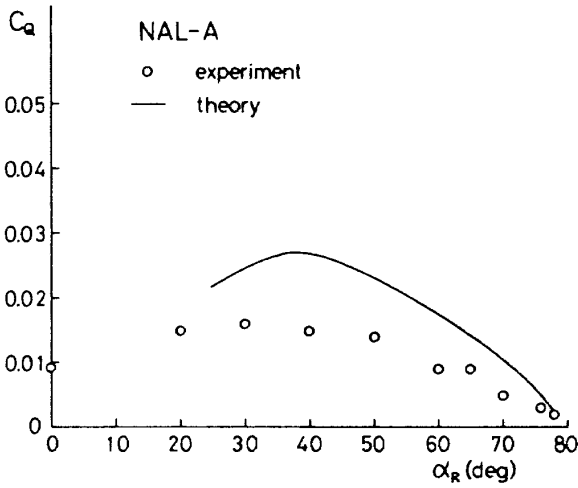
はプロットしなかった。実験ではA、B両風車の間に若干の性能のちがいが出たが、これを説明するためには第2章の理論では不十分であり、3次元性を考慮した理論が必要となるであろう。

第7図には、A、B両風車のトルク係数 C_Q が周

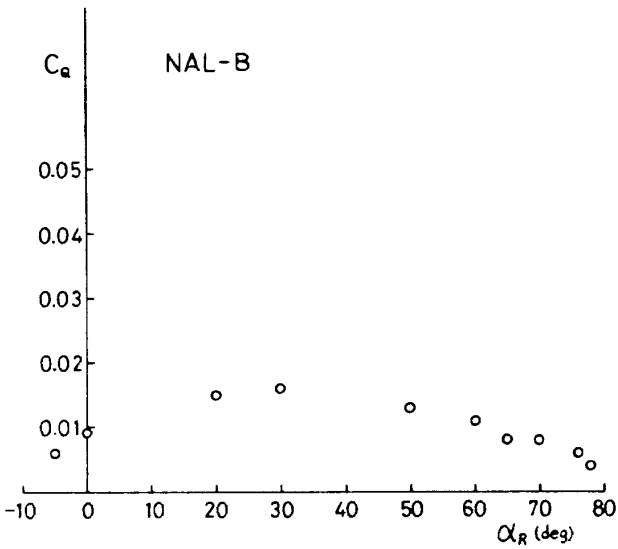


速比Xに対してプロットされている。ピッチ角がパラメータである。この結果についても、設計ピッチ角付近ではB風車の方が性能がよく、非設計ピッチ角では逆にA風車の方がよいことがわかる。しかし、どちらの風車も最大トルク係数は0.06を超えてい

る。これらの図で特徴的なことは、 60° 以上のピッチ角での曲線は、いずれも最大値の左側（すなわち周速比の低い方）でデータが切れていることである。これはその領域では負荷調整がきわめて難しいためであって、負荷をほんのわずかふやすと風車の回転



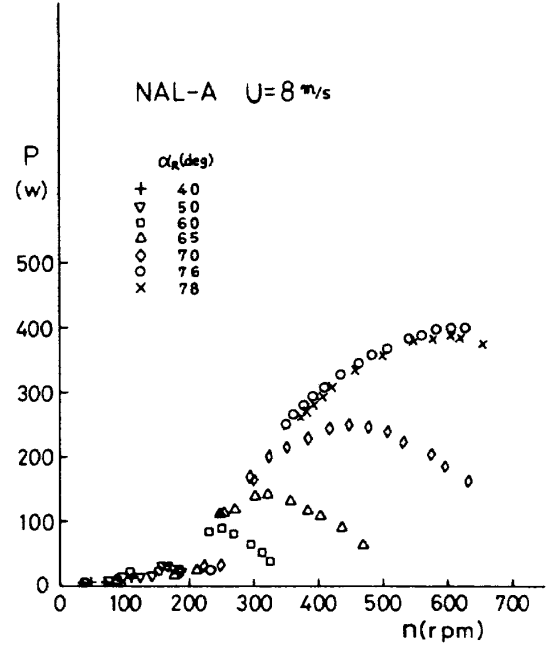
第9図 (a) A風車の起動トルク係数のピッチ角 (α_R) による変化



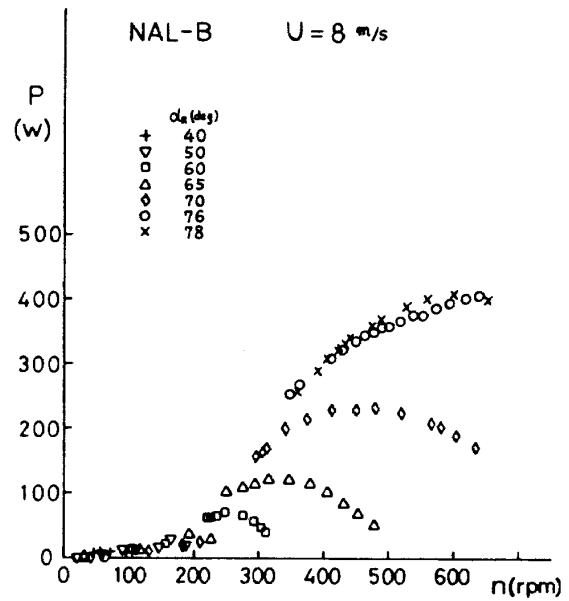
第9図 (b) B風車の起動トルク係数のピッチ角 (α_R) による変化

が停止してしまい、逆に少しへらすとただちに安定側（最大値の右側）に移ってしまうからである。このような特徴は第6図の効率曲線からも読みとれるが、トルク係数の方が顕著に見られるので、ここで説明を行なった。同図(a)には理論曲線も示されている。設計ピッチ角付近での一致は良いが、非設計ピッチ角では効率の場合と同様に定性的傾向は良くあっているが、定量的には若干の不一致がある。

第8図は風車に働く軸抗力係数 C_D を示す。設計ピッチ角 ($\alpha_R = 78^\circ$) の時に、風速を変えて測定を行なった。測定を行なった範囲では、 C_D は周速比とともに単調に増大している。A風車とB風車のちがいは、この項目については殆んど見られない。



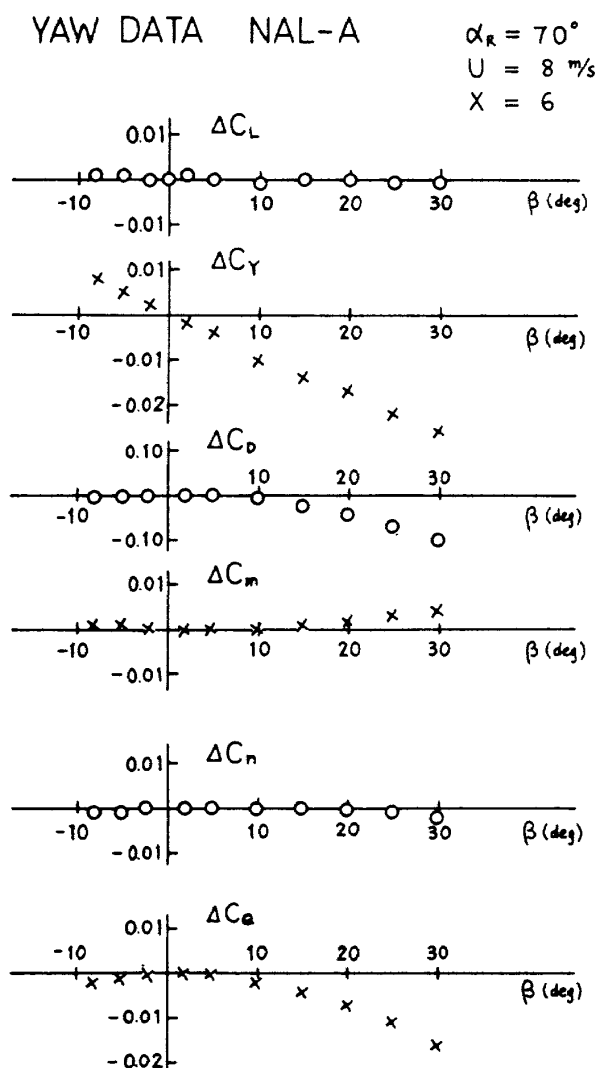
第10図 (a) A風車の出力-回転数曲線



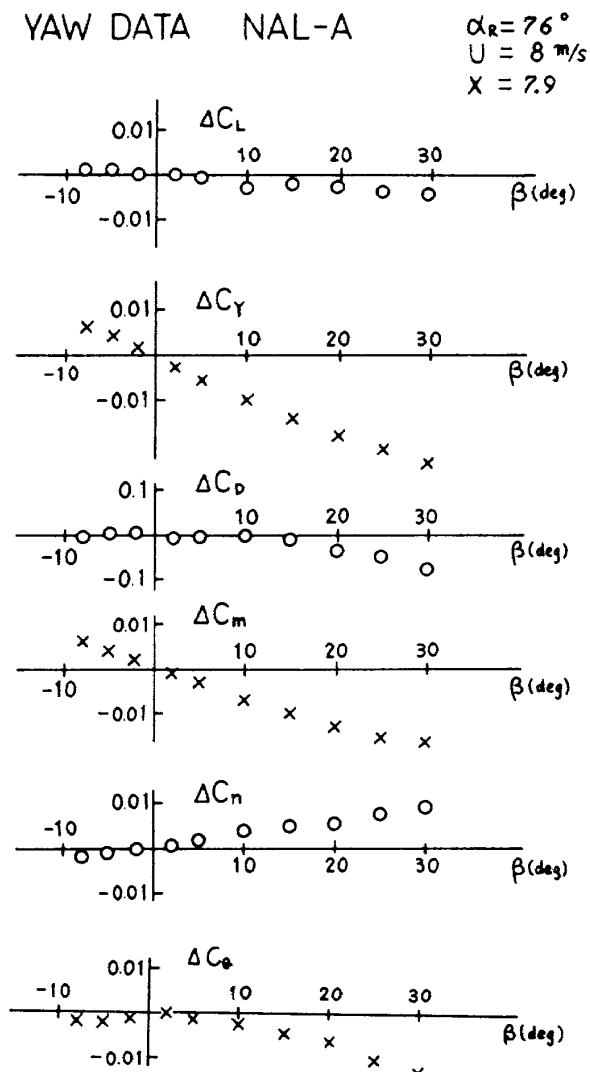
第10図 (b) B風車の出力-回転数曲線

同図(a)の実線は理論計算の結果で、周速比9までは実験値とよく一致している。

次に第9図は、A、B両風車の起動トルク係数を各ピッチ角に対して測定した結果を示す。これは風車が起動し始める時、どのピッチ角にセットしておけばトルクが最大になるか、言い換えれば最も回り出しやすいか、を知るのに役立つデータである。A、B両風車とも $\alpha_R = 35^\circ$ 付近で最大の起動トルクを出すことがわかる。同図(a)の実線は理論結果で、計算値を $X \rightarrow 0$ に外そうしてえた結果を示してあ



第 1 1 図 (a) A 風車の偏揺角特性
 (ピッチ角 70° の場合)



第 1 1 図 (b) A 風車の偏揺角特性
 (ピッチ角 76° の場合)

る。絶対値は理論の性格から予想されるように大きく異なるが、定性的な傾向はよく一致している。

第 1 0 図は、A、B 両風車のパワー $P(W)$ を回転数 n (rpm) に対してプロットした結果である。

以上は偏揺角 β が 0 の場合であるが、次に β をふって風が斜めから当たった時に性能がどのように変わるか、を示すことにする。

第 1 1 図は A 風車の偏揺特性を示したもので、ピッチ角 $\alpha_R = 70^\circ$ と 76° の時の、揚力 (ΔC_L)、横力 (ΔC_Y)、軸抗力 (ΔC_D) の各係数と、ピッチング (ΔC_m)、ヨーイング (ΔC_n) 及びトルク (ΔC_Q) の各モーメントの β による変化を示したものである。△記号をつけたのは、 $\beta = 0^\circ$ における値からのずれであることを示すためである。横力 (ΔC_Y) とトルクモーメント (ΔC_Q) はいずれのピ

ッチ角においてもかなり β による変化が出ているが、ピッチングモーメント (ΔC_m) は $\alpha_R = 76^\circ$ の方が β の効果を強く受けている。

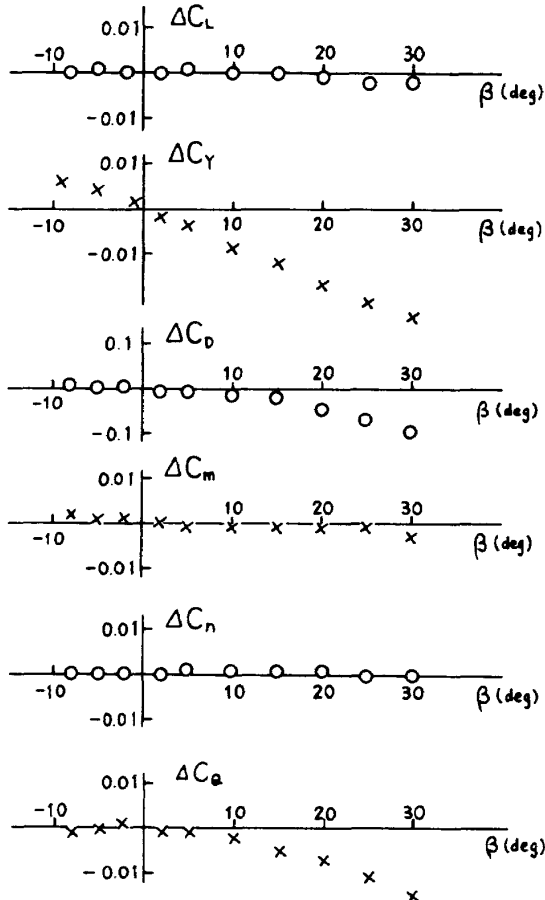
第 1 2 図は B 風車の偏揺特性である。A 風車とその特性は殆んど変わっていない。

第 1 3 図は効率 η が β とともに如何に変化するかを示したものである。予想されるように、風が斜めからあると、風車の効率は落ちる。 $\beta = 30^\circ$ 付近では、 $\beta = 0^\circ$ の 70% ぐらいの効率しかない。このことから風車翼回転面を風に正対させることが重要であることがわかる。

5. 検 討

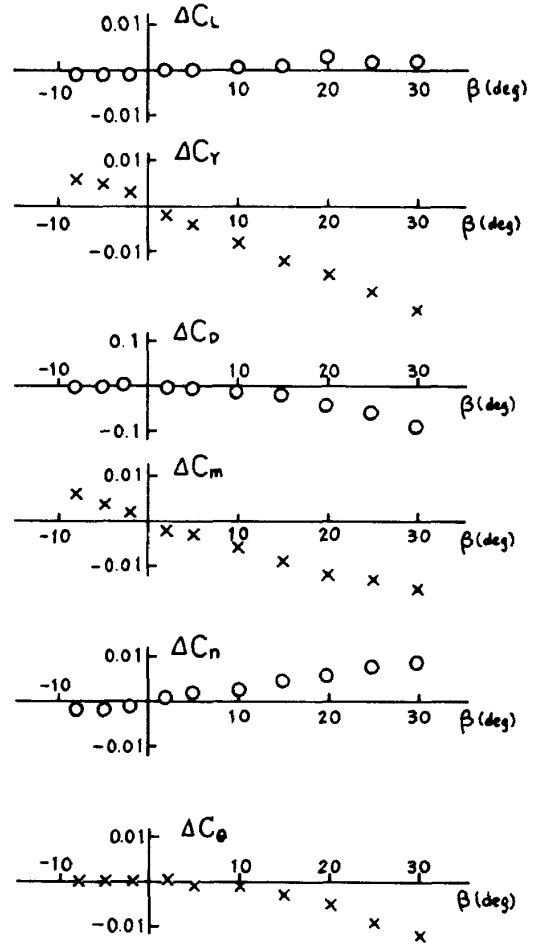
A 風車の最大効率は 0.416、B 風車のそれは 0.44 であるが、この数値は両風車のカットアウト

YAW DATA NAL-B $\alpha_R = 70^\circ$
 $U = 8 \text{ m/s}$
 $X = 6.0$



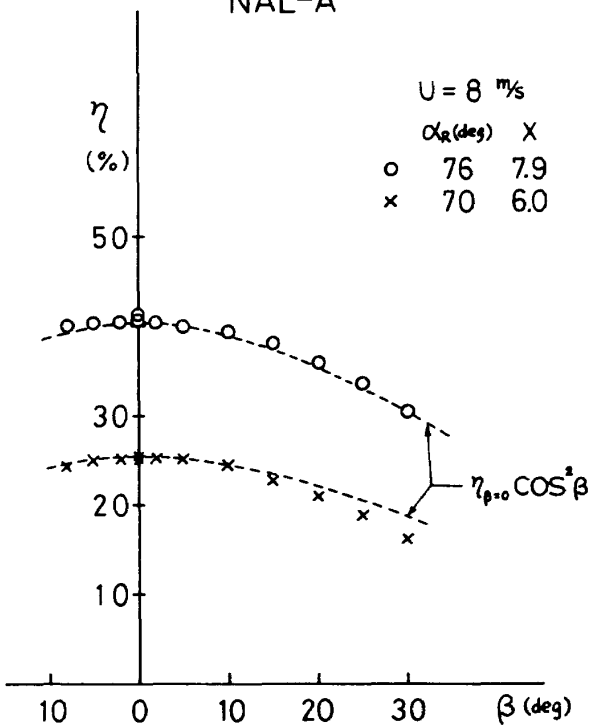
第 12 図 (a) B 風車の偏揺特性
 (ピッチ角 70° の場合)

YAW DATA NAL-B $\alpha_R = 76^\circ$
 $U = 8 \text{ m/s}$
 $X = 7.9$

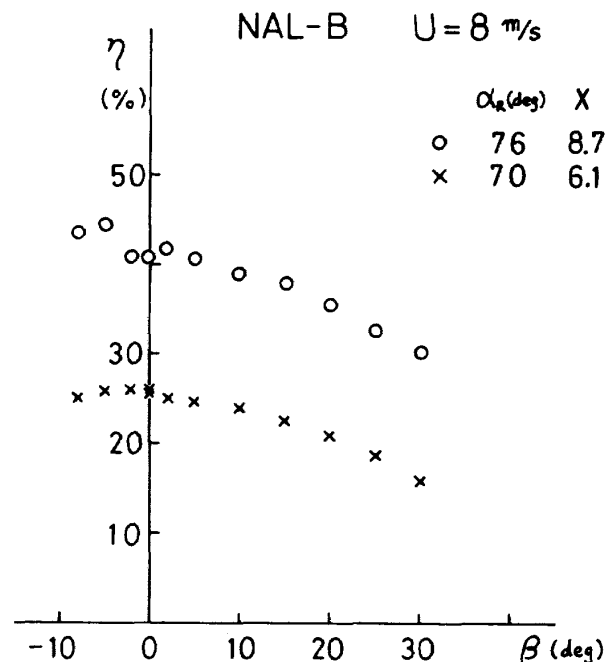


第 12 図 (b) B 風車の偏揺特性
 (ピッチ角 76° の場合)

NAL-A



第 13 図 (a) A 風車の効率の β による変化



第 13 図 (b) B 風車の効率の β による変化

比が0.25という若干大きすぎる値であることを考慮に入れば妥当であると言える。なぜなら最適なカットアウト比は0.15～0.20の間にあり、これ以上大きくするとコスト面での利点以上に空力特性の面での損失が大きくなることが指摘されているからである。⁵⁾ 試みに0.25より小さなカットアウト比を採用して第3章の設計々算をやり直してみると、ずっと高い効率が予測される。しかしながら、カットアウト比は経済性や構造強度面からの制約に強く依存するものであり、空力的観点だけからは決定できないことに注意しなければならない。

効率最適化風車と他の風車の空力特性を比較する場合には、若干の注意が必要である。すなわち前者は「与えられた条件の下で効率を最大にする」ように設計された風車であるから、それとの比較においては、同じ条件の下で設計された(例えば)ソリテイが同じであるような非最適化風車との比較だけが意味がある、という点に注意しなければならない。それゆえ、設計条件が異なる任意の風車との比較は、難しい問題であって、慎重に行なう必要がある。その意味で、ここでは他に公表されている風車の空力特性値との比較は行なわないことにする。

第2章で述べた理論では、翼型の空力データとしてどのレイノルズ数のものを使うかによって結果が異なってくる。これは主に抵抗係数のレイノルズ数によるちがいに基づく。所で、各翼素における合成速度は半径方向に変化するから、それと翼弦長に基づくレイノルズ数は一般に変化する。その変化を考慮に入れることは、理論的予測の精度を増すために必要であるが、それを行なうと問題が非線型になり、解法がずっと難しくなる。それゆえ、われわれは半径の75%位置の翼素のレイノルズ数を参考にし、それに出来るだけ近いレイノルズ数での空力データ(第2図)を使うことにした。

6. ま と め

まず最初に、与えられた設計条件の下で効率を最適にするような風車翼の設計法を構成した。次に、それに基づいて20kW風車(直径14m)を設計し、その空力特性を調べるために、1/7模型風車(直径2m)を使って風洞試験を行なった。そこではピッチ角、周速比を変えて、効率、トルク係数、軸抗力係数、起動トルク係数、パワー出力、回転数を測定した。また、偏遙角 β をとった時の6分力空力特性も測定した。

実験値と理論値の一致は、若干定量的な面で不満はあるが、概して良好であり、われわれの設計法は風車翼の初期設計には十分役立つことが示された。しかしながら、より詳細な特性をより精度よく予測するためには、3次元性を考慮に入れた理論が必要である。本実験データは、それらの理論を検証するにも役立つであろう。

最後に、本実験結果に対し貴重なコメントを頂いた東京大学 東 昭 教授に感謝の意を表します。また遠藤空気力学第二部長からは、本研究の当初から有益なる助言を頂いた。

文 献

1. O. de Vries; Fluid Dynamic Aspects of Wind Energy Conversion, AGARD-AG-243 (1979).
2. R.T. Griffith; The effect of airfoil characteristics on windmill performance, The Aero. Jour. Vol. 81, No. 799 (1977), pp. 322-326.
3. 石田洋治, 野口正芳; 水平軸型風車の空力設計と性能計算, 航空宇宙技術研究所資料, TM-411 (1980)
4. I.R. Abbott & A.E. von Doenhoff; Theory of wing sections (1959), Dover.
5. 本間琢也; 風力エネルギー読本(昭和54)第4章第3節, オーム社

航空宇宙技術研究所報告 698 号

昭和 57 年 2 月 発行

発行所 航空宇宙技術研究所
東京都調布市深大寺町 1880
電話武蔵野三鷹(0422)47-5911(大代表)〒182
印刷所 株式会社実業公報社
東京都千代田区九段南 4-2-12
