

航空宇宙技術研究所資料

TECHNICAL MEMORANDUM OF NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

TM-411

水平軸型風車翼の空力設計と性能計算

石田 洋治・野口 正芳

1980 年 4月

航空宇宙技術研究所
NATIONAL AEROSPACE LABORATORY

水平軸型風車翼の空力設計と性能計算*

石田 洋 治** 野 口 正 芳**

1. 序

1973年に生じた石油危機に端を発し、現在ますます厳しくなりつつあるエネルギー事情の中で、石油に替わるエネルギー源に対する社会的要請が強まり、風力エネルギーに対する関心が再び高まってきている。それは、原子力エネルギーに安全性の点で一沫の不安があり、クリーンなエネルギー源と言うことで、いわゆる自然エネルギーが注目され出したからである。米国を始め、ソ連、西欧諸国、カナダ、それに我国を含むアジア諸国（インド、フィリピンなど）などで、一斉に風車の開発研究が始められた¹⁾。そこでは、風車の設計に当って、最新の航空機やヘリコプターで開発された諸技術が盛んに用いられている。従来の大型風車はその所期の目標を達成する前に壊れてしまうことが多かった。その大きな理由の一つは、風車翼に働く空気力の正確な評価が出来ていなかったためであろう。風車は一つの空力物体であるから、自然風という転変きわまりない環境におかれた時に、如何なる力を受け、どのような振舞をするのかを適確につかんでいなければ良い設計は出来ないし、従って良い風車は出来ない。風車が永続的なエネルギー変換器として利用できるためには安全性と信頼性さらには経済性を飛躍的に高める必要があり、そのためには最新の航空機やヘリコプターに関する高度な技術（ハードウェア、ソフトウェアの両方を含めて）の応用を図るとともに、風車固有の問題の解決を試みなければならない。

風車を一つのシステムとしてすぐれたものにするためには、空力、構造、制御さらには蓄エネルギー（蓄電又は蓄熱）の諸技術が上手く統合されなければならない。しかしながら、本報告ではそのうちの空力設計に関する問題だけを取扱っている。まず風車翼の具体的形状を空力的観点から決定し、しかる後に構造的あるいは制御的な観点からそれを手直しするという手順が自然であると考えられるからである。

風車翼の空力計算法としては、単純運動量理論、翼素理論、渦格子法、局所運動量理論、等が利用できる。こ

のうち渦格子法や局所運動量理論は、与えられた風車翼のまわりの流れ場を、かなり精度よく予測することが出来る。したがって、このような計算は、いったん風車翼が設計されて、物としての形ができてしまった場合に、その性能をより正確に評価するには便利であるが、設計概念を簡単に実行に移すには、若干大がかりすぎるように思われる。本質は損わない程度の簡単で取扱い易い理論が設計問題にはふさわしいであろう。単純運動量理論は一番簡単であるが、設計に必要な翼に関する詳細を全く理論の中に含んでいないので適当ではない。ここでは運動量理論と翼素理論とを組合わせた combined momentum-blade element theory²⁾を使うことにした。この準二次元的な理論により風車翼の設計にとって重要な、流れ場の（少なくとも）定性的な評価が可能となり、より進んだ設計を行なう場合の重要な指針となると思われる。

2. 理 論

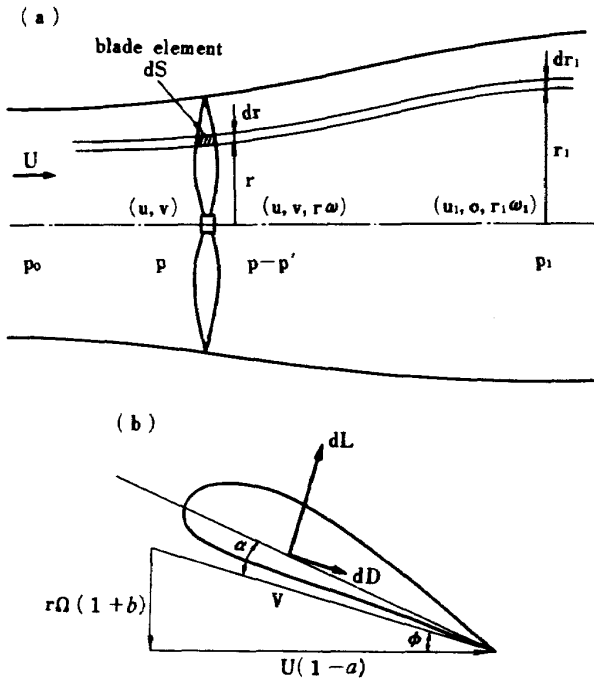
ここに述べる理論は、別に新しいものではないが、後の参考のために、若干詳しく述べておくことにする。

風車翼の回転中心から r の距離の所の翼素 ds を考える。風車翼が N 枚の翼から成っている時には、 N 個の翼素があることになる。この翼素に空気力が働き、それによって回転する。その下流にはいわゆる後流が生じる。今この翼素を含んで前方、後方に十分遠方まで延びた円環状（annular）の流管を考え、この流管について運動量法則を適用してやる。その際に得られる力は、 N 個の翼素に働く空気力の合力に等しいはずである。

さて、流れは軸対称であるから円環状流管のうち、ある φ における面内の流管のみを考えればよい。即ち第1図(a)に示したような流管を考える。今この流管に沿っての速度ベクトル、圧力の変化を追ってみる。まず無限上流での速度ベクトルは $u = (U, 0, 0)$ 、圧力 P は p_0 である。ここで速度ベクトルはそれぞれ軸方向、半径方向及び円周方向の順に示されている。次に風車の直前では $u = (u, v, 0)$ 、 $P = p$ となり、風車直後では $u = (u, v, r\omega)$ 、 $P = p - p'$ になる。ここで風車翼は、actuator diskのような働きをすると考えている。風車直後で圧

* 昭和55年3月4日受付

** 空気力学第二部



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

力変化 p' が生じるのは、後流に回転流（流速 $r\omega$ ）が発生するためである。そして無限下流では $u = (u_1, 0, r\omega_1)$, $P = p_1$ となる。

この流管を検査面を選んで運動量法則を適用すると、翼素に働く推力（今の場合には符号が反対になるので抗力と考えた方がよい） $-d^2T$ は、

$$-d^2T = \rho u_1 (U - u_1) dS_1 + (p_0 - p_1) dS_1 \quad (1)$$

となる。この式は検査面の上下側壁に働く圧力の寄与（これは非常に小さい）だけの誤差がある以外は正しいものである。さて後流中の回転速度は一般に非常に小さく、その項を無視しても大きな誤差を生じない。しかるに回転流による遠心力と半径方向の圧力勾配 $\partial p / \partial r$ はつりあうから、回転流速度が小さければ、 $\partial p / \partial r$ は小さくなり半径方向の圧力勾配は無視できることになる。無限下流の断面でこれを適用すると、 $p_1 = \text{const} = p_0$ となり、(1)式の右辺第2項は消える。従って、

$$-d^2T = \rho u_1 (U - u_1) dS_1 \quad (2)$$

一方流管についての連続の式から、

$$u dS = u_1 dS_1 \quad (3)$$

これを(2)に代入すれば、

$$-d^2T = \rho u (U - u_1) dS \quad (4)$$

となる。

第1図(a)からわかるように、この推力 $-d^2T$ はまた次のようにも書ける。

$$-d^2T = p' dS \quad (5)$$

p' はベルヌーイの式を適用すれば、

$$p' = p_0 - p_1 + \frac{1}{2} \rho (U^2 - u_1^2) + \frac{1}{2} \rho (\omega^2 r^2 - \omega_1^2 r_1^2) \quad (6)$$

となる。上で述べたように $p_1 = p_0$ であり、かつ $\omega, \omega_1 \ll 1$ であるから、(6)式の右辺の第一項は消え、第三項は無視できることになる。結局(6)式は

$$p' = \frac{1}{2} \rho (U^2 - u_1^2)$$

これを(5)に代入すれば、

$$-d^2T = \frac{1}{2} \rho (U^2 - u_1^2) dS \quad (7)$$

(4) と (7) から、

$$u = \frac{1}{2} (U + u_1) \quad (8)$$

という関係が得られる。この式は、風車翼位置における軸方向速度 u は、無限上流と無限下流における速度、 U と u_1 、の算術平均であることを示している。

さて、(8)より

$$u = U(1-a), \quad u_1 = U(1-2a) \quad (9)$$

とおける。ここで a は軸流干渉係数と呼ばれ、軸速度 u が一様流速 U からどれだけ変化したかを表わす。(9)式を(4)式に代入すると、 $dS = r dr d\varphi$ を使って

$$-d^2T = 2\rho U^2 (1-a) a dS = 2\rho U^2 (1-a) a r dr d\varphi \quad (10)$$

今考えている流れは軸対称流であるから φ 方向には状況は変らない。従って(10)を φ について0から 2π まで積分してやると、

$$-dT = 4\pi \rho U^2 (1-a) a r dr \quad (11)$$

を得る。これが annular な actuator disk 要素が受ける推力である。

一方翼素に働くトルクを求めるには、この検査面について角運動量保存則を適用すればよい。角運動量は無限上流側では零で、無限下流側の検査断面でのみ存在するから、

$$d^2Q = \rho u_1 \omega_1 r_1^2 dS_1 = \rho u \omega r^2 dS \quad (12)$$

が成立つ。ここで、

$$\omega = 2bQ \quad (13)$$

で定義される回転流干渉係数 b を導入し、 u に対して(9)式を使うと、(12)式は

$$d^2Q = 2\rho U Q b (1-a) r^3 dr d\varphi$$

これを φ について0から 2π まで積分すれば、

$$dQ = 4\pi \rho U Q b (1-a) r^3 dr \quad (14)$$

を得る。これが annular actuator disk 要素が受けるトルクである。これらの推力やトルクは、翼素に働く空気力によって生じたものである。そこで次に翼素に働く空気力について考えることにする。

再び第1図(b)に移り、一つの翼素について考えること

にする。準二次元的な考えに立てば（一般に風車翼のアスペクト比は大きいので、この考えはかなり正しい）この翼素に対する有効迎角が知れば、この翼素の揚力及び抗力係数を求めることが出来る。上で見たように軸方向の誘導速度は $-aU$ であり、回転方向のそれは rbQ であるから、各方向の実質的な速度はそれぞれ $U(1-a)$ 、 $rQ(1+b)$ となる。従って合成速度 V の大きさとその方向 ϕ は容易に求められる。翼素の幾何迎角を α_D とすれば、有効迎角 α は

$$\alpha = \alpha_D - \phi \quad (15)$$

となる。ここで、

$$\phi = \tan^{-1} \left[\frac{rQ(1+b)}{U(1-a)} \right] \quad (16)$$

である。 α がわかれば、考えている翼素の二次元的な $C_L, C_D \sim \alpha$ 曲線から、 C_L, C_D が求められる。この時、一個の翼素がこの空気力によって生ぜしめられる推力とトルクは、

$$\text{推力} = dL \sin \phi + dD \cos \phi$$

$$\text{トルク} = (dL \cos \phi - dD \sin \phi) r$$

であるから、 N 個（ N 枚のブレードがあるから）の翼素について加え合わせれば、

$$-dT = N \frac{1}{2} \rho V^2 c (C_L \sin \phi + C_D \cos \phi) dr \quad (17)$$

$$dQ = N \frac{1}{2} \rho V^2 c (C_L \cos \phi + C_D \sin \phi) r dr \quad (18)$$

を得る。ここで、

$$V = U [(1-a)^2 + x^2 (1+b)^2]^{1/2}$$

$$x = rQ/U$$

である。(11)と(17)、(14)と(18)をそれぞれ等値すると、

$$\sigma = \frac{4a(1-a)}{[(1-a)^2 + x^2(1+b)^2]^{1/2} [C_L x(1+b) + C_D(1-a)]} \quad (19)$$

$$\sigma = \frac{4x(1-a)b}{[(1-a)^2 + x^2(1+b)^2]^{1/2} [C_L(1-a) - C_D x(1+b)]} \quad (20)$$

を得る。ここで、 $\sigma = Nc/2\pi r$ は局所ソリディティと呼ばれる量である。(19)、(20)両式が本理論の支配方程式である。これらの式は任意の半径方向位置 r における翼素に対して成立つものである。

(19)、(20)両式には、 $\sigma, x, a, b, C_L, C_D$ の6個の変数が含まれている。このうち σ は風車翼の弦長分布 $c(r)$ が与えられれば決まる。 x は

$$x = rQ/U = (RQ/U) (r/R) = X \cdot \bar{r} \quad (21)$$

と書けるから、周速比 X を与えれば決まる。軸流干渉係数 a と回転流干渉係数 b は、決定されるべき未知量である。揚力係数 C_L と抗力係数 C_D は、風車翼の設計計算と性能計算とでその扱い方が異なる。詳細は次の第3章で

述べるが、結論を先に言えば、前者では C_L, C_D は与えられるが、後者では計算の結果として求まる。

最後に風車翼の効率 η に対する表現を与えよう。風車翼がとり出すパワー P は、

$$P = \int_{r_R}^R Q dQ \quad (22)$$

である。これに(14)を代入すると、

$$P = 4\pi\rho U Q^3 \int_{r_R}^R (1-a) br^3 dr.$$

一方、風車の回転面積（disk area, πR^2 ）を通過する風の有するエネルギー E は、

$$E = \frac{1}{2} \rho U^3 (\pi R^2)$$

である。従って効率 η は、

$$\eta = \frac{P}{E} = \frac{8}{X^2} \int_{x_R}^X (1-a) bx^3 dx \quad (23)$$

となる。与えられた弦長分布 $c(r)$ 、周速比 X に対して a, b が r （即ち x ）の関数として求まれば、 η は計算できる。

3. 風車翼の設計計算と性能計算

前章において風車翼の空力性能を論ずる際の支配方程式を導いた。それらは、(19)と(20)、及び補助関係式(15)と(16)、である。本章ではその解法を示す。設計計算と性能計算とは取扱いが異なるので、それらを別々に述べることにする。

3.1 設計計算

設計計算は、設計条件として何を選ぶかによって場合ごとに異なる。前章で述べた理論は、若干粗いものであるから、設計条件としてどんなものでも良いというわけには行かない。（例えば風車翼の平面形、翼型、振り分布等を、効率が最大となるように設計せよという問題には答えられない。）支配方程式(19)と(20)に含まれるパラメータ $\sigma, x, a, b, C_L, C_D$ のうちのどれかを与えて、他を求めるということしか出来ない。ここに示す計算は、あくまでも一つの選択にすぎないものであって、この他にも様々な設計方針があると思われる。（例えば文献2を参照）

ここでの設計方針は次の通りである。風車翼の平面形（半径 R 、弦長分布 $c(r)$ ）が与えられ、設計風速、設計回転数が与えられた場合、風車翼の空力性能は、それを半径方向に如何に振るかによって殆んど決定する。すでに述べたように、半径 r における翼素は、回転速度 rQ 、一樣風速 U 、軸方向と半径方向の誘起速度 $-aU, rbQ$ から作られる合成速度方向に対して、ある迎角 α を持って

いる。もしこの α が、その翼素が(2次元翼型として)最もよい性能を出す(具体的には揚抗比 L/D が最大となる)迎角 α^* に等しければ、翼素は空力的に有効な働きをし、それを全半径にわたって積分して得られる風車翼の空力性能は、すぐれたものとなるであろう。従って、合成速度の方向を ϕ とすれば、振り角 α_D は一樣流方向に対して

$$\alpha_D = \phi + \alpha^* \quad (24)$$

によって与えればよいことになる。要約すれば、本設計方針は、風車翼の幾何形状(半径 R , 弦長 $c(r)$), 設計風速, 設計回転数を与えて、翼の振り角 α_D を(24)に従って決定する, ということになる。

ここで説明の便宜上, 前章で導出された風車翼の空力性能に対する支配方程式をもう一度書くことにする。それらは(19), (20)両式と補助関係式(15), (16)である。

$$\sigma = \frac{4a(1-a)}{[(1-a)^2 + x^2(1+b)^2]^{1/2} [C_L x(1+b) + C_D(1-a)]} \quad (25)$$

$$\sigma = \frac{4x(1-a)b}{[(1-a)^2 + x^2(1+b)^2]^{1/2} [C_L(1-a) - C_D x(1+b)]} \quad (26)$$

$$\alpha = \alpha_D - \phi \quad (27)$$

$$\phi = \tan^{-1} \left[\frac{x(1+b)}{1-a} \right] \quad (28)$$

すでに述べたようにわれわれの設計問題では、これらの式に含まれるパラメータのうち、 σ, x, C_L, C_D が与えられるので、 a と b が未知量となる。この場合の上式の解法は次の通りである。

まず(28)より

$$x(1+b) = (1-a) \tan \phi \quad (29)$$

(29)を(25)と(26)に代入すると、それぞれ

$$\sigma = \frac{4a \cos \phi}{(1-a)(C_L \tan \phi + C_D)} \quad (30)$$

$$\sigma = \frac{4xb \cos \phi}{(1-a)(C_L - C_D \tan \phi)} \quad (31)$$

が得られる。(30)と(31)とから

$$a = \frac{x(C_L \tan \phi + C_D)}{C_L - C_D \tan \phi} b \quad (32)$$

これは a と b の関係を与える。(32)を(31)に代入し、 b について解くと、

$$b = \frac{\sigma(C_L - C_D \tan \phi)}{x\{4 \cos \phi + \sigma(C_L \tan \phi + C_D)\}} \quad (33)$$

(33)を(32)に代入すれば、

$$a = \frac{\sigma(C_L \tan \phi + C_D)}{4 \cos \phi + \sigma(C_L \tan \phi + C_D)} \quad (34)$$

σ, x, C_L 及び C_D は与えられているので、 a, b は ϕ の値

がわかれば求まることになる。そこで ϕ を求めるために(33)と(34)を(29)に代入すると、

$$(\sigma x C_L - \sigma C_D - 4 \cos \phi) \tan \phi + 4x \cos \phi + \sigma x C_D + \sigma C_L = 0 \quad (35)$$

この式で、 σ, x, C_L, C_D は与えられているから、 ϕ に対する方程式となり、適当な手段により解くことができる。 ϕ が求まれば、それを(33), (34)に代入して a と b が得られる。また、 ϕ がわかれば風車翼の振り角 α_D は、(24)から求めることが出来る。

以上の計算を半径方向に r_R から R まで(適当な分割点 r_j に対して)行なえば、 a, b, ϕ, α_D などの半径方向分布が得られる。この時の風車翼の効率 η は、今求めた a, b を(23)に代入すれば(数値的に)積分できる。

3.2 性能計算

ここでは、上に得られた設計風車が、設計条件以外の時に、いかなる空力性能を示すか、を計算する。

設計風車翼が設計条件以外の所で回転しているとしよう。半径位置 r における翼素は、一樣流方向速度 $U(1-a)$ 、回転流方向速度 $r\Omega(1+b)$ を受ける。(a と b は未知量) その合成速度方向は ϕ (未知量)であるから、この翼素の有効迎角 α は、(27)より

$$\alpha = \alpha_D - \phi$$

で与えられる。(α_D はわかっているから、 α と ϕ は独立ではない) α がわかれば翼素の C_L, C_D はわかる。ソリディティ $\sigma (= NC(r)/2\pi r)$ は弦長分布 $c(r)$ が与えられているので既知量であり、 $x (= X/\bar{r})$ は周速比 X が与えられるので、これも既知量である。従って、 α (又は ϕ)、 a, b が性能計算での未知量となる。

支配方程式の解き方は、設計計算の場合と殆んど同じであり、異なる点は(35)の解き方にあるだけである。

(35)を書き直すと、

$$\{\sigma x C_L(\alpha) - \sigma C_D(\alpha) - 4 \cos(\alpha_D - \alpha)\} \tan(\alpha_D - \alpha) + 4x \cos(\alpha_D - \alpha) + \sigma x C_D(\alpha) + \sigma C_L(\alpha) = 0 \quad (36)$$

となる。 $C_L(\alpha), C_D(\alpha)$ の関係は風車翼で使用している翼型については与えられているから、今度の場合にはこの式を α について解けばよい。 α が決まれば、 C_L, C_D, ϕ がわかるので、 a と b は(33)と(34)から求まる。 a と b が各 r 位置($r=r_j$)で求まれば、効率 η は(23)から計算できる。

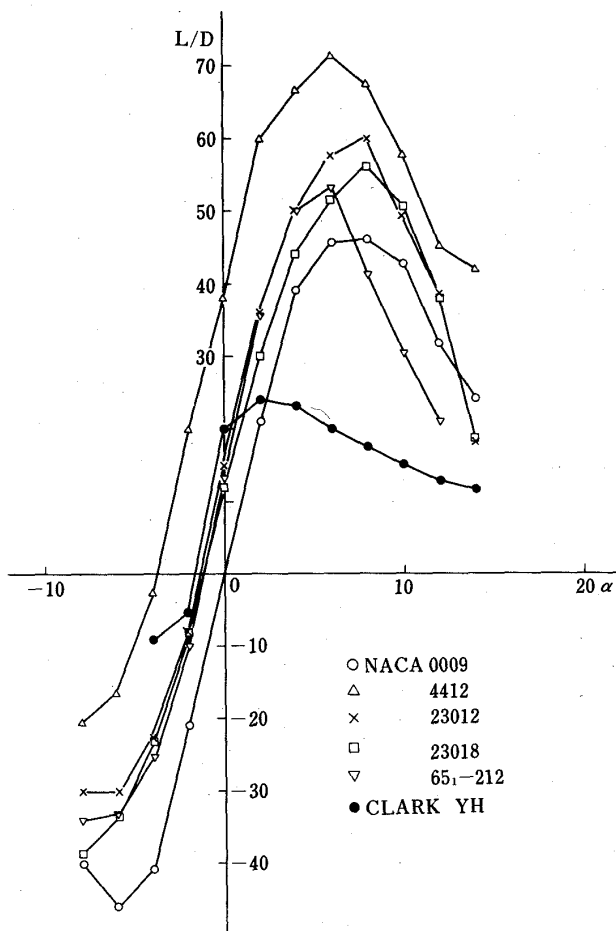
以上の計算は、ピッチ角変化がない場合であるが、ピッチ角 θ がある場合の計算も全く同様であり、上の計算式で、 α_D の代りに $\alpha_D + \theta$ を用いさえすればよいだけである。(ピッチ角 θ は、風車翼が設計振り角 α_D にある時を 0° とし、それから反時計回りに取って行くものとする。従って θ の符号はマイナスになる)

4. 風車翼の設計例

4.1 翼型の選定

風車翼は空力物体であるから、その性能を高めるにはすぐれた翼型及びすぐれた三次元特性を持つ翼を選定しなければならない。しかしながら、本報告では既存の翼型の中からすぐれたものを探すことにし、特に新しく翼型を設計することはしなかった。また三次元特性については、設計理論 (blade element theory) の性質から議論することは妥当でないで、ここでは扱わないことにした。これを行なうためには、より進んだ理論や、実験が必要となるであろう。

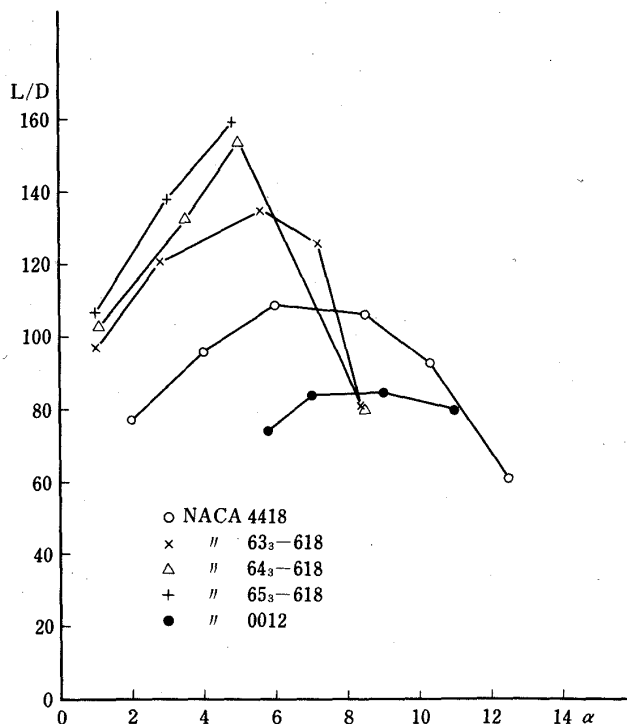
さて、翼型の性能を判断する一つの指標として揚抗比 L/D がある。この値が大きければ良いわけであるが、風車翼の場合には有効迎角が常に大きく変化するから、広い範囲の迎角 α に対して揚抗比が高い値を持つような翼型がのぞましい。第2図は通常良く使われている各種翼型について、 L/D を α に対してプロットした結果である。ジャイロミル型風車で良く使われる NACA0009 翼型は、 L/D の値がそれほど大きくない。NACA230系翼型は、



第2図 各種翼型の揚抗比-迎角特性

米国や西欧諸国で良く使われているが、例えば NACA 4412 翼型と較べて揚抗比特性が良いとは言えない。以前プロペラで良く使われた CLARK YH 翼型は、この図に示したもののの中では一番悪い。この図から言えることは NACA44 系翼型の優秀性である。この図に示した比較検討は完全なものではないが、その結果から我々の風車の翼型としてこの 44 系を選ぶことにした。

さて、従来の小型風車ではどちらかと言うと厚み比の小さな翼型が用いられた。これは厚み比が小さければ風車翼の重量が軽くできることや、コストの点などを考慮に入れてのことであろうと思われる。しかしながら、厚み比の大きい翼型を使った方が、いろいろな点で好都合である。第一は適度に大きな厚み比の翼型の方が広い迎角範囲にわたって良い揚抗比特性を持つ(ことが多い)ということである。これはすでに述べたように風車翼の特性としては好ましいものである。第二は構造上の観点から、厚翼の方が強度的により堅牢なものが作れるであろう。このことは将来大型の風車翼を製造するようになった場合に、特に考慮されなければならない点である。しかし、厚翼と言ってもおのずから限度があり、われわれは空力的な観点から 18% 厚み比の翼型を使うことにした。第3図は各種 18% 厚み比翼型の揚抗比特性を示したものである。データは Abbott & Doenhoff³⁾ の本から $Re = 3 \times 10^6$ のものを採用した。この図を、広い迎角範囲で良い揚抗比特性を持つという観点から検討すると、NACA4418 翼型が良いことがわかる。層流翼型(6系)



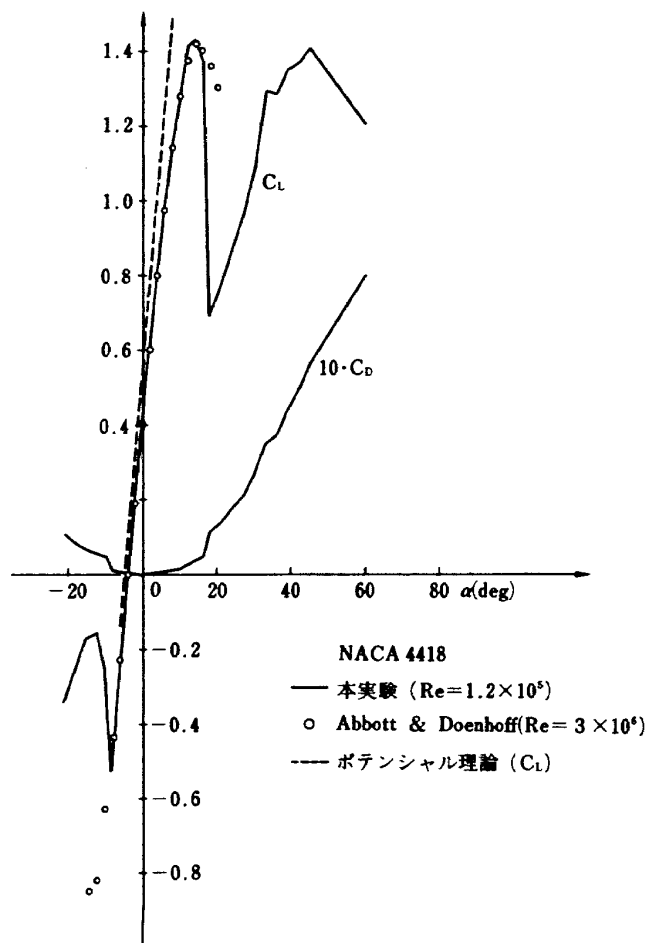
第3図 各種18%厚み比翼型の揚抗比-迎角特性

は低い迎角範囲では非常に高い揚抗比を持つが、ある迎角の所から急激に揚抗比が落ちる。後で見るように周速比 RQ/U が小さい所は、一般に有効迎角が大きい状態に対応する。従って層流翼型を使うと、小さな周速比の所で性能が悪くなるであろう。NACA0012 翼型（これも風車では良く使われる）は揚抗比の全体的なレベルは若干低い、広い迎角範囲に対してはほぼ一定な値を維持する点で注目になる。事実、翼型の対称性が要求されるジャイロミル型風車では、最近この翼型が多く使われている。

以上のごく単純な比較から、われわれの風車翼の翼型として、NACA4418 翼型を採用することにした。

4.2 NACA4418 翼型の揚力、抗力特性

NACA4418 翼型の揚抗特性は、例えば Abbott & Doenhoff のデータから得られるが、そこでの一番低いレイノルズ数は 3×10^6 である。小型風車翼の場合にはレイノルズ数が 10^5 のオーダーの場合もあり得るので、このレイノルズ数での実験データが必要である。第4図は、我々が行なったNACA4418 翼型の、 $Re=1.2 \times 10^5$ （一様流風速 $U=10 \text{ m/s}$ ）における実験データの結果を



第4図 NACA4418 翼型の空力特性

示す。揚力係数 C_L 、圧力抵抗係数 C_{Dp} を、迎角 $\alpha = -22^\circ$ から $+60^\circ$ にわたって測定した。揚力係数は $\alpha = +16^\circ$ 付近で失速し急激に落ち込むが、 $\alpha = +18^\circ$ 付近から再び上昇し、 $\alpha = +45^\circ$ 付近で最大に達し、以後減少して行く。負の迎角における C_L は、 $\alpha = -8^\circ$ 付近で失速が生じてその絶対値が急激に減少し、 $\alpha = -12^\circ$ 付近から再び絶対値が上昇を始める、というふるまいをする。これらの特性を Abbott & Doenhoff の $Re=3 \times 10^6$ のデータと比較すると、失速が生じない限り両者の差異は殆んどないが、失速後のふるまいは著しく異なることがわかる。これは失速後の翼面上の flow pattern が Re 数により著しく異なることによるものと考えられる。圧力抵抗係数 C_{Dp} については、特別に言及することはないが、 $\alpha = -10^\circ$ から $+16^\circ$ まで、その値が非常に小さいのは、この迎角範囲では境界層が剥離していないため、翼型の実測表面圧力がポテンシャル流の値に近いためである。この迎角範囲では、むしろ表面摩擦抵抗が支配的であるが、表面摩擦抵抗の値は測定していない。

本風車翼の計算では、 C_L については上で述べた実験データを適当な解析式で近似して用いた。 C_D については、 $\alpha = -10^\circ \sim +16^\circ$ までの値は Abbott & Doenhoff の、 $Re=3 \times 10^6$ の値を参考にしたが、それ以外の迎角に対しては圧力抵抗が支配的であると考え、本測定値を使うことにした。

4.3 実験用風車翼の空力設計

4.3.1 風洞試験用 2 m 風車

実用の風車を製作する準備段階として、風洞試験用の風車翼の設計を試みた。設計の目標は、最終的には

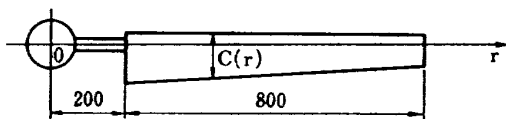
- (i) 高いエネルギー変換効率を持つこと
- (ii) 起動特性が良いこと（即ち、できるだけ低い風速で回転し始めること）
- (iii) 構造的に堅牢であること、

である。しかしながら、ここでは(i)と(ii)に焦点を合わせた空力設計のみを考えている。

具体的な設計条件は、第1表に示されている。風車翼の直径は、航技研大型低速風洞で実験を行なうと仮定して 2 m に決めた。翼の枚数は2枚がいいか3枚がいいかは議論の分れる所であるが、低風速で高いトルクを発生する小型風車（翼は多い方がよい）よりも、高い風速（7~8 m/s）で高い効率をもつ大型風車（翼は一般に少ない）を最終目標とするので、ここでは2枚翼に決めた。しかし、3枚翼の風車翼の計算は容易に出来るので、比較のために性能計算は行なった。設計風速は 5 m/s とした。我国で年間平均 5 m/s の風が常時吹いている場所

第1表 実験用風車翼の設計

- (I) 設計目標
- (1) 高いエネルギー変換効率を持つこと
 - (2) 起動特性が良いこと
 - (3) 構造的に丈夫であること
- (II) 設計条件
- (1) 風車翼直径 2 m
 - (2) 風車翼枚数 2
 - (3) 設計風速 5 m/s (設計出力 120 W)
 - (4) 設計回転数 225 rpm (設計周速比 4.71)
 - (5) 起動風速 2 m/s 以下
 - (6) 翼断面 NACA4418 (スパン方向に同じ)
断面特性 $\alpha = 6^\circ$ 、 $L/D = 100$
 $C_L = 1.0$ 、 $C_D = 0.01$ で作動
 - (7) 翼平面形 下図参照

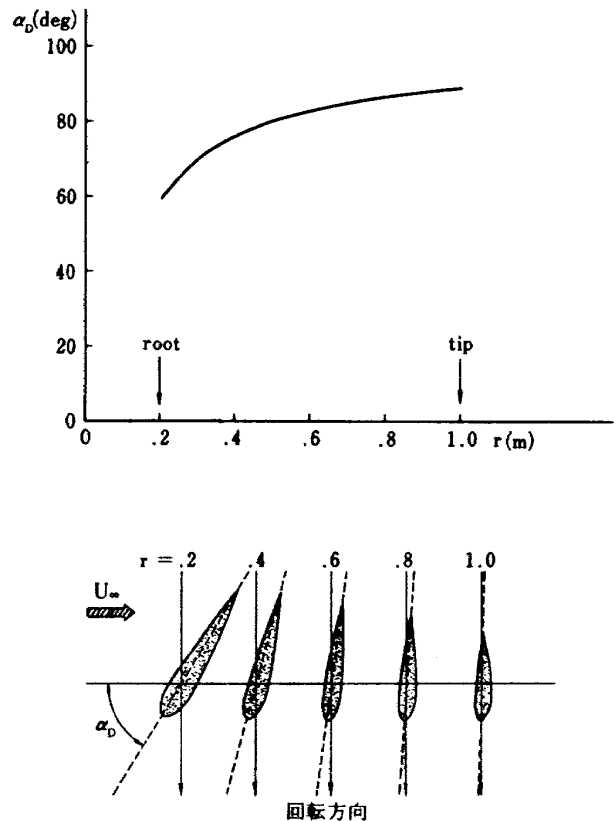


弦長分布 $C(r) = 0.22 - 0.1r$ (m)
アスペクト比 5.0
翼面積 0.128 m^2

はそれ程多くはないが、¹⁾これより低い風速では利用できる風のエネルギー自体が小さくなってしまいうため、妥当な値であろうと考えられるからである。設計時の風車翼回転数は 225 rpm (周速比にすると 4.71) とした。この値は従来の諸風車の例を参考にして決めた。起動風速は一応 2 m/s 以下としたが、これはあくまでも推測値であって、実測してみなければ確められないものである。翼断面はすでに述べたように NACA4418 翼型を用いる。翼断面形はスパン方向に変わらないものとする。この翼型は $\alpha = 6^\circ$ で最大揚抗比 100 を持つ (この時 $C_L \approx 1.00$ 、 $C_D \approx 0.01$)。従って我々の設計方針 (第3章) から、風車翼の捩れ角 α_D は、各 r 断面において合成速度方向に対して 6° の迎角を持つように決定される。捩れ角をつけない前の風車翼平面形は、第1表に示してある。先細の前縁が直線の翼で、アスペクト比は5である。この翼を今述べたやり方で捩るわけである。

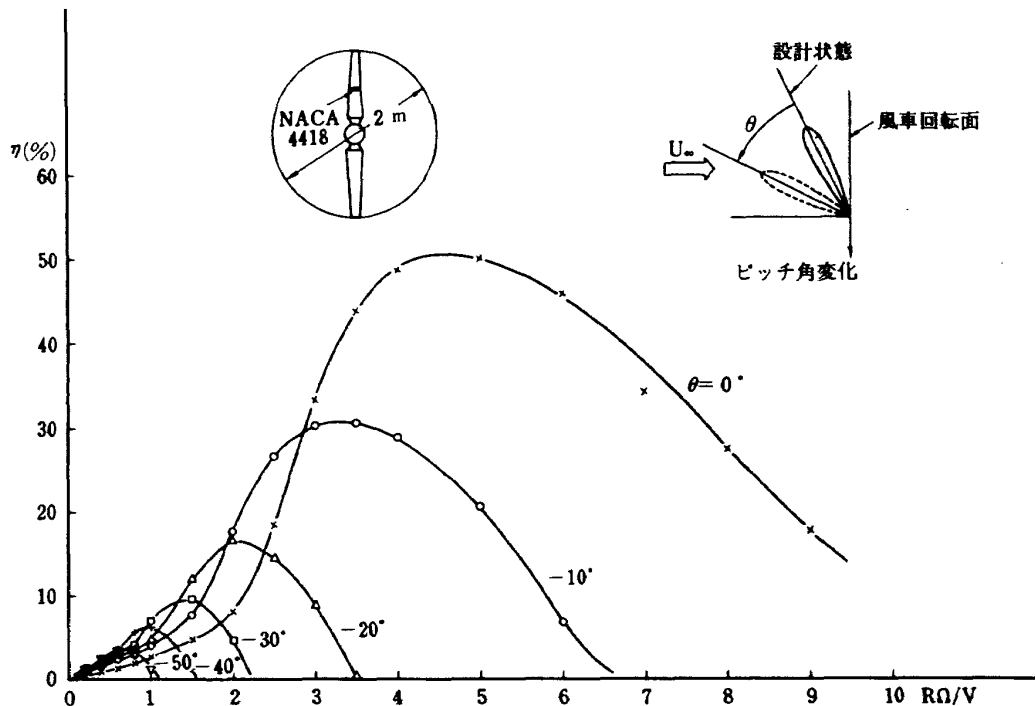
第5図は前章 (§ 3.1) のやり方で計算された設計風車翼の捩れ角 α_D (幾何迎角とも呼ばれる。角度は一樣流方向に対する角度である) の分布を示す。翼根部で約 59° 、翼端部で約 90° の角度がある。この間の相対的な捩りは約 31° である。

次の問題は、この設計風車翼が様々な周速比 $X (= RQ/U)$ に対していかなる性能を持つか、である。この性能計算は前章 (§ 3.2) で述べたやり方で実行することが出来る。第6図(a)は設計風車翼の効率 η を周速比 RQ/U に対してプロットした結果である。この図ではピッチ角 θ をパラメータにして効率曲線を書いてある (ピ

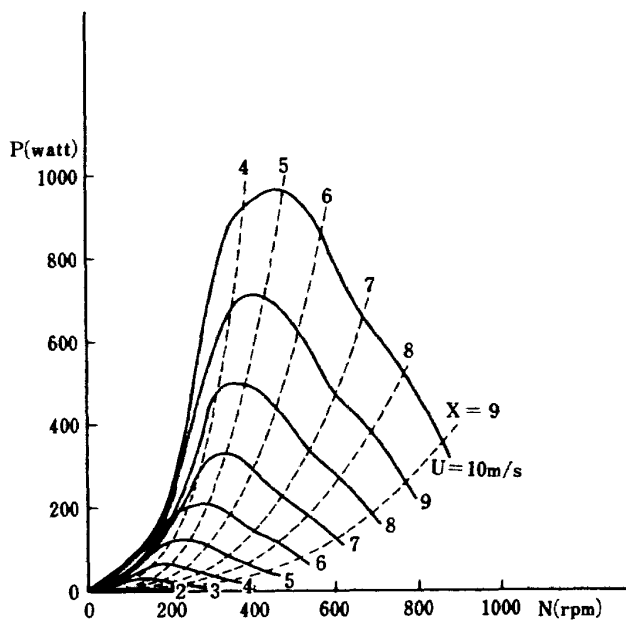


第5図 設計風車翼の幾何迎角 (捩れ角) 分布

ッチ角 θ は図中の挿入図に示したように、設計捩り角の状態から測るものとする。マイナスの符号をつけたのは、角度が減少することを強調するためである)。 $\theta = 0$ が設計条件に対応しているが、この場合には設計周速比 4.71 付近で効率 η が最大になり、その値は 50% を若干越える。この時の出力は 0.12 kW である (風速 5 m/s とした時)。またこの場合 ($\theta = 0$) の効率曲線は、かなり広い周速比範囲にわたって高い効率 (30% 以上) を与えていることがわかる。これは風車翼として好ましい傾向であると言える。ピッチ角 θ をとり始めると、即ち風車翼を一樣流側にねかせて行くと、最大効率が減少して行くと同時に、正のエネルギーをとり出せる周速比範囲が狭くなって行く。 $\theta = -50^\circ$ にもなると最大効率は 3% ぐらいしかなく、殆んど風からエネルギーが吸収できない状態、つまりフェザリング状態に近くなっていることがわかる。そして効率 η が正である周速比範囲は 0 から 1.1 までしかない。ピッチ角変化を行なうのは、強風時に風車翼が (設計捩り角のまゝだと) 大きな力を受けすぎて過回転しないようにするためと、それと正反対の状態、即ち風車の起動時に設計捩り角のまゝだと、有効迎角が非常に大きいので、流れが殆んど剝離してしまつて、風車翼を回転するためのトルクが得られない、という状況を改善するための二つの大きな目的からである。



第6図(a) 設計風車翼の効率曲線(ピッチ角変化 θ をパラメータ, 2枚翼)

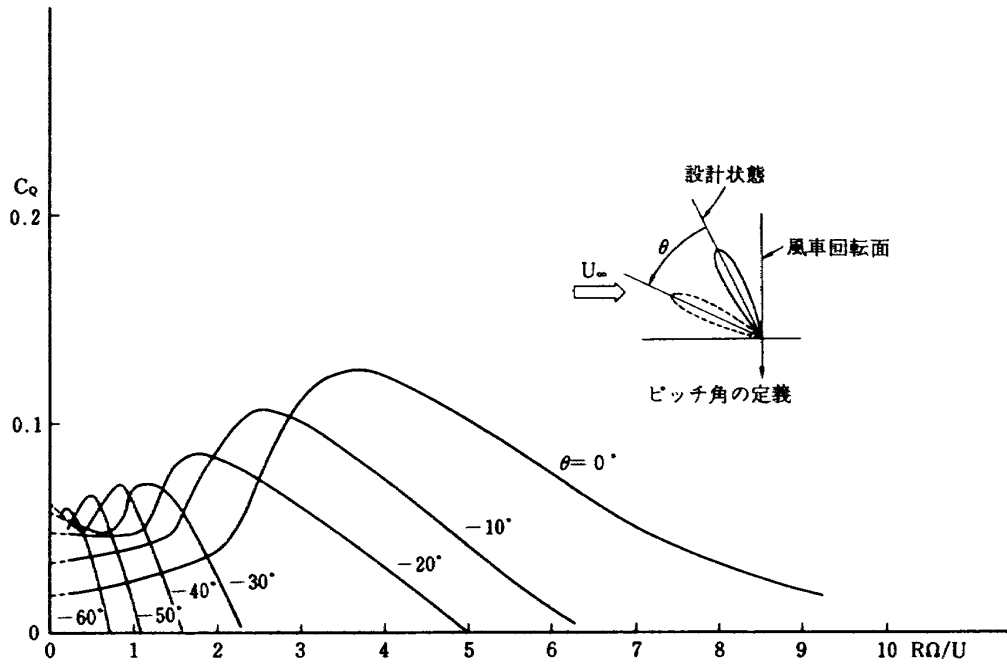


第6図(b) 設計風車の作動曲線(2枚翼, ピッチ角 0°)
実線は等速度線, 破線は等周速比線

第6図(b)は同図(a)から求められた設計風車翼の作動曲線である。ピッチ角 0° の場合だけを示してあるが、他のピッチ角の場合にも同様な曲線を描くことが出来る。縦軸には風車出力 $P(\text{watt})$ が、横軸には回転数 $N(\text{rpm})$ がとられており、風速 U と周速比 X とをパラメータにして曲線を描いてある。一定風速のもとで回転する風車の出力と回転数の関係は実線で示したようになる。即ち出力零(無負荷)の時に回転数が最大になり、出力(負荷)が増すと共に回転数は減少して行き、ある回転数で出力

最大となる。さらに回転数が減少すると出力も低下し、ある回転数まで下ると翼が失速し運転が不安になる。次に一定回転数(例えば600 rpm)で回る時には、風速10 m/sの時785ワットの出力を出し風速が9 m/sに落ちると、出力は475ワットまで低下する。そして風速6 m/sでは出力は殆んど零に近い。それ以下の風速では、この回転数は使えない。また周速比が一定であるように制御された風車では、出力と回転数の関係は図の破線で示したようなものとなり、出力は回転数の3乗にほぼ比例することがわかる。

第7図は設計風車翼のトルク係数 C_Q を、周速比に対してプロットした結果である。この図でもピッチ角の変化 θ をパラメータにして示してある。 $\theta = 0$ の時(即ち、設計捩れ角の時) C_Q の最大値は $RQ/U = 3.7$ の所で生じている。一方、第6図に示したように効率 η の最大値は $RQ/U = 4.7$ の所で生じている。この違いはトルク係数最大が効率最大と結びつかないことを意味している。ピッチ角を増すにつれて曲線は左側に移って行く。低い周速比において高いトルク係数を得るためには、ピッチ角をとらなければならないことがわかる。各曲線を周速比零まで外挿した値は、風車翼の起動トルク係数に対する有効な情報として利用できる。この値が大きいほど、起動トルク Q は大きくなり、風車はより低い風速でまわり出すであろう。つまり起動特性はより良いと考えられる。すでに述べたように、ピッチ角をとるのは、このような働きが期待されるからである。

第7図 設計風車翼のトルク係数曲線（ピッチ角 θ をパラメータ，2枚翼）

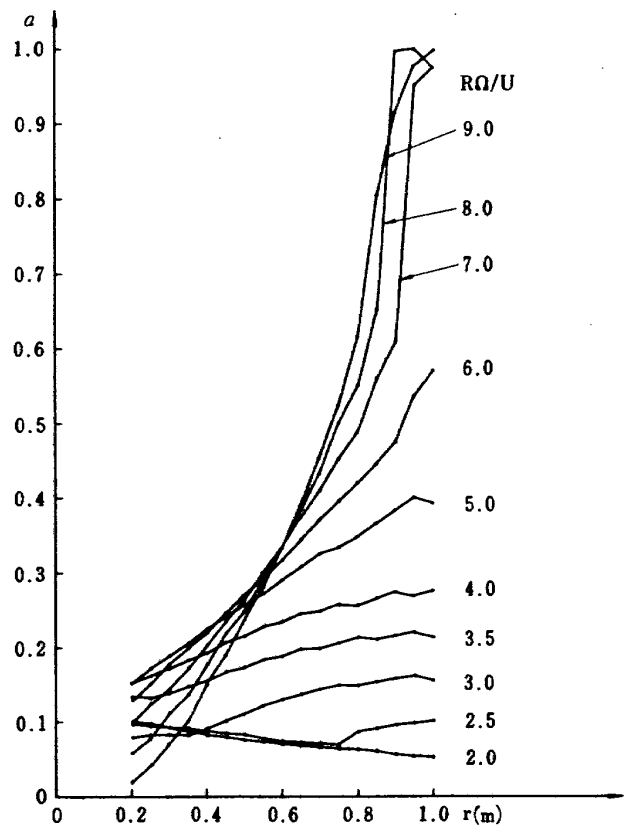
以上，設計風車翼の全体的な空力特性を検討したが，次に個々の風車翼まわりの流れ場の詳細について検討する。第8図は軸流干渉係数 a の半径方向分布を，周速比 $R\Omega/U$ をパラメータとしてプロットした結果である。周速比が小さい時 a は小さい。従って風車回転面における軸方向速度 $U(1-a)$ は，一様流速度 U と余り変わらない。つまりかなり早い（大きなエネルギーを持った）風が風車を通り抜けていることがわかる。周速比が大きくなるにつれて， a は翼端方向に増加する傾向を持つようになる。従って，軸方向速度 $U(1-a)$ は翼端に行くほど遅くなる，つまり翼端に行くほど風が通りにくくなる。周速比が7を越えると，翼端付近の a は非常に大きくなって1に近くなる。つまり軸方向速度は殆んど零ということになる。その反面，翼根部付近の a は減少して行くので，そこでの軸方向速度は一様流速度 U に近くなる。従って，周速比が7以上だと，翼端部では殆んど風が通過せず，主に翼根部で風が通過するという結果になっている。

次に，第9図は回転流干渉係数 b の半径方向分布を，周速比 $R\Omega/U$ をパラメータとしてプロットした結果である。この図から言えることは，一般に翼根部での b の値が大きいこと，周速比が大きくなる程 b の値は小さくなること，等である。

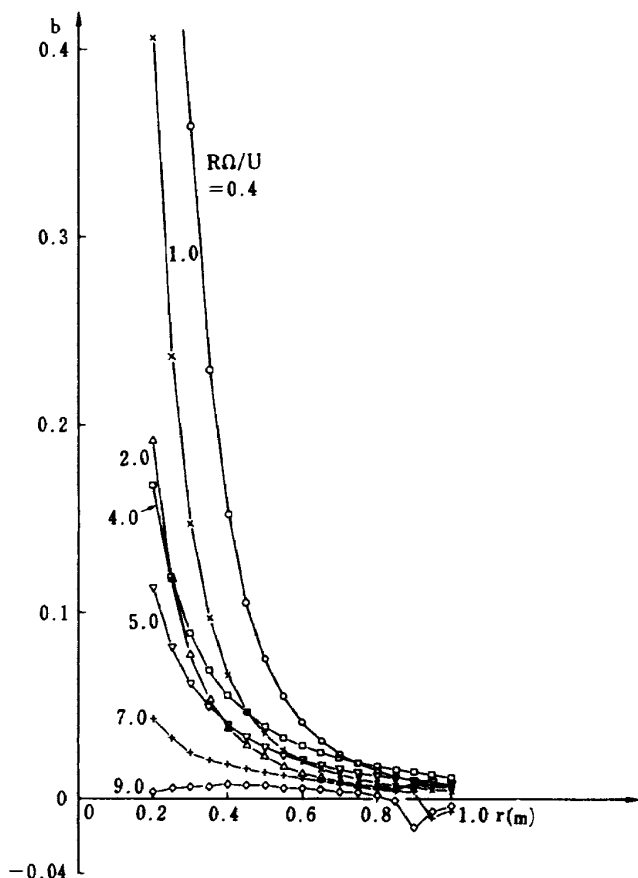
さて，風車の効率 η は，(23)で示したように

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

で与えられる。これを見ると， $(1-a)b$ が大きい程，効率がよくなることがわかる。 $U(1-a)$ は風車面を単

第8図 設計風車翼における軸流干渉係数 a の周速比による変化（ピッチ角 $\theta=0^\circ$ ，2枚翼）

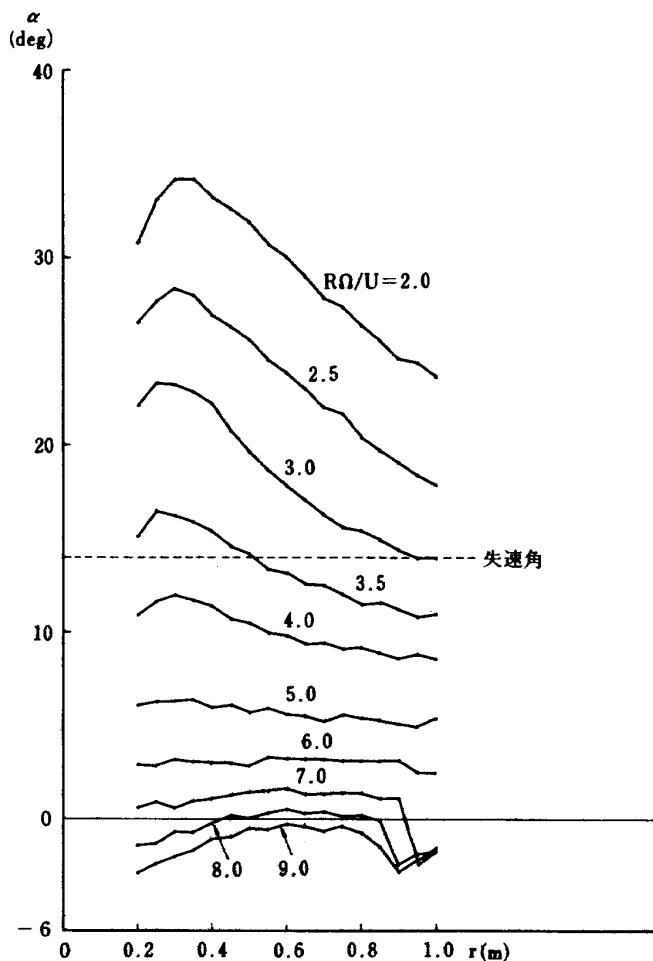
位時間に単位面積当り通過する風の体積で， $b\Omega$ はその通過した風を回転させる回転流の角速度であるから，（ r が同じなら） $(1-a)b$ が大きいほどトルク寄与分が大きくなり風車のする仕事がふえるので，効率が高くなるわけである。 η の式には無次元半径 $x (=r\Omega/U)$ が入っ



第9図 設計風車翼における回転流干渉係数 b の周速比による変化 (ピッチ角 $\theta = 0^\circ$, 2枚翼)

ていて、3乗で効くから、 $(1-a)b$ が翼端（即ち x 大）付近で大きいほど効率への寄与は大きくなるであろう。しかし、上で見てきた a と b の分布は、その期待に反して、 $(1-a)b$ が翼根部で大きくて、翼端部では小さいことを示している。しかしながら、これは風車の本質的な性質に関連しているものと思われる。もし翼端領域で $(1-a)b$ が大きくなるようにできるならば、効率はいくらかでも大きくなって、運動量理論から決まる効率の限界（Betz 限界） $\eta = 0.593$ を超えることが出来るからである。

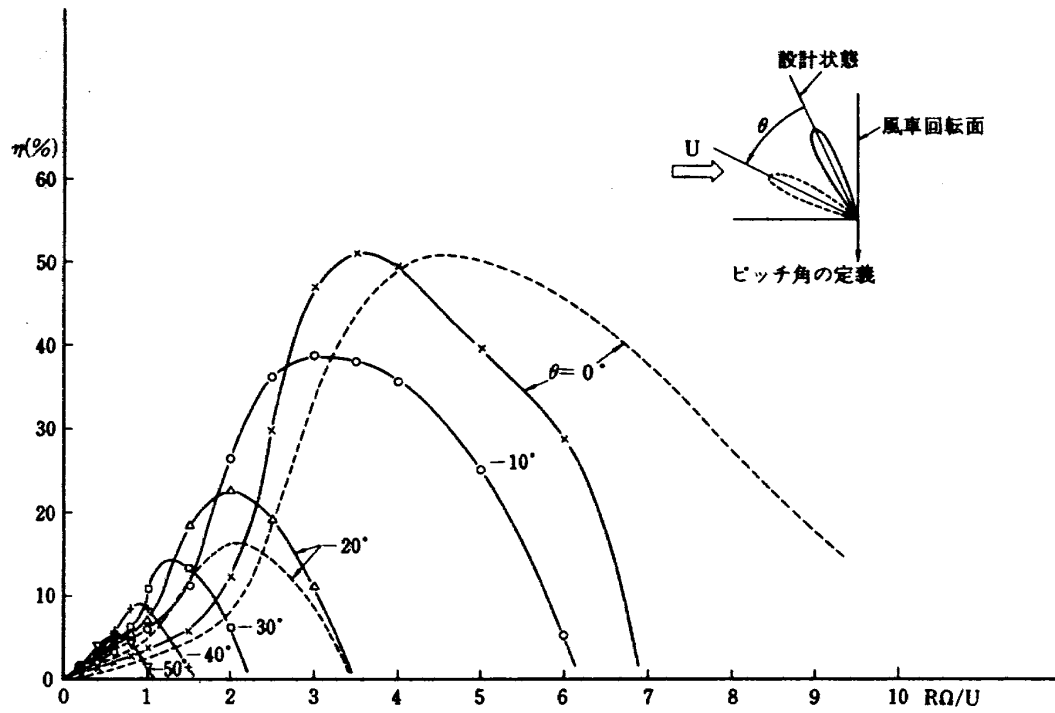
次に、第10図は設計風車翼の有効迎角 α の半径方向分布を示した結果である。周速比をパラメータにして示してある。ここで用いた翼型（NACA 4418）の失速迎角（ $=14^\circ$ ）を破線で示したが、周速比が3までは、有効迎角はすべて失速角を超えていることがわかる。周速比が4以上になると有効迎角はすべて失速角以下になる。設計周速比（4.71）に近い周速比5の曲線は、有効迎角が半径方向にほぼ一定で、しかも L/D が最大になる迎角の値 6° に近いことがわかる。このような有効迎角分布が高い効率を生み出している。周速比が8以上になると有



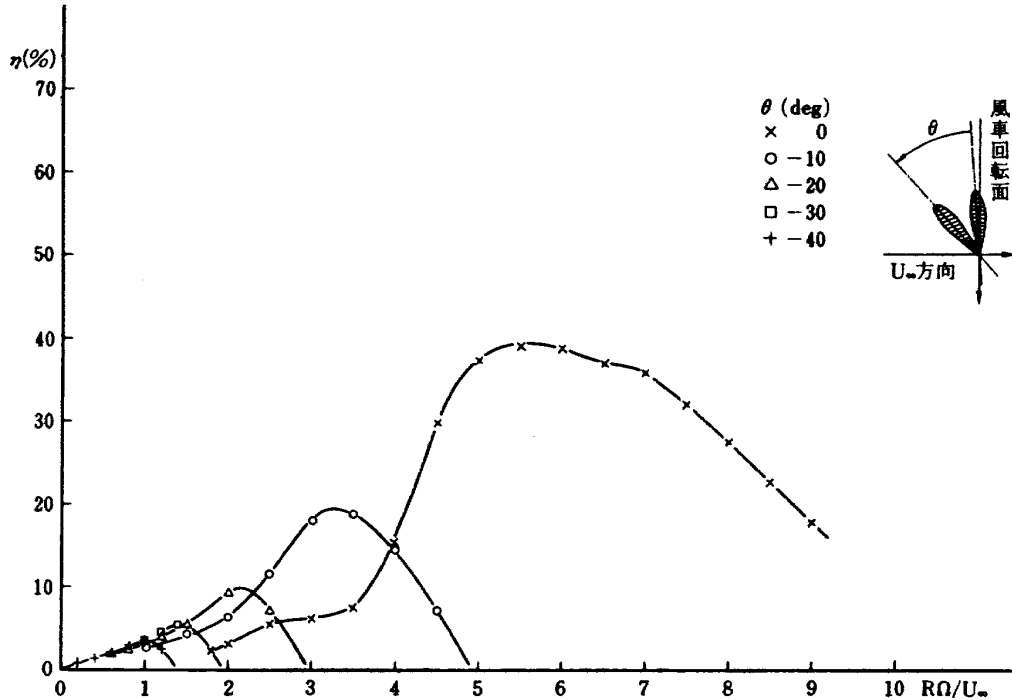
第10図 設計風車翼の有効迎角の半径方向分布 (ピッチ角 $\theta = 0^\circ$, 2枚翼)

効迎角は負になるので、揚力が減ることになり、それが効率の減少につながっている。

次に翼の枚数の効果について見てみよう。ここでは単純に翼を一枚増やして3枚翼の場合を計算した。（単純に、と言ったのは3枚翼にふさわしい設計をせずに、2枚翼として設計された翼をそのまま使ったという意味である。）第11図はその結果である。ピッチ角がパラメータとなっている。なお、図中の破線は比較のために示した2枚翼の効率曲線である。まずピッチ角が0の場合を見てみると、最大効率はほぼ同じであるが、性能曲線は大きく異っている。3枚翼の方が左側（即ち、低周速比側）に寄っており、曲線のひろがり小さくなっている。これから高周速比では、3枚翼は適さないことがわかる。一方、ピッチ角 $\theta = -20^\circ$ の曲線を比較すると、明らかに3枚翼の方がすぐれている。これはこの場合の作動周速比が0から3.5と低い値の所にあるためである。所で大出力を目的とする大型風車の作動周速比は大きく、低出力用の小型風車の作動周速比は小さい。それゆえ、大型風車の場合には3枚翼は適さないが、小型風車に対しては多翼風車の方が適当であると考えられる。



第11図 設計風車翼の効率曲線（ピッチ角 θ をパラメータ，3枚翼）
図中破線は2枚翼の場合



第12図 NACA0012翼型を用いた風車翼のピッチ角変化による効率
曲線の変化

最後に、翼型の効果について見てみよう。われわれの風車翼ではNACA4418翼型を用いたが、ここではNACA0012翼型を用いて見る。この翼型の $\alpha = 0^\circ \sim 90^\circ$ までの C_L , C_D の値はShanker⁵⁾の論文で用いられた値を使った。失速前の迎角範囲での揚抗比 L/D は第3図に示されている。NACA4418翼型より若干 L/D が悪い。今度の場合にも単純に翼型だけを変えて計算した。第12図がその結果である。この図から、最大効率がNACA4418翼型を用いた場合よりも、すべてのピッチ角で低いということがわかる。またピッチ角零度の場合の効率曲線は、周速比3.5までは殆んど増えず、4あたりから急増している。これは周速比3.5以下の所では余り風のエネルギーが有効に使えないということを示しており、風車翼としては余り好ましいとは言えない。効率の点だけから比較の結論を出すのは早計かも知れないが、この結果は翼型の選択の重要性をはっきりと示している。

4.3.2 検 討

風車試験用の2m風車の空力設計を行ない、得られた風車の性能計算を行なった。§3.1で述べた設計方針に従って設計された風車翼は、最大効率50%を超える性能の良いものであった。既存の風車翼とくらべて著しく異なる点は、翼の振り方にあると思われる。これまでの風車は振り角に余り大きな考慮を払っていないという印象を受ける。振り角の他に翼型についてもかなり考慮した。4.3.1で見たように、翼型の選択は風車翼の空力特性を向上させるために重要な影響をもっている。NACA4418翼型は風車翼にとってかなりのぞましい性能をもっているが、さらにすぐれた翼型も当然のことながらあり得るであろう。その点の検討は今後の課題としたい。われわれの風車翼ではテーバ翼を採用したが、特に空力的根拠があるわけではなく、先細のテーバ翼の方が端の重量が軽くできるという点で有利であると考えたからである。これは空力の問題よりはむしろ構造の問題であり、18%厚み比という厚い翼型を選んだことの是非も含めて、検討されなければならない。ここで示した計算結果は、純粹に空力的観点からのものであって、構造的な観点は殆んど考慮されていない。後者を考えることによって、空力的設計に若干の拘束が入ってくることは当然予想されるが、それについては次の機会に論ずることにしたい。

5. ま と め

運動量理論と翼素理論を組合せたcombined momentum-blade element theory を使って、水平軸型風車翼の設

計計算法及び性能計算法を構成した。それによって、実験用2m風車翼の設計を行ない、その性能を計算した。それに先立ち、既存の諸翼型を風車翼という観点から展望し、NACA4418翼型がすぐれた性能を持つことを見出した。引続き、その翼型のレイノルズ数 1.2×10^5 における揚力、圧力抵抗係数を実験によって求めた。

われわれの設計方針に従って設計された風車翼は、最大効率的50%を持っており、その他の性能計算の結果からもほぼ満足すべき性能を持つことが示された。

本論文中に示したNACA4418翼型の大迎角試験は、東京大学工学部航空学科佐藤研究室のフラッター風洞を使って行なわれた。実験に際して種々の御指導と御援助を頂いた佐藤助教授に厚く感謝の意を表します。

記 号

a	軸流干渉係数
b	回転流干渉係数
c	風車翼の弦長
C_D	翼型の抵抗係数 $= (\text{抵抗 } D) / (\frac{1}{2} \rho V^2 c)$
C_{Dp}	翼型の圧力抵抗係数 $= (\text{圧力抵抗 } D_p) / (\frac{1}{2} \rho V^2 c)$
C_L	翼型の揚力係数 $= (\text{揚力 } L) / (\frac{1}{2} \rho V^2 c)$
C_Q	トルク係数 $= (\text{トルク } Q) / (\frac{1}{2} \rho U^2 \pi R^3)$
d^2T	φ 断面内の翼素に働く推力
dT	円環要素に働く推力 (d^2T を φ について0から 2π まで積分したもの)
d^2Q	φ 断面内の翼素に働くトルク
dQ	円環要素に働くトルク (d^2Q を φ について0から 2π まで積分したもの)
dS	翼素、又は検査面の微小要素 ($= r dr d\varphi$)
L/D	揚抗比
N	翼の枚数
p'	風車直後の静圧
P	静圧、又は風車翼がとり出すパワー
Q	トルク
r	半径方向座標
\bar{r}	無次元半径方向座標 ($= r/R$)
r_j	半径方向の分割点の座標
R	風車翼の半径
Re	翼弦長と一様流風速に基づくレイノルズ数, Uc/ν
u	速度ベクトル
U	一様流風速
V	合成速度
x	無次元半径 ($= r\Omega/U$)

X	周速比 ($= R\Omega/U$)
α	有効迎角
α_D	風車翼の捩れ角
α^*	最大揚抗比を与える迎角
η	風車翼の効率
θ	ピッチ角
ρ	密度
σ	ソリディティ ($= Nc/2\pi r$)
ϕ	合成速度ベクトルが一様流方向となす角
φ	周方向座標
ω	回転流の角速度
Ω	風車翼の回転角速度
添字	
0	無限上流
1	無限下流
R	翼根部

文 献

- 1) 本間琢也; 風力エネルギー読本 (昭和 54) 第 1 章, オーム社
- 2) R.T. Griffiths; The effect of airfoil characteristics on windmill performance, The Aeronautical Jour. Vol. 81, No. 799 (1977) pp. 322-326.
- 3) I.R. Abbott & A.E. von Doenhoff; Theory of wing sections (1959), Dover.
- 4) W.F. Durand; Aerodynamic Theory, Vol. IV (1935) pp. 326-327, Springer.
- 5) P.N. Shanker; On the aerodynamic performance of a class of vertical shaft windmills, Proc. Roy. Soc. London A. Vol. 349 (1976) pp. 35-51.

航空宇宙技術研究所資料411号

昭和55年4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	株式会社三興印刷
	東京都新宿区信濃町12
