

海上輸送における風力エネルギー利用の研究 (その2 : 推進動力源としての新型式風車の基礎研究)

菊地正晃*・村山雄二郎**

Study on Feasibility of Maritime Transportation
Assisted by Wind - Power

(Part 2 : Fundamental Study on a New - Type Windmill
for Ship Propulsion)

By

Masaaki KIKUCHI and Yujiro MURAYAMA

Abstract

In the first part of this paper is explained the requirement for performance of windmill as a source of propelling power.

Then, a vertical type of windmill whose wings oscillate once per one revolution of the mill axis newly devised under the above requirement as well as configurational requirement is introduced and examined theoretically. It is shown that this windmill has a basic capacity to meet the requirement.

The new - type windmill is further analyzed on the effect of driving mode of the wing to performance, the optimum driving mode leading to clarification of its place among the whole family of vertical type windmills. The effect of interference between wings is also examined.

In the last part of this paper the result of calculation is compared with the result of wind tunnel test using models of the windmill whose wing driving mechanisms employ either an eccentric stationary wheel and planetary wheels or a pair of eccentric gears and planetary gears. It is shown that the calculating method developed here is dependable as the result of calculation agreed reasonably well with the result of experiment.

目次

1. まえがき	32	3.1.2 翼速度及び翼駆動方式による風車性能の変化	38
2. 推進動力源としての風車	33	3.1.3 翼間干渉による翼の有効迎角の変化	43
2.1 船用風車の動力利得	33	3.1.4 翼間干渉による風車性能の変化	46
2.2 新型式風車	34	3.2 風洞実験	48
3. 新型式風車の性能計算と風洞実験	36	3.2.1 実験装置	48
3.1 性能計算	36	3.2.2 実験方法	50
3.1.1 基本特性	36	3.2.3 実験結果及び考案	50
		4. まとめ	54
		参考文献	54
		付録	54

*機関動力部 **システム技術部

原稿受付：昭和61年7月1日

主な記号と意味

\bar{K}_x	風車の平均抗力係数 (x 方向)	
\bar{K}_y	風車の平均抗力係数 (y 方向)	
\bar{K}_T	風車の平均トルク係数	
\bar{K}_P	風車の平均動力係数	
A	風車断面の投影面積	m^2
η	船の推進効率	
v_b	船に対する相対風速	m/s
v_w	絶対風速	m/s
v_s	船速	m/s
χ_b	v_b が船の進行方向となす角	
χ_w	v_w が船の進行方向となす角	
ρ_a	空気の密度	$kg \cdot s^2/m^4$
ρ_h	水の密度	$kg \cdot s^2/m^4$
∇	船体の排水容積	m^3
C_{Ds}	船体の抵抗係数	
k_s	船体の揚力係数・誘導抵抗係数比	
B	$= C_{Ds} \rho_h \nabla^{2/3} / (\eta \rho_a A)$	
z	$= v_s / v_b$	
y	$= v_s / v_w$	
\bar{H}	船用風車の動力利得	$kg \cdot m/s$
\bar{K}_H	$= \bar{H} / (\rho_a v_w^3 A/2)$	
\bar{K}'_H	$= \bar{H} / (\rho_a v_b^3 A/2)$	
\bar{K}'_B	$= (C_{Ds} \rho_h \nabla^{2/3} v_s^3 / 2\eta) / (\rho_a v_b^3 A/2)$	
\bar{X}	風車 1 回転当りの平均の x 方向力	kg
\bar{Y}	風車 1 回転当りの平均の y 方向力	kg
\bar{T}	風車 1 回転当りの平均トルク	$kg \cdot m$
\bar{P}	風車 1 回転当りの平均動力	$kg \cdot m/s$
X	翼に働く合力の x 方向成分	kg
Y	翼に働く合力の y 方向成分	kg
T	翼に働くトルク	$kg \cdot m$
L	翼に働く揚力	kg
D	翼に働く抗力	kg
C_L	翼の揚力係数	
C_D	翼の抗力係数 ($= C_{DL} + C_{D0}$)	
C_{DL}	翼の誘導抗力係数	
C_{D0}	翼の形状抗力係数	
R	翼支持点と風車中心との距離	m
ℓ	翼弦長	m
h	翼の長さ	m
S	翼面積 ($= \ell h$)	m^2
λ	翼のアスペクト比 ($= h/\ell$)	
N	翼の枚数	
α	翼の迎角 $^\circ$ 又は rad	

φ	v と v_a のなす角 $^\circ$ 又は rad
θ	翼の回転角 $^\circ$ 又は rad
u	翼の支持点における周速 m/s
v	翼に対する相対風速 m/s
v_∞	風車より十分上流での風速 m/s
v_a	風車を通過する風速 m/s
$v_{-\infty}$	風車より十分下流での風速 m/s
σ	$= N\ell / (2R)$
t	$= v_a / v_\infty$
x	$= u / v_\infty$
w	$= u / v_a$
K_x	$= X / K$
K_y	$= Y / K$
K_T	$= T / K$
K	$= \rho_a v_a^2 S / 2$
P	$= \sqrt{1+w^2+2w \cos\theta}$
\bar{K}'_x	$= \bar{X} / (\rho_a v_a^2 A/2)$
\bar{K}'_y	$= \bar{Y} / (\rho_a v_a^2 A/2)$
\bar{K}'_T	$= \bar{T} / (\rho_a v_a^2 AR/2)$
\bar{K}'_P	$= \bar{P} / (\rho_a v_a^3 A/2)$
ζ	$= \bar{K}'_P / \bar{K}'_x$
k	定数
δ	定数
C	定数
κ	定数
ε	定数 ($\approx 2/\lambda$)
ϕ_0	$= \pi / N$
μ	$= h / (2R)$
γ	$= \kappa \ell / (4(1+\varepsilon)R)$
β	風車の方向角

1. まえがき

船舶における風力エネルギーの利用方法は、従来型式の帆のみならず、これまで種々考えられている。^{1)~6)} 風車を利用するというのもその一つである。これはまだ商船では実現されていないものの、風力エネルギーを動力の形で吸収し利用するという点でユニークであり、風力エネルギーの利用範囲を拡大しうる可能性を持っている。しかし、これまでに提唱されている従来型風車を船上に配置するというアイデアは、原理的可能性を示したものにすぎず、その実現性にはふれていないというべきである。この型式の風力利用が可能となるためには、二つの条件が考えられる。一つは形態及び性能が船舶で使用するに適切な風車の実現であり、

二つには、吸収されたエネルギーを効率よく推進力に変換する適当なシステムの実現である。本報告は、専ら前者にテーマを置いて、風車型帆船のために新たに考案された新形式風車の性能に関して実施された一連の基礎的な研究の結果をとりまとめたものである。7~11)

2. 推進動力源としての風車

2.1 船用風車の動力利得

最初に、風車型帆船のための風車の特性を考えてみる。風車型帆船が、図-1のように、船に対する相対的な風を x_b の方向から受けて航行している場合、動力の方程式として次式が成立する。

$$\eta \bar{K}_P \frac{\rho a}{2} A v_b^3 = \bar{K}_X \frac{\rho a}{2} A v_b^2 (\cos x_b + k_s \sin x_b) v_s + C_{Ds} \frac{\rho h}{2} \nabla^{\frac{2}{3}} v_s^3 \quad (1)$$

(1)式を変形することにより

$$\frac{\eta \frac{\bar{K}_P}{\bar{K}_X} - (\cos x_b + k_s \sin x_b) Z}{\eta \frac{1}{\bar{K}_X}} = B Z^3 \quad (2)$$

を得る。ここで

$$B = \frac{C_{Ds} \rho h \nabla^{\frac{2}{3}}}{\eta \rho a A}, \quad Z = \frac{v_s}{v_b}$$

である。これにより、 Z は(2)式の左辺の船用風車の動力利得特性を表わす1次式(= \bar{K}'_H)と右辺の推進のために必要な動力を表わす3次式(= \bar{K}'_B)の交点として表わされる(図-2)。船用風車の特性は、 \bar{K}_P 及び $\eta \frac{\bar{K}_P}{\bar{K}_X} / (\cos x_b + k_s \sin x_b)$ で代表され、出力は小さいが動力係数、抗力係数比の大きい風車及び高出力だが動力係数、抗力係数比の小さい風車の動力利得曲線が、図-2においてそれぞれ1及び2として表わされる。

$x_b < 90^\circ + \tan^{-1} k_s$ においては、P以上の Z について、1の風車の動力利得は2の風車の動力利得より大きくなり、推進動力曲線がPの右側を通るときには、達成される船速 Z も1の方が大きくなる。Q以上Rまでの Z は、風車の動力利得が、船の推進に必要な全動力には満たないが、補助的動力源になり得る範囲を表わす。

ここで、帆船が風上に真直に進む場合($v_b = v_w + v_s$)を考えると、風車の動力利得 \bar{H} (= $\bar{K}'_H \rho a v_b^3 A / 2$)は、(2)式より、動力利得係数 \bar{K}_H (= $\bar{H} / (\rho a v_w^3 A / 2)$)を用いて表わすと

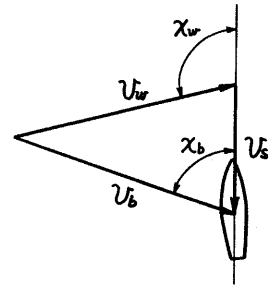


図-1 帆船の風速及び船速のベクトル図

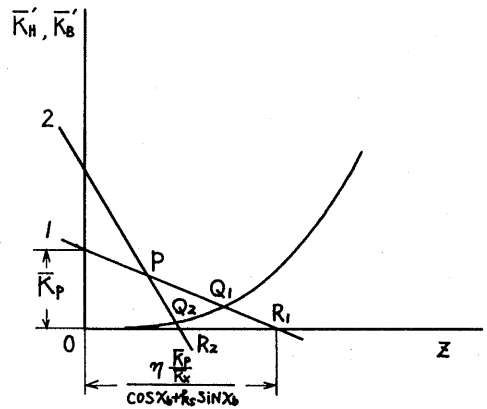


図-2 船用風車の動力利得曲線

$$\bar{K}_H = \bar{K}_P (1+y)^3 - \frac{1}{\eta} \bar{K}_X (1+y)^2 y \quad (3)$$

となる。ここで

$$y = \frac{v_s}{v_w}$$

である。(3)式より、 $\bar{H} \geq 0$ となる限界船速 y_m は

$$y_m = \frac{\eta \frac{\bar{K}_P}{\bar{K}_X}}{1 - \eta \frac{\bar{K}_P}{\bar{K}_X}} \quad (4)$$

と表わされる。

このように、風車型帆船のための風車の性能を決定するものが、 \bar{K}_P とならんで \bar{K}_P / \bar{K}_X であることが示される。

ここで、一例として、 $\bar{K}_P = 0.2$, $\bar{K}_P / \bar{K}_X = 0.8$ の風車1と $\bar{K}_P = 0.4$, $\bar{K}_P / \bar{K}_X = 0.4$ の風車2について、航行性能比較を行ってみる。簡単のため、 k_s は一定(=0.2)として、 $B=1.33$ ($C_{Ds} = 0.01$, $A / \nabla^{\frac{2}{3}} = 10$, $\eta = 0.6$ 相当)と $B=4.0$ ($C_{Ds} = 0.03$, $A / \nabla^{\frac{2}{3}} = 10$, $\eta = 0.6$ 相当)について、(2)式及び

$$\frac{v_s}{v_w} = \frac{Z}{\sqrt{1+Z^2-2Z \cos \chi_b}} \quad (5)$$

$$\chi_w = \chi_b + \cos^{-1} \frac{1-Z \cos \chi_b}{\sqrt{1+Z^2-2Z \cos \chi_b}} \quad (6)$$

の関係式を用いて、船速のポーラー線図を描くと、図-3が得られる。

B=1.33の場合には、 $\chi_w < 110^\circ$ の範囲において、B=4.0の場合も $\chi_w < 90^\circ$ の範囲で、1の風車による船速は2の風車による船速よりも大きくなっている。

特に、Bが小さい場合には、1の風車による風上に対する航行性能は2の風車による航行性能よりも極めて優れたものになっている。風下に向うときには、動力及び抗力の小さい点で不利となるが、風車型帆船の従来型帆船に対する優位性が χ_w が小さい範囲にあることを考えると、1の風車の特性は、2の風車の特性より望ましいといえる。

2.2 新形式風車

前節の考察の下で、船舶用風車としての形態上の条件を考慮して、新形式の風車が考案された。

この風車は、垂直な対称形の翼を持つ垂直軸型の風車で、回転に伴ない翼の迎角 α が図-4の様になり、 $0^\circ \leq \theta \leq 180^\circ$ と $180^\circ \leq \theta \leq 360^\circ$ で正負が逆転するように変化する。

この翼の迎角の動きを、他の垂直軸型風車のものと比較すると図-5の様になる。1が新形式風車で、3がジャイロミル型風車、4がグリウス型風車である。

ジャイロミル型風車及びグリウス型風車では、 $\theta = 180^\circ$ の位置における翼の向きは $\theta = 0^\circ$ の位置における向きと逆になり、風車の1回転に伴ない翼も又1回転する。新形式風車では、 $\theta = 180^\circ$ の位置における翼の向きは $\theta = 0^\circ$ の位置における向きと同じで、風車が1回転しても翼は1回転せず、1振動するだけである。

2は、翼の1回転毎の反転を許す場合(*) (翼は風車の1回転に伴ない $\frac{1}{2}$ 回転し、 $\theta = 0^\circ$ の位置における翼の向きは風車1回転毎に逆になり、翼は平板翼となる) で、新形式風車の極限形式を与える ($\theta = 180^\circ$ の位置で翼が 90° 回転して $\alpha = 0^\circ$ に復帰したものが新形式風車である)。

風車型が1から4に移るに従って、風車回転時の翼速度は大きくなり、一般に、1及び2では風速以下、3及び4では風速以上となる。

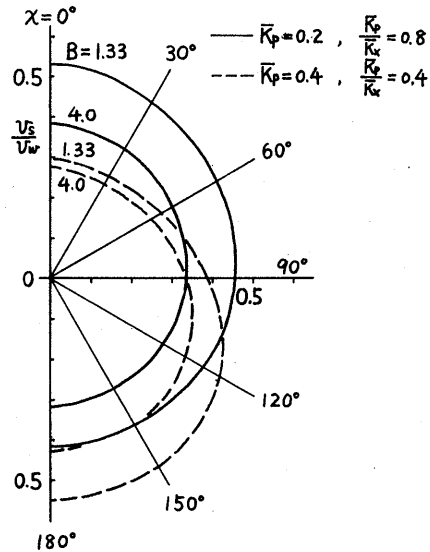


図-3 風車型帆船の船速のポーラー線図

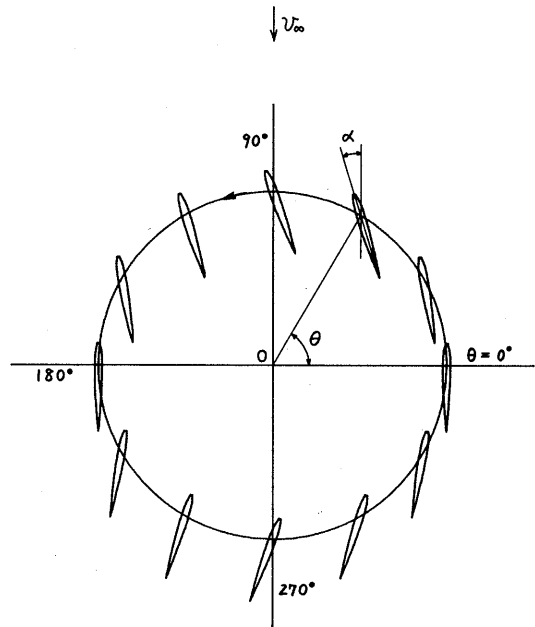
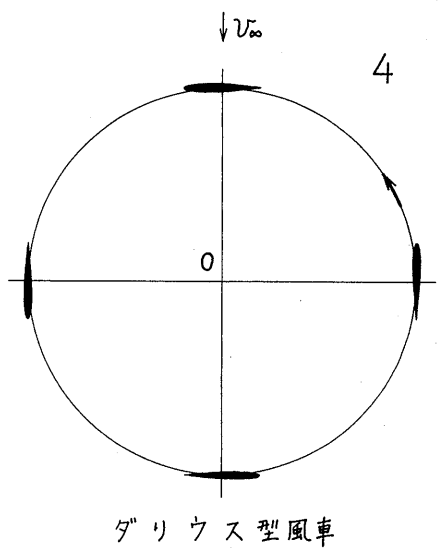
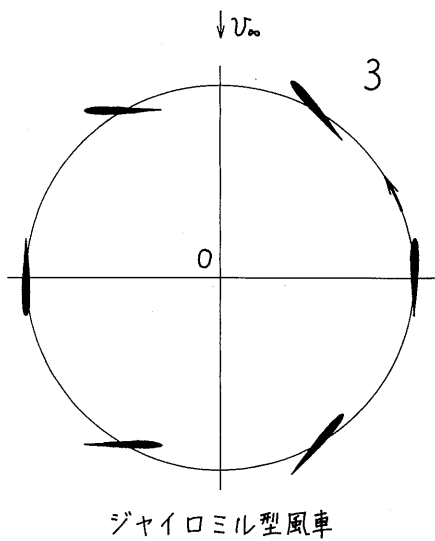
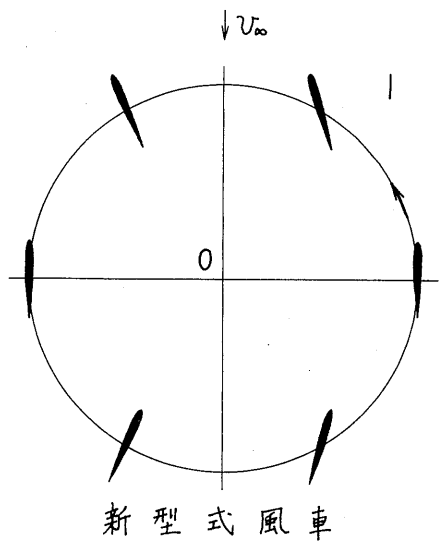
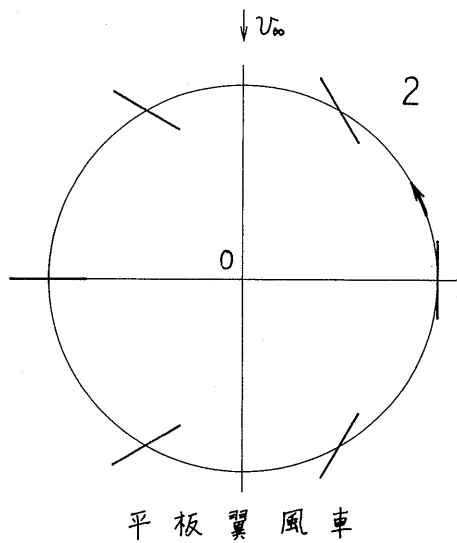


図-4 新形式風車の翼の動き

注

(*) 京都芸術短期大学の平瀬敏明氏が考案されている。



図一五 各種垂直軸型風車の翼の動き

3. 新形式風車の性能計算と風洞実験

3.1 性能計算

3.1.1 基本特性

いま、図-6 の様な風車を通る流れを考え、簡単のために、風車を通過する流れの分布は、風車断面にわたり一様であるとし、風車翼に対する流れの風車断面の前後部位置における差異は無視する。このとき、 $\pi \leq \theta \leq 2\pi$ における翼の作用は $0 \leq \theta \leq \pi$ のものと等しくなる。このとき、図-7 において、1枚の翼に働く揚力 L 、抗力 D 、合力の x 方向成分 X 、 y 方向成分 Y 及びトルク T が、

$$L = KC_L(\alpha - \varphi)(1 + w^2 + 2w \cos \theta) \quad (7)$$

$$D = KC_D(\alpha - \varphi)(1 + w^2 + 2w \cos \theta) \quad (8)$$

$$X = L \sin \varphi + D \cos \varphi \quad (9)$$

$$Y = L \cos \varphi - D \sin \varphi \quad (10)$$

$$T = YR \sin \theta - XR \cos \theta \quad (11)$$

と表わされる。ここで

$$K = \frac{\rho_a}{2} v_a^2 S, \quad \varphi = \tan^{-1} \frac{w \sin \theta}{1 + w \cos \theta}, \quad w = \frac{u}{v_a}$$

である。

ここで、風車1回転当りの平均の x 方向抗力、 y 方向抗力、トルク、動力をそれぞれ \bar{X} 、 \bar{Y} 、 \bar{T} 、 \bar{P} とし x 方向の平均抗力係数、 y 方向の平均抗力係数、平均トルク係数、平均動力係数をそれぞれ、 \bar{K}_X 、 \bar{K}_Y 、 \bar{K}_T 、 \bar{K}_P で表わす。このとき

$$\bar{K}_X = \frac{\bar{X}}{\frac{\rho_a}{2} v_a^2 A} = \frac{\sigma t^2}{\pi} \int_0^\pi K_X d\theta \quad (12)$$

$$\bar{K}_Y = \frac{\bar{Y}}{\frac{\rho_a}{2} v_a^2 A} = \frac{\sigma t^2}{2\pi} \int_0^{2\pi} K_Y d\theta \quad (13)$$

$$\bar{K}_T = \frac{\bar{T}}{\frac{\rho_a}{2} v_a^2 AR} = \frac{\sigma t^2}{\pi} \int_0^\pi K_T d\theta \quad (14)$$

$$\bar{K}_P = \frac{\bar{P}}{\frac{\rho_a}{2} v_a^3 A} = x \bar{K}_T \quad (15)$$

となる。ここで

$$\sigma = \frac{N\ell}{2R}, \quad t = \frac{v_a}{v_\infty}, \quad x = \frac{u}{v_\infty}$$

$$K_X = \frac{X}{K}, \quad K_Y = \frac{Y}{K}, \quad K_T = \frac{T}{KR}$$

である。一方、運動量理論より

$$v_a = \frac{v_\infty + v_{-\infty}}{2} \quad (16)$$

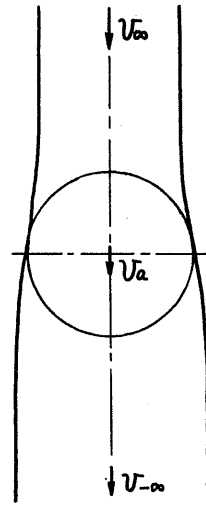


図-6 風車を通る空気の流れ

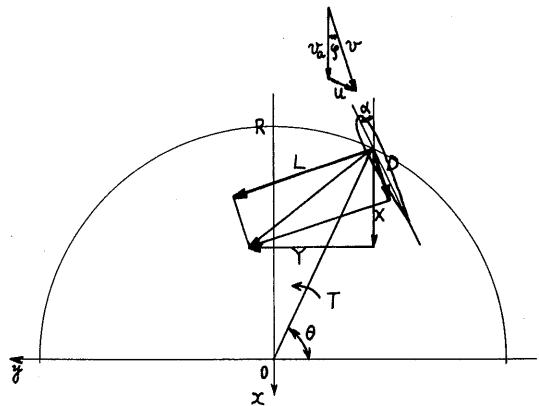


図-7 1枚の翼の相対風速及び空気力

$$\bar{X} = 2\rho_a A t (1-t) v_\infty^2 \quad (17)$$

となるから、(12), (17)式より

$$t = \frac{1}{1 + \frac{\sigma}{4\pi} \int_0^\pi K_X d\theta} \quad (18)$$

となる。尚、仮定により

$$\bar{K}_Y = 0 \quad (19)$$

である。いま、

$$\alpha = \alpha_m \sin \theta \quad (\alpha_m \text{ 翼の最大迎角}) \quad (20)$$

として、新形式風車の一形式の性能を計算してみる。

翼型をNACA0009, 翼のアスペクト比 $\lambda = \infty$, $\sigma = 1$ として, α_m を 5° から 40° まで 5° きざみにとったときの計算結果を図-8~11に示す。これにより, この風車が動力係数, 抗力係数比の比較的大きい高トルク, 低速型の風車となつて, 起動が極めて容易であり, 回転速度に伴う強度上の問題に強味を持っていることが分る。風車の特性は, 風車翼の最大迎角 α_m を変えることによって変えられる。図-11は α_m についての \bar{K}_P

と \bar{K}_P/\bar{K}_X の最大値の変化を示している。2.1節より風車の動力利得曲線は \bar{K}_P 及び \bar{K}_P/\bar{K}_X により決定される。一方, 図-11から分る様に, σ が大きくなるに従い, \bar{K}_{Pmax} も大きくなるが, $(\bar{K}_P/\bar{K}_X)_{max}$ は小さくなり, この最大値は α_m が小さい方に移動する。従つて, 適当な σ は, \bar{K}_P 及び \bar{K}_P/\bar{K}_X の兼ね合いにより選択されねばならない。

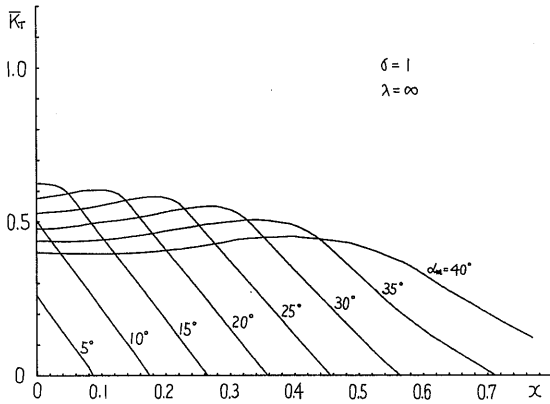


図-8 平均トルク係数

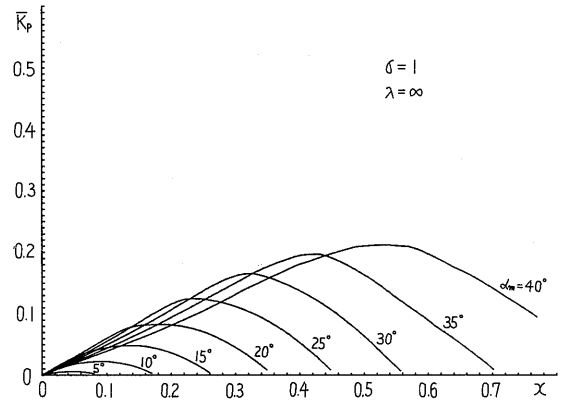


図-10 平均動力係数

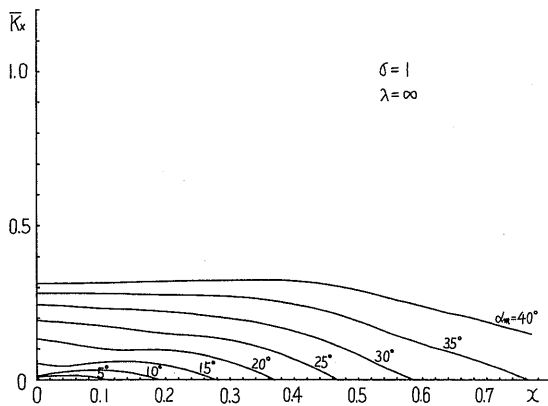


図-9 平均抗力係数

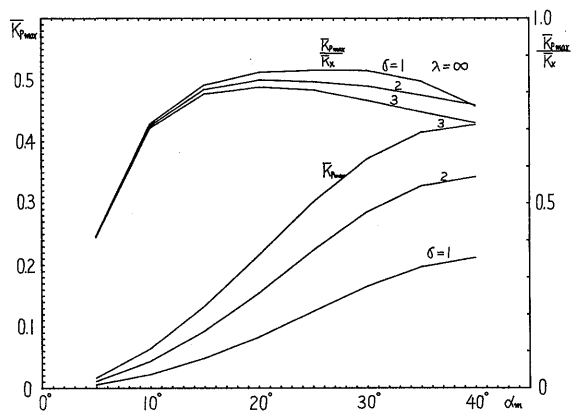


図-11 \bar{K}_P 及び \bar{K}_P/\bar{K}_X の最大値

3.1.2 翼速度及び翼駆動方式による風車性能の変化

前項では、新型式風車の一形式について、翼巾を無限大として、その基本的な特性を解析した。

本項では、新型式風車一般について、その翼速度及び翼駆動方式の性能に及ぼす影響を、翼巾を有限として検討する。まず、取扱いの便宜上、計算式の表現形式を以下の様に改める。

前項と同様、風車を通過する風車断面にわたり一様な平均の流れを考え、一つの翼に対する流れの他の翼による影響を無視する。このとき、位置 θ における翼の相対風速 v は

$$v = Pv_a \quad (21)$$

$$P = \sqrt{1+w^2+2w \cos \theta}, \quad w = \frac{u}{v_a}$$

と表わすことができる。この P の大きさは、図-12において、 \overline{QP} として表わすことができる。いま、図の縦軸下向きの方を流れの方向にとり、 \overline{QP} に等しくかつこれに垂直に $\overline{Q'P}$ をとれば、ベクトル $\overline{Q'P}$ は P の大きさと方向を表わす。ここで、改めて $\overline{Q'P}$ を翼に働く抗力の大きさと方向を表わすものと考え、これは、周方向成分 $\overline{R'P}$ とこれに垂直な成分 $\overline{Q'R'}$ とに分けられる。一方、 \overline{PQ} を翼に働く揚力の大きさと方向を表わすものと考え、これは、 O を通る成分 \overline{PR} とこれに垂直な成分 \overline{RQ} とに分けられる。かくして、1枚の翼に働く合力の x 方向成分 X 、 y 方向成分 Y 、及びトルク T が、それぞれ次の様に表わされる。

$$X = C_L(\theta) \frac{\rho_a v^2}{2} S \frac{w \sin \theta}{P} + C_D(\theta) \frac{\rho_a v^2}{2} S \frac{1+w \cos \theta}{P} \quad (22)$$

$$Y = C_L(\theta) \frac{\rho_a v^2}{2} S \frac{1+w \cos \theta}{P} - C_D(\theta) \frac{\rho_a v^2}{2} S \frac{w \sin \theta}{P} \quad (23)$$

$$T = C_L(\theta) \frac{\rho_a v^2}{2} S \frac{\sin \theta}{P} R - C_D(\theta) \frac{\rho_a v^2}{2} S \frac{w + \cos \theta}{P} R \quad (24)$$

前項と同様に、風車の1回転当りの平均抗力 \bar{X} 、 \bar{Y} 、平均トルク \bar{T} 、平均動力 \bar{P} を考え、 v_a に対する x 方向の抗力係数 \bar{K}_x 、 y 方向の抗力係数 \bar{K}_y 、トルク係数 \bar{K}_T 、動力係数 \bar{K}_P を

$$\bar{K}_x = \frac{\bar{X}}{\frac{\rho_a}{2} v_a^2 A} \quad (414)$$

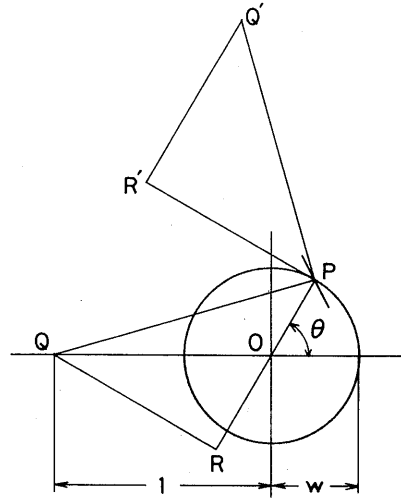


図-12 翼の無次元化風速及び空気力

$$= \frac{\sigma}{\pi} \int_0^\pi \{C_L(\theta) w \sin \theta + C_D(\theta)(1+w \cos \theta)\} P d\theta \quad (25)$$

$$\bar{K}_y = \frac{\bar{Y}}{\frac{\rho_a}{2} v_a^2 A} = \frac{\sigma}{2\pi} \int_0^{2\pi} \{C_L(\theta)(1+w \cos \theta) - C_D(\theta) w \sin \theta\} P d\theta \quad (26)$$

$$\bar{K}_T = \frac{\bar{T}}{\frac{\rho_a}{2} v_a^2 A R} = \frac{\sigma}{\pi} \int_0^\pi \{C_L(\theta) \sin \theta - C_D(\theta)(w + \cos \theta)\} P d\theta \quad (27)$$

$$\bar{K}_P = \frac{\bar{P}}{\frac{\rho_a}{2} v_a^3 A} = w \bar{K}_T \quad (28)$$

とする。 \bar{K}_x 、 \bar{K}_y 、 \bar{K}_T 、 \bar{K}_P は、 \bar{K}_x 、 \bar{K}_y 、 \bar{K}_T 、 \bar{K}_P と

$$\bar{K}_x = t^2 \bar{K}'_x \quad (29)$$

$$\bar{K}_y = t^2 \bar{K}'_y \quad (30)$$

$$\bar{K}_T = t^2 \bar{K}'_T \quad (31)$$

$$\bar{K}_P = t^3 \bar{K}'_P \quad (32)$$

の関係にある。ここで t は、(18)式より

$$t = \frac{1}{1 + \frac{1}{4} \sigma \bar{K}'_x} \quad (18')$$

と表わされる。ここで、新たに、 \bar{K}'_P と \bar{K}'_x の比を t とする。

$$\zeta = \frac{\int_0^\pi \{C_L(\theta)w \sin\theta - C_D(\theta)(w^2 + w \cos\theta)\} P d\theta}{\int_0^\pi \{C_L(\theta)w \sin\theta + C_D(\theta)(1 + w \cos\theta)\} P d\theta} \quad (33)$$

ζ は、 \bar{K}_P / \bar{K}_X と次の関係にある。

$$\frac{\bar{K}_P}{\bar{K}_X} = t\zeta \quad (34)$$

一定の t 、従って(17)式により同一の抗力 \bar{X} を与える風車については、ζ が \bar{K}_P / \bar{K}_X を決定する。

尚、(34)及び(18)式から \bar{K}_P / \bar{K}_X は σ の関数となるが ζ は(33)式に示されるように σ に無関係となる。

ここでζ を最大にするような風車型式を求めることを考える。

いま、 $C_D(\theta)$ を一様流中での単独翼にならって

$$C_D(\theta) = C_{DL}(\theta) + C_{D0}(\theta) = kC_L(\theta)^2 + \delta \quad (35)$$

とおく。ここで、 $C_{DL}(\theta)$ 、 $C_{D0}(\theta)$ は翼の誘導抗力係数及び形状抗力係数、 k 、 δ は定数である。

ここで、ζ を解析的な形に得るため(21)式の P を

$$P = \sqrt{1+w^2} \left\{ 1 + \frac{1}{2} \left(\frac{2w}{1+w^2} \right) \cos\theta - \frac{1}{8} \left(\frac{2w}{1+w^2} \right)^2 \cos^2\theta + \dots \right\} \quad (36)$$

と展開し、 $C_L(\theta)$ 、 $C_L(\theta)^2$ をそれぞれ

$$C_L(\theta) = \sum_{n=1}^{\infty} a_n \sin n\theta \quad (37)$$

$$C_L(\theta)^2 = \sum_{n=0}^{\infty} b_n \cos n\theta \quad (38)$$

とおくと、(25)、(27)式及び(36)~(38)式により

$$\begin{aligned} \bar{K}_X = & \sqrt{1+w^2} \left[\frac{1}{2} a_1 w + \left(b_0 + \frac{1}{2} b_1 w \right) k + \delta \right. \\ & + \left\{ \frac{1}{8} a_2 w + \left(\frac{1}{4} b_1 + \frac{1}{4} b_0 w + \frac{1}{8} b_2 w \right) k \right. \\ & + \left. \frac{1}{4} w \delta \right\} \frac{2w}{1+w^2} + \left\{ -\frac{1}{64} a_1 w - \frac{1}{64} a_3 w \right. \\ & + \left. \left(\frac{1}{16} b_0 + \frac{1}{32} b_2 + \frac{3}{64} b_1 w \right) k - \frac{1}{16} \delta \right\} \\ & \left. \times \left(\frac{2w}{1+w^2} \right)^2 + \dots \right] \quad (39) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \bar{K}_T = & \sqrt{1+w^2} \left[\frac{1}{2} a_1 - \left(b_0 w + \frac{1}{2} b_1 \right) k - w \delta \right. \\ & + \left\{ \frac{1}{8} a_2 - \left(\frac{1}{4} b_1 w + \frac{1}{4} b_0 + \frac{1}{8} b_2 \right) k \right. \\ & - \left. \frac{1}{4} \delta \right\} \frac{2w}{1+w^2} + \left\{ -\frac{1}{64} a_1 - \frac{1}{64} a_3 \right. \\ & + \left. \left(\frac{1}{16} b_0 w + \frac{1}{32} b_2 w + \frac{3}{64} b_1 \right) k \right. \end{aligned}$$

$$\left. + \frac{1}{16} w \delta \right\} \times \left(\frac{2w}{1+w^2} \right)^2 + \dots \quad (40)$$

となる。

\bar{K}_Y は(28)式で与えられる。又、前項と同様に、仮定により

$$\bar{K}_Y = 0 \quad (41)$$

である。ζ は、 $(2w / (1+w^2))^2$ 以上の項を省略すれば、近似的に次式となる。

$$\begin{aligned} \zeta = & \frac{\left(\frac{1}{2} a_1 - \frac{1}{2} b_1 k \right) w - (b_0 k + \delta) w^2}{\left(\frac{1}{2} a_1 + \frac{1}{2} b_1 k \right) w + b_0 k + \delta} \\ & + \frac{\left(\frac{1}{4} a_2 - \frac{1}{2} b_0 k - \frac{1}{4} b_2 k - \frac{1}{2} \delta \right) \frac{w^2}{1+w^2}}{\left(\frac{1}{4} a_2 + \frac{1}{2} b_0 k + \frac{1}{4} b_2 k + \frac{1}{2} \delta \right) \frac{w^2}{1+w^2}} \\ & - \frac{\frac{1}{2} b_1 k \frac{w^3}{1+w^2}}{\frac{1}{2} b_1 k \frac{w}{1+w^2}} \quad (42) \end{aligned}$$

ここで、翼駆動方式によるζ の変化を見るために、図-13に示す a~d の4種の揚力分布形式を考える。

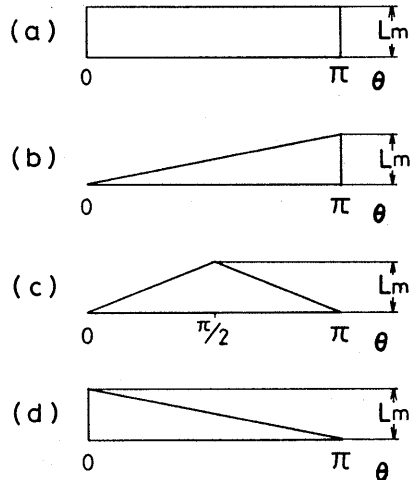


図-13 翼の基準揚力分布

これら a～d の各形式について、 ζ は(37), (38), (42)式より、それぞれ(43)～(46)式となる。

$$\zeta_a = \frac{w - \left(\frac{\pi}{2} L_m k + \frac{\pi}{2} \frac{\delta}{L_m}\right) w^2}{w + \frac{\pi}{2} L_m k + \frac{\pi}{2} \frac{\delta}{L_m}} - \frac{\left(\frac{\pi}{4} L_m k + \frac{\pi}{4} \frac{\delta}{L_m}\right) w^2}{1 + w^2} + \frac{\left(\frac{\pi}{4} L_m k + \frac{\pi}{4} \frac{\delta}{L_m}\right) w^2}{1 + w^2} \quad (43)$$

$$\zeta_b = \frac{\left(1 + \frac{2}{\pi} L_m k\right) w - \left(\frac{\pi}{3} L_m k + \pi \frac{\delta}{L_m}\right) w^2}{\left(1 - \frac{2}{\pi} L_m k\right) w + \frac{\pi}{3} L_m k + \pi \frac{\delta}{L_m}} - \frac{\left(\frac{1}{4} + \frac{2\pi^2 + 3}{12\pi} L_m k + \frac{\pi}{2} \frac{\delta}{L_m}\right) w^2}{1 + w^2} + \frac{\left(-\frac{1}{4} + \frac{2\pi^2 + 3}{12\pi} L_m k + \frac{\pi}{2} \frac{\delta}{L_m}\right) w^2}{1 + w^2} + \frac{2}{\pi} L_m k \frac{w^3}{1 + w^2} - \frac{2}{\pi} L_m k \frac{w}{1 + w^2}$$

$$\zeta_c = \frac{w - \left(\frac{\pi^2}{12} L_m k + \frac{\pi^2}{4} \frac{\delta}{L_m}\right) w^2}{w + \frac{\pi^2}{12} L_m k + \frac{\pi^2}{4} \frac{\delta}{L_m}} - \frac{\left(\frac{\pi^2 - 6}{24} L_m k + \frac{\pi^2}{8} \frac{\delta}{L_m}\right) w^2}{1 + w^2} + \frac{\left(\frac{\pi^2 - 6}{24} L_m k + \frac{\pi^2}{8} \frac{\delta}{L_m}\right) w^2}{1 + w^2}$$

$$\zeta_d = \frac{\left(1 - \frac{2}{\pi} L_m k\right) w - \left(\frac{\pi}{3} L_m k + \pi \frac{\delta}{L_m}\right) w^2}{\left(1 + \frac{2}{\pi} L_m k\right) w + \frac{\pi}{3} L_m k + \pi \frac{\delta}{L_m}} - \frac{\left(-\frac{1}{4} + \frac{2\pi^2 + 3}{12\pi} L_m k + \frac{\pi}{2} \frac{\delta}{L_m}\right) w^2}{1 + w^2} + \frac{\left(\frac{1}{4} + \frac{2\pi^2 + 3}{12\pi} L_m k + \frac{\pi}{2} \frac{\delta}{L_m}\right) w^2}{1 + w^2} - \frac{2}{\pi} L_m k \frac{w^3}{1 + w^2} + \frac{2}{\pi} L_m k \frac{w}{1 + w^2}$$

(416)

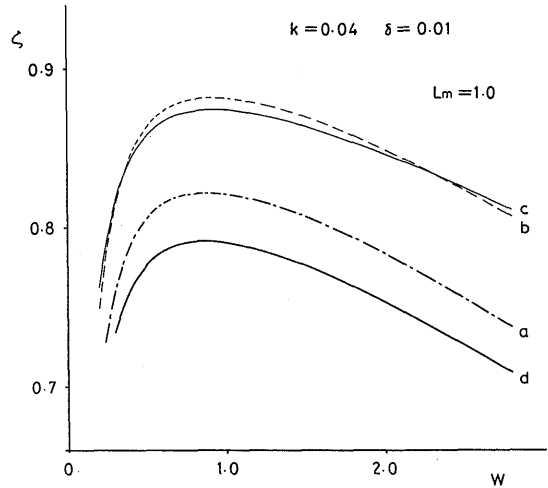


図-14 各基準揚力分布の ζ の値

(44)

図-14に $k=0.04$ (アスペクト比 $\lambda=8$ の単独翼に相当), $\delta=0.01$, $L_m=1$ に対する ζ の計算結果を示す。 ζ の最大値は $w \approx 0.85$ 前後にある。

(43)～(46)式より ζ を最大にする $L_m (=L_m^*)$ の存在が知れる。これは、a形式については、 w に無関係に

$$L_m^* = \sqrt{\frac{\delta}{k}} \quad (47)$$

(45)

と表わされる。b～d形式については、 L_m^* は w の関数となるが、 $w=1$ に対する L_m^* をとると、それぞれ

$$L_m^{*b} = 3.158 \sqrt{\frac{\delta}{k}} \quad (48)$$

$$L_m^{*c} = 1.848 \sqrt{\frac{\delta}{k}} \quad (49)$$

$$L_m^{*d} = 1.306 \sqrt{\frac{\delta}{k}} \quad (50)$$

と同様の形に表わされる。

図-15に $w=0.5$ 及び 1.0 における ζ の k についての変化を示す。図中の破線は $L_m^* (\leq 1)$ に対する ζ を表わしている。翼駆動方式としては、 k が大きいときは、 π の方に揚力分布のウェイトを置いた b 形式、 k が小さいときは、全体に様な揚力分布を与える a 形式が良い。

(46)

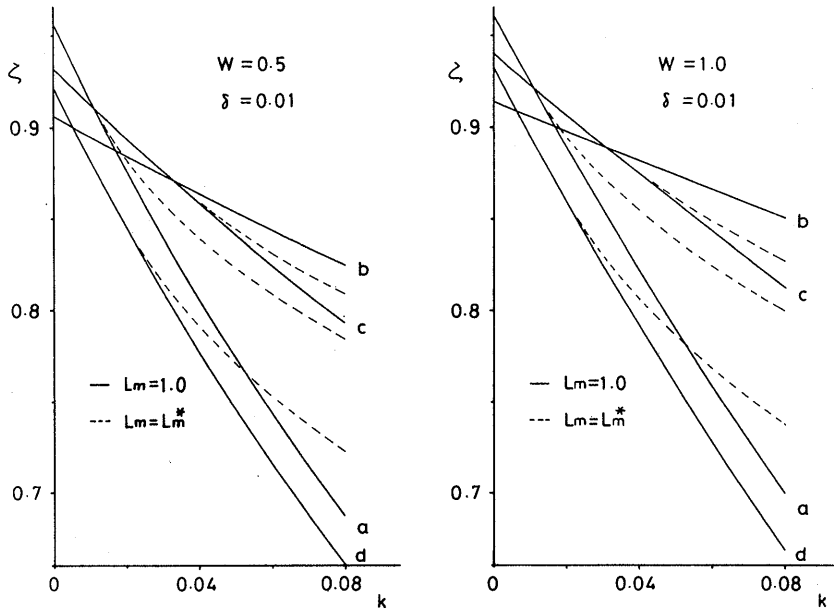


図-15 ζのkについての变化

ここで、翼駆動機構について考えてみると、風車翼の迎角 $\alpha(\theta)$ は

$$\alpha(\theta) = \alpha_t(\theta) + \varphi(\theta) \tag{51}$$

ここで $\alpha_t(\theta)$ 揚力分布形式に対応した関数

$\varphi(\theta)$ 相対風の方向角

として与えられねばならない。

ここで $\varphi(\theta)$ の動きは、図-16に示す様になる。すなわち、 $w = 1$ を境に2つに分かれ、 $w < 1$ では周期的な復帰型、 $w \geq 1$ では発散型となる。

前項の計算では、 $\alpha(\theta)$ として(20)式のものを用いたが、これは図から分る様に w が小さい範囲でのみ利用可能なもので、従って ζ の最大値を与えない。

一般に、 $\alpha(\theta)$ の形成には非等速回転機構が必要となると考えられるが、 $w = 1$ 近傍での $\varphi(\theta)$ の動きは特異であり、このような機構の製作は容易でない。 ζ の値をあまり下げない範囲で、 w をできるだけ1より小さくするか、大きくするのが実際的と考えられる。

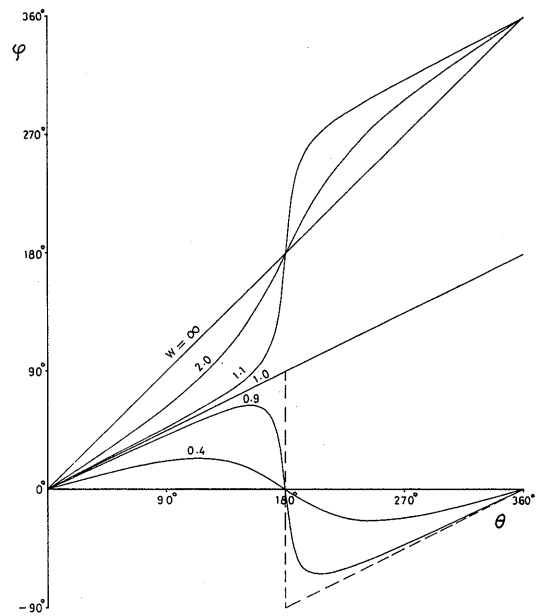


図-16 各wに対するφの動き

ところで、(51)式の $\alpha(\theta)$ の特別な場合に、 α をある w ($=w_0$) に対する φ 曲線 ($=\varphi_0$) とする、すなわち

$$\alpha(\theta) = \varphi_0(\theta) \tag{52}$$

とする場合がある。このとき $\alpha_L(\theta)$ は

$$\alpha_L(\theta) = \varphi_0(\theta) - \varphi(\theta) \tag{53}$$

となる。ここで、平板翼を用いて、翼の1回転毎の反転を許す場合を考えると、 $w=1$ に対する φ 曲線は、 $w=0.9$ に対する b 形式の翼駆動方式の近似 α 曲線となる。このような機構の製作は容易である。

一般に $\alpha(\theta)$ が(52)式で与えられる場合、 $C_L(\theta)$ は

$$C_L(\theta) = C \alpha_L(\theta) \quad (C \text{ 比例定数}) \tag{54}$$

が成立する範囲において、

$$C_L(\theta) = C \tan^{-1} \frac{w_0 - w}{1 + w_0 w + (w_0 + w) \cos \theta} \sin \theta \tag{55}$$

(w_0 φ_0 を与える w)

と表わされる。ところで、 $w < 1$ の範囲で

$$\varphi = w \sin \theta - \frac{1}{2} w^2 \sin 2\theta + \frac{1}{3} w^3 \sin 3\theta - \dots \tag{56}$$

と展開されるから、(55)式の $C_L(\theta)$ に対する(37)式の係数 a_n ($n = 1, 2, \dots$) は

$$\left. \begin{aligned} a_1 &= C(w_0 - w) \\ a_2 &= -\frac{C}{2}(w_0^2 - w^2) \\ a_3 &= \frac{C}{3}(w_0^3 - w^3) \\ &\dots \end{aligned} \right\} \tag{57}$$

となる。 $w > 1$ のときは、(55)式は

$$C_L(\theta) = C \tan^{-1} \frac{\frac{1}{w} - \frac{1}{w_0}}{1 + \frac{1}{w} \frac{1}{w_0} + \left(\frac{1}{w} + \frac{1}{w_0}\right) \cos \theta} \sin \theta \tag{55'}$$

と表わせるから

$$\left. \begin{aligned} a_1 &= C \left(\frac{1}{w} - \frac{1}{w_0} \right) \\ a_2 &= -\frac{C}{2} \left(\frac{1}{w^2} - \frac{1}{w_0^2} \right) \\ a_3 &= \frac{C}{3} \left(\frac{1}{w^3} - \frac{1}{w_0^3} \right) \\ &\dots \end{aligned} \right\} \tag{58}$$

となる。(38)式における係数 b_n ($n = 0, 1, \dots$) は

(418)

$$\left. \begin{aligned} b_0 &= \frac{1}{2} (a_1^2 + a_2^2 + a_3^2 + \dots) \\ b_1 &= a_1 a_2 + a_2 a_3 + a_3 a_4 + \dots \\ b_2 &= -\frac{1}{2} a_1^2 + a_1 a_3 + a_2 a_4 + \dots \\ b_3 &= -a_1 a_2 + a_1 a_4 + \dots \\ &\dots \end{aligned} \right\} \tag{59}$$

により得られる。ここで、(55)式は $w < 1$ のとき ($w > 1$ のときも、 w_0 を $1/w$ 、 w を $1/w_0$ で置き換えれば、以下が同様に成立する)、

$$C_L(\theta) = C \frac{\Delta w}{1 + w_m^2 + 2w_m \cos \theta} \sin \theta \tag{60}$$

($\Delta w = w_0 - w$, $w_m = \frac{w_0 + w}{2}$)

と近似できる。これは、さらに

$$C_L(\theta) = C \Delta w \frac{\sin \theta}{P^2} \tag{61}$$

と近似でき

$$\frac{\sin \theta}{P^2} = \sin \theta - w \sin 2\theta + w^2 \sin 3\theta - \dots \tag{62}$$

と展開されるから、 a_n ($n = 1, 2, \dots$) の近似値が

$$\left. \begin{aligned} a_1 &= C(w_0 - w) \\ a_2 &= -C(w_0 - w)w \\ a_3 &= C(w_0 - w)w^2 \\ &\dots \end{aligned} \right\} \tag{63}$$

によっても得られる。前項の計算で用いた(20)式の $\alpha(\theta)$ に対応する $C_L(\theta)$ の係数 a_n ($n = 1, 2, \dots$) は

$$\left. \begin{aligned} a_1 &= C \left(\frac{\pi}{180} \alpha_m - w \right) \\ a_2 &= \frac{C}{2} w^2 \\ a_3 &= -\frac{C}{3} w^3 \\ &\dots \end{aligned} \right\} \tag{64}$$

と表わされる。尚、次項以降で用いる $\sin \theta / P$ は

$$\left. \begin{aligned} \frac{\sin \theta}{P} &= \frac{1}{\sqrt{1+w^2}} \left[\left\{ 1 + \frac{3}{32} \left(\frac{2w}{1+w^2} \right)^2 + \dots \right\} \sin \theta \right. \\ &\quad - \left. \left\{ \frac{1}{4} \left(\frac{2w}{1+w^2} \right) + \frac{5}{64} \left(\frac{2w}{1+w^2} \right)^3 + \dots \right\} \sin 2\theta \right. \\ &\quad + \left. \left\{ \frac{3}{32} \left(\frac{2w}{1+w^2} \right)^2 + \dots \right\} \sin 3\theta \right. \\ &\quad - \dots \end{aligned} \right] \tag{65}$$

と展開される。

3.1.3 翼間干渉による翼の有効迎角の変化

これまでの性能計算では、風車断面の前後部における流れの差異を省略した、いわば軽負荷相当の場合をとり扱った。本項では、風車の主要作動領域である、翼迎角と揚力間に線形関係が成立する範囲において、翼間干渉による翼の有効迎角の変化と、所定の揚力分布を得るために必要な翼駆動の条件を検討する。

ここで、まず、有効迎角 α_{L_i} を持つ翼弦張 ℓ 、長さ h の翼 i を、強度 N_i 、長さ h の直線渦系で置き換える。

$$N_i = \kappa \frac{\pi \ell}{1 + \varepsilon} v_i \alpha_{L_i} \tag{66}$$

- v_i 翼 i に対する相対風速 m/s
- κ 実翼に対する理論値の修正係数 (≈ 0.91)
- ε 定数 ($\approx 2/\lambda$)

このとき、翼 i により図-17の様に H_j だけ隔った他の翼に誘起される誘導速度の平均値 \bar{u}_i は

$$\begin{aligned} \bar{u}_i &= \frac{N_i}{4\pi H_j h} \int_0^h (\cos\theta_1 - \cos\theta_2) ds \\ &= \frac{N_i}{2\pi H_j} \eta_j \end{aligned} \tag{67}$$

となる。ここで

$$\eta_j = \sqrt{1 + \left(\frac{H_j}{h}\right)^2} - \frac{H_j}{h}$$

である。ここで、図-18の様に、等間隔に配列された N 枚の翼を持つ風車を考えると、翼 k が翼 $k+j$ から受ける誘導速度の平均値 $\bar{u}_{i k, k+j}$ は

$$\begin{aligned} \bar{u}_{i k, k+j} &= \frac{N_{k+j}}{2\pi H_j} \eta_j \\ &= \frac{\kappa \ell}{2(1 + \varepsilon)} \frac{\eta_j}{H_j} v_{k+j} \alpha_{L, k+j} \end{aligned} \tag{68}$$

となる。図-18より

$$H_j = 2R \sin j\phi_0, \quad \phi_0 = \frac{\pi}{N} \tag{69}$$

となるから

$$\eta_j = \sqrt{1 + \frac{\sin^2 j\phi_0}{\mu^2}} - \frac{\sin j\phi_0}{\mu}, \quad \mu = \frac{h}{2R} \tag{70}$$

である。翼 k の翼 $k+j$ による迎角の変化量 $\Delta\alpha_{k, k+j}$ は、 v_k に比べ $\bar{u}_{i k, k+j}$ の値は小さいことから図-18の向きの循環に対応する迎角を正として

$$\Delta\alpha_{k, k+j} = - \frac{\bar{u}_{i k, k+j} \cos\{(2k-2+j)\phi_0 + \theta - \varphi_k\}}{v_k} \tag{71}$$

と表わすことができる。ここで、翼駆動曲線 (α 曲線) を

$$\alpha(\theta) = \alpha_{L0}(\theta) + \varphi(\theta) \tag{51'}$$

と表わすと、設定迎角 α_{L0k} を持つ翼 k の実際に有効な

迎角 α_{Lk} は、(21)、(68)~(71)式より

$$\begin{aligned} \alpha_{Lk} &= \alpha_{L0k} - \gamma \sum_{j=1}^{N-1} \frac{\cos\{(2k-2+j)\phi_0 + \theta - \varphi_k\}}{\sin j\phi_0} \\ &\quad \times \left(\sqrt{1 + \frac{\sin^2 j\phi_0}{\mu^2}} - \frac{\sin j\phi_0}{\mu} \right) \frac{P_{mj}}{P_k} \alpha_{Lmj} \end{aligned} \tag{72}$$

となる。ここで

$$\gamma = \frac{\kappa}{4(1 + \varepsilon)} \frac{\ell}{R}$$

$$m_j = \begin{cases} k+j & (j \leq N-k) \\ k+j-N & (j > N-k) \end{cases}$$

$$\varphi_k = \tan^{-1} \frac{w \sin\{2(k-1)\phi_0 + \theta\}}{1 + w \cos\{2(k-1)\phi_0 + \theta\}}$$

$$P_k = \sqrt{1 + w^2 + 2w \cos\{2(k-1)\phi_0 + \theta\}} \quad (k = 1, 2, \dots, N)$$

である。従って、各翼の有効迎角 α_{L_i} ($i = 1, \dots, N$) は(72)式の N 元連立一次方程式の解として得られる。

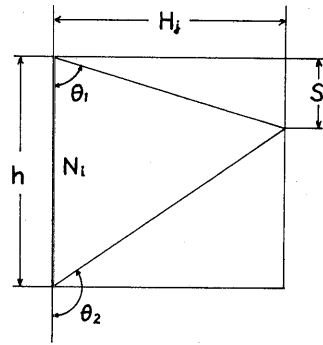


図-17 翼の直線渦系置換

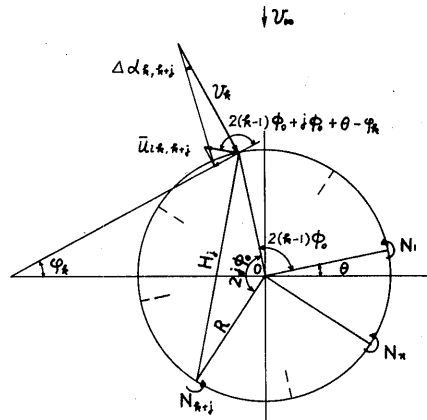


図-18 1つの翼に誘起される誘導速度と迎角の変化

任意の α_{L0} が与えられれば、(72)式により α_L は計算できるが、ここでは、逆に各翼がある揚力分布を持つために必要な α_{L0} を求めてみる。いま、基準の揚力分布として

$$\alpha_L(\theta) = \alpha_m \frac{\sin\theta}{P} \tag{73}$$

をとり、簡単のため、 $\mu = \infty$ の場合を考えると、 α_{L0} は(72)式より

$$\alpha_{L0} = \alpha_L(\theta) + \gamma \alpha_m \sum_{j=1}^{N-1} \frac{\cos(j\phi_0 + \theta - \varphi)}{\sin j\phi_0} \times \frac{\sin(2\phi_0 j + \theta)}{P} \tag{74}$$

となる。ここで

$$\varphi = \tan^{-1} \frac{w \sin\theta}{1 + w \cos\theta}$$

$$P = \sqrt{1 + w^2 + 2w \cos\theta}$$

である。(74)式の右辺の第1項が、翼間干渉がない場合の翼迎角 ($=\alpha_{L0b}$)、第2項が(73)式の揚力分布を得るために必要な修正迎角 ($=\alpha_{L0c}$) を表す。この場合の α 曲線は

$$\alpha(\theta) = \alpha_{L0}(\theta) + \varphi(\theta) = \alpha_{L0b}(\theta) + \alpha_{L0c}(\theta) + \varphi(\theta) \tag{75}$$

となる。図-19~21に $N=3, 4, 6$ に対する $\alpha_{L0c}/\gamma\alpha_m$ の値を示す。 $N=3$ の場合は、 $w=0$ では一定値(1.0) $0 < w < 1$ では 180° 付近で大きな値となる。 w が 1 に近づくと、 180° で ∞ となる一定値 (0.5) に近づく。 w が 1 をわずかに超えると 180° で $-\infty$ となる。 $w=\infty$ では 0 となる。 $N > 3$ の場合は、 $w=0$ 及び $w=1$ ($\theta=180^\circ$ を除く) に対する $\alpha_{L0c}/\gamma\alpha_m$ は余弦曲線である。 $0 < w < 1$ 及び $w > 1$ に対する変化は $N=3$ の場合と同様の傾向を持つ。尚、 $w=0$ に対する $\alpha_{L0}/\gamma\alpha_m$ の値は、次式で表わされる。

$$\frac{\alpha_{L0c}}{\gamma\alpha_m} = \frac{N-3}{2} \cos 2\theta + \frac{N-1}{2} \tag{76}$$

又、(73)式の α_L の最大値は、 $w \leq 1$ では α_m であるが、 $w > 1$ では α_m/w となるから、 $w > 1$ の場合、 α_L の最大値に対する α_{L0c}/γ の値は、 $w\alpha_{L0c}/\gamma\alpha_m$ となる。 $w=\infty$ に対するこの値は次式で表わされる。

$$\frac{w\alpha_{L0c}}{\gamma\alpha_m} = (N-2) \cos\theta \tag{77}$$

従って、このような α_{L0c} の動きによって、必要な α 曲線は、 $\theta = 0^\circ$ (又は 180°) で正負が反転する対称形からずれてくる。

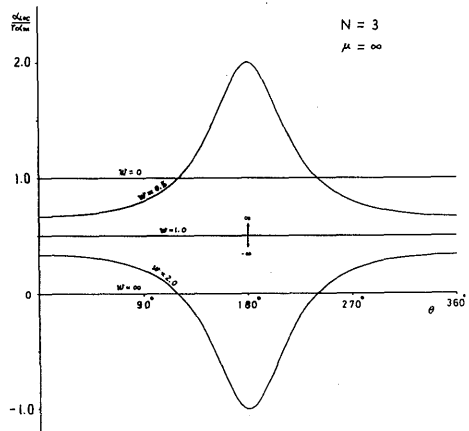


図-19 基準揚力分布の修正迎角 ($N=3$)

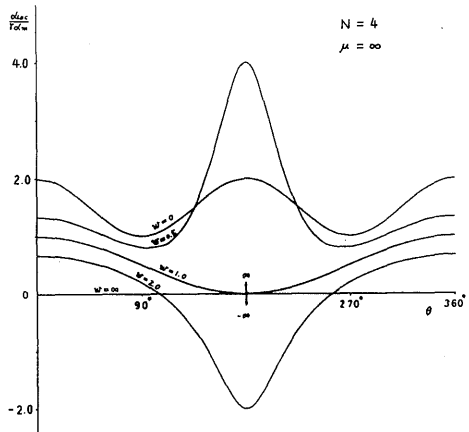


図-20 基準揚力分布の修正迎角 ($N=4$)

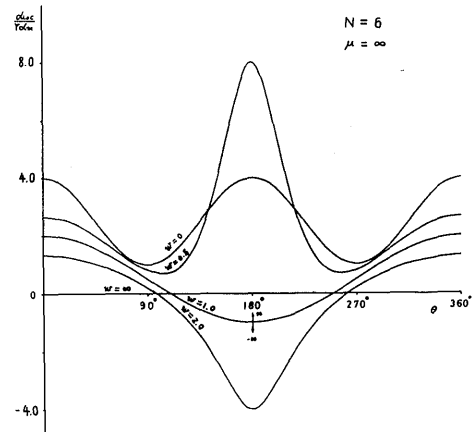


図-21 基準揚力分布の修正迎角 ($N=6$)

尚, $\mu \neq \infty$ の場合は, $w = 0$ 及び $w = \infty$ に対する $\alpha_{Loc}/\gamma\alpha_m$ 及び $w\alpha_{Loc}/\gamma\alpha_m$ はそれぞれ(78), (79)式で表わされる。

$$\frac{\alpha_{Loc}}{\gamma\alpha_m} = \sum_{k=1}^{N-1} \left\{ \left(2\cos^2 k\phi_0 - \frac{1}{2} \right) \cos 2\theta + \frac{1}{2} \right\} \times \left\{ \sqrt{1 + \frac{\sin^2 k\phi_0}{\mu^2}} - \frac{\sin k\phi_0}{\mu} \right\} \quad (78)$$

$$\frac{w\alpha_{Loc}}{\gamma\alpha_m} = \sum_{k=1}^{N-1} 2\cos^2 k\phi_0 \cos \theta \times \left\{ \sqrt{1 + \frac{\sin^2 k\phi_0}{\mu^2}} - \frac{\sin k\phi_0}{\mu} \right\} \quad (79)$$

従って, $w = 0$ 及び $w = \infty$ に対し, それぞれ(80), (81)の関係式が得られる。

$$\frac{\bar{\alpha}_{Loc}}{\bar{\alpha}_{Loc}_{\mu=\infty}} = \frac{1}{N-1} \sum_{k=1}^{N-1} \left\{ \sqrt{1 + \frac{\sin^2 k\phi_0}{\mu^2}} - \frac{\sin k\phi_0}{\mu} \right\} \quad (80)$$

$$\left(\bar{\alpha}_{Loc} = \frac{1}{2\pi} \int_0^{2\pi} \alpha_{Loc} d\theta \right)$$

$$\frac{\alpha_{Loc}}{\alpha_{Loc}_{\mu=\infty}} = \frac{1}{N-2} \sum_{k=1}^{N-1} 2\cos^2 k\phi_0 \left\{ \sqrt{1 + \frac{\sin^2 k\phi_0}{\mu^2}} - \frac{\sin k\phi_0}{\mu} \right\} \quad (81)$$

いま,

$$\gamma_{eq} = \frac{\bar{\alpha}_{Loc}}{\bar{\alpha}_{Loc}_{\mu=\infty}} \gamma, \quad \frac{\alpha_{Loc}}{\alpha_{Loc}_{\mu=\infty}} \gamma \quad (82)$$

によって, $\mu \neq \infty$ の場合の γ の $\mu = \infty$ に対する等価値を考えれば $\gamma \neq \infty$ の場合も γ を γ_{eq} で置き換えると $\mu = \infty$ に対する結果が近似値として使用できる。

これで, 必要な α 曲線は得られたが, 一般に, このような翼駆動機構の製作は困難である。しかし, 必要となる修正迎角が, 翼間干渉を考えない場合の α 曲線から近似的に得られる場合があることを以下に示す。

図-22において, 風車の元の α 曲線を

$$\alpha_0(\theta_0) = \alpha_{Loc}(\theta_0) + \varphi(\theta_0) \quad (83)$$

とする。この風車を風向きに対し β だけ傾けると

$$\alpha(\theta) = \alpha_0(\theta_0) + \beta \quad (84)$$

$$\theta = \theta_0 + \beta \quad (85)$$

の α 曲線が得られる。 α を(51)式の形に

$$\alpha(\theta) = \alpha_{Lo}(\theta) + \varphi(\theta) \quad (51)$$

と表わすと, (83)~(85)式及び(51)式より

$$\alpha_{Lo}(\theta) = \alpha_{Lo}(\theta_0) + \bar{\alpha}(\theta) \quad (86)$$

ここで

$$\bar{\alpha}(\theta) = \alpha_{Lo}(\theta - \beta) - \alpha_{Lo}(\theta_0) + \varphi(\theta - \beta) - \varphi(\theta_0) + \beta$$

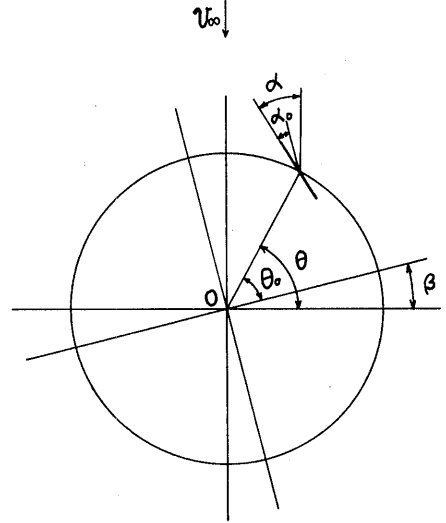


図-22 風向に対する傾き角 β と与えられた風車

となる。 α_{Lo} 及び β が小さいときは,

$$\bar{\alpha}(\theta) \doteq \varphi(\theta - \beta) - \varphi(\theta) + \beta \quad (87)$$

とすることができる。ここで,

$$\begin{aligned} \varphi(\theta - \beta) - \varphi(\theta) &= \tan^{-1} \frac{w \sin(\theta - \beta)}{1 + w \cos(\theta - \beta)} \\ &\quad - \tan^{-1} \frac{w \sin \theta}{1 + w \cos \theta} \\ &= \tan^{-1} \frac{w^2 \sin(-\beta)}{1 + w^2 \cos(-\beta)} \\ &\quad + 2w \sin\left(-\frac{\beta}{2}\right) \cos\left(-\frac{\beta}{2}\right) \\ &\quad + 2w \cos\left(\theta - \frac{\beta}{2}\right) \cos\left(-\frac{\beta}{2}\right) \\ &\doteq \tan^{-1} \left(-\beta \frac{w^2 + w \cos \theta}{1 + w^2 + 2w \cos \theta} \right) \quad (88) \end{aligned}$$

である。これは, さらに, $w = 1$ 近傍の $\theta = 180^\circ$ 付近を除いて

$$\varphi(\theta - \beta) - \varphi(\theta) \doteq -\beta \frac{w^2 + w \cos \theta}{1 + w^2 + 2w \cos \theta} \quad (89)$$

となる。従って, (87)式より

$$\bar{\alpha}(\theta) \doteq \beta \frac{1 + w \cos \theta}{1 + w^2 + 2w \cos \theta} \quad (90)$$

となる。一方、(73)式の α_{L0b} に対する α_{L0c} は、(74)式より $N=3$ の場合

$$\begin{aligned} \alpha_{L0c} &= \frac{\gamma\alpha_m}{P} \left\{ \frac{\cos(\phi_0 + \theta - \varphi)}{\sin\phi_0} \sin(2\phi_0 + \theta) \right. \\ &\quad \left. + \frac{\cos(2\phi_0 + \theta - \varphi)}{\sin 2\phi_0} \sin(4\phi_0 + \theta) \right\} \\ &= \frac{\gamma\alpha_m}{P} \cos\varphi = \gamma\alpha_m \frac{1+w \cos\theta}{1+w^2+2w \cos\theta} \end{aligned} \quad (91)$$

である。従って、この場合、(90)、(91)式より

$$\beta = \gamma\alpha_m \quad (92)$$

ととれば、 $\bar{\alpha}$ は近似的に α_{L0c} に等しくなる。

$N > 3$ の場合は、傾き角だけでは十分な調整はできないが、傾き角を与えることで、元の曲線を必要とする α 曲線に近づけることはできる。このとき、 N の増加に伴ない、必要な β の値は増大する。

3.1.4 翼間干渉による風車性能の変化

前項で述べた様に、翼間干渉の影響は、各翼の設定迎角 $\alpha_{L0}(\theta)$ が

$$\Delta\alpha(\theta) = \alpha_{L0}(\theta) - \alpha_L(\theta) \quad (93)$$

だけ変化することと考えられる。これは、図-23に示すように、翼間干渉がないとき実線で表わされる P が $\Delta\alpha$ だけ回転して、破線の位置にくることを意味する。従って、このとき1枚の翼に働く抗力 X 、 Y 及びトルク T は

$$\begin{aligned} X &= C_L(\theta) \frac{\rho a v^2}{2} S \frac{w \sin\theta + (1+w \cos\theta)\Delta\alpha}{P} \\ &\quad + C_D(\theta) \frac{\rho a v^2}{2} S \frac{1+w \cos\theta - w \sin\theta \cdot \Delta\alpha}{P} \end{aligned} \quad (94)$$

$$\begin{aligned} Y &= C_L(\theta) \frac{\rho a v^2}{2} S \frac{1+w \cos\theta - w \sin\theta \cdot \Delta\alpha}{P} \\ &\quad - C_D(\theta) \frac{\rho a v^2}{2} S \frac{w \sin\theta + (1+w \cos\theta)\Delta\alpha}{P} \end{aligned} \quad (95)$$

$$\begin{aligned} T &= C_L(\theta) \frac{\rho a v^2}{2} S \frac{\sin\theta - (w + \cos\theta)\Delta\alpha}{P} R \\ &\quad - C_D(\theta) \frac{\rho a v^2}{2} S \frac{w + \cos\theta + \sin\theta \cdot \Delta\alpha}{P} R \end{aligned} \quad (96)$$

となり、 \bar{K}_x 、 \bar{K}_y 、 \bar{K}_T 、 \bar{K}_P がそれぞれ次式で表わされる。

$$\begin{aligned} \bar{K}_x &= \frac{\sigma}{2\pi} \int_0^{2\pi} \{C_L(\theta) w \sin\theta \\ &\quad + C_D(\theta)(1+w \cos\theta)\} P d\theta + \Delta\bar{K}_x \end{aligned} \quad (97)$$

$$\begin{aligned} \bar{K}_y &= \frac{\sigma}{2\pi} \int_0^{2\pi} \{C_L(\theta)(1+w \cos\theta) \\ &\quad - C_D(\theta) w \sin\theta\} P d\theta + \Delta\bar{K}_y \end{aligned} \quad (98)$$

$$\begin{aligned} \bar{K}_T &= \frac{\sigma}{2\pi} \int_0^{2\pi} \{C_L(\theta) \sin\theta \\ &\quad - C_D(\theta)(w + \cos\theta)\} P d\theta + \Delta\bar{K}_T \end{aligned} \quad (99)$$

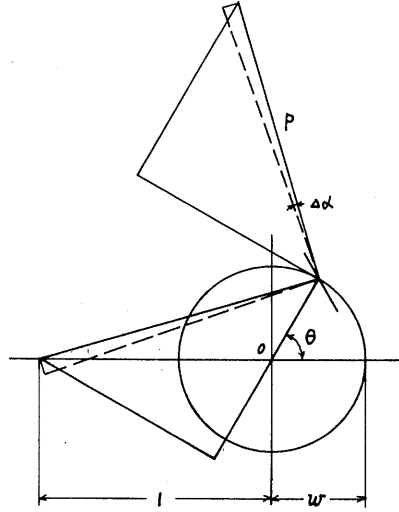


図-23 翼間干渉による有効迎角の変化

$$\bar{K}_P = w \bar{K}_T \quad (100)$$

ここで

$$\begin{aligned} \Delta\bar{K}_x &= \frac{\sigma}{2\pi} \int_0^{2\pi} \{C_L(\theta)(1+w \cos\theta) \\ &\quad - C_D(\theta) w \sin\theta\} P \Delta\alpha d\theta \\ \Delta\bar{K}_y &= -\frac{\sigma}{2\pi} \int_0^{2\pi} \{C_L(\theta) w \sin\theta \\ &\quad + C_D(\theta)(1+w \cos\theta)\} P \Delta\alpha d\theta \\ \Delta\bar{K}_T &= -\frac{\sigma}{2\pi} \int_0^{2\pi} \{C_L(\theta)(w + \cos\theta) \\ &\quad + C_D(\theta) \sin\theta\} P \Delta\alpha d\theta \end{aligned}$$

である。

前項で示した様に、 α_{L0b} が(73)式で表わされ、 $N=3$ 、 $\mu=\infty$ の場合には、風車の方向角 β を $\gamma\alpha_m$ にとれば、近似的に

$$\alpha_{L0} = \alpha_{L0b} + \alpha_{L0c} \quad (74')$$

$$\alpha_L = \alpha_{L0b} \quad (101)$$

が成立した。このときは、

$$\Delta\alpha = \alpha_{L0} - \alpha_L = \alpha_{L0c} \quad (102)$$

であり、(91)、(102)式より

$$\Delta\alpha = \gamma\alpha_m \frac{1+w \cos\theta}{P^2} \quad (103)$$

となる。従って、(35)、(54)、(73)、(103)式より

$$\Delta\bar{K}_x = \Delta\bar{K}_y = \Delta\bar{K}_T = 0 \quad (104)$$

となる。この場合、 \bar{K}_x 、 \bar{K}_y 、 \bar{K}_T 、 \bar{K}_P の計算式は3.1.2項のものと同じになる。

一般の場合は、先ず、 $\alpha_L(\theta)$ と $\alpha'_L(\theta) = -\alpha_L(2\pi - \theta)$ の平均値を $\bar{\alpha}_L(\theta)$ とする。

$$\bar{\alpha}_L(\theta) = \frac{\alpha_L(\theta) + \alpha'_L(\theta)}{2} \quad (105)$$

ここで、平均揚力係数 $\bar{C}_L(\theta)$ を

$$\bar{C}_L(\theta) = C \bar{\alpha}_L(\theta) \quad (C \text{ 定数}) \quad (106)$$

とし、平均抗力係数 $\bar{C}_D(\theta)$ を次式で近似する。

$$\bar{C}_D(\theta) = k \bar{C}_L^2(\theta) + \delta \quad (k, \delta \text{ 定数}) \quad (107)$$

$$\text{ここで } \Delta\alpha = \Delta\alpha_1 + \Delta\alpha_2 \quad (108)$$

$$(\Delta\alpha_1 = \alpha_{L0} - \bar{\alpha}_L, \Delta\alpha_2 = \bar{\alpha}_L - \alpha_L)$$

とおくと、

$$\Delta\alpha_1(\theta) = -\Delta\alpha_1(2\pi - \theta) \quad (109)$$

$$\Delta\alpha_2(\theta) = \Delta\alpha_2(2\pi - \theta) \quad (110)$$

であるから、 \bar{K}_X 、 \bar{K}_T 、 \bar{K}_P に対し、以下の近似式が得られる。

$$\bar{K}_X = \frac{\sigma}{\pi} \int_0^\pi \{\bar{C}_L(\theta) w \sin\theta + \bar{C}_D(\theta)(1+w \cos\theta)\} P d\theta + \Delta\bar{K}_X \quad (111)$$

$$\bar{K}_T = \frac{\sigma}{\pi} \int_0^\pi \{\bar{C}_L(\theta) \sin\theta - \bar{C}_D(\theta)(w + \cos\theta)\} P d\theta + \Delta\bar{K}_T \quad (112)$$

$$\bar{K}_P = w \bar{K}_T \quad (113)$$

ここで

$$\Delta\bar{K}_X = \frac{\sigma}{\pi} \int_0^\pi \{\bar{C}_L(\theta)(1+w \cos\theta) - \bar{C}_D(\theta) w \sin\theta\} P \Delta\alpha_1 d\theta$$

$$\Delta\bar{K}_T = -\frac{\sigma}{\pi} \int_0^\pi \{\bar{C}_L(\theta)(w + \cos\theta) + \bar{C}_D(\theta) \sin\theta\} P \Delta\alpha_1 d\theta$$

である。

(111)~(113)式において、 $\Delta\bar{K}_X$ 、 $\Delta\bar{K}_T$ を省略すれば、これらは3.1.2項の計算式の $C_L(\theta)$ 及び $C_D(\theta)$ をそれぞれ $\bar{C}_L(\theta)$ 、 $\bar{C}_D(\theta)$ で置き換えたものに等しい。従って、 $\bar{C}_L(\theta)$ 、 $\bar{C}_D(\theta)$ を用いれば、3.1.2項の結果がそのまま利用できる。尚、(97)、(99)式において

$$C_D(\theta) = 0 \quad (114)$$

の場合には、

$$\Delta\bar{K}_X = w \Delta\bar{K}_T \quad (115)$$

すなわち

$$\int_0^{2\pi} C_{\alpha_L} P^3 \Delta\alpha d\theta = 0 \quad (116)$$

が成立する (付録)。ここで、 $C_{\alpha_L} P^2$ は揚力の大きさ、 $C_{\alpha_L} P^2 \Delta\alpha$ は誘導速度による抗力の大きさを表わすから(116)式は $C_D = 0$ の場合、誘導速度による抗力のなす

仕事の総和は零となることを表わしている。このときは

$$\zeta = \frac{\bar{K}_P}{\bar{K}_X} = 1 \quad (117)$$

である。

さて、平均揚力係数 $\bar{C}_L(\theta)$ は(105)、(106)式により α_L 及び α'_L から得られる。ここで、 α_L は(72)式、 α'_L は(72)式において、 γ を $-\gamma$ に、 α_{L0} に方向角 β を含むときは β を $-\beta$ にそれぞれ置き換えた式を解けば得られる。ところで、(73)式で与えられる揚力分布形式については、 $\mu = \infty$ 、 $w = 0$ に対する α_L が、 γ^3 以上の項を省略して

$$\alpha_L = \frac{1}{1+m\gamma^2} \left\{ \alpha_m \sin\theta - \gamma \alpha_m \sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos(k\phi_0 + \theta)}{\sin k\phi_0} \right. \\ \left. \times \sin(\theta + 2k\phi_0) + \beta - \gamma \beta \sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos(k\phi_0 + \theta)}{\sin k\phi_0} \right\} \quad (118)$$

と表わされる。 α'_L は(118)式において、 $\gamma = -\gamma$ 、 $\beta = -\beta$ と置いたものになる。従って

$$\bar{\alpha}_L = \frac{1}{1+m\gamma^2} \left\{ \alpha_m \sin\theta - \gamma \beta \sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos(k\phi_0 + \theta)}{\sin k\phi_0} \right\} \\ = \frac{1}{1+m\gamma^2} \left\{ 1 + (N-1) \frac{\beta}{\alpha_m} \gamma \right\} \alpha_{L0} \quad (119)$$

と表わされる。従って

$$\frac{\bar{C}_L}{C_{L0}} = \frac{\bar{\alpha}_L}{\alpha_{L0}} = \frac{1}{1+m\gamma^2} \left\{ 1 + (N-1) \frac{\beta}{\alpha_m} \gamma \right\} \quad (120)$$

(C_{L0} 干渉なしの揚力係数)

となる。

$\mu = \infty$ 、 $w = \infty$ に対しても、同様にして

$$\frac{\bar{C}_L}{C_{L0}} = \frac{1}{1+m'\gamma^2} \left\{ 1 + (N-2) \frac{\beta}{\alpha_m} \gamma \right\} \quad (121)$$

が得られる。ここで、 m 及び m' は表1に示す定数である。一般の場合は、 \bar{C}_L/C_{L0} を簡単な形で表わすことはできないが、揚力分布形式が(73)式からあまりかけ離れていなければ、 w が小さいところ及び大きいところ

表-1 翼数 N と定数 m 及び m' の値

N	m	m'
3	2	1
4	5	4
6	$17 \frac{1}{2}$	20
8	42	56

で、(120), (121)式が近似的に成立すると考えられる。従って、これによって \bar{C}_L の推定ができる。

尚、 $w = 0$ については、

$$\alpha_L - \alpha'_L = 2 \frac{\beta - \alpha_{L0c}}{1 + m\gamma^2} \quad (122)$$

となる。従って、この場合は、(54), (76), (98), (122)式より

$$\bar{K}'_Y \doteq \frac{C\sigma}{1 + m\gamma^2} \left\{ \beta - \frac{N-1}{2} \gamma \alpha_m \right\} \quad (123)$$

と表わされる。

3.2 風洞実験

3.2.1 実験装置

図-24に実験装置の概要を示す。

ゲッチンゲン型1m風洞の測定部に設置した1160mm×1160mm角の整流板を有する直径800mm、高さ560mmの風防の中に、風車模型の計測系を含む架台がピアノ線のワイヤーで吊り下げられる。風車の動きは、風に向かって左右方向にはクロスしたワイヤーにより拘束されているが、前後方向には自由になっている。

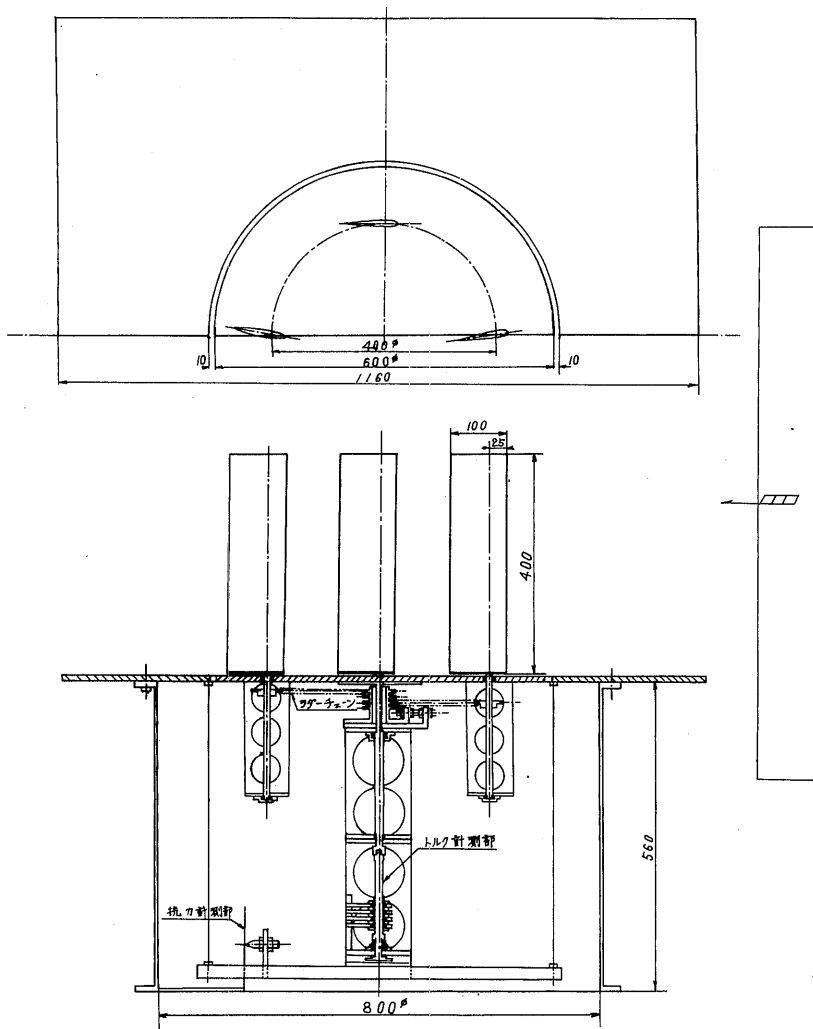


図-24 実験装置の概要

風車の基本寸法は、翼回転直径400mm高さ400mmで、直径600mmの回転円板上に構成される。翼はNACA 0009型の翼弦長100mm、長さ400mmのものである。風車の翼駆動機構には、図-25の固定偏心輪とチェーン、スプリング及び遊星輪から成るもの、及び図-26の偏心歯車と遊星歯車から成るものの2種を使用した。図-25において、Aが固定偏心輪、BがAと同径の遊星輪、Cがチェーンに張力を与える回転輪で、スプリングSにより引張られている。翼はBの軸に取付けられる。A及びBのピッチ円直径を d ($d=45.9mm$)、Aの偏心量を ϵ 、アームの長さを R とすれば、角度変化 α は

$$\begin{aligned} \alpha &\approx \frac{2R}{d} \left(1 - \sqrt{1 - 2\frac{\epsilon}{R} \sin\theta + \left(\frac{\epsilon}{R}\right)^2} \right) \\ &\approx \frac{2\epsilon}{d} \sin\theta \end{aligned} \tag{124}$$

となって、偏心量に比例した大きさの近似的な正弦波となる。図-26の機構では、Aが固定歯車、B、Cが遊び歯車、DがAと同径の歯車、E及びE'が偏心歯車で、E'の軸に翼が付けられる。偏心歯車は楕円歯車の動きを近似する。従って、偏心歯車の偏心率を e ($e=2\epsilon/d$, ϵ 偏心量, d ピッチ円直径) とすれば

$$\alpha = \theta - \cos^{-1} \frac{(1+e^2) \cos\theta + 2e}{1+e^2+2e \cos\theta} \tag{125}$$

となる。 α の最大角 α_m は一對の偏心歯車 ($d=40mm$)の偏心量を変えることにより変化できる。

図-25の機構では、 α_m は ϵ を変えることにより、連続的かつ容易に変えられるが、スプリング系の追従特性により、回転速度に制限がある。

尚、(125)式の α は(52)式の φ_0 と

$$\alpha = \frac{2\varphi_0}{w_0=e} \tag{126}$$

の関係にある。すなわち

$$2\varphi_0 = \sin^{-1} \frac{2w_0 \sin\theta(1+w_0 \cos\theta)}{1+w_0^2+2w_0 \cos\theta} \tag{127}$$

であるから、

$$\begin{aligned} \alpha - \frac{2\varphi_0}{w_0=e} &= \theta - \cos^{-1} \frac{((1+e^2)\cos\theta+2e)(1-e^2+2e \cos\theta)}{(1+e^2+2e \cos\theta)^2} \\ &\quad - \frac{+2e^2 \cos^2\theta - 2e(1-e^2)(1-\cos^2\theta)(1+e \cos\theta)}{+2e \cos\theta} \\ &= \theta - \cos^{-1}(\cos\theta) = 0 \end{aligned} \tag{126}$$

である。

(124)及び(125)式の α に対する $C_1(\theta)$ の(37)式における係数 a_n ($n=1, 2, \dots$)は、それぞれ(64), (128)式となる。

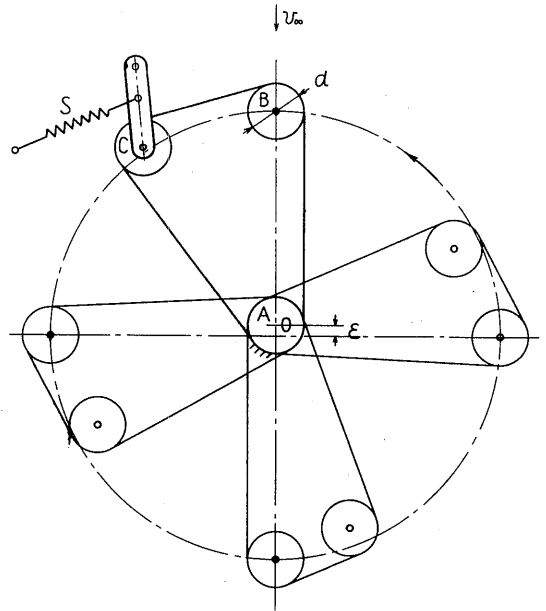


図-25 偏心輪と遊星輪による翼駆動機構

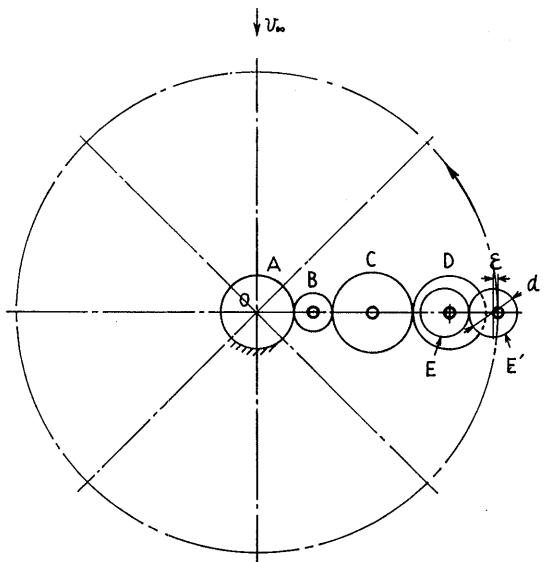


図-26 偏心歯車と遊星歯車による翼駆動機構

$$\left. \begin{aligned} a_1 &= C(2e-w) \\ a_2 &= -\frac{C}{2}(2e^2-w^2) \\ a_3 &= \frac{C}{3}(2e^3-w^3) \\ &\dots\dots\dots \end{aligned} \right\} \quad (128)$$

風車のトルク及び抗力計測部は、それぞれトーションバー及び板バネにより、荷重に比例した歪を出力する構造になっている。

図-24の抗力計測部は、図-25の翼駆動機構を用いた風車の計測の際に用いた方式で、抗力検出用の板バネと、風車全体を後方に引張りバランスさせる錘及び滑車から成る。図-26の翼駆動機構を用いた風車の計測では、前後の2枚の計測用板バネから成るものを用いた。

錘及び滑車を用いる方式は、滑車の軸受部の摩擦が計測誤差を与えるが、風車架台の動きを安定させる効果がある。2枚の板バネを用いる方式では、共振をさける様バネ定数を設定しなければならない。

風車の負荷機構は、風車架台から沿直方向に延びた索の端に取り付けられる錘の力により、増速機を介した制動輪に木製のブレーキシューが押しつけられる構造になっている。

3.3.2 実験方法

実験は、風車翼の周速度とトルク及び抗力の関係を求めるため、それぞれの偏心輪又は偏心歯車の偏心量に対応した翼駆動曲線ごとに、風速を一定に保ち、錘によりブレーキの負荷を変えた時のトルク、抗力及び翼周速の計測を行った。

図-26の翼駆動機構を用いた模型では、翼数 $N = 3, 6$ と $N = 4, 8$ 用の2台の回転円板ごとに、翼数を変えて、上記の実験を行った。

トルク及び抗力の計測は、あらかじめ錘により基準のトルク及び抗力を与えて、トルク及び抗力と計測部の出力歪の関係を求めておき、歪計測により行った。

風速は、風洞吹出口断面の中央上部の位置（上端から $94 \sim 98 \text{ mm}$ ）において、ピトー管とマンメーターにより計測した。

翼の周速は、負荷機構の制動輪に取付けた磁石と、外側に取付けたコイルにより電気信号をとり出し、風車回転数を求め、これより翼支持点の値を計算した。

計測に当っては、風車模型の機械部分の摩擦トルクの安定をはかるため、十分なならし運転を行った。

特に、図-26の機構の模型では、約100時間のならし

運転を行った。

3.2.3 実験結果及び考察

図-27は、図-25の翼駆動機構を用いた模型について、その翼の揚力係数及び抗力係数を求めた方法を示している。この模型では、翼（翼数 $N = 4$ ）は取り外しができる構造でなかったため、回転円板を翼が流れに対し上下左右に位置する様に設置し、上下の位置における迎角 α° を持つ翼の揚力及び抗力、左右の位置における迎角 0° の翼の抗力は、それぞれ等しいと見なして、

$$C_L = \frac{T}{2 \cdot \frac{\rho_a}{2} v^2 S R} \quad (129)$$

$$C_D = \frac{D}{2 \cdot \frac{\rho_a}{2} v^2 S} - C_{D0} \quad (130)$$

ここで

$$C_{D0} = \frac{D'}{4 \cdot \frac{\rho_a}{2} v^2 S}$$

T, D 図の状態での計測トルク及び抗力

D' 4枚の翼の迎角を 0° としたときの計測抗力

S 翼面積（ $= 400 \text{ cm}^2$ ）

R 翼支持点までの距離（ $= 200 \text{ mm}$ ）

により求めた。図-28にその結果を示す。

図中の R_e 数は $v_{\omega l} / v$ を用いている。 C_L の計測値は α が小さいところで、翼の一端は完全に拘束されているとする仮定に対応する $\lambda = 8$ の計算値に乗っている。 C_D の計測値は計算値より大きい。これは、 R_e 数が小さいための形状抗力係数の増加と共に、(130)式から、回転円板の表面抵抗 D_0 が、 $D_0 / (4 \rho_a v^2 S / 2)$ の形で C_D に入っている為である。これは、模型の構造上除去できなかった。

図-29, 30に、最大迎角 α_m を 5° から 20° まで 5° ごとに変えたときの平均トルク係数及び平均抗力係数の計測結果を示す。平均抗力係数の計測値には、翼の抗力係数同様、回転円板の表面抵抗が含まれている。

図中の実線は、 C_L に $\lambda = 8$ に対する計算値、 C_D に図-28の計測値を用いて計算した計算値である。

図-31は、図-26の翼駆動機構を用いた模型の翼の揚力係数及び抗力係数を求めた方法を示す。

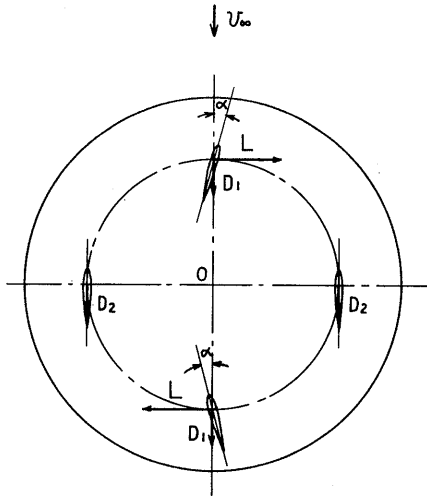


図-27 翼の揚力及び抗力の計測方法

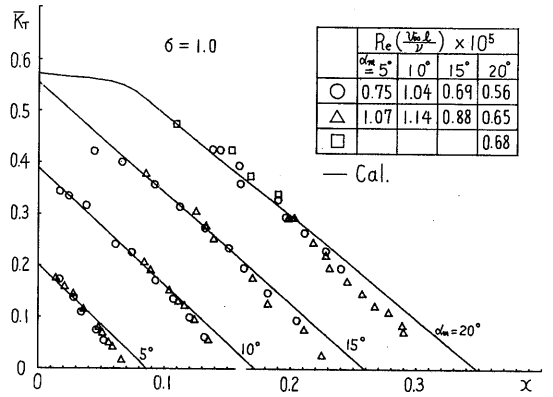


図-29 平均トルク係数の計測値

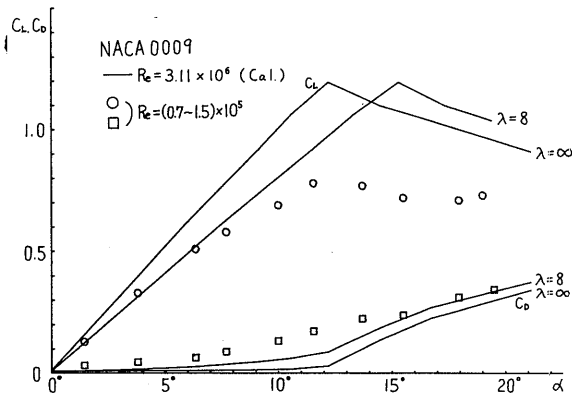


図-28 翼の揚力係数及び抗力係数の計測値

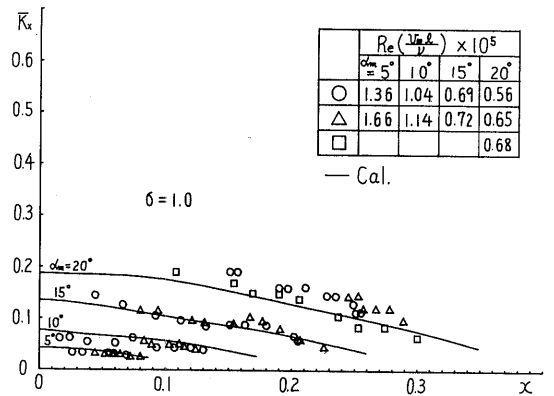


図-30 平均抗力係数の計測値

回転円板に1枚の翼を取り付け、一定の風速下でバランスしたときのトルク、抗力、迎角を計測して

$$C_L = \frac{T}{\frac{\rho_a}{2} v_{\infty}^2 S R} \quad (131)$$

$$C_D = \frac{D}{\frac{\rho_a}{2} v_{\infty}^2 S} - C_{D0} \quad (132)$$

ここで

$$C_{D0} = \frac{D_0}{\frac{\rho_a}{2} v_{\infty}^2 S}$$

T, D 計測トルク及び抗力

D₀ 回転円板のみの抗力

S 翼面積 (=400cm²)

R 翼支持点までの距離 (=200mm)

として求めた。図-32にその計測結果を示す。C_Lの計測値は、図-28の計測結果と異なりλ=6の計算値にほぼ乗っている。C_Dの値もλ=6の計算値にほぼ乗っている。

図-33~36に、 $N = 3 \sim 8$ ($\sigma = 0.75 \sim 2$) の場合の、4種の翼駆動曲線に対する平均トルク係数、平均抗力係数の計測結果を示す。平均トルク係数は、回転円板と翼駆動部のみアイドルトルクを加えて、補正してある。平均抗力係数は、回転円板のみの表面抵抗の抗力係数で補正してある。

偏心歯車の偏心率は、 $e = 0.05, 0.10, 0.15, 0.20$ を計画したが、工作精度の影響を受けるので、 $N = 3 \sim 8$ までの各平均トルク係数が0となる x を基に、実験結果から逆算した。それぞれ、 $e = 0.058, 0.098, 0.146, 0.192$ となった。

図中の実線は、(128)式と

$$C = \frac{2\pi\kappa}{1+\epsilon} \tag{133}$$

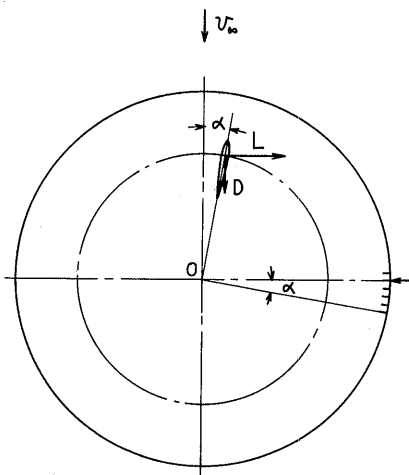


図-31 翼の揚力係数及び抗力係数の計測方法

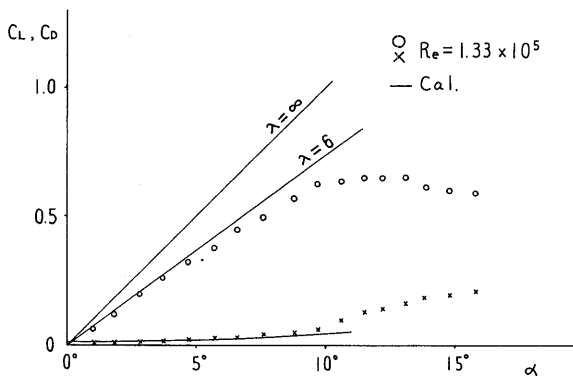


図-32 翼の揚力係数及び抗力係数の計測値

から、 $\epsilon = 0$ として、干渉なしの場合について3.1節の計算を行った計算値である。図-32に見られる様に、模型翼の特性として、 α の増加に伴ない揚力係数は計算値より減少し、抗力係数は計算値より増加する Re 数が小さい為の傾向がある。この点を考慮して見れば、 $\sigma = 0.75$ 及び1については、実験値と計算値はよく合っているといえる。

$\sigma = 1.5$ 及び2については、翼間干渉の影響を考えると、(82), (120)式より \bar{C}_L / C_{L0} はそれぞれ0.94及び0.87となるが、このとき、平均トルク係数もそれぞれ干渉なしの場合の約0.94倍及び約0.87倍になる。これは実験値と傾向として合っている。

図-37は、 $\sigma = 1$ の場合に、風車の方向角 β を $0^\circ, 2.5^\circ, 5^\circ$ と変えたときの平均トルク係数、平均抗力係数の計測結果である。方向角 β の増加に伴ない、平均トルク係数、平均抗力係数の値は増大している。

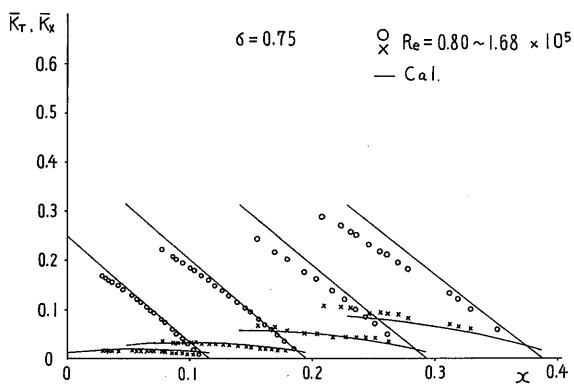


図-33 平均トルク係数及び平均抗力係数の計測値 ($\sigma = 0.75$)

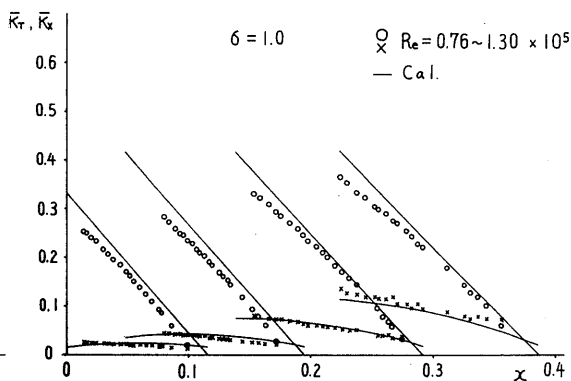


図-34 平均トルク係数及び平均抗力係数の計測値 ($\sigma = 1.0$)

これら係数への方向角の影響は、翼間干渉の影響がなければ、風車断面の前方及び後部での効果が相殺して零となるべきものであるから、これによっても、翼間干渉の影響が確認される。

尚、図-29の実線で示した平均トルク係数の計算結果は、 $\lambda = 8$ としてなされたものであるが、これは実験値とその勾配が合っていない。これは、 $\lambda = \infty$ に対するより勾配が急な、 \bar{K}_T が零となっている x を通る曲線で置き換えられるべきものである。この際、実験値と計算値に隔たりが生じるが、これは実験値に、翼駆動機構その他のアイドルトルクが見積られていないためである。ところで、(40)式より、 w が小さいときは、 \bar{K}_T は a_1 によって決る。一方、図-25及び図-26の翼駆動機構に対する a_1 は、それぞれ(64)、(128)式で与えられるから、 \bar{K}_T の計算値の w についての変化は等しくなる。従って \bar{K}_T の x についての変化、すなわち \bar{K}_T 曲線の勾配は等しくなる。このように、図-29に対する $\lambda = \infty$ についての計算値の勾配は、図-34の計算値の勾配とほぼ等しいと考えてよい。これは、実験値の勾配と合っている。

尚、翼に働くモーメント $M(\theta)$ は零ではないが、 $0 \leq \theta \leq \pi$ 及び $\pi \leq \theta \leq 2\pi$ の流れを同じとすると、 $M(\theta)$ は周期を 2π とする奇関数となり、 \dot{a} ($= da/dt$, t 時間) は図-25及び26の機構に対し、それぞれ

$$\dot{a} = \omega a_m \cos \theta \quad (\omega \text{ 回転角速度}) \quad (134)$$

$$\dot{a} = 2\omega \frac{e(e + \cos \theta)}{1 + e^2 + 2e \cos \theta} \quad (135)$$

となるから、風車1回転当りの $M(\theta)$ のなす仕事 ΔL は

$$\Delta L = \int_0^{2\pi} M(\theta) \dot{a} d\theta = 0 \quad (136)$$

となる。一般に、(52)式の翼駆動機構に対する、翼に対し揚力のなす仕事 L とモーメントのなす仕事 ΔL の比は、翼の揚力の作用点と翼支持点までの距離を一定 ($=r$) とすると

$$\frac{\Delta L}{L} = \frac{r}{R} w \frac{\int_0^{2\pi} C_L(w + \cos \theta) d\theta}{\int_0^{2\pi} C_L \sin \theta P d\theta} \quad (137)$$

と表わされる。一般に、 $\Delta L/L$ の値は極めて小さくなるから、翼の運動による動力ロス、主として回転輪又は歯車及び軸受部の摩擦によるものと考えてよい。

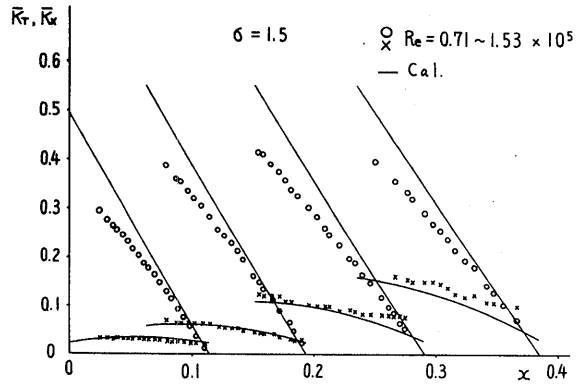


図-35 平均トルク係数及び平均抗力係数の計測値 ($\sigma = 1.5$)

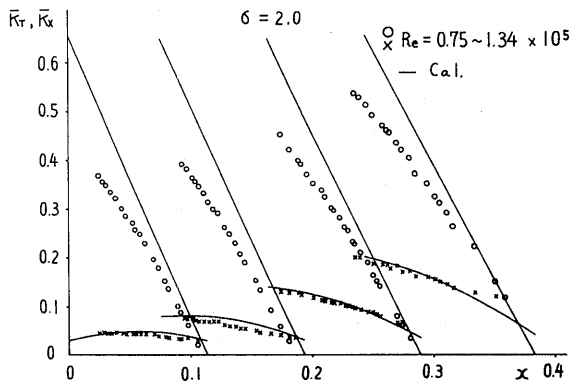


図-36 平均トルク係数及び平均抗力係数の計測値 ($\sigma = 2.0$)

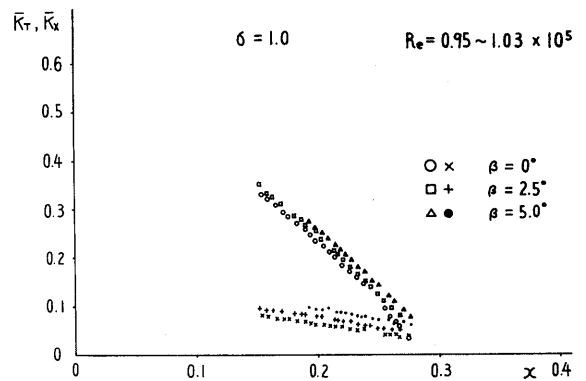


図-37 平均トルク係数及び平均抗力係数の計測値 ($\beta = 0^\circ \sim 5^\circ$)

4. まとめ

新型式風車の性能計算の結果は、風洞における模型実験の結果を十分説明することができた。従って、模型実験は限られた範囲のものであるが、理論的な検討結果から、一般性のある結論が引き出せる。

すなわち、新型式風車の翼速度、翼駆動方式、翼数、風車の方向角等の風車性能に及ぼす影響は、3.1節から得られる。これらを要約すれば以下の様になる。

①新型式風車は、推進動力源としての風車に要求される動力係数、抗力係数比の大きい、高トルク、低速度の風車であり、 $w \geq 0.3$ においてその性能が特に良く発揮される。②翼駆動方式の優劣は k により異なるが、 k が小さいときは（実験によれば、 $k=0$ である）、翼駆動方式による性能の差は小さく性能が良い。③翼数が増加すると、翼間干渉によりトルク係数、動力係数の値は減少するが、動力係数、抗力係数比への翼間干渉の影響は小さい。④干渉により減少したトルク係数、動力係数は、風車方向角を与えることで回復（あるいは増大）できる。但し、このとき横方向力が発生する（新型式風車は、風車と帆の特性を合せ持つ）。

このように、原理的な部分については、新型式風車の有効性が確かめられ、このような形式の風力エネルギー利用法の特色が明らかになったと考えられる。

最後に、本研究を実施するに当たり、風洞実験に際し多大の便宜、御協力を戴いた元機関開発部の村尾部長、池田英正氏、木原光氏はじめ関係各位、模型製作に多大の骨折を願った三光精密工業、実験及びデータの整理を手伝って戴いた元東海大学学生井上敬三君、荒木博君、独自の風車により本研究に貴重な示唆を賜った京都芸術短期大学の平瀬敏明氏に深く感謝の意を表します。又、帆船研究グループの田中拓氏、北村文俊氏、原口富博氏には、帆船全般についての貴重な知識を戴いたことに対し感謝の意を表します。

参考文献

- 1) B. Wagner : Windkanalversuche für einen sechsmastigen Segler nach Prölss, Schiff und Hafen, Heft, 3, 1967
- 2) B. Wagner : Fahrtgeschwindigkeitsberechnung für Segelshiffe, Schiff und Hafen, Heft, 4, 1967
- 3) W. Prölss : Zur Frage der Wirtschaftlichkeit von

windangetriebenen Handelsschiffen, Jahrbuch der S. T. G., 1967

- 4) Juan José Chico Gárate : Utilizacion Economica de la Energia del Viento para la Propulsion de Barcos Mercantes, Ingenieria Naval, Noviembre 1971
- 5) John B. Woodward, et al : Feasibility of Sailing Ships for the American Merchant Marine, Report No.168 Michigan University, February 1975
- 6) John Wellicome : A Broad Appraisal of the Economic and Technical Requisites for a Wind Driven Merchant Vessel, RINA Symposium of Commercial Sail, 1975
- 7) 村山, 菊地 : 新型式帆船の基礎研究, 船舶技術研究所第31回研究発表会講演集, 1978. 5, pp179—182
- 8) 村山, 菊地 : 船舶推進のための新型式風車について, 日本船用機関学会第27回講演会前刷, 1980. 5, pp67—70
- 9) 村山, 菊地 : 新型式帆船の基礎研究(第2報), 船舶技術研究所第37回研究発表会講演集, 1981. 5, pp205—208
- 10) 村山, 菊地 : 新型式帆船の基礎研究(第3報), 船舶技術研究所第39回研究発表会講演集, 1982. 5, pp 5—8
- 11) 村山, 菊地 : 新型式帆船の基礎研究(第4報), 船舶技術研究所第43回研究発表会講演集, 1984. 5, pp164—167

付録 (116)式の誘導

任意の α_n について

$$P\alpha_n = \sum_{n=1}^{\infty} a_n \sin n\theta + \sum_{n=0}^{\infty} b_n \cos n\theta \quad (A \cdot 1)$$

とおく。さて、(72), (93)式より

$$P^2 \Delta \alpha = \gamma \sum_{k=1}^{N-1} \frac{P \cos(k\phi_0 + \theta - \varphi)}{\sin k\phi_0} P\alpha_n(\theta + 2k\phi_0) \lambda(k\phi_0) \quad (A \cdot 2)$$

と表わされる。ここで

$$\lambda(k\phi_0) = \sqrt{1 + \frac{\sin^2 k\phi_0}{\mu^2} - \frac{\sin k\phi_0}{\mu}}$$

である。(A・1), (A・2) 式より

$$\begin{aligned}
P^2 \Delta \alpha &= \gamma \sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos(k\phi_0 + \theta)(1 + w \cos \theta) + \sin(k\phi_0 + \theta) w \sin \theta}{\sin k\phi_0} \\
&\quad \times P \alpha_1(\theta + 2k\phi_0) \lambda(k\phi_0) \\
&= \gamma \sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos(k\phi_0 + \theta) + w \cos k\phi_0}{\sin k\phi_0} \left\{ \sum_{n=1}^{\infty} a_n \sin(n\theta) \right. \\
&\quad \left. + 2nk\phi_0 + b_0 + \sum_{n=1}^{\infty} b_n \cos n\theta \right. \\
&\quad \left. + 2nk\phi_0 \right\} \lambda(k\phi_0) \\
&= \gamma \sum_{k=1}^{N-1} \left[\sum_{n=1}^{\infty} a_n \frac{1}{\sin k\phi_0} \left\{ \frac{1}{2} \sin((n+1)\theta) \right. \right. \\
&\quad \left. \left. + (2n+1)k\phi_0 \right\} + \frac{1}{2} \sin((n-1)\theta + (2n-1)k\phi_0) \right. \\
&\quad \left. + w \cos k\phi_0 \sin(n\theta + 2nk\phi_0) \right\} \\
&\quad + b_0 \frac{1}{\sin k\phi_0} \{ \cos(\theta + k\phi_0) + w \cos k\phi_0 \} \\
&\quad + \sum_{n=1}^{\infty} b_n \frac{1}{\sin k\phi_0} \left\{ \frac{1}{2} \cos((n+1)\theta) \right. \\
&\quad \left. + (2n+1)k\phi_0 \right\} + \frac{1}{2} \cos((n-1)\theta + (2n-1)k\phi_0) \\
&\quad \left. + w \cos k\phi_0 \cos(n\theta + 2nk\phi_0) \right\} \times \lambda(k\phi_0) \quad (\text{A} \cdot 3)
\end{aligned}$$

従って, (A・1), (A・3) 式を用いて

$$\int_0^{2\pi} \alpha_1 P^3 \Delta \alpha d\theta = \gamma \int_0^{2\pi} \left(\sum_{n=1}^{\infty} a_n \sin n\theta + b_0 \right. \\
\left. + \sum_{n=1}^{\infty} b_n \cos n\theta \right) P^2 \Delta \alpha d\theta \quad (\text{A} \cdot 4)$$

と表わせる。

(A・4) 式の積分を実行すると

$$\int_0^{2\pi} \alpha_1 P^3 \Delta \alpha d\theta = \pi \gamma \sum_{k=1}^{N-1} \left[\sum_{n=1}^{\infty} \left\{ (a_n a_{n+1} + b_n b_{n+1}) \right. \right. \\
\left. \left. \times \frac{\cos(2n+1)k\phi_0}{\sin k\phi_0} + w(a_n^2 + b_n^2) \frac{\cos k\phi_0 \cos 2nk\phi_0}{\sin k\phi_0} \right\} \right.$$

$$\left. + 2(b_0 b_1 + w b_0^2) \frac{\cos k\phi_0}{\sin k\phi_0} \right] \lambda(k\phi_0) \\
= \pi \gamma \left[\sum_{n=1}^{\infty} \left\{ (a_n a_{n+1} + b_n b_{n+1}) \sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos(2n+1)k\phi_0}{\sin k\phi_0} \lambda(k\phi_0) \right. \right. \\
\left. \left. + w(a_n^2 + b_n^2) \sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos k\phi_0 \cos 2nk\phi_0}{\sin k\phi_0} \lambda(k\phi_0) \right\} \right. \\
\left. + 2(b_0 b_1 + w b_0^2) \sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos k\phi_0}{\sin k\phi_0} \lambda(k\phi_0) \right] \quad (\text{A} \cdot 5)$$

となる。ここで

$$\sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos 2nk\phi_0 \cos k\phi_0}{\sin k\phi_0} = 2 \sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos^2 nk\phi_0 \cos k\phi_0}{\sin k\phi_0} \\
- \sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos k\phi_0}{\sin k\phi_0} \quad (\text{A} \cdot 6) \\
\sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos(2n+1)k\phi_0}{\sin k\phi_0} = \sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos 2nk\phi_0 \cos k\phi_0}{\sin k\phi_0} \\
- 2 \sum_{k=1}^{N-1} \sin nk\phi_0 \cos nk\phi_0 \quad (\text{A} \cdot 7)$$

さらに

$$\sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos^2 nk\phi_0 \cos k\phi_0}{\sin k\phi_0} \lambda(k\phi_0) = 0 \quad (\text{A} \cdot 8)$$

$$\sum_{k=1}^{N-1} \frac{\cos k\phi_0}{\sin k\phi_0} \lambda(k\phi_0) = 0 \quad (\text{A} \cdot 9)$$

$$\sum_{k=1}^{N-1} \sin nk\phi_0 \cos nk\phi_0 \lambda(k\phi_0) = 0 \quad (\text{A} \cdot 10)$$

となる。従って, (A・5) ~ (A・10) 式より

$$\int_0^{2\pi} \alpha_1 P^3 \Delta \alpha d\theta = 0 \quad (\text{A} \cdot 11)$$

が得られる。