物体形状のキャビテーション発生に及ぼす影響について(第1報)：欠円翼の場合

物体形状のキャビテーション発生に及ぼす影響について

第1報　欠円翼の場合

奥田教海・山本春樹・一場久美

On the Effects of Submerged Body Shapes on Cavitation Occurrence

Part 1. On the Effects by Changing the Shapes of the Bisector-Hydrofoils

Kyōkai Okuda, Haruki Yamamoto
and Hisayoshi Ichiba

Abstract

The authors present the experimental results of the effects on cavitation occurrence by changing the shapes of bisector-hydrofoils. The experiments are carried out in the cavitation tunnel with the 70×190 mm test section in the Fluid Mechanics Laboratory of Muroran Institute of Technology.

The main results of the experiments are as follows:

a) The survey of cavitation occurrence about the five different bisector-hyrofoils is described with the illustrations according to the factors, e. g. cavitation growth, the velocities of water flows, the pressure in the water tunnel, the cavitation factors, the thickness ratioes, the attack angles and pressure distributions on the hydrofoils.

b) For the incipient cavitation factors, the cavitations of the top side at the leading edge have the maximum values and the bottom side, the minimum values when thickness ratioes are varied in the tests.

I. まえがき

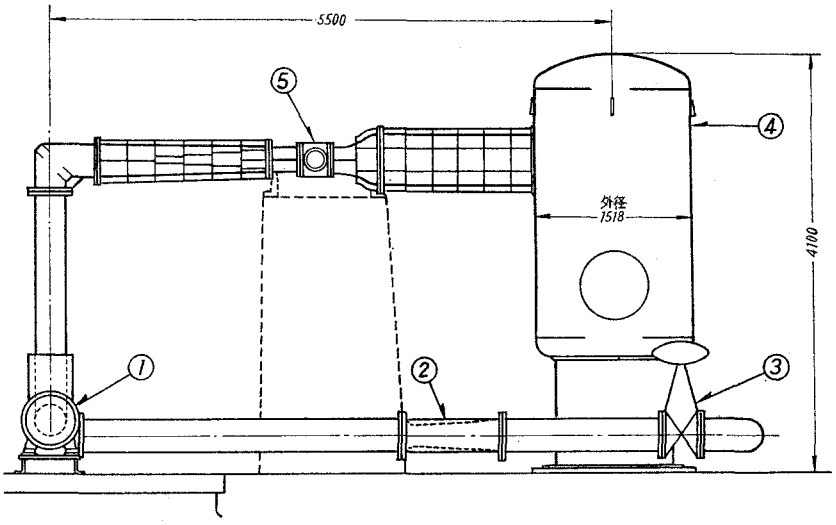
キャビテーション現象は各種の水力機械内部に発生する低圧部において，水中に溶有している空気が解放されて生長し，その気泡壁面からさらに蒸発が起って水中に空洞が形成されるものである[1]。気泡は圧力の高い領域で崩壊し，その際に発生する崩壊圧力，振動等は物体表面や流れに種々の影響を与え，これらのほとんどは有害なものである。したがって高速回転部を有しているような水力機械，あるいは内部に圧力低下を生ずるような水力機械（ポンプ，水車にその例は多い）の設計に際しては，キャビテーションに関する知識を十分に把握しておく必要がある[2]。

キャビテーションの発生機構，各種水力機械に及ぼす影響，翼型のキャビテーション性能，壊蝕等に関しては現在までに数多くの研究結果が発表されている[3)~5)]。本報告ではキャビテーション発生の基本的な様相を知るために，翼素として欠円翼を選び，それらに発生するキャビテーションの状態について，キャビテーション・タンネルを用いて行なった実験の結果を報告する。また補遺として欠円翼上の理論圧力分布を，完全流体の場合について求めた計算および結果を併せて記す。

II. 実験装置と実験方法

1. キャビテーション・タンネル

図-1に装置の略図を示す。この装置は閉路回流方式であって，可変速モーター駆動の回流ポンプによって供試翼部の水流速度を5～10 m/sec の範囲で変化させ，一方閉路中に設けた圧力調整タンク内の圧力をエゼクタまたはエア・コンプレッサにより変えて，供試翼部の圧力を−9.7～+5.0 mAq の範囲で変化させ，これらの流速と水頭とによって約0.25～3.0までのキャビテーション係数を与えて，翼に発生するキャビテーション状態を装置外部から前面の観測窓を通して透視観測する。なお供試欠円翼は5種類，迎え角は−2°から+8°までとした。図中①は回流ポンプ（渦巻形斜流ポンプ，口径300 mmφ），②はベンチュリ計（のど部口径190 mmφ），③は流量調整弁，④は圧力調整タンク（−5～+25 mAq），⑤は観測部で前面の観測窓は直径132 mmφ，厚さ33 mmのアクリル樹脂を用いている。流路断面は幅70 mm，高さ190 mmであって横方向の速度分布は図-2の通りである。流速10 m/sec 程度で壁から5 mm離れた位置において約2.5%，10 mmの位置で1%程度，主流よりも速度が低下している。中

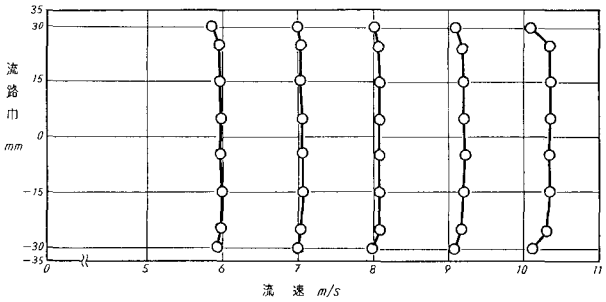


図—1 キャビテーション・タンネル

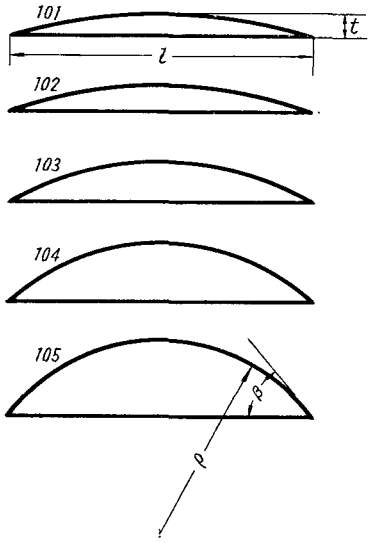
央部分で観測を行なえば実験には支障がない。

2. 供　試　翼

一般にキャビテーション供試翼としてNACA翼あるいはCLARK Y翼が広く用いられている[7]。本実験では直線と円弧を組合わせたいわゆる欠円翼を用いた。欠円翼はキャビテーション発生の状況を調べるにあたって3種類の異なった性質のキャビテーションを認めるのに都合がよい。使用した5種類の欠円翼101から105についてその形状と寸法を図-3と表-1に示す。工作上翼厚の最小を5 mmとし，また観測部流路の高さを考慮に入れて最大厚さを19 mmとした。圧力分布測定用欠円翼201の寸法を併せて記す。供試翼の材質は強度および腐蝕を考慮に入れてSUS 28を用いた。



図—2　観測部流路の流速分布



図—3　供試翼形状

表—1　供試翼寸法

翼番号 No.	弦長 l mm	厚さ t mm	半径 ρ mm	厚弦比 t/l	$\beta°$
101	75	5	147	0.067	14.8
102	75	7	107	0.093	20.6
103	75	11	71	0.147	31.8
104	75	15	56	0.200	42.3
105	75	19	48	0.253	52.1
201	100	15	91	0.150	33.5

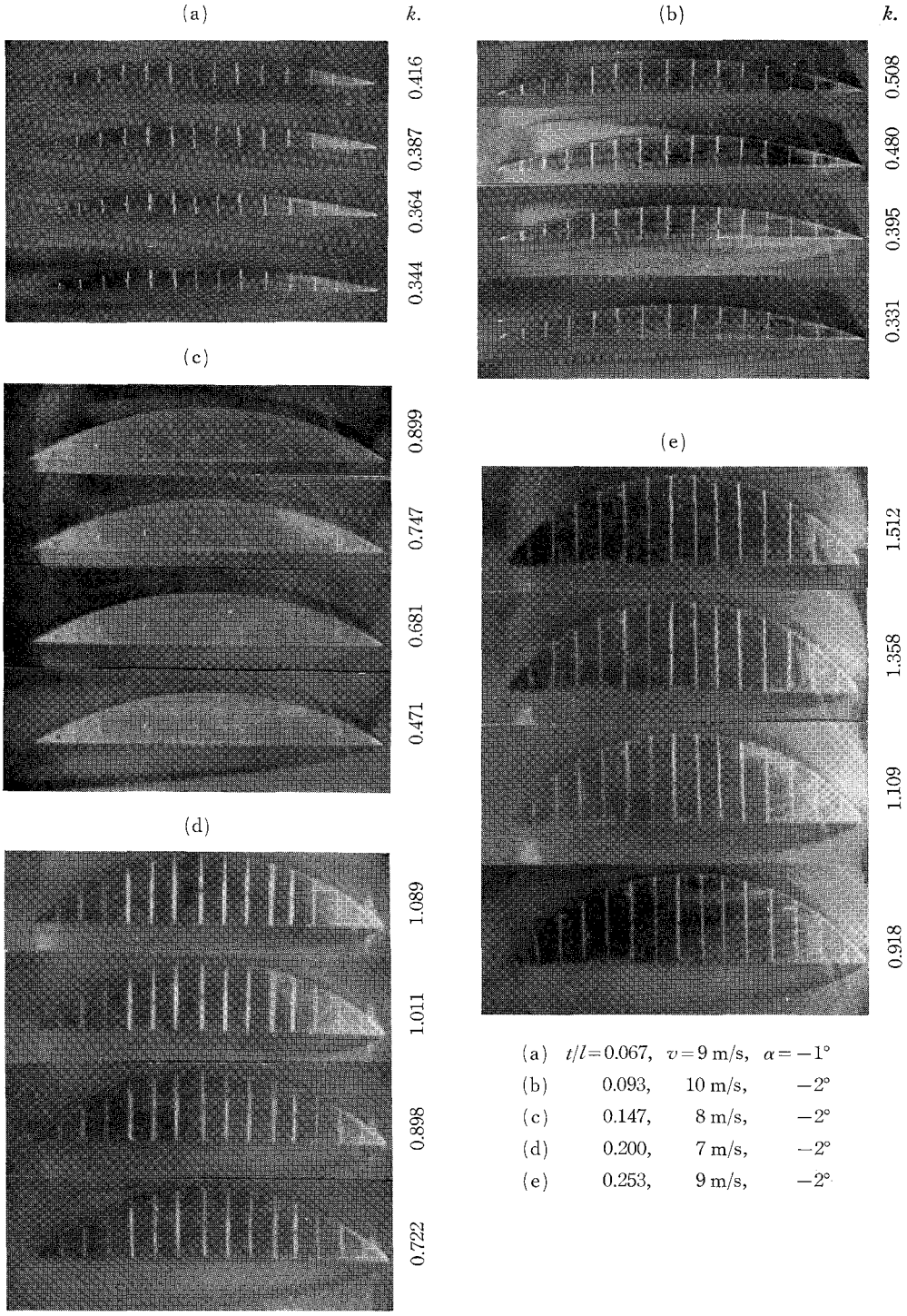
III. 実験結果および考察

1. キャビテーション発生の様相

流速 v を一定にし，圧力 P を徐々に低下させることによってキャビテーション係数 k を減少させる。k の低下に伴なって，発生したキャビティは漸次増大する。その様子は図-4の通りである。ただし，キャビテーション係数 k は，

$$k=\frac{P-P_v}{\frac{1}{2}\rho v^2}$$

である。ここに P, v はそれぞれ翼前方の静圧と流速，P_v は水温に相当する水の飽和蒸気圧

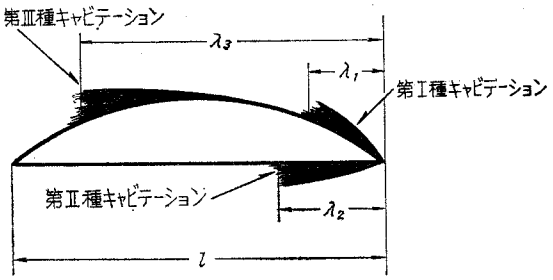


(a) $t/l=0.067$, $v=9$ m/s, $\alpha=-1°$
(b) 0.093, 10 m/s, $-2°$
(c) 0.147, 8 m/s, $-2°$
(d) 0.200, 7 m/s, $-2°$
(e) 0.253, 9 m/s, $-2°$

図—4 キャビテーション発生の様子

力，ρ は水の密度である。

欠円翼に発生するキャビテーションにおいては，発生場所によって3種類認めることができる。それらを図-5のように名づける。IおよびII種は主として翼の迎え角によって，III種は翼背面の曲率によってその発生が大きく影響を受ける。k の大きさはキャビテーションの発生し易さの程度を表わすと考え得るが，上記3種の発生は翼の迎え角，翼型の形状，流れの状態等によって影響を受け一義的に定まらない。

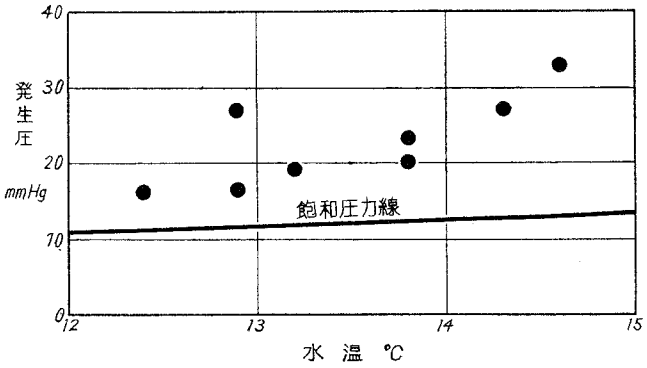


図—5

同一の翼においてIおよびIII種が同時に生じていることは稀である。すなわち使用した欠円翼の中，厚弦比 $t/l=0.067$ および 0.093，迎え角は前者が $+2°\sim+5°$，後者は $+3°\sim+4°$ の範囲に限られ，その他の条件では一方が生ずるのみである。さらに同時に発生している状態から k を下げると両者は併合することなくI種は消滅し，III種の増大が見られる。この様子は図-7のI, IIIからも判る。

2. キャビテーション発生圧

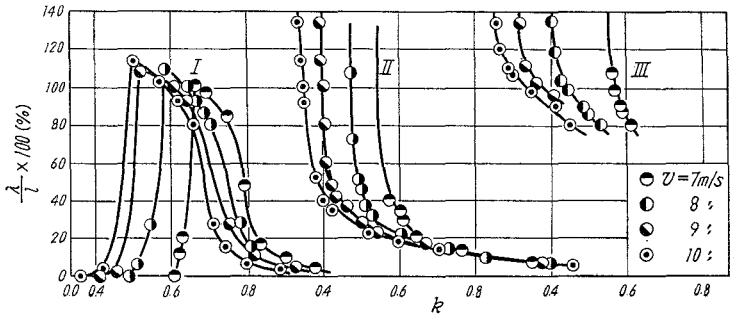
前述のようにキャビテーション係数は $k=(P-P_v)/(\rho v^2/2)$ として定義される。水が全く空気を溶有していないならば，圧力が水の飽和蒸気圧力に達したときにはじめてキャビテーションが発生することになる。別に空気溶有量測定装置によって測定した結果によると，水道水は2%程度の空気を溶有している[8]。円柱の周りの圧力分布測定から求めたキャビテーション発生圧は図-6の通りである。図から判るように発生圧は飽和蒸気圧力よりも高い。このことは，キャビテーションの発生はまず溶有空気の水中からの解放に始まり，その後に気泡壁面から蒸発が起って気泡が成長増大するものと考えられる。



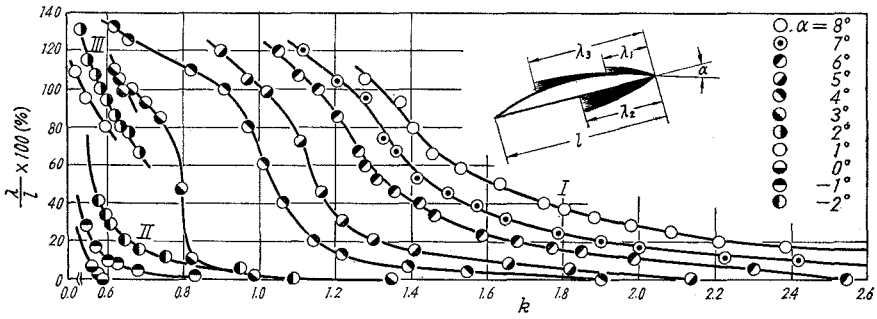
図—6　キャビテーション発生圧

3. キャビティの成長度

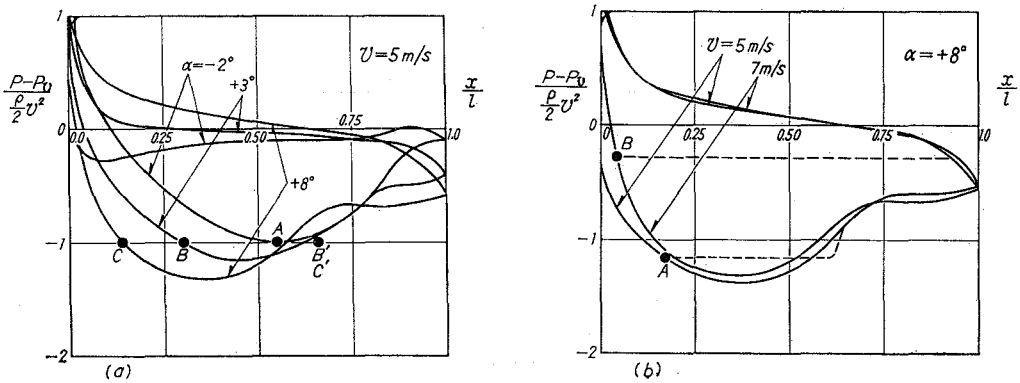
図-7 は供試翼 101 に発生したキャビテーションについて成長度 λ/l と流速 v との関係を示している。成長度は同じ k について考えると流速の低いほど大きく，また k が小さくなるに伴ない流速による影響が大である。図-8 に成長度と迎え角 α との関係を示す。I は変曲点を有し，他方 II については認められない。これは欠円翼表面の圧力分布により説明される。圧力分布を図-9 に示す。シャビテーション発生下の圧力分布は点線のようになる。(a) は迎え角の変化と圧力分布との関連を示している。$(P-P_v)/(\rho v^2/2)=-1$ のときキャビテーションが



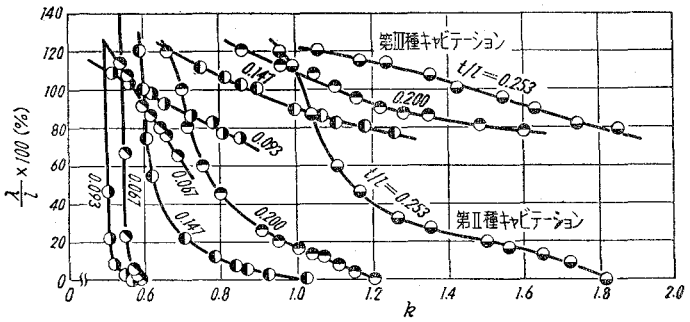
図—7　成長度と流速



図—8　成長度と迎え角



図—9　欠円翼圧力分布

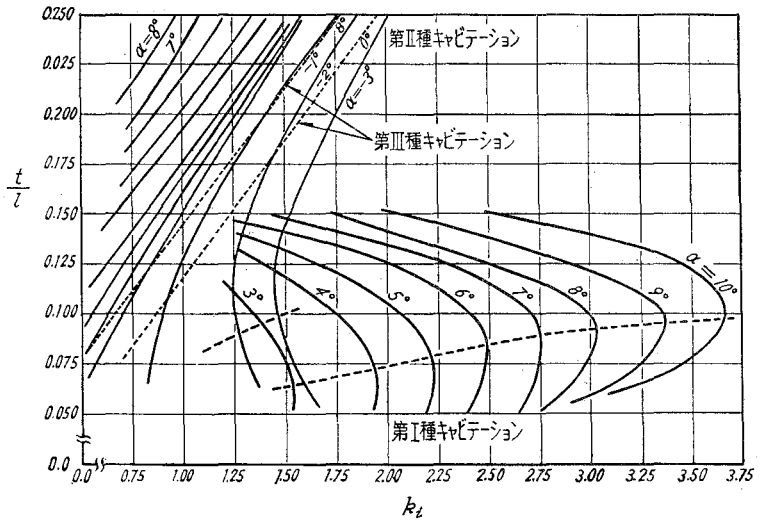


図—10　成長度と厚弦比

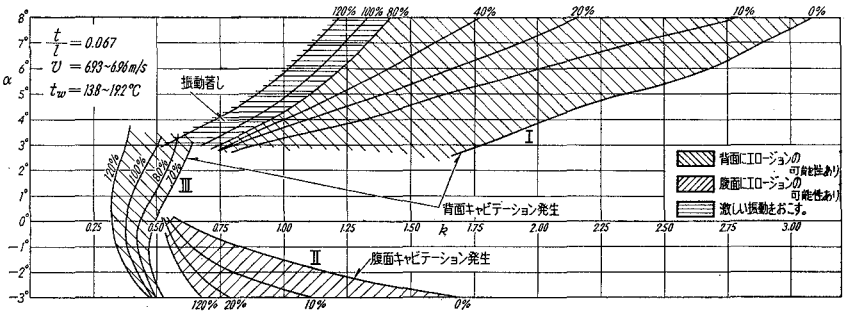
発生するものとすれば，$\alpha=-2°$ の場合は A 点で発生し，$+3°$ の場合には B 点で発生して B′ まですでに成長していることになる。また $+8°$ についても同様のことが言える。(b) は流速との関係であって，$v=5$ m/sec の場合に翼面上 A の点で発生するものと考えると，$v=7$ m/sec の場合にこの圧力に相当するのは B 点になる。図-10 には成長度と厚弦比 t/l を示す。II および III は厚弦比が大きいほど発生し易い。II の曲線のうち，$t/l=0.067$ と 0.093 の翼については後者の発生および成長が遅い。I は全ての翼に生ずるのではなく 101～103 までに限られた。その様子は図-8 の I に類似する。

4. 厚弦比，迎え角と初生キャビテーション係数 k_i

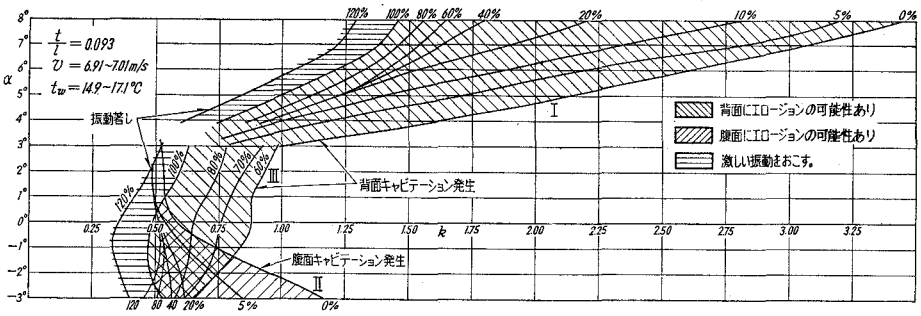
k_i は初めてキャビテーションが発生するときの k の値である。図-11 において，I の各曲線は k_i の最大値を有している。最大値に相当する厚弦比を有する翼は特にキャビテーションを発生し易い。他方 II は k_i について最小値を有している。さらに最大値，最小値は点線で示すように迎え角毎に変化している。



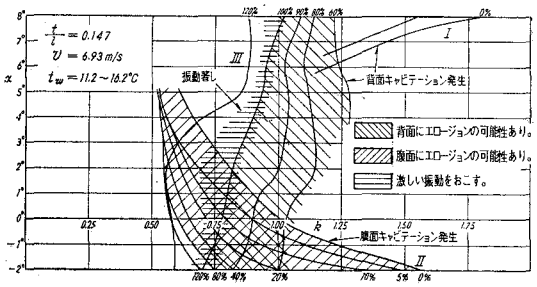
図—11　厚弦比と初生キャビテーション



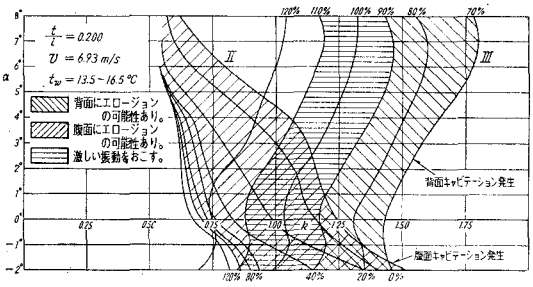
図—12



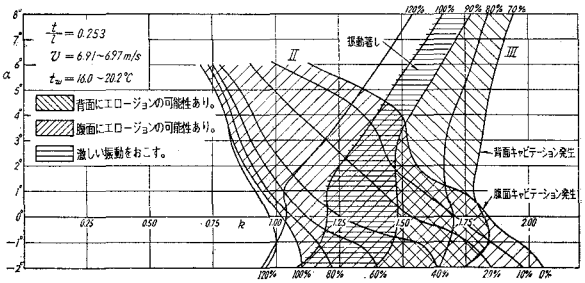
図—13



図—14



図—15



図—16

5. キャビテーション発生状況図

図-12～図-16に5種の欠円翼に生じたキャビテーション状況図を示す。パラメータとして，翼前縁からキャビティ尾端までの長さの弦長に対する百分率をとってある。さらに壊蝕の可能性のある領域および激しい振動を伴なう領域とを示してある。約70%以下のときは供試翼の振動は比較的少ないが，気泡の崩壊が翼面上で起るために壊蝕の可能性があり，また周波数の高い音響を伴なう。70～110%程度までは激しい振動を伴ない，水力機械内部でこのような状態が生ずるときには大きな損傷を発生すると考えられる。更にキャビティが成長すると壊蝕の可能性や激しい振動の発生は無くなる。

IV. む す び

以上において5種の欠円翼について，キャビテーション発生の様子を明らかにし，成長度と流速，迎え角および厚弦比との関連について述べた。さらにこれらを圧力分布の点からも考察を試みた。初生キャビテーションに関しては，Iの場合は k_i について最大値があり，IIは最小値がある。また状況図によって発生の状況を全体的に示した。実験に使用した水道水は約2%の空気を溶有しているが，空気溶有量とキャビテーションの発生との関係についてはさらに詳しい実験が必要とされる。

終に，実験に際し，種々協力された流体工学実験室海鉾武司，当時の大学院学生松尾征夫，早川道雄ならびに研究生遠藤剛の諸君に感謝の意を表する。

(昭和44年4月30日受理)

文　　献

1) Harvey, E. N.: Jl. Applied Physics, **18**, p. 110 (1947).
2) Knapp, R. T.: Proc. I. Mech. E. (A), **166**, p. 143 (1952).
3) 沼知・椎名: 日本機械学会論文集, **3**, p. 177 (昭12).
沼知: 日本機械学会論文集, **3**, p. 182 (昭12).
4) 沼知: 日本機械学会論文集, **7**, 28, III-1 (昭16).
5) Plesset, M. S. & Ellis, A. T.: Trans. ASME, **76**, p. 1005 (1955).
6) 奥田: 日本機械学会前刷集: No. 170 (1967-4).
7) 沼知: 東北大学高速力学研究所報告, **13**, 130; **14**, 140; **15**, 144; **16**, 145; (昭32-35).
8) ここに使用した装置は文献3)中記載の装置と同種のものである。

補　　遺

供試欠円翼表面の理論圧力分布

以上において5種類の欠円翼につきキャビテーションの発生状況をみた。前述の通りキャビテーションの発生は流れ場の中にある物体表面の圧力分布と密接な関係がある。

ここでは流体を完全流体として取り扱かい，ポテンシャル論により供試欠円翼上の理論圧力分布を求める。

I. $z(x, y)$—平面における速度成分 u, v

循環を伴った円柱のまわりの平行流れの複素流れポテンシャル $\omega(z)$ は次式で表わされる。

$$\omega(z) = U\left\{(z-u)\,e^{-i\beta} + \frac{a_1^2}{z-u}\,e^{i\beta}\right\} + 2iUa_1\sin(\beta+\gamma)\cdot\ln\left(\frac{z-u}{a_1}\right) \qquad \cdots(1)$$

ただし　z: 円柱のまわりの流れを考える平面
U: 近寄り流れの速度
u: 欠円翼の基準円柱の中心の座標
β: 欠円翼の迎え角
γ: 基準円における第1軸と弦とのなす角 (図付-1 (a) 参照)
a_1: 基準円柱の半径 (図付-1 (a) 参照)

$\omega=\varphi+i\psi$, $z=x+iy$, $u=x_0+iy_0$, $x-x_0=e$ および $y-y_0=f$ とおくと (1) 式は次のようになる。

$$\omega = U\left\{(e+if)(\cos\beta - i\sin\beta) + \frac{a_1^2}{e+if}(\cos\beta + i\sin\beta)\right\}$$
$$+2iUa_1\sin(\beta+\gamma)\cdot\ln(e+if) - 2iUa_1\sin(\beta+\gamma)\cdot\ln a_1$$

したがって速度ポテンシャル φ と流れ関数 ψ は次のようになる。

$$\left.\begin{aligned}\varphi &= U\left(\frac{a_1^2}{e^2+f^2}+1\right)(e\cdot\cos\beta + f\cdot\sin\beta) - 2Ua_1\sin(\beta+\gamma)\cdot\tan^{-1}\left(\frac{f}{e}\right)\\ \psi &= U\left(\frac{e^2+f^2}{a_1^2}-1\right)(e\cdot\sin\beta - f\cdot\cos\beta) + a_1U\sin(\beta+\gamma)\cdot\ln(e^2+f^2)\\ &\quad -2a_1U\sin(\beta+\gamma)\cdot\ln a_1\end{aligned}\right\} \qquad \cdots(2)$$

よって z—平面における x, y 方向の速度成分 u, v は次式から求めることができる。

$dx=de$, $dy=df$ であるから,

$$u = \frac{\partial\varphi}{\partial e} = \frac{\partial\psi}{\partial f},$$

$$v=\frac{\partial\varphi}{\partial f}=-\frac{\partial\psi}{\partial e}\,.$$

(2) 式のうち流れ関数 ψ を用いて u, v を求めると次のようになる。

$$\frac{u}{U}=\frac{1}{U}\cdot\frac{\partial\psi}{\partial f}=-\frac{2fa_1^2}{(e^2+f^2)^2}(e\cdot\sin\beta-f\cdot\cos\beta)$$
$$-\left(\frac{a_1^2}{e^2+f^2}-1\right)\cos\beta+a_1\sin(\beta+\gamma)\cdot\frac{2f}{e^2+f^2}\,,$$

$$-\frac{v}{U}=\frac{1}{U}\cdot\frac{\partial\psi}{\partial e}=-\frac{2ea_1^2}{(e^2+f^2)^2}(e\cdot\sin\beta-f\cdot\cos\beta)$$
$$+\left(\frac{a_1^2}{e^2+f^2}-1\right)\sin\beta+a_1\sin(\beta+\gamma)\cdot\frac{2e}{e^2+f^2}\,.$$

II. $\zeta(\xi,\eta)$—平面における速度成分 u_ζ, v_ζ

ζ—平面（欠円翼のまわりの流れを考える平面）における速度 u_ζ, v_ζ（ベクトル表示として $\boldsymbol{V}_\zeta$）を求めるために共役速度の絶対値を求める。

$$u_\zeta-iv_\zeta=d\omega(\zeta)/d\zeta\,,$$
$$d\omega(\zeta)/d\zeta=d\omega(z)/dz\cdot dz/d\zeta=\overline{\boldsymbol{V}}_z/|d\zeta/dz|\,.$$

ここで $\overline{\boldsymbol{V}}_z$ は z—平面すなわち円柱のまわりの共役速度である。また速度と共役速度の絶対値は等しいので次の関係がある。

$$\overline{\boldsymbol{V}}_\zeta=\overline{\boldsymbol{V}}_z/|d\zeta/dz|\,.$$

円柱の表面は1つの流線であるから，円柱の表面ではベクトル $\boldsymbol{V}_z$ は円柱に接する。写像関数 $z=z(\zeta)$ を求め，その逆関数 $\zeta=\zeta(z)$ から $d\zeta/dz$ を求める。翼型上の点はすべて円柱上の点に対応しているので，上式は円柱上と同様，翼型表面上の速度を与える。

III. 写 像 関 数

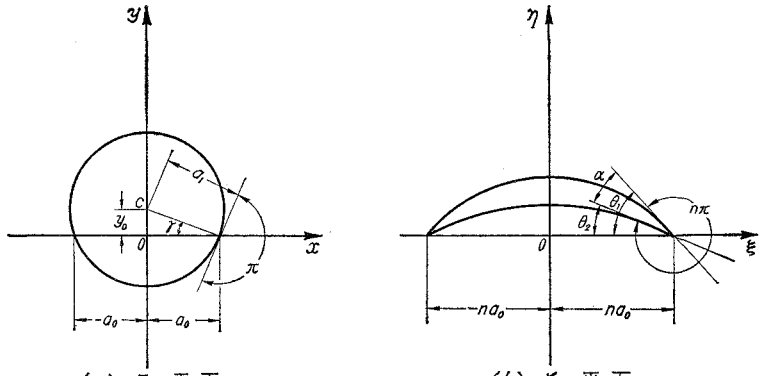
円柱から欠円翼に写像する場合の写像関数は Kármán-Trefftz の翼型の特別な場合として求められる。すなわち図付-1において z—平面を基準円柱の平面，ζ—平面を Kármán-Trefftz の翼型の平面とするとき，

$$\frac{\zeta-na_0}{\zeta+na_0}=\left(\frac{z-a_0}{z+a_0}\right)^n \qquad \cdots(3)$$

ただし，$n=2-\alpha/\pi$ である。また

$$\gamma=\frac{\theta_1+\theta_2}{4\left(1-\dfrac{\alpha}{\pi}\right)}\,.$$

ここで $\theta_2=0$, $\theta_1=\alpha$ とおくと欠円翼の場合となる。すなわち



(a) Z－平面　　(b) ζ－平面

図付—1

$$\gamma = \frac{\alpha}{4\left(1-\frac{\alpha}{\pi}\right)}.$$

また，$a_1 = a_0/\cos\gamma$，$y_0 = a_0\tan\gamma$ である。

(3) 式の近似式として

$$\zeta = z + \frac{n^2-1}{3}\cdot\frac{a_0^2}{z} \qquad \cdots(4)$$

を用いる。$\zeta=\xi+i\eta$，$z=x+iy$ とおくと，ξ, η はそれぞれ，

$$\xi = x + \frac{(n^2-1)\,a_0^2}{3}\cdot\frac{x}{x^2+y^2},$$

$$\eta = y - \frac{(n^2-1)\,a_0^2}{3}\cdot\frac{y}{x^2+y^2},$$

となる。(4) 式より

$$\frac{d\zeta}{dz} = 1 - \frac{n^2-1}{3}\cdot\frac{a_0^2}{z^2}$$

$$= 1 - \frac{n^2-1}{3}\cdot a_0^2\,\frac{x^2-y^2}{(x^2+y^2)^2} + 2i\,\frac{(n^2-1)\,a_0^2}{3}\cdot\frac{xy}{(x^2+y^2)^2},$$

となる。したがってその絶対値は次のようになる。

$$\left|\frac{d\zeta}{dz}\right| = \sqrt{1 - \frac{2}{3}(n^2-1)\,a_0^2\,\frac{x^2-y^2}{x^2+y^2} + \frac{(n^2-1)^2}{9}\,a_0^4\cdot\frac{1}{(x^2+y^2)^2}}$$

ゆえに ζ—平面上の速度成分 u_ζ, v_ζ は

$$\frac{u_\zeta}{U} = \frac{-\frac{2fa_1^2}{(e^2+f^2)^2}(e\sin\beta - f\cos\beta) - \left(\frac{a_1^2}{e^2+f^2}-1\right)\cos\beta + a_1\cdot\frac{2f}{e^2+f^2}\cdot\sin(\beta+\gamma)}{\sqrt{1-\frac{2}{3}(n^2-1)\,a_0^2\,\frac{x^2-y^2}{x^2+y^2} + \frac{(n^2-1)^2}{9}\cdot a_0^4\,\frac{1}{(x^2+y^2)^2}}},$$

$$\frac{v_\zeta}{U}=\frac{\frac{2ea_1^2}{(e^2+f^2)^2}(e\sin\beta-f\cos\beta)-\left(\frac{a_1^2}{e^2+f^2}-1\right)\sin\beta-a_1\cdot\frac{2e}{e^2+f^2}\cdot\sin(\beta+\gamma)}{\sqrt{1-\frac{2}{3}(n^2-1)a_0^2\frac{x^2-y^2}{x^2+y^2}+\frac{(n^2-1)^2}{9}\cdot a_0^4\frac{1}{(x^2+y^2)^2}}},$$

となる。

ζ—平面上で，物体より無限遠方の場所における圧力と流速は，z—平面でのそれらに等しいと考えることができる。また速度ベクトル絶対値 $|\boldsymbol{V}_\zeta|=\sqrt{u_\zeta^2+v_\zeta^2}$ であるから，ベルヌーイの定理より次式を得る。

$$\frac{P_\zeta}{\gamma}+\frac{u_\zeta^2+v_\zeta^2}{2g}=\frac{P_{\infty\zeta}}{\gamma}+\frac{U^2}{2g}.$$

すなわち，

$$\frac{P_\zeta-P_{\infty\zeta}}{\frac{\rho}{2}U^2}=1-\frac{u_\zeta^2+v_\zeta^2}{U^2}. \qquad \cdots(5)$$

ただし　P_ζ：ζ—平面における翼表面の圧力

$P_{\infty\zeta}$：ζ—平面における無限遠方の圧力

(5) 式により翼表面の圧力分布を求めることができる。

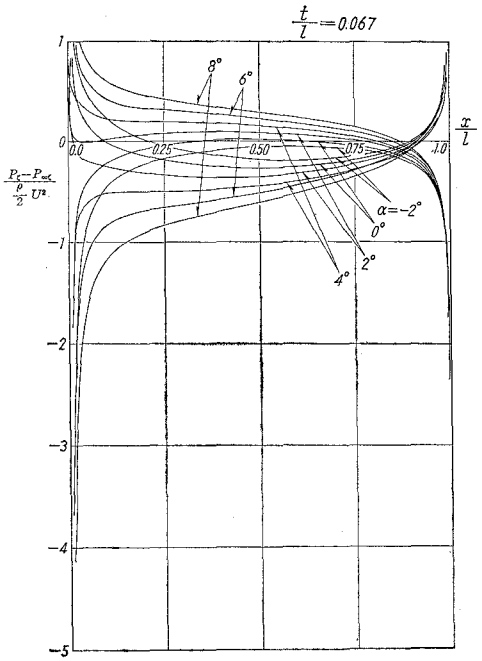
IV. 計算および結果

計算に使用した諸数値は 表付-1 の通りである。なお，翼番号 101 から 105 まではキャビテーション実験供試翼であって，201 は圧力分布測定用翼である。計算には室蘭工業大学電子計算機室 FACOM 231 を用いた。迎え角 β は $-2°$ から $2°$ 刻みで $+8°$ までの 6 段階とした。結果を 図付-2 より 図付-6 に示す。なお実測値との比較の一例を 図付-7 に示す。曲線 a は $t/l=0.147$ の理論値，b, c は $t/l=0.150$ の実測値である。

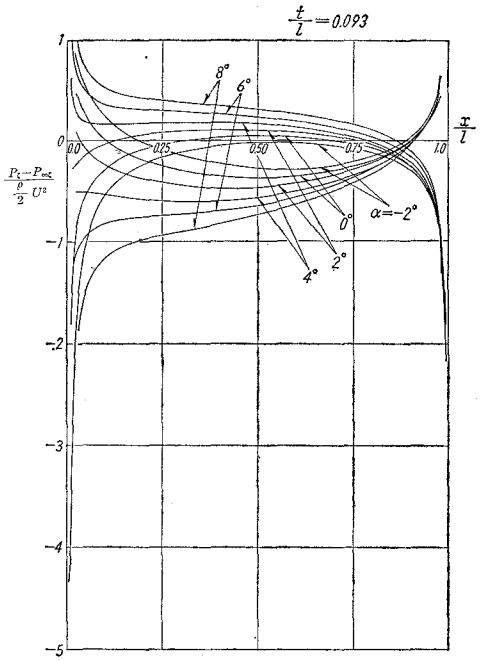
表付—1

翼番号	厚弦比 t/l	α	n	γ	a_1	y_0
101	0.067	14°47′	1.918	3°51′	19.597	1.316
102	0.093	20°35′	1.886	5°27′	19.978	1.901
103	0.147	31°49′	1.823	8°43′	20.808	3.153
105	0.200	42°23′	1.765	12°06′	21.735	4.556
105	0.253	52°08′	1.711	15°12′	22.711	5.954
201	0.150	33°30′	1.833	8°10′	27.548	3.914

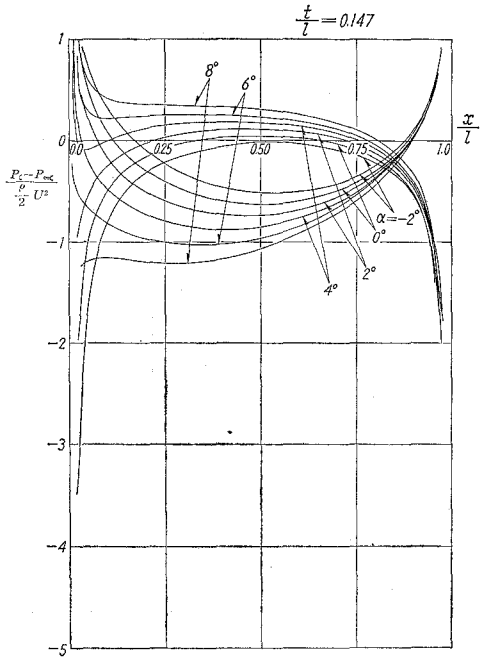
終に上記電子計算機室の各位に深く謝意を表する。



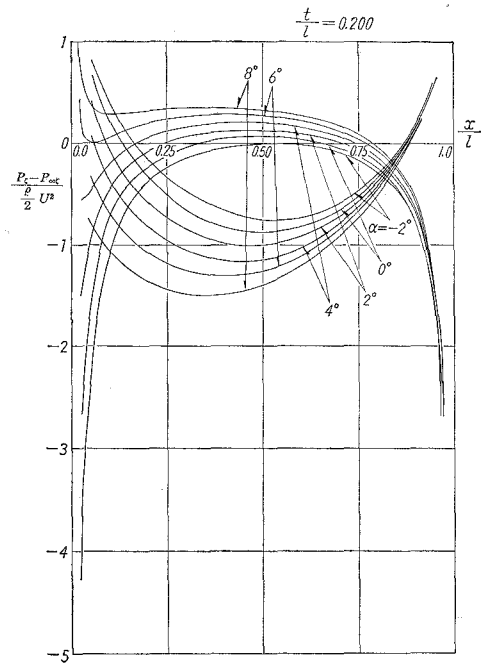
図付—2



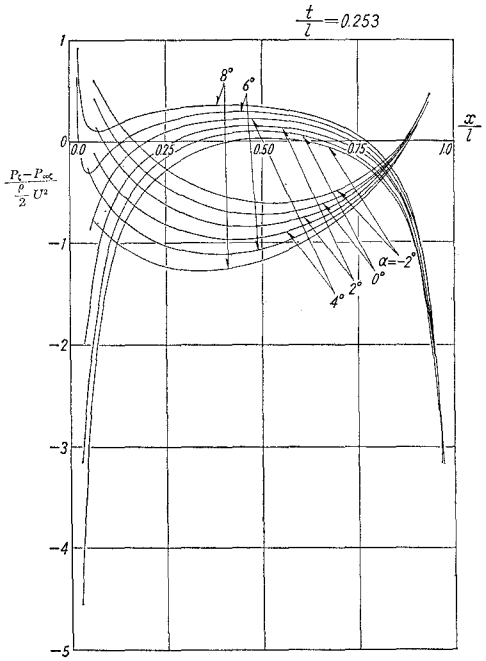
図付—3



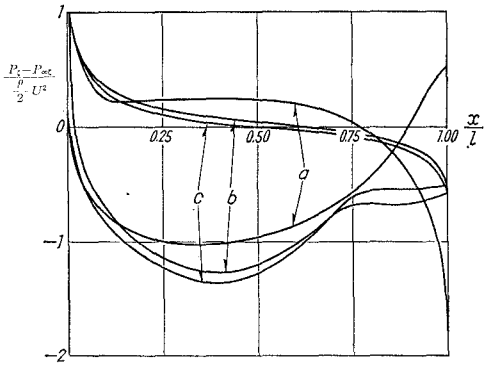
図付—4



図付—5



図付—6



a, 理論値
b; 実測値 ($R_e=6.19\times10^5$)
c, 〃 (3.92×10^5)

図付—7