532.528:621-226.2

翼列キャビテーション性能の測定法について*

神元五郎**, 松岡祥浩**, 岩田省治***, 河合博志***

Theoretical Basis of Cavitation Test for Hydrofoil Cascade

by Gorō KAMIMOTO, Yoshihiro MATSUOKA, Shōji IWATA, and Hiroshi KAWAI

This paper deals with Theoretical Basis of Cavitation Test for Hydrofoil Cascade. In order to obtain the accurate characteristics of hydrofoil cascade used for design of Kaplan Turbine, Axial Flow Pump and Shippopeller, the method of cavitation tests for hydrofoil cascade should be performed under the theoretical background. Usually the cascade tests are performed under the finite number of airfoils or hydrofoils arranged in the test section of the wind tunnel or cavitation tank. Therefore, the test results obtained by the above apparatus differ from the accurate characteristics of ideal cascade with infinite number of airfoils or hydrofoils. In this paper the theory of correction due to the number of airfoils or hydrofoils and due to the wall effects of test section is discussed by means of the conformal mapping, and the numerical examples of the above-shown theory are compared with the experimental results obtained in a cavitation tank, recently installed in the Hydraulic Laboratory of Kyoto University, Kyoto, Japan.

1. 緒 言

軸流形流体機械の羽根車について二次元直線翼列の理論が最近まで内外の多くの研究者によって研究されており, またこれらの直線翼列実験⁽¹⁾についても多くの文献が見られる。

わが国では昭和 24 年沼知教授が翼列の実験理論⁽²⁾を提唱し, その考えの下に翼列空洞水そうを建設し, 多くの実験結果⁽³⁾を発表している。その実験理論によると, 長方形断面の風洞の吹口に数枚の翼形を並べて翼列後方の流れを吹放す方法よりも, 翼列後方の流れを方向板によって調整し, その方向を羽根数無数にある翼列(無限翼列)の場合の後方の流れの方向に一致させるようにする実験方法(可動壁の方法)を採用すべきであると述べている。これについては著者も近似計算ではあるが, この方法のすぐれていることを数値的に示し⁽⁴⁾, またその後安倍君がさらに詳しい計算⁽⁵⁾によってこの方法がすぐれた実験法であることを示した。

しかし厳密にはこの方法においても完全な無限翼列の流れとはならないのであって, 決して翼列翼形の有限枚数の影響や流路壁面の干渉の影響の問題が解決さ

れたとはいえない。

2. 翼列空洞水そう

第 1 図は京都大学機械教室水力実験室に最近新設された翼列キャビテーション性能実験用空洞水そう装置全体を示す。測定部の詳細は第 2 図に示す。この装置の特長は翼列食違い角一定の状態で翼列入口の流れの方向を変えることができるようになって点と, 翼列後方の流れの方向も, 無限翼列状態の流出方向に調整できるよう流出角調整装置によって自由にその方向を調整することができる点とである。測定翼列の食違い角はこれを取りつけた円板を流路壁において回転さ

第 1 図

* 昭和 33 年 3 月 20 日 関西支部 第 33 期定時総会講演会および昭和 33 年 9 月 6 日 第 8 回応用力学連合講演会において講演, 原稿受付 昭和 33 年 10 月 17 日。

** 正員, 京都大学工学部(京都市左京区吉田本町)。

*** 准員, 京都大学大学院。

第2図

第3図

第4図

第5図

せて調整し、その翼ピッチはこの円板にはめ込んだ長方形板上の穴のピッチを変えることによって変えることができる。

第3図の写真に示すように、両側壁に交互に翼形をとりつけて翼ピッチ比 0.5 のような場合も実験できるようにした。なお写真には翼列後流測定用プランドル形ピトー管をとりつけているのが見られる。測定部流路壁の状況を第4図の写真に示し、また測定部外観を第5図に示す。

実験に用いた翼形は弦長 100 mm, 翼幅 52 mm でアルミニウム製の模型であって、その形状は第6図に示すようである。これには 19 個の圧力測定孔が第6図の下の表に示す位置にあげてあるが、翼列中央の翼形を番号 No. 0 の測定翼とし、その両隣りの翼形(番号 No. 1, -1)にも同様に 19 個の圧力測定孔があげられている。

3. 翼列実験の方法

食違い角 60° , 翼ピッチ比 0.5 の増速翼列について流入速度 $V_1 = 7 \text{ m/s}$ の下に流入角 α_1 を -4° から 8° まで 1° ずつ変化させて実験を行い、おのおのの流入

		0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75	80	85	90	95	100
$x\%$	0	5	10	15	20	25	30	35	40	45	50	55	60	65	70	75	80	85	90	95	100	
$y_0\%$	0	2.52	3.79	4.87	5.76	6.34	6.95	7.08	7.08	6.98	6.72	6.37	5.96	5.51	4.97	4.33	3.73	2.88	2.10	1.15	0.12	
$y_u\%$	0	-0.73	-0.64	-0.52	-0.38	-0.26	-0.26	-0.22	-0.11	-0.06	0.00	0.01	0.01	-0.01	-0.06	-0.07	-0.11	-0.17	-0.24	-0.28	-0.13	

圧力測定孔位置

Hydrofoil	No.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	11	12	13	14	15	16	17	18	19
No. 1	$x\%$	79.9	70.1	60.2	49.9	41.1	30.8	20.3	10.6	4.7	2.2	7.6	15.7	25.6	35.4	45.7	55.4	65.2	75.0	84.5
No. 0	$x\%$	80.3	70.6	60.9	51.0	41.0	31.3	20.9	11.4	5.1	2.8	8.6	16.2	26.3	35.8	45.8	55.2	64.6	74.6	85.8
No. -1	$x\%$	79.4	69.6	60.5	51.0	40.5	30.3	20.0	11.0	5.2	2.4	7.9	15.6	26.1	35.7	45.2	55.1	65.4	74.6	84.2

第6図

角 α_1 において中央の測定翼 3 枚についてその翼面圧力分布とピトー・トラバース法による後流速度分布とを測定した。この場合流出方向の決定には翼ピッチ比の小さい場合、後流の影響が著しいと考えられるから、この後流の影響を考えに入れて流出方向を決定する必要がある。

第 7 図に示すように、弦長 l なる翼形が食違い角 β 、翼ピッチ t の状態で無数に並んでいるとし、流入角 α_1 、流入速度 V_1 の下に 1 枚の翼が翼列に垂直方向に力 T 、その方向に力 U を受けているとする。翼列後方では翼面に発達した境界層が後流となって流れるから、流出速度は一様でなく、これを v_2 と表わし、なお翼列前後の圧力を p_1, p_2 とし、密度を ρ とすると、運動量の法則から

$$T = (p_1 - p_2)t + \rho t V_1^2 \cos^2 \theta_1 - \rho \int_0^t v_2^2 \cos^2 \theta_2 ds \quad (1)$$

$$U = \rho \int_0^t v_2^2 \sin \theta_2 \cos \theta_2 ds - \rho t V_1^2 \sin \theta_1 \cos \theta_1 \quad (2)$$

で与えられる。ここに θ_1, θ_2 は図に示すように、 $\theta_1 = \beta - \alpha_1, \theta_2 = \beta + \alpha_2$ であり、 s は翼列後方において翼列方向に平行に測った長さを表わす。次に翼列前後に連続の条件を適用すると、

$$V_1 \cos \theta_1 t = \int_0^t v_2 \cos \theta_2 ds \quad (3)$$

となる。

さて上に求めた力 T, U の合力 R の翼弦に垂直方向の力の成分を N とし、この法線分力 N を次のように定義する。

$$N = c_{N1} \frac{\rho}{2} V_1^2 l \quad (4)$$

ここに c_{N1} は無次元の法線分力係数であり、これは翼にかかる力の天びんによる測定か、または翼面圧力分布の測定によって与えられる。また翼列後方の速度 v_2 は後流外では一様であって、その一様速度を V_2 と

する。後流内において流れはある速度分布をもつから、境界層の排除厚さと同様に後流についても排除厚さ δ^* を定義すると、

$$\delta^* = \frac{1}{V_2} \int_0^b (V_2 - v_2) ds \quad (5)$$

と表わされる。この排除厚さは翼列方向に測った長さであり、 b は後流の s の方向の幅を表わす。さて上に定義した法線分力 N は第 7 図より明らかなように、

$$N = U \cos \beta + T \sin \beta \quad (6)$$

なる関係があるから、(6) 式に (1) (2) 式を代入し、またベルヌーイの式を用いて圧力項 $p_2 - p_1$ を速度の項で表わす。上に定義した排除厚さ δ^* は t に対してきわめて小さく、流出角 α_2 もまた薄いそりの少い翼形の場合小さいと考えられるから、これらの高次の微小項を省略すると、

$$c_{N1} - \left(\frac{\delta^*}{l}\right) f_2(\beta, \alpha_1, \alpha_2) = \left(\frac{t}{l}\right) f_1(\beta, \alpha_1, \alpha_2) \quad (7)$$

の形で表わされる。ここに

$$f_1(\beta, \alpha_1, \alpha_2) = \sin(2\alpha_1 - \beta) + \frac{\cos 2(\beta - \alpha_1) + 1}{\cos 2(\beta + \alpha_2) + 1} \sin(\beta + 2\alpha_2) \quad (8)$$

$$f_2(\beta, \alpha_1, \alpha_2) = 2 \frac{\cos 2(\beta - \alpha_1) + 1}{\cos 2(\beta + \alpha_2) + 1} \sin \beta \quad (9)$$

である。ゆえに食違い角 β 、翼ピッチ比 $\lambda = t/l$ の下に流入角 α_1 で実験する場合、測定によって得られた係数 c_{N1} 、 δ^*/l およびその時の出口方向壁の方向 α_2 とが上の (7) 式を満足しておらねばならない。(7) 式において δ^*/l の項を無視すると、すなわち後流の排除厚さの影響を無視すると、その結果は沼知教授の理論⁽³⁾と一致する。

4. 実験結果

タンク内の圧力を調整して、キャビテーション係数 $K_{d1} \left\{ = (p_1 - p_s) / \frac{1}{2} \rho V_1^2 \right\}$ を 1.97 に保ち (ここに

p_s は水のその温度における飽和蒸気圧である)、キャビテーションの発生を見ない場合、前述の翼列条件の下に入口流入角 $\alpha_1 = -4^\circ, 0^\circ, 4^\circ, 8^\circ$ のおおのの値に対して出口流出角 α_2 を $4^\circ, 5^\circ, 6^\circ$ と変えて実験を行った。それぞれの流出角 α_2 の下に翼面圧力分布と後流の速度分布を測定し、それより c_{N1} 、 δ^*/l を求めて、 α_2 に対する曲線 $c_{N1} - (\delta^*/l) f_2$ と $(t/l) f_1$ とを描くと、第 8 図 (a) に示すようである。この二つの曲線の

第 7 図

交点が生ずる流出角 α_2 が無限翼列の場合の流出角 α_2 を示す。もし後流の影響を考えに入れないで求めると、第8図(b)に示すように、 c_{N1} 曲線と $(l/l)f_1$ 曲線との交点が無限翼列の場合の流出角 α_2 を与える。この両者の値は第1表に示すようにわずかであるが、最大 0.35° の差を示す。なおこの翼形の後縁におけるその線の切線方向は 6.8° であって、翼列の場合この方向とは 1.3° ほど少く曲げられている。このように後流の影響による流出角の差はわずかであるが、後

第1表

α_1	-4°	0°	4°	8°
後流の影響を考慮して	5.9°	5.4°	5.3°	5.2°
後流の影響を考えないで	6.25°	5.7°	5.55°	5.55°

(a) 後流の排除厚さを考慮した場合

(b) 後流の排除厚さを考慮しない場合

第8図

流の影響を考えに入れて決めた流出角 α_2 の方向に出口方向板を調整した場合の翼面圧力分布は中央の測定翼をはさんだ3枚の翼について、第9図の写真に示すように、多管マノメータにおいて規則正しい分布を示す。これを流入速度 V_1 に対して整理した翼面圧力分布を示すと、第10図に示すように、3枚の翼の翼面圧力分布はよく一致し、翼列に対する流れはきわめて一様であることがわかる。これに対して他の流出角において測定された3枚の翼の翼面圧力分布はそれぞれ異なって同一とならず、翼列内の流れは一様とはなっていない。また後流の速度分布および静圧分布も翼列方向に一様にならないで、あるこう配をもっている。

第10図に示す翼面圧力分布を理論計算による翼面圧力分布と比較する。翼列前後の流れの速度の幾何学的平均速度 V 、その速度に対する静圧 p_∞ とに対して翼面圧力分布を描き直すと、第11図(a)のように

第9図

第10図

第 11 図

なる。これに対して無限翼列における Schlichting の薄翼理論⁽⁶⁾を用いて計算した理論圧力分布は第 11 図 (b) に示すようで、翼列実験の翼面圧力分布は理論圧力分布と十分近い結果を示している。

なおタンク圧力を減圧してキャビテーション定数を小さくし ($K_{d1}=0.65$)、測定翼列にキャビテーションの発生を見るようにして実験した場合、第 1 表に示す流出角 α_2 において測定した c_{N1} と δ^*/l とから流出角 α_2 の修正すべき量を求めると、

α_1	-4°	0°	4°	8°
$\Delta\alpha_2$	0.45°	0.3°	0.25°	0.3°

のようであって、最大 0.45° である。これは測定している翼列が増速翼列であって、翼面の境界層の発達はいくらか小さく、したがって後流の発達が少く、 δ^*/l が小さいためである。

しかし減速翼列においては、翼面における境界層の発達は著しく、したがって後流の発達が大きく、 δ^*/l は大きく、かつ関数 f_1 , f_2 の流出角 α_2 に対する傾斜がゆるくなるから、この後流の影響が流出角の大きさの決定にあたって大きいことが推定できる。

5. 流路壁干渉の計算

以上のように決定された翼列出口角 α_2 の下に得られた翼面圧力分布は無限翼列中の翼面圧力分布と一致するはずであるが、第 11 図 (a) (b) に示すように、この両者はわずかに異なるが異なっており、その差は迎え角 α_1 の増加とともに著しくなっている。これは無限翼列の翼面圧力分布の計算が厳密解でないこと、流体の粘性の影響が加わっていることおよび実験の誤差

によるのであるが、その他に流路壁干渉の影響も加わっているためでもある。

以上の実験方法によって決定された翼列出口角 α_2 から翼列前後の流れの偏向角 δ は

$$\delta = \alpha_1 + \alpha_2$$

である。いま翼列中の翼の枚数を $Z=2N+1$ とし、第 12 図に示すように、中央の測定翼の翼弦の midpoint に座標の原点をとり、流入速度 V_1 の方向に x 軸、これに垂直に y 軸をとって、 $Z(x+iy)$ 面上に測定流路を示す。そして中央の測定翼について番号 0 をつけ、それに隣なる翼にそれぞれ $\pm 1, \pm 2, \pm 3, \dots, \pm N$ の番号をつける。この場合隣なる翼の並んでいる方向は y 軸より測って β_1 とすると、

$$\beta_1 = \beta + \alpha_1$$

である。

さて測定翼のところで他の隣れる翼による影響は、他の翼をそのそり、厚みに対応するうず分布、吹出し・吸込み分布におきかえ、それらの分布による誘導速度から境界条件によって決まるが、流路壁の影響は、その壁が隣れる翼より遠方にあるとその影響は小さいと考えてよい。したがって翼を一つのうずにおきかえて、図のような流路壁を考えに入れて測定翼のところにおける誘導速度を求め、これより翼をおきかえたうず群のみによる誘導速度をさし引くことによって流路壁のみによる誘導速度が求まる。

既に求めたように⁽⁶⁾、この Z 面上の 2 組の平行な壁によって囲まれた内部領域は次の Schwarz-Christoffel の写像関数によって Z 面上の実数軸の上半分の領域に写される。

$$\frac{dZ}{d\zeta} = \frac{K}{\zeta} \left(\frac{\zeta-b}{\zeta+1} \right)^{\delta/\pi} \dots\dots\dots (10)$$

ここで δ が小さいときは, 上の式の K , b は次のごとくなる。

$$K = \frac{H}{\pi} [(1-\delta \tan \beta_1) + i\delta] \dots\dots\dots (11)$$

$$b = \exp \left[\pi \tan \beta_1 + \frac{1}{2} \delta \pi \sec^2 \beta_1 \right] \dots\dots\dots (12)$$

なお H は第 12 図に示すように, 流入壁間の距離であって

$$H = 2(N+1)t \cos \beta_1$$

である。そして Z 面上の翼の位置 $Z_n = nte^{i(\pi/2+\beta_1)}$ ($n=0, \pm 1, \pm 2, \dots, \pm N$) に対応する ζ 面上の対応点の位置 $\zeta_n = \xi_n + i\eta_n$ は近似的に次のように与えられる。

$$\left. \begin{aligned} \xi_n &= b^{1/2-n/z} \cos \pi \left(\frac{1}{2} + \frac{n}{Z} \right) \\ \eta_n &= b^{1/2-n/z} \sin \pi \left(\frac{1}{2} + \frac{n}{Z} \right) \end{aligned} \right\} \dots\dots\dots (13)$$

さらに Z 面上の座標の原点 $Z=0$ と ζ 面上の対応点 ζ_0 との近傍では (1) 式から近似的に

$$Z = K \left(\frac{\zeta_0 - b}{\zeta_0 + 1} \right)^{\delta/\pi} \frac{\zeta'}{\zeta_0}, \quad \zeta' = \zeta - \zeta_0 \dots\dots\dots (14)$$

が成り立つ。

さて流路壁面における境界条件を満足させるために, ζ 面上の翼の対応点 ζ_n の実数軸に対する鏡像の位置 $\bar{\zeta}_n$ に, 翼のもつ循環 Γ と大きさ等しく, 方向逆の循環をもつうずをおけばよい。そのときの流れの複素ポテンシャル F_1 は

$$F_1 = \frac{i\Gamma}{2\pi} \sum_{n=0}^{\pm N} \log \frac{\zeta - \zeta_n}{\zeta - \bar{\zeta}_n} \dots\dots\dots (15)$$

で与えられる。また Z 面上の翼列をおきかえうずの

$$\begin{aligned} \frac{\Delta u_w}{V} = & -\frac{\delta}{16(N+1)\lambda \cos \beta_1} \left(\frac{\Gamma}{Vl} \right) - \sum_{n=1}^N \frac{1}{n^2} \frac{\sin 2\beta_1}{\pi \lambda^2} \left(\frac{\Gamma}{Vl} \right) \left(\frac{x}{l} \right) \\ & + \frac{\pi \{B + \delta(1+A+B \tan \beta_1)\}}{8(N+1)^2 \lambda^2 \cos^2 \beta_1} \left(\frac{\Gamma}{Vl} \right) \left(\frac{x}{l} \right) \dots\dots\dots (18) \end{aligned}$$

$$\begin{aligned} \frac{\Delta v_w}{V} = & -\frac{1+1/2 \cdot \delta \tan \beta_1}{8(N+1)\lambda \cos \beta_1} \left(\frac{\Gamma}{Vl} \right) + \sum_{n=1}^N \frac{1}{n^2} \frac{\cos 2\beta_1}{\pi \lambda^2} \left(\frac{\Gamma}{Vl} \right) \left(\frac{x}{l} \right) \\ & + \frac{\pi \{A+1+\delta[(A+1)\tan \beta_1-B]\}}{8(N+1)^2 \lambda^2 \cos^2 \beta_1} \left(\frac{\Gamma}{Vl} \right) \left(\frac{x}{l} \right) \dots\dots\dots (19) \end{aligned}$$

ここに

$$\begin{aligned} A = & \sum_{n=1}^N \frac{\cosh \left\{ \frac{n\pi \tan \beta_1}{2(N+1)} \right\} \cos \frac{n\pi}{2(N+1)} - 1}{\left[\cosh \left\{ \frac{n\pi \tan \beta_1}{2(N+1)} \right\} \cos \frac{n\pi}{2(N+1)} - 1 \right]^2 + \sinh^2 \left\{ \frac{n\pi \tan \beta_1}{2(N+1)} \right\} \sin^2 \frac{n\pi}{2(N+1)}} \\ & + \sum_{n=1}^N \frac{\cosh \left\{ \frac{n\pi \tan \beta_1}{2(N+1)} \right\} \cos \frac{n\pi}{2(N+1)} + 1}{\left[\cosh \left\{ \frac{n\pi \tan \beta_1}{2(N+1)} \right\} \cos \frac{n\pi}{2(N+1)} + 1 \right]^2 + \sinh^2 \left\{ \frac{n\pi \tan \beta_1}{2(N+1)} \right\} \sin^2 \frac{n\pi}{2(N+1)}} \dots\dots\dots (20) \end{aligned}$$

第 12 図

列による流れの複素ポテンシャル F_2 は

$$F_2 = \frac{i\Gamma}{2\pi} \sum_{n=0}^{\pm N} \log (Z - Z_n) \dots\dots\dots (16)$$

となる。流路壁による原点近くの誘導速度を x, y 軸方向にそれぞれ $\Delta u_w, \Delta v_w$ と表わすと,

$$\Delta u_w - i\Delta v_w = \frac{dF_1}{d\zeta} \frac{d\zeta}{dZ} \bigg|_{\zeta \rightarrow \zeta_0} - \frac{dF_2}{dZ} \bigg|_{Z \rightarrow 0} \dots\dots\dots (17)$$

で求められる。

若干の計算の結果はそれらは次のごとくなる。

$$B = \sum_{n=1}^N \frac{\sinh \left\{ \frac{n\pi \tan \beta_1}{2(N+1)} \right\} \sin \frac{n\pi}{2(N+1)}}{\left[\cosh \left\{ \frac{n\pi \tan \beta_1}{2(N+1)} \right\} \cos \frac{n\pi}{2(N+1)} - 1 \right]^2 + \sinh^2 \left\{ \frac{n\pi \tan \beta_1}{2(N+1)} \right\} \sin^2 \frac{n\pi}{2(N+1)}} - \sum_{n=1}^N \frac{\sinh \left\{ \frac{n\pi \tan \beta_1}{2(N+1)} \right\} \sin \frac{n\pi}{2(N+1)}}{\left[\cosh \left\{ \frac{n\pi \tan \beta_1}{2(N+1)} \right\} \cos \frac{n\pi}{2(N+1)} + 1 \right]^2 + \sinh^2 \left\{ \frac{n\pi \tan \beta_1}{2(N+1)} \right\} \sin^2 \frac{n\pi}{2(N+1)}} \quad \dots\dots\dots (21)$$

である。

かくして求められた流路壁による誘導速度 Δu_w , Δv_w を原点にある測定翼の翼弦上の三点 $\frac{x}{l} = -1/4, 1/12, 5/12$ において計算する。この誘導速度によって翼面に沿う境界条件は満足されていないから、これを満足するように翼弦に沿うて附加循環分布 $\Delta \gamma$ と附加吹出し分布 Δq とをつけ加える。いま翼弦上の位置を表す助変数 θ を用いてこれを次のごとく表わす。

$$\frac{\Delta \gamma}{2V} = \Delta A_0 \cot \frac{\theta}{2} + \Delta A_1 \sin \theta + \Delta A_2 \sin 2\theta$$

$$\frac{\Delta q}{2V} = \Delta B_0 \left(\cot \frac{\theta}{2} - 2 \sin \theta \right) + \Delta B_2 \sin 2\theta + \Delta B_3 \sin 3\theta$$

この係数 $\Delta A_0, \Delta A_1, \dots, \Delta B_0, \dots$ は上の翼面の境界条件を上述の三点において満足するように決定する。

かくして求められた附加循環分布と吹出し分布とから修正されるべき翼面速度分布が計算され、したがって流路壁の干渉を受けた翼面圧力分布が求まる。計算の結果は第13図 (a) (b) (c) (d) に示すように

(a)

(b)

(c)

(d)

第 13 図

なり, 実験値に近い結果を与える。よって前述の翼列実験法によって得た結果は明らかに流路壁の影響を受けていることがわかる。ゆえに上の流路壁干渉の計算によって翼面圧力分布を修正すれば, 無限翼列における翼面圧力分布を求めることができる。

6. 結 論

以上のごとく翼列翼性能を実験によって求めるに後流の影響を考えに入れて可動壁の方法を採用すべきであり, さらにこのようにして求められた無限翼列性能においても翼数有限であるために流路壁の影響が作用することを理論的にかつ実験的に明らかにした。なおこの論文では増速翼列について取扱ったが, この場合はキャビテーション定数の大小は結果にあまり大きい影響を示さないことが実験によってわかった。しかし減速翼列についてはその影響は大きいであろう。

終りに本装置は三菱重工業会社神戸造船所の委託研究費によるものであることを附記し, ここに同社に深甚の謝意を表わす。

文 献

- (1) L. Prandtl, *Ergb. d. Aerodyn. Vers.-anstalt zu Göttingen*, Lief. III. (1927), 132.
K. Christiani, *Luftf.-fors.*, 2 (1928), 91.
C. Keller, *Mitt. aus Inst. d. Aerodyn. Tech. Hochschule*, Zürich. (1934) 104.
F. Gutsche, *Mitt. d. Preuss. Vens.-anstalt für Wasserbau u. Schiffbau*, Berlin, 34 (1938).
Y. Shimoyama, *Memoirs of Faculty of Eng. Kyushu Univ.*, 8, 4 (1938), 281.
神元, 機械学会論文集, 17, 58 (昭 26), 41.
J. R. Erwin & J. C. Emery, *NACA. TR.* 1016 (1951).
安倍, 機械学会論文集, 18, 77 (昭 27), 16.
H. Schlichting, *J. A. S.*, 21 (1954), 163.
河崎, 佐藤, 機械学会論文集, 22, 113 (昭 31), 12.
- (2) F. Numachi, *Rep. of Inst. H. S. M. Tohoku Univ.*, 1, 4 (1949).
- (3) F. Numachi, *Rep. of Inst. H. S. M. Tohoku Univ.*, 1, 5, 8, 10 (1949); 2, 4, 5, 6 (1950); 6, 56, 52 (1952); 10, 99 (1953); 11, 102, 103 (1954).
S. Abe, *Ditto*, 8, 72 (1952).
- (4) 神元, 機械学会論文集, 17, 58 (昭 26), 32.
- (5) S. Abe, *Memoirs of Inst. of H. S. M. Tohoku Univ.*, 6, 54 (1952); 安倍, 機械学会論文集, 18, 69 (昭 27), 4.
- (6) H. Schlichting, *VDI-Forschungsheft* 447, Aufg. B. 21 (1955), 3.

ニュース

文部省・受託研究員制度実施

文部省では, わが国産業界の要望にこたえ, 国内技術の向上をはかるため, 産業界の現職技術者を対象とする受託研究員制度を実施することになったが, 34年度第1回分の申込受付は去る3月末に一応締切ったが, こんごさらに第2回分として随時申込を受付けることになった。34年度の受託研究員の受入れ総数は大学院100名, 付設研究所40名, 計140名である。

この制度はわが国産業界の要望にこたえ, 大学で産業界の現職技術者を対象として技術の一層の向上をはかろうとするもの, 理工学関係の大学院または付設研究所を持つ国立大学は民間会社の委託に応じ, 現職技術者を受託研究員として受入れることができるわけである。

受託研究員の委託手続については委託会社の長から所定の申込書, 推薦状などを大学に提出研究員の受入れについては学長が許可することになっている。大学が受入れを許可したときは学長が文部省に報告, 大学は受託研究員が希望する研究事項を考えた上, 指導教官を決め, 大学院で行ういどの研究の指導を行うことになっている。研究期間は1年以内, 研究は受入れが許可された年度内に行うことになっているが, 必要によってはさらに1年度だけ期間を延長することができる。

研究員の資格は大学卒または大学が大学卒に準ずる

学力があると認めた者, 研究員の研究料は1人につき年額12万円, このうち文部省は1人につき9万4000円を支出する。受託研究員を受入れる大学および付設研究所はつぎのとおり。

- ▽北海道大学＝理学部, 工学部, 低温科学研究所, 応用電気研究所, 触媒研究所
- ▽東北大学＝理学部, 工学部, 金属材料研究所, 選鉱製錬研究所, 科学計測研究所, 高速力学研究所, 電気通信研究所, 非水溶液化学研究所
- ▽東京大学＝理学部, 工学部, 航空研究所, 東京天文台, 地震研究所, 生産技術研究所, 原子核研究所, 物性研究所
- ▽東京教育大学＝理学部, 光学研究所
- ▽東京工業大学＝理工学部, 工業材料研究所, 資源化学研究所, 精密工学研究所
- ▽名古屋大学＝理学部, 工学部, 空電研究所
- ▽京都大学＝理学部, 工学部, 化学研究所, 工業研究所, 防災研究所, 基礎物理学研究所
- ▽大阪大学＝理学部, 工学部, 産業科学研究所, たんぱく質研究所
- ▽広島大学＝理学部, 理論物理学研究所
- ▽九州大学＝理学部, 工学部, 応用力学研究所, 生産科学研究所 (服部敏夫)