翼型4箇のキャビテーション性能⁽¹⁾

(昭和13年11月5日 応用力学講演會並に昭和14年4月9日 第16期定時総會講演會に於て講演)

正員 沼 知 福 三 郎⁽²⁾

摘 要

水中における翼型は、高速低圧に於てキャビテーションを発生し、その際における性能は風洞実験に依ては求められない。然るに廻流水槽における水中翼型の実験によれば、キャビテーション発生下における翼型性能を求められる。又勿論キャビテーションの発生せざる場合の性能（即ち風洞実験に該當するもの只空気の代りに水を用ひる）も求められる。この場合も含めて翼型のキャビテーション性能と称した。今回は4箇の翼型に関する結果を報告する。

1. 緒 言

船舶推進器、軸流水車及び軸流ポンプ等の翼素理論に於て、翼型の性能に関する風洞実験結果が利用せらるゝ事は、周知の事柄である。然し翼素にもしもキャビテーションが発生した場合の翼型の性能を知るためには、風洞実験はもはや無力である。即ち廻流水槽により水中翼型のキャビテーション発生下における実験が必要となるわけである。茲には、吾々の研究順序の最初として4箇の翼型に関する実験結果を報告する。

キャビテーション発生下の翼型性能に関しては、既に O. Walchner⁽³⁾, E. Martyrer⁽⁴⁾ 等に依り研究が発表されてゐるが、その測定精度に関しては充分の信頼は持てない点もある（後述の吟味にて明示）。何となれば水中で測定した性能曲線でもキャビテーションが発生しない場合に於ては大体風洞実験結果と一致しないのでよいと云ふ何等の理由も発見出来なからである。この点が満足されて

るなければ、キャビテーション発生下における性能曲線の実験精度に関しては全く明らかなでない。

依て本実験に於ては、特にこの点に注意を拂ふため、比較すべき風洞実験結果の豊富である翼型 Clark Y 及び N.A. C.A. 23 012 を選んだわけである。尚他の2箇の翼型に就ては、円弧形は船舶推進器に今尚用ひられるため Clark Y と同じ厚さのものを採用したわけであり、又 Munk 6 は尾端が背面の方へそり上つてゐる特徴のある形なので、これがキャビテーション性能に何等かの影響あるやと考へられるため採用したわけである。而して更に測定箇所流速分布を正確に測定し岐点圧の修正を行ひ又廻流水槽の構造をして水の空気溶有量は大体自然水のそれと等しくなる様にして、キャビテーション発生圧が著しく降下する事なき様にした⁽⁵⁾。

第1図 実験用翼型

2. 装置と実験方法

採用せる翼型は第1図に示し、詳細の形状は第1図 X , Y_0 及び Y_u に対し

第1表 実験翼型の形状

x	0	1.25	2.5	5.0	7.5	10	15	20	25	30	40	50	60	70	80	90	95	100
Clark Y																		
$\{ Y_0$	3.50	5.45	6.50	7.90	8.85	9.60	10.68	11.36	—	11.70	11.40	10.52	9.15	7.35	5.22	2.80	1.49	0.12
$\{ Y_u$	3.50	1.93	1.47	0.93	0.63	0.62	0.15	0.03	—	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00	0.00
N.A.C.A. 23 012																		
$\{ Y_0$	—	2.67	3.61	4.91	5.80	6.43	7.19	7.50	7.06	7.55	7.14	6.41	5.47	4.36	3.08	1.68	0.92	—
$\{ Y_u$	0.00	-1.23	-1.71	-2.26	-2.61	-2.92	-3.50	-3.97	-4.28	-4.46	-4.48	-4.17	-3.67	-3.00	-2.16	-1.23	-0.70	0.00
Munk 6																		
$\{ Y_0$	0.00	1.98	2.81	4.03	4.94	5.71	6.82	7.55	—	8.22	8.05	7.26	6.03	4.58	3.06	1.55	0.88	0.00
$\{ Y_u$	0.00	-1.76	-2.20	-2.73	-3.03	-3.24	-3.47	-3.62	—	-3.79	-3.90	-3.94	-3.82	-3.48	-2.83	-1.77	-1.08	-0.00

(1) Kraftmessungen an den vier Flügelprofilen bei Kavitation.

(2) FUKUSABURO NUMACHI, Mitglied Kaiserl. Tōhoku

Univ., Sendai 東北帝国大学。 (3), (4) G. Kempf u. E. Foerster, Hydrodynamische Probleme des Schiffsantriebs, Teil 1, Hamburg, 1932, 256 頁及び 268 頁。

(5) F. Numachi u. T. Kurokawa, Wert-Reederei Hafen, XX (1939), S. 45.

その値を第 1 表に與へてある。

迴流水槽は、第 2 図に示す如き形状をしてゐる。迴流水槽中の水はポンプ P により水槽 B に送られその内部の隔壁 U を廻りて側面突出部 C に到り、ノズル D に於て流速分布を一様にされて測定箇所 M に到る。水は更に擴大水路 E を通りてポンプに歸り迴流する。翼型のキャビテーションによつて発生した空気は、水槽 B の中で再び水中に溶解するか、或は上部に分離する様にしてある。

第 2 図 迴流水槽

測定箇所における水路断面は、高さ 190 mm、幅 70 mm にて、その長さは 700 mm である。この水路中へ第 3 図に示す如く翼型 F が取付けられる。翼型は弦長 70 mm にして幅も 70 mm である。ノズルの出口より翼型の中心迄の距離は 210 mm である。第 3 図に於て翼型 F は、その一端は円盤 K と一体をなしてをる。而して他の一端は前面のガラス壁と 0.05 mm の間隙を有する。ガラス壁は輪金 R に取付けられて、その内側は、水路金属壁と連続平面をなし凹凸することがない。次に円盤 K は、後方壁と同一平面をなすも、写真に明らかな様にその周囲と壁との間には間隙を有し、円盤 K の後背面は天秤に連結してゐる。翼型に揚抗力が作用すれば、円盤の間隙だけ自由に移動するが、それを原位置に引きもどして揚抗力を測定する。円盤の間隙の影響は、翼型を有しない円盤のみを取付けた場合の力を各場合に測定して修正を施してある。

尚流速或は堰止圧はノズル D の入口と出口の圧力差に依て測定する事にし、後に述べる検定を施してある。又壁面の翼型揚抗力に対する影響は、迎角の変化として修正した⁽⁶⁾。

第 3 図 実験する翼型の取付方

第 4 図 直径 2.5 mm 自家製プラントル型ビトー管

第 5 図 流速分布測定装置

3. 流速分布

斯くの如き迴流水槽における翼型測定に於ては、翼型が流の幅の全体へまたがつてゐるから、風洞実験とは趣を異にし幅全体の流速分布の一樣である事が大切である。吾々の装置に於ては、好適なる流速分布を得るために、ノズル D を 2 箇造り良い方を採用してゐる。而してその流速分布を測定す

(6) Wien-Harms, Handbuch d. Experimentalphysik, 1932, Bd. 4, 2 Teil, S. 175.

第6図 ピトー管移動装置

るには、普通市販のプラントル型のピトー管では、その寸法大に過ぎ誤差が大きくなる。依て吾々の実験室に於ては、第4図に示す様な直径2.5mmのプラントル型ピトー管の製作に成功した。このピトー管は、使用する前に円軌道電車⁽⁷⁾により検定した結果、堰止圧の係数は0.99であつた。このピトー管は第5図の如く取付ける。この際は第3図と異なりノズルDは同一であるが、測定水路Wは流速分布測定上便利のため、全く別のものを使用し、只断面は厳密に70×190mm²にしてある。即ち前面壁は廣くガラス板を用ひ、後面壁Wの一部はピトー管Pを取付ける滑動板Sとなつてをり、Sの流に接する表面は後方壁面Wと一平面をなし凹凸はない様にしてある。ハンドルHを廻すとSが上下に滑動してピトー管Pを上下の任意の位置に移す事が出来る。第6図に明らかな如くスピンドルGが挿入されてゐるめねちMが壁Wに固定してあるから滑動板SとスピンドルGは連結して一緒に上下するのである。次にピトー管は、第6図のノを回轉する事により、前後に即ち壁面に直角の方向に移動する事が出来る。斯くして、測定箇所の断面中の總ての点の流速を測定する事が出来た。流速分布は、第7図に示す様になる。これによると平均堰止圧は、断面中央部における堰止圧に2.5%の修正をすればよい事が明らかにされた。尚ノズル入口出口の圧力差は、各流速に於て中央部流速を標準として検定したわけである。

4. 結 果

1. 揚力抗力の変化 翼型試片は、水路軸に翼弦を α だけ傾けて取付けられる。これは見掛け上の迎角であるが、これに水路壁の修正⁽⁸⁾を施したのが眞の迎角 α_0 である。

α の種々の値に於て、流速 v 或は流水圧 p を変化して、キャビテーション係数 k_d を変化し、その際の揚力を測定した結果は、第8～11図に示す通りである。

$$\text{茲に } k_d = (p - p_a) / \frac{1}{2} \rho v^2$$

但し p_a = 水の蒸気圧。

図中の点線は翼型背面側のキャビテーション発生点を示し、鎖線は腹面側キャビテーションの発生点を示す。即ちこれに

(7) 沼知福三郎、東北帝国大学工学報告、第11巻(1934)、314頁及び第12巻(1938)545頁。(8) 脚註(6)に同じ。

第7巻第28号(第3部)]

第7図 測定箇所の流速分布

第8図 各迎角 α に於てキャビテーション係数 k_d による揚力係数の変化(第11図まで同じ)

第9図

第10図

第11図

第 12 図 各迎角に於てキャビテーション係数 k_d による抗力係数の変化 (第 15 図まで同じ)

第 13 図 同上

第 2 表 揚抗力係数 (翼型 Clark Y)

α_∞ = 迎角, C_a = 揚力係数, C_w = 抗力係数, k_d = キャビテーション係数

α_∞	k_d	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0	1.2	1.4	1.6	1.8	2.0	2.5	3.0
-3°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	0.255 0.018	0.27 0.0125	0.27 0.011	0.27 0.0105	0.27 0.010	0.27 0.010	0.27 0.010						
-2°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	0.305 0.0265	0.365 0.0155	0.37 0.013	0.37 0.0115	0.37 0.0105	0.37 0.0105	0.37 0.0105						
-1°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$		0.395 0.025	0.47 0.017	0.47 0.0135	0.47 0.012	0.47 0.012	0.47 0.012	0.012					
0°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$		0.40 0.0405	0.565 0.025	0.57 0.017	0.57 0.014	0.57 0.014	0.57 0.014	0.014					
1°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$			0.60 0.035	0.62 0.021	0.67 0.0165	0.67 0.0165	0.67 0.0165	0.0165					
2°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$				0.635 0.041	0.76 0.027	0.76 0.025	0.775 0.0195	0.775 0.0195	0.775 0.0195				
3°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$					0.825 0.050	0.88 0.039	0.88 0.027	0.88 0.023	0.88 0.023	0.88 0.023	0.88 0.023		
4°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$					0.865 0.103	0.955 0.0635	0.975 0.043	0.975 0.0335	0.975 0.0285	0.975 0.0265	0.975 0.0265	0.975 0.0265	
5°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$						1.00 0.070	1.06 0.0495	1.07 0.037	1.07 0.0315	1.07 0.0305	1.07 0.0305	1.07 0.0305	1.07 0.0305
6°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$							1.135 0.0725	1.175 0.0515	1.175 0.037	1.175 0.035	1.175 0.035	1.175 0.035	1.175 0.035

第 3 表 揚抗力係数 (翼型 山弧形)

α_∞	k_d	0.60	0.65	0.70	0.75	0.80	0.90	1.0	1.2	2.5	3.0
-3°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	0.17 0.047	0.24 0.0385	0.29 0.032	0.31 0.0295	0.325 0.029	0.33 0.029	0.335 0.029	0.335 0.029	0.335 0.029	0.335 0.029
-2°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	0.20 0.0455	0.33 0.034	0.395 0.028	0.405 0.025	0.415 0.0245	0.425 0.0235	0.43 0.0235	0.43 0.0235	0.43 0.0235	0.43 0.0235
-1°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	0.28 0.064	0.40 0.0335	0.47 0.0265	0.49 0.0215	0.50 0.0205	0.515 0.020	0.515 0.020	0.52 0.020	0.52 0.020	0.52 0.020
0°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	0.37 0.039	0.46 0.039	0.525 0.027	0.57 0.021	0.585 0.0195	0.605 0.019	0.605 0.019	0.61 0.019	0.61 0.019	0.61 0.019
1°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	0.445	0.52	0.575 0.040	0.64 0.0255	0.68 0.0235	0.695 0.020	0.70 0.020	0.71 0.020	0.71 0.020	0.71 0.020
2°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	0.49	0.555	0.615	0.70 0.034	0.745 0.0295	0.76 0.0245	0.76 0.023	0.77 0.023	0.77 0.023	0.77 0.023
3°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$			0.635	0.715 0.046	0.77 0.038	0.805 0.0305	0.805 0.0275	0.805 0.0275	0.805 0.0275	0.805 0.0275
4°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$			0.64	0.72 0.063	0.77 0.0515	0.84 0.0415	0.85 0.035	0.85 0.034	0.85 0.034	0.85 0.034
5°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$			0.63	0.70	0.76 0.071	0.865 0.0575	0.905 0.045	0.905 0.041	0.90 0.041	0.90 0.041
6°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$			0.605	0.67	0.74	0.885 0.087	0.955 0.070	0.955 0.050	0.93 0.050	0.93 0.050

[昭和 16 年 8 月]

第14図 同上

第15図 同上

よると、キャビテーション発生点を過ぎて更にキャビテーション係数 k_d の減少を待つて始めて揚力係数の減少するを見らる。又 $k_d < 0.7$ に於ては $\alpha = -3^\circ$ 前後の場合両方のキャビテーションが発生するわけである。

次に抗力係数に関しては同様、第12図乃至第15図に示してある。第12~15図における発生点は、後に示す第25乃至27図と対照すれば明らかとなる。

第16図乃至第19図は、上記の α を α_∞ に直し、種々なるキャビテーション係数における揚力係数と抗力係数の関係を極曲線で示した。詳細は第2表乃至第5表に示してある。

第16図 Clark Y 極曲線のキャビテーションに依る変化

第17図 同上(円弧形)

2. 抗揚比 次に推進器、軸流水車等に於ては、抗揚比が問題になるので、第20乃至23図には、種々なるキャビテーション係数における抗揚比を示した。この図面に注目し値するのは、最小抗揚比を與へる迎角 α_∞ は決して一定でなくキャビテーション係数により異なる事である。その関係は第24図の如くなる。

3. キャビテーションの形態 Clark Y に於ては、円弧形に於て見る如き前縁キャビテーションは起らない。即ち前縁より λ_0 (第25図) だけ後方より発生して、前縁より λ の処に於て消滅する。 λ_0 並に λ の値は、迎角 α_∞ により異なるから、第25乃至28図の左側には、各 α_∞

第5表 揚抗力係数 (翼型 Munk 6)

α_∞	k_d	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0	1.2	1.4	1.6	1.8	2.0	2.5	3.0
-3°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	-0.365 0.034	-0.285 0.023	-0.23 0.034	-0.175 0.0265	-0.15 0.022	-0.15 0.0205	-0.15 0.0195	-0.15 0.0195	-0.15 0.0195					
-2°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	-0.185 0.037	-0.105 0.023	-0.075 0.0205	-0.06 0.0195	-0.05 0.0185	-0.05 0.0175	-0.05 0.017	-0.05 0.017	-0.05 0.017					
-1°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	-0.015 0.0275	0.035 0.019	0.04 0.0165	0.045 0.0165	0.05 0.0165	0.05 0.0165	0.05 0.0165							
0°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	0.11 0.026	0.155 0.018	0.155 0.0155	0.155 0.0155	0.155 0.0155	0.155 0.0155								
1°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	0.15 0.043	0.24 0.0245	0.245 0.017	0.255 0.0155	0.255 0.0155	0.255 0.0155								
2°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$			0.32 0.0215	0.355 0.0165	0.36 0.0155	0.36 0.0155	0.36 0.0155	0.36 0.0155						
3°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$			0.385 0.032	0.455 0.023	0.465 0.0175	0.465 0.016	0.465 0.016	0.465 0.016						
4°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$			0.42	0.52 0.043	0.545 0.029	0.565 0.0235	0.58 0.0215	0.58 0.0185	0.58 0.018	0.58 0.018	0.58 0.0175	0.58 0.0175	0.58 0.0175	0.58 0.0175
5°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$					0.605 0.0535	0.655 0.0375	0.675 0.0315	0.685 0.024	0.685 0.021	0.685 0.020	0.685 0.020	0.685 0.020	0.685 0.020	0.685 0.020
6°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$					0.632	0.695 0.071	0.73 0.050	0.77 0.0345	0.785 0.0275	0.785 0.025	0.79 0.023	0.79 0.023	0.79 0.023	0.79 0.023
7°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$							0.755 0.0825	0.855 0.0535	0.87 0.039	0.87 0.031	0.89 0.027	0.89 0.027	0.89 0.027	0.89 0.027
8°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$							0.765	0.905	0.95	0.95 0.042	0.985 0.032	0.985 0.032	0.985 0.032	0.985 0.032

第 18 図 N.A.C.A. 23012 の極曲線の変化

第 19 図 同上 (Munk 6)

第 20 図 キャビテーションに依る抗揚比の変化 (Clark Y)

第 21 図 同上 (円弧形)

第 22 図 同上 (23012)

第 23 図 同上 (Munk 6)

第 4 表 揚抗力係数 (翼型 N.A.C.A. 23012)

α_∞	k_a	0.4	0.5	0.6	0.7	0.8	0.9	1.0	1.2	1.4	1.6	1.8	2.0	2.5	3.0
-3°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$		-0.225 0.029	-0.21 0.0225	-0.19 0.018	-0.165 0.0165	-0.165 0.016	-0.165 0.0155	-0.165 0.0155						
-2°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	-0.085 0.022	-0.080 0.017	-0.070 0.014	-0.065 0.0135	-0.065 0.0135	-0.065 0.0135	-0.065 0.0135							
-1°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	0.015 0.0165	0.025 0.014	0.03 0.012	0.03 0.012	0.03 0.012	0.03 0.012	0.03 0.012							
0°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	0.095 0.0215	0.12 0.0135	0.13 0.0115	0.13 0.0115	0.13 0.0115	0.13 0.0115	0.13 0.0115							
1°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$	0.115 0.039	0.225 0.025	0.23 0.016	0.23 0.013	0.23 0.012	0.23 0.012	0.23 0.012							
2°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$		0.305 0.050	0.335 0.026	0.335 0.0185	0.335 0.015	0.335 0.0135	0.335 0.0135							
3°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$			0.415 0.0445	0.45 0.030	0.45 0.021	0.45 0.017	0.45 0.0155	0.45 0.015	0.45 0.015					
4°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$				0.505 0.054	0.535 0.0375	0.56 0.0305	0.56 0.0265	0.56 0.018	0.56 0.017	0.56 0.017	0.56 0.017			
5°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$					0.60 0.071	0.655 0.0555	0.675 0.043	0.67 0.025	0.67 0.0195	0.67 0.019	0.67 0.019	0.67 0.019		
6°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$						0.72 0.095	0.755 0.0675	0.765 0.040	0.765 0.031	0.765 0.0265	0.765 0.0225	0.765 0.022	0.765 0.021	0.765 0.021
7°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$							0.80 0.1035	0.845 0.0705	0.855 0.054	0.855 0.041	0.855 0.031	0.855 0.025	0.855 0.0235	0.855 0.0235
8°	$\begin{cases} C_a \\ C_w \end{cases}$								0.905	0.93	0.93 0.062	0.93 0.041	0.93 0.029	0.93 0.0265	0.93 0.0265

[昭和 16 年 8 月]

第 24 図 抗揚比が最小になる迎角 $\alpha_{\min}$ はキャビテーション発生程度 (k_d) により異なる

第 25 図 迎角 α_{∞} と係数に依るキャビテーションの形態と発生時の大きさ (Clark Y)

第 26 図 同上 (円弧形)

第 29 図 各キャビテーション係数における極曲線の比較 ($k_d=2.5$)

第 30 図 同上 ($k_d=1.6$)

第 31 図 同上 ($k_d=1.4$)

の値に対する初生キャビテーション λ_0/t , λ/t の値を示してある。第 25 図に於て迎角が約 -3° 位迄は、図示の如き背面キャビテーションが発生するが、既に α_{∞} が -2.5° 位になると腹面キャビテーションが発生する。依て α_{∞} が $-2.5^\circ \sim -3^\circ$ に於ては、 $k_d < 0.8$ の時背腹両面にキャビテーションが同時に発生する。

第 25~28 図右側には更に各迎角 α_{∞} に於て、キャビテーションの始めて発生すべき k_d の値、尚 k_d の減少によりキャビテーションが生じた時の大きさ λ/t の値を示してある。尚これ等の値は空気溶有度 $a/a_{\infty}=1$ の時の値である。

4. 翼型4箇の比較 或キャビテーション係数におけるこれ等4箇の翼型の性能を比較するために、第 29~35 図。

第 27 図 同上 (N.A.C.A. 23012)

第 28 図 同上 (Munk 6)

第 32 図 各キャビテーション係数における極曲線の比較 ($k_d=1.2$)

第 33 図 同上 ($k_d=1.0$)

第 34 図 同上 ($k_d=0.8$)

第 35 図 同上 ($k_d=0.6$)

第 36 図 初生キャビテーションの発生し易さの点で比較

第 37 図 風洞実験結果との比較 (Clark Y)

第 38 図 同上 (N.A.C.A. 23 012)

第 39 図 同上 (Munk 6)

第40図 ドイツの結果を吟味 (ゲッティンゲン)

2.5 から 0.5 迄 7 箇の k_d の値における極曲線を対比してある。依て或翼型が他の翼型より優秀なりと称することは、即ち翼型の格付順序は決して風洞実験におけるものと同じ順序ではなく、キャビテーション係数により異なることが解る。

更に初生キャビテーション発生条件から、この4箇の翼型を比較するために、初生キャビテーション発生時の迎角とキャビテーション係数との関係を第36図に示した。但し Clark Y に於ては迎角の測定に際して翼弦として圧力面に接する直線を探つてゐるに對し、他の3箇の翼型に於ては総て翼弦としては、前縁後縁の尖端を結ぶ直線を探つてゐる (第1図参照)。Clark Y に於ても、他の如き測り方をすれば第36図に於て鎖線の如くなる。

第36図によると Munk 6 は、初生キャビテーションがキャビテーション係数の減少に際し最も発生し難いと云ふ点で優れてゐる事がわかる。

5. 風洞実験との比較 翼型にキャビテーションが発生してをらぬときの性能曲線は風洞実験結果と大体一致すべきである。勿論レイノルズ数、乱れは考慮するを要する。

茲には Clark Y その他に関する風洞実験結果⁽⁹⁾⁽¹⁰⁾を採り、

第41図 同上 (アーヘン)

第42図 同上 (アーヘン)

の激励を受けた事を茲に列記して夫々感謝の意を表す。又本研究には、角田賢治、和泉勘次両君の助力を受けた事を茲に附記する。

(昭和16年4月12日受付)

A. Betz⁽¹¹⁾の方法で無限幅に換算して得た $C_a - \alpha_\infty$ 及び $C_w - \alpha_\infty$ 曲線と、吾々が廻流水槽で得たものを比較したのが第37乃至39図である。円弧形に関しては丁度この厚さの風洞実験が発見出来ず比較出来なかつた。吾々の Clark Y に関する実験は (第37図)、マックコックフィールドの結果とワシントンの海軍研究所 (或はマサセツシュス工科大学) の結果の中間に位す。後者と吾々の結果とは $\alpha_\infty = 0^\circ$ に於て C_a に6%, C_w に約7%の差がある。N.A.C.A. 23 012に関する吾々の結果 (第38図)は、アメリカの実験⁽¹⁰⁾によりレイノルズ数の相異を考慮すれば極めてよく一致してゐる。Munk 6 に就ても同様よく一致してゐる (第39図)。

これに對し従来発表された Walcher⁽¹²⁾並に Martyrer⁽¹³⁾の結果は一体どの位の精度があるかを見るためこれ等を夫々 Göttingen⁽¹⁴⁾の風洞実験結果に比較して見ると、夫々第40図乃至第42図となる。 $\alpha_\infty = 0^\circ$ における C_a 及び C_w の差は夫々図中に記入の如くであつて相當の開きがある。これ等の外国の発表された結果だけを取上げて上に述べた吾々の方の結果と対比してみると、吾々の方の実験の精度は余り悪くない様に自負される次第である。

終に臨み本研究に関し、日本學術振興會並に近藤記念海事財團の補助を受けた事、宮城教授

(9) F. A. Loudon, N.A.C.A. Rep. No. 331, 1929.

(10) E. N. Jacob. & A. Sherman, N.A.C.A. Rep. No. 586, 1937.

(11) H.

Glauert, Tech. Rep. Advisory Comm. of Aeronaut. 1921-22, s. 76.
Aerodyn. Versuchsanstalt zu Göttingen, I. Lief., 1923, S. 105 u. 106.

(12), (13) 脚註 (3), (4) 参照。

(14) L. Prandtl, Ergebn. d.