

# 單獨으로 作用하는 推進器날개 相互間의 干涉效果(Ⅱ)

- 날개 數의 影響 -

宋 江 燮

## On the Mutual Interference of Propeller Blades in Free Running Water (Ⅱ)

- The Effects of the Number of Blades -

SONG, Kang-Sop

### < 目 次 >

- |                    |         |
|--------------------|---------|
| I. 序 論             | IV. 結 論 |
| II. 날개 相互間의 干涉效果   | 參 考 文 獻 |
| III. 推進器 單獨性能에의 應用 |         |

### Abstract

The author has suggested the method determining theoretically and quantitatively the interaction of propeller blades in free running water, and deciding the propeller performance curve with the test results of single aerofoils in a wind tunnel.

In this paper the effect of the performance of screw propellers is investigated by changing the number of blades and keeping constant the expanded area ratio of blades.

### I. 序 論

現在 船舶에 裝備되고 있는 推進器의 날개 數는 特殊한 경우를 除外하고는 거의 3개에서 5개의 範圍에 있다. 2개와 6개의 推進器가 使用되기도 하지만 이것은 一般船舶으로서는 例外的인 경우가 많다.

推進器의 設計條件이 同一한 경우 推進器單獨時의 最適 直徑과 推進器의 重量은 一般的으로 날개 數의 增加와 더불어 減少하고 單獨效率은 날개數와 더불어 增加한다. 1)

케비테이션에 대한 考慮上 推進器의 所要面積을 크게할 必要가 있을 경우에는 날개數를 增加시켜 날개의 形狀을 適切하게 選定함으로써 推進器 單獨效率를 向上시킬 수도 있다.

또한 實際로 船舶의 推進器를 設計함에 있어서는 上記한 推進器效率에 관한 考慮外에 推進器에 의해서 誘發되는 船體振動의 防止에 대해서도 考慮하여야 한다. 推進器에 의해서 誘發되는 振動은 날개數에 每分回轉數를 곱한 값이 船體固有振動數와 同調할 때에 강한 것이 된다. 同調하였을 때의 振動은 매우 甚한 것으로 乘務員에게 不決感을 줄 뿐만 아니라 軸系나 機關部等に 被害를 주는 경우도 있다.<sup>2)</sup> 따라서 推進器의 날개數를 選定함에 있어서는 常用回轉數의 範圍에서는 날개數와 回轉數와의 相乘積이 船體固有振動數와 同調하지 않도록 留意할 必要가 있다.

또한 날개數를 增加시키면 한 날개에 作用하는 推進力과 토크가 減少하기 때문에 한 回轉中에 있어서의 推進器의 推進力과 토크의 變動量이 減少하여, 이때문에 推進器로 因한 振動의 起振모우던트가 減少함과 同時에 뿌리에 加해지는 1回轉中의 反覆應力의 上下限量도 적게 된다.

위와 같이 推進器의 날개數는 推進器效率의 觀點, 振動防止의 見地에서 決定되는 것이 普通이며, 振動의 危險이 없으면 되도록 直徑의 範圍內에서 最高의 效率를 주는 날개數가 選定된다.

筆者는 케비테이션이 發生하지 않는 경우의 推進器날개 相互間의 干涉效果를 量的으로 求하고, 이 干涉效果를 利用하여 單獨翼의 試驗資料를 가지고서 그 翼型斷面形狀을 採用한 推進器의 單獨試驗性能을 判斷할 수 있는 方法을 提示한 바 있다.<sup>3)</sup>

本 論文에서는 이 方法을 利用하여 날개數를 變化시켰을 때의 推進器의 單獨性能에의 影響을 考察하고자 한다.

## II. 날개 相互間의 干涉效果<sup>3)</sup>

$z$  面上의 半徑  $a$  의 円을  $\zeta$  面上의 平板翼列에 等角寫像하는 函數는 다음과 같다.

$$\zeta = -\frac{s}{2\pi} \left( e^{i\beta} \log \frac{z+ma}{z-ma} + e^{-i\beta} \log \frac{mz+a}{mz-a} \right) \quad (1)$$

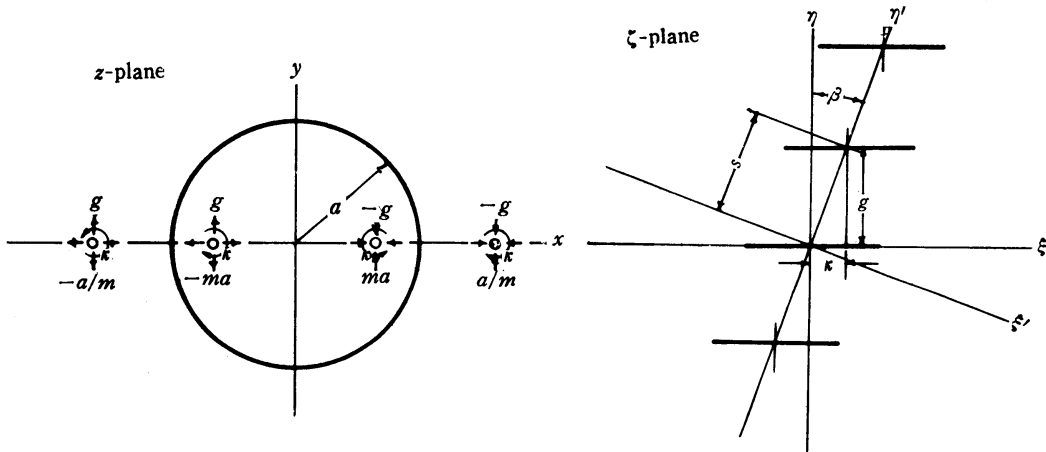


그림-1

式 (1)로부터 平板翼의 길이  $l$ 은 다음의 式으로 얻어진다.

$$\frac{l}{s} = \frac{2}{\pi} \left( \cos \beta \log \frac{M+2m \cos \beta}{1-m^2} + \sin \beta \tan^{-1} \frac{M+2m \sin \beta}{M} \right) \quad (2)$$

式 (2)에  $s=2\pi r/N$ ,  $X=r/R=2r/D$ 를 넣으면, 다음을 얻는다.

$$\frac{l}{D} = \frac{2X}{N} \left( \cos \beta \log \frac{M+2m \cos \beta}{1-m^2} + \sin \beta \tan^{-1} \frac{2m \sin \beta}{M} \right) \quad (3)$$

여기에서  $N$ = 날개數

$D$ = 推進器의 直徑

$$M = \sqrt{1+2m^2 \cos 2\beta + m^4}$$

無限前方에서의 流速을  $V$ , 그 流速이 實軸과 이루는 角을  $\alpha$ , 円周邊의 循環을  $\Gamma$ 라고하면, 誘發 速度  $U$ 를 發生하게 하는 複素 potential은 다음과 같다.

$$w = \frac{sV}{2\pi} \left\{ e^{i(\alpha+\beta)} \log \frac{z+ma}{z-ma} + e^{-i(\alpha+\beta)} \log \frac{mz+a}{mz-a} \right\} + \frac{i\Gamma}{2\pi} \log \frac{z-ma}{z-\frac{a}{m}} + \frac{isU}{2\pi} \left\{ -e^{i(\alpha+\beta)} \log \frac{z+ma}{z-ma} + e^{-i(\alpha+\beta)} \log \frac{mz+a}{mz-a} \right\} \quad (4)$$

上式을 式 (1)의 寫像函數로 變換하면 平板翼列周圍에 循環을 同伴하는 複素 potential을 얻을 수 있다.

또한 實軸과 角  $\alpha$ 를 이루는 速度  $V$ 의 平行流가 半徑  $a$ 의 円周邊을 흐르고, 円의 中心에 強度  $\Gamma'$ 의 渦點이 있으면, 誘發速度  $U$ 를 發生하게 하는 複素 potential은 다음과 같다.

$$w = V \left( ze^{-i\alpha} + \frac{a^2}{z} e^{i\alpha} \right) + \frac{i\Gamma'}{2\pi} \log z + iU \left( ze^{-i\alpha} + \frac{a^2}{z} e^{i\alpha} \right) \quad (5)$$

그런데  $z$ 面에서 原點에 中心을 둔 半徑  $a$ 의 円은  $\zeta = z + \frac{a^2}{z}$ 의 Joukowsky의 變換을 통해서  $\zeta$ 面에 길이  $4a$ 의 平板翼에 寫像된다.

式 (4)와 (5)에 Blasius의 定理를 適用하면, 平板翼列과 單獨平板翼에 作用하는 힘들을 얻을 수 있다.

날개 相互間의 干涉效果는 翼列에 作用하는 힘과 토크, 그리고 單獨翼에 作用하는 힘과 토크로부터 다음과 같이 얻을 수 있다.

$$\lambda_r = \frac{2m \left\{ 2X \cos(\alpha + \beta) + N \frac{l}{D} \cos \alpha \right\}}{N \frac{l}{D} \left\{ (M + 2m \cos \beta) \cos(\alpha + \beta) + 2m \cos \alpha \right\}} \times \left( \frac{1 - \frac{4m \cot(\alpha + \beta) \sin \alpha}{(M + 2m \cos \beta) \cos(\alpha + \beta) + 2m \cos \alpha}}{1 - \frac{N \frac{l}{D} \cot(\alpha + \beta) \sin \alpha}{2X \cos(\alpha + \beta) + N \frac{l}{D} \cos \alpha}} \right) \quad (6)$$

$$\lambda_0 = \frac{2m \left\{ 2X \cos(\alpha + \beta) + N \frac{l}{D} \cos \alpha \right\}}{N \frac{l}{D} \left\{ (M + 2m \cos \beta) \cos(\alpha + \beta) + 2m \cos \alpha \right\}} \times \left( \frac{1 + \frac{2m \tan(\alpha + \beta) \sin \alpha}{(M + 2m \cos \beta) \cos(\alpha + \beta) + 2m \cos \alpha}}{1 + \frac{N \frac{l}{D} \tan(\alpha + \beta) \sin \alpha}{2X \cos(\alpha + \beta) + N \frac{l}{D} \cos \alpha}} \right) \quad (7)$$

### Ⅲ. 推進器單獨性能에의 應用

推進器의 性能에 미치는 날개數의 影響을 實驗的으로 調査하기 爲해서는 다음의 두 方法이 考慮될 수 있다.

- (1) 推進器의 面積比는 一定하게 維持하고, 날개數만을 變化시키는 方法
- (2) 推進器의 한 날개의 形狀은 一定하게 維持하고 날개數만을 變化시키는 方法

여기에서는 (1)의 方法만을 使用하기 爲하여, 日本의 AU系列의 推進器와 同一한 外形 輪廓線을 가지며, 展開面積比 0.65, 피치比 0.8의 一定한 값을 維持하는 推進器에 날개數를 3개에서 7개까지 變化시켜가며 考慮해 보기로 한다.

推進器의 斷面形狀은 0.7R까지는 翼形斷面을 使用하였으며, 0.8R에서 先端까지는 凹弧斷面을 使用하였다. 翼型은 推進器의 斷面形狀에 適合한 Gutsche翼型을 使用하였다.

표-1은 AU系 推進器에 대한 各種資料이다.<sup>4)</sup>

표-1 AU系 推進器에 대한 各種資料  
(E. A. R. = 0.65, p = 0.8)

X = r/R	σ = l/s	t/D	φ (degrees)	β (degrees)	N=3		N=4		N=5		N=6		N=7	
					l/D	t/l	l/D	t/l	l/D	t/l	l/D	t/l	l/D	t/l
0.2	1.557	0.0406	51.85	38.15	0.326	0.1245	0.244	0.1664	0.195	0.2082	0.163	0.2491	0.140	0.2900
0.3	1.210	0.0359	40.33	49.67	0.380	0.0944	0.285	0.1259	0.228	0.1575	0.190	0.1889	0.163	0.2202
0.4	1.019	0.0312	32.48	57.52	0.426	0.0732	0.320	0.0975	0.256	0.1219	0.213	0.1465	0.183	0.1705
0.5	0.882	0.0265	26.99	63.01	0.462	0.0574	0.346	0.0766	0.277	0.0957	0.231	0.1147	0.198	0.1338
0.6	0.772	0.0218	23.00	67.00	0.485	0.0449	0.364	0.0599	0.291	0.0749	0.243	0.0897	0.208	0.1048
0.7	0.666	0.0171	20.00	70.00	0.488	0.0350	0.366	0.0467	0.293	0.0584	0.244	0.0701	0.209	0.0818
0.8	0.543	0.0124	17.66	72.34	0.455	0.0273	0.341	0.0364	0.273	0.0454	0.227	0.0546	0.195	0.0636
0.9	0.382	0.0077	15.80	74.20	0.360	0.0213	0.270	0.0285	0.216	0.0356	0.180	0.0428	0.154	0.0500
1.0		0.0030												

표-2는 推進器의 各斷面에 있어서의 迎角에 대한 揚力係數와 抗揚比를 나타낸다.<sup>5)</sup>

표-2 各 斷面에 있어서의 揚力 및 抗揚比  
( $E. A. R. = 0.65, p = 0.8$ )

$N=3$

$X = \frac{r}{R}$	$\alpha$	$-4^\circ$		$-2^\circ$		$0^\circ$		$2^\circ$		$4^\circ$		$6^\circ$	
		$t/l$	$C_L$	$\epsilon$	$C_L$	$\epsilon$	$C_L$	$\epsilon$	$C_L$	$\epsilon$	$C_L$	$\epsilon$	$C_L$
0.2	0.125	0.150	0.075	0.32	0.041	0.52	0.025	0.70	0.020	0.89	0.017	—	—
0.3	0.094	0.025	—	0.19	0.061	0.36	0.028	0.55	0.022	0.74	0.016	0.99	0.015
0.4	0.073	—	—	0.11	0.075	0.27	0.029	0.45	0.022	0.63	0.018	0.82	0.031
0.5	0.057	—	—	0.05	0.085	0.21	0.038	0.38	0.025	0.57	0.025	0.74	0.070
0.6	0.045	—	—	0.00	—	0.16	0.050	0.33	0.030	0.52	0.037	0.69	—
0.7	0.035	—	—	—	—	0.12	0.070	0.28	0.038	0.48	0.043	0.66	—
0.8	0.027	—	—	—	—	0.12	0.130	0.29	0.048	0.47	0.057	0.67	—
0.9	0.021	—	—	—	—	0.10	0.170	0.28	0.048	0.48	0.067	—	—

$N=4$

0.2	0.166	0.33	0.053	0.50	0.030	0.70	0.023	0.87	0.022	0.99	0.023	—	0.024
0.3	0.126	0.15	0.075	0.33	0.040	0.52	0.025	0.71	0.020	0.90	0.017	—	0.017
0.4	0.098	0.04	—	0.20	0.060	0.38	0.028	0.57	0.022	0.77	0.015	—	0.015
0.5	0.077	—	—	0.13	0.075	0.27	0.029	0.46	0.022	0.64	0.018	0.84	0.028
0.6	0.060	—	—	0.06	—	0.21	0.036	0.39	0.025	0.58	0.023	0.74	0.065
0.7	0.047	—	—	0.01	—	0.17	0.049	0.34	0.029	0.54	0.035	0.70	0.070
0.8	0.036	—	—	—	—	0.14	0.100	0.30	0.040	0.47	0.053	0.64	0.080
0.9	0.029	—	—	—	—	0.13	0.090	0.29	0.041	0.47	0.056	0.66	0.090

$N=5$

0.2	0.208	0.45	0.045	0.64	0.030	0.83	0.024	0.96	0.024	—	—	—	—
0.3	0.158	0.29	0.057	0.47	0.031	0.66	0.023	0.84	0.021	0.97	0.022	—	0.023
0.4	0.122	0.14	—	0.30	0.043	0.50	0.025	0.69	0.020	0.88	0.016	—	0.018
0.5	0.096	0.04	—	0.19	0.060	0.37	0.028	0.56	0.022	0.75	0.016	1.00	0.015
0.6	0.075	—	—	0.12	0.070	0.27	0.029	0.46	0.022	0.63	0.018	0.83	0.029
0.7	0.058	—	—	0.05	—	0.20	0.039	0.38	0.025	0.57	0.024	0.74	0.070
0.8	0.045	—	—	—	—	0.19	0.026	0.34	0.035	0.49	0.046	0.64	0.070
0.9	0.036	—	—	—	—	0.14	0.100	0.30	0.040	0.47	0.053	0.64	0.080

N=6

$\frac{X}{r/R}$	$\alpha$	$-4^\circ$		$-2^\circ$		$0^\circ$		$2^\circ$		$4^\circ$		$6^\circ$	
		$t/l$	$C_L$	$\epsilon$	$C_L$	$\epsilon$	$C_L$	$\epsilon$	$C_L$	$\epsilon$	$C_L$	$\epsilon$	$C_L$
0.2	0.249	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
0.3	0.189	0.41	0.046	0.60	0.030	0.79	0.024	0.93	0.023	—	0.025	—	—
0.4	0.147	0.24	0.065	0.43	0.033	0.62	0.024	0.80	0.020	0.95	0.015	—	0.022
0.5	0.115	0.11	—	0.27	0.046	0.47	0.026	0.65	0.021	0.86	0.015	—	0.016
0.6	0.090	0.01	—	0.17	0.065	0.34	0.028	0.54	0.021	0.72	0.016	0.96	0.017
0.7	0.070	—	—	0.10	0.080	0.25	0.030	0.44	0.022	0.63	0.019	0.80	0.040
0.8	0.055	—	—	0.09	0.120	0.25	0.042	0.39	0.028	0.53	0.035	0.68	0.063
0.9	0.043	—	—	0.01	0.200	0.17	0.064	0.33	0.035	0.49	0.047	0.63	0.075

N=7

0.2	0.290	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—
0.3	0.220	0.50	0.044	0.70	0.033	0.90	0.025	0.10	0.026	—	—	—	—
0.4	0.171	0.34	0.050	0.52	0.030	0.72	0.024	0.87	0.022	1.00	0.023	—	—
0.5	0.134	0.22	0.070	0.36	0.037	0.56	0.024	0.75	0.019	0.93	0.018	—	0.020
0.6	0.105	0.07	—	0.24	0.054	0.42	0.027	0.60	0.021	0.80	0.016	—	0.015
0.7	0.082	—	—	0.14	0.070	0.30	0.028	0.50	0.021	0.67	0.016	0.89	0.023
0.8	0.064	—	—	0.15	0.110	0.31	0.030	0.45	0.023	0.59	0.029	0.75	0.055
0.9	0.050	—	—	0.05	0.160	0.21	0.050	0.36	0.031	0.51	0.040	0.55	0.067

그림-2는 各斷面의 弦길이와 stagger angle  $\beta$ 를 주는  $m$ 의 값을 表示한다. 표-1의 資料를 基礎로 해서 式 (3)에 의해서 計算되었다.

그림-3은 날개 相互間의 干涉效果인  $\lambda_r$  및  $\lambda_o$ 를 나타낸다. 式 (7)과 (8)에 의해서 計算되었다. 計算結果에 의하면  $\lambda_r$ 와  $\lambda_o$ 의 값은 近似하며, 날개數에 의한 變化는 거의 나타나지 않는다.

날개數 3개의 推進器에 대한  $J \sim \lambda_r \frac{dK_r}{dX}$  曲線과  $X \sim \lambda_r \frac{dK_o}{dX}$  曲線을 그림-4와 5에, 그리고  $J \sim \lambda_o \frac{dK_o}{dX}$  曲線과  $X \sim \lambda_o \frac{dK_r}{dX}$  曲線을 그림-6과 7에 보기로 表示하였다. 文献 (3)의 式 (39), (40) 및 (41)에 의해 計算되었다. 날개數 4, 5, 6, 7개의 推進器에 대해서도 同一한 曲線들이 作成될 수 있다.

그림-8은 上述한  $X \sim \lambda_r \frac{dK_r}{dX}$  曲線과  $X \sim \lambda_o \frac{dK_o}{dX}$  曲線을 基礎로 해서 作成된 推進器의 性能曲線이다.

前進係數  $J$ 의 一定한 값에 대한 推力係數  $K_r$ , 토크係數  $K_o$  및 單獨効率  $\eta_o$ 의 값을 날개數를 軸으로해서 그림-9, 10 및 11에 表示하였다.

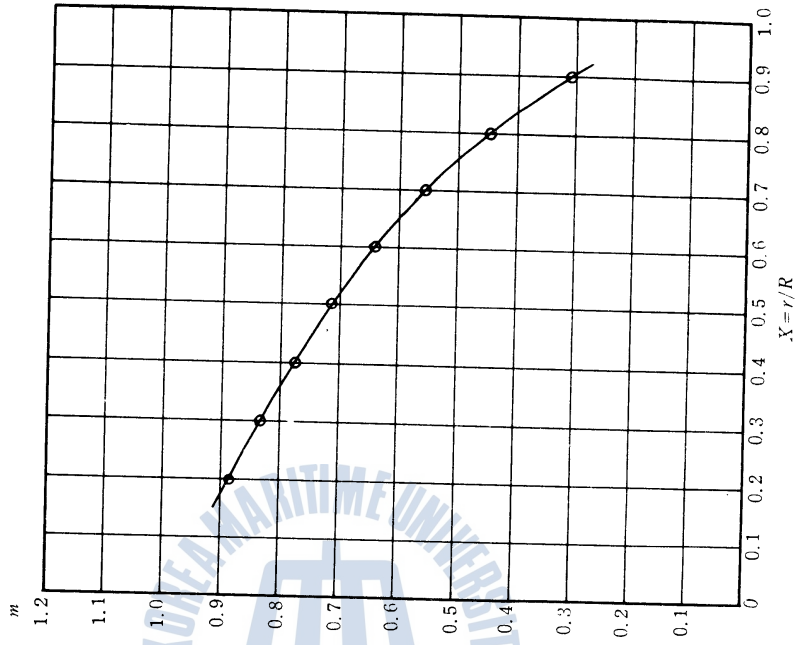


그림-2 各半徑位置에 있어  $m$ 의 값

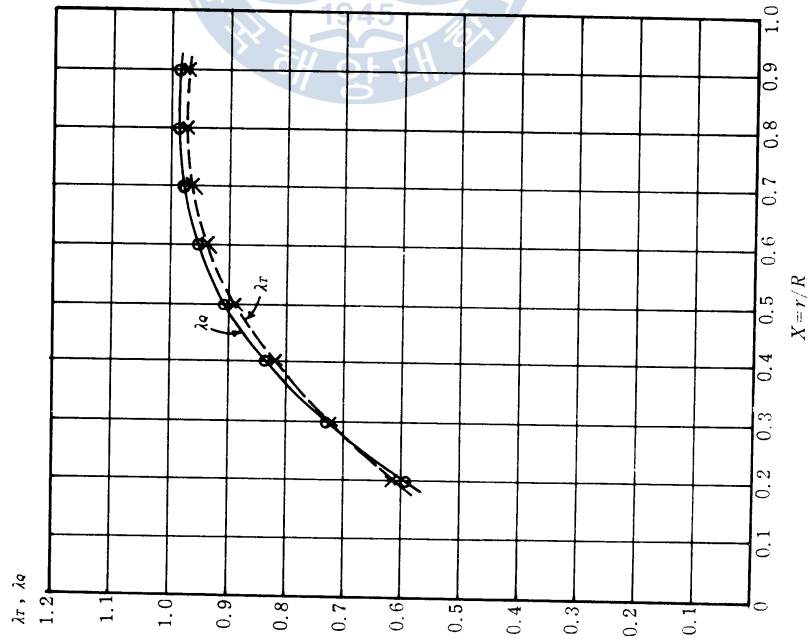


그림-3 날개 相互間의 干涉效果

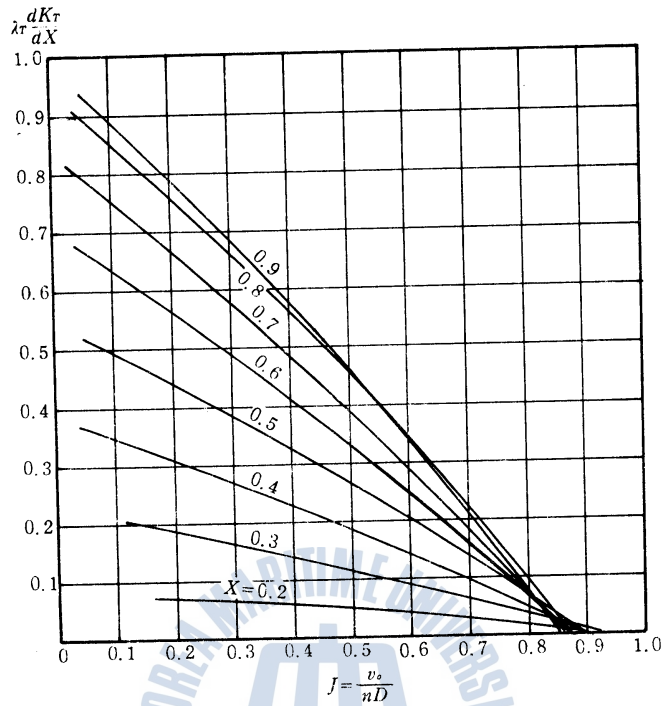


그림-4  $J \sim \lambda_r \frac{dK_T}{dX}$  ( $N=3$ ,  $E.A.R.=0.65$ ,  $p=0.8$ )

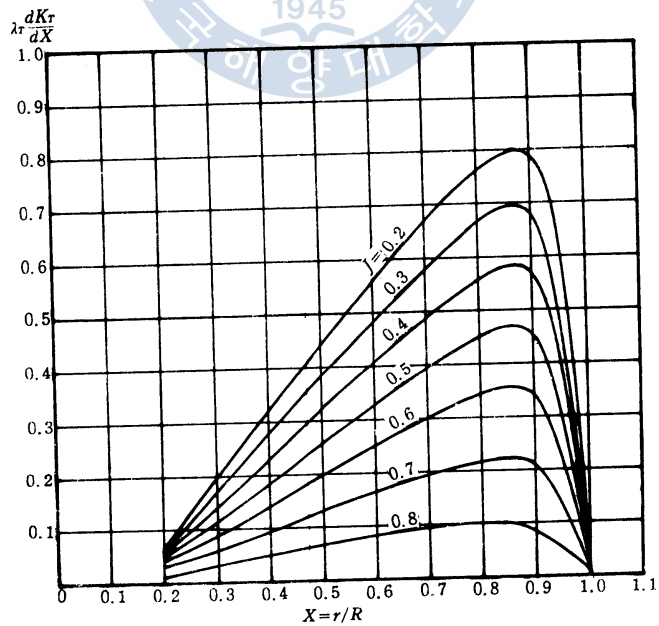


그림-5  $X \sim \lambda_r \frac{dK_T}{dX}$  ( $N=3$ ,  $E.A.R.=0.65$ ,  $p=0.8$ )



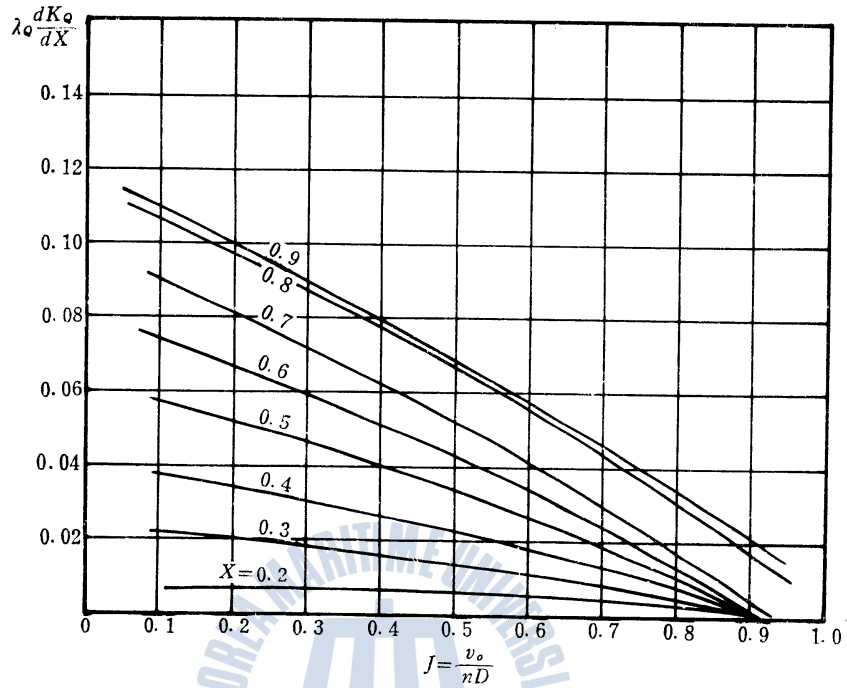


그림-6  $J \sim \lambda_0 \frac{dK_a}{dX}$  ( $N=3, E.A.R=0.65, p=0.8$ )

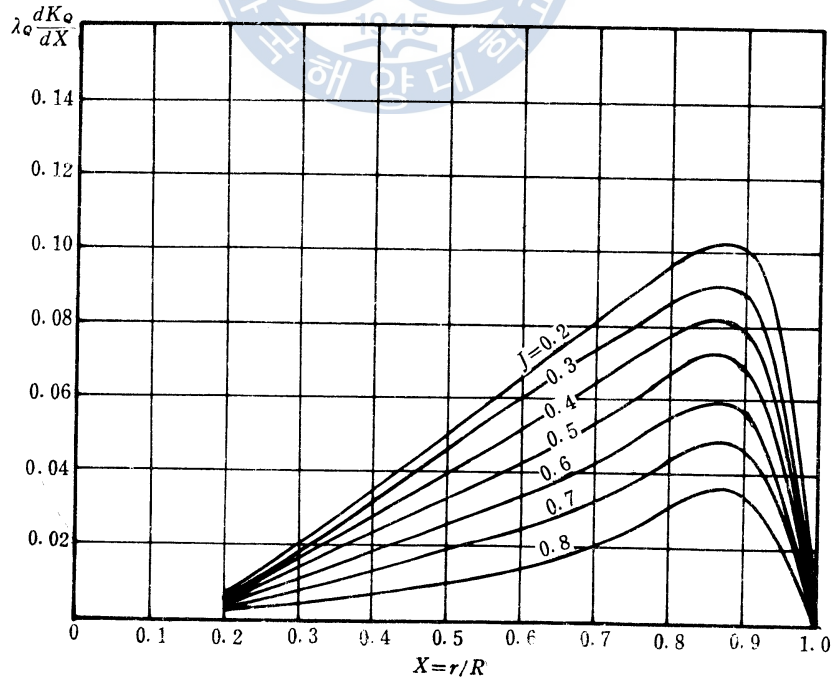


그림-7  $X \sim \lambda_0 \frac{dK_a}{dX}$  ( $N=3, E.A.R=0.65, p=0.8$ )

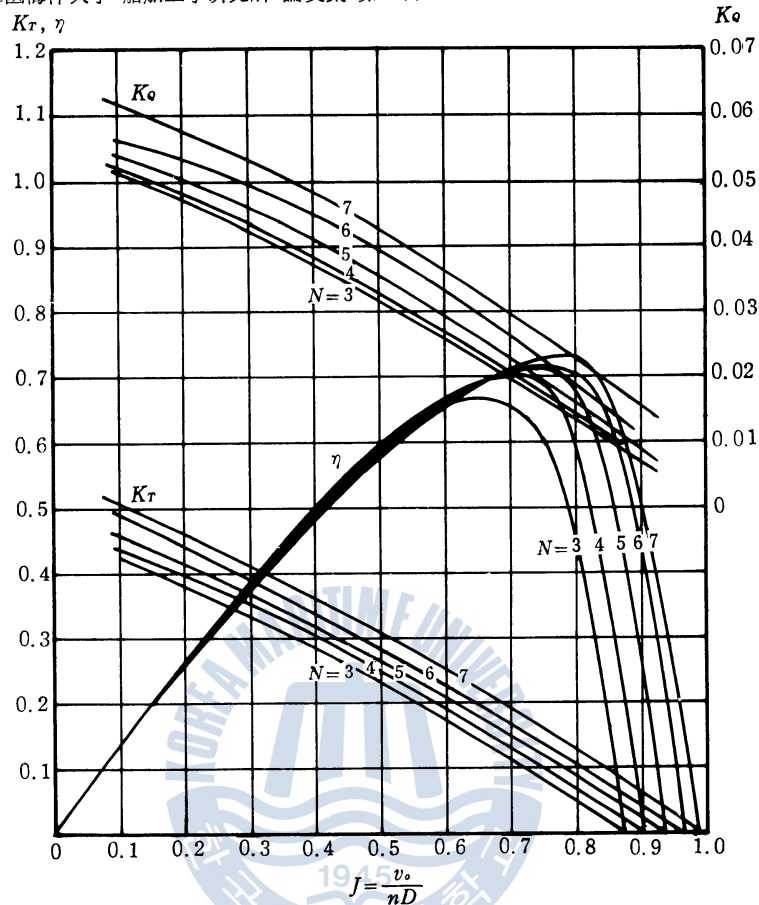


그림-8 性能曲線

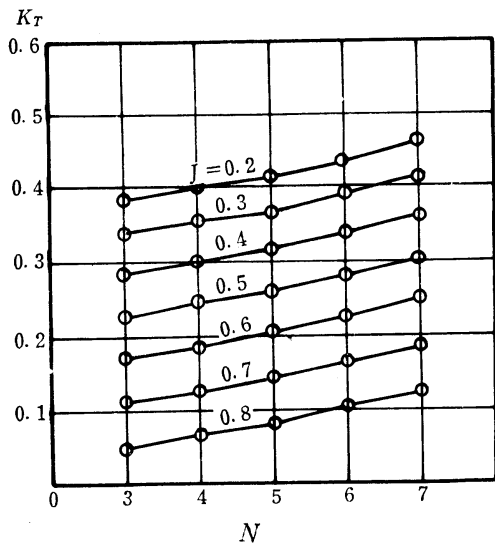


그림-9  $N \sim K_T$  曲線

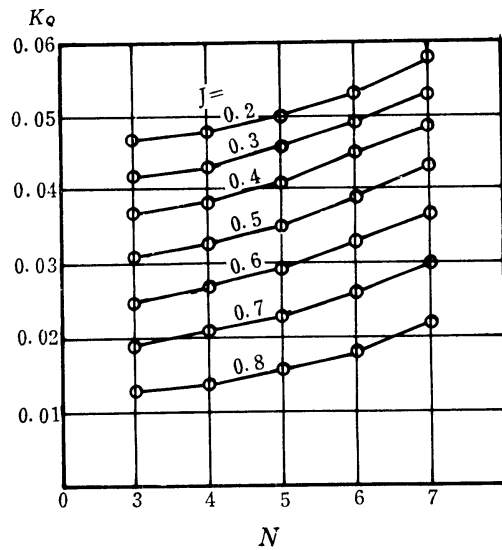


그림-10  $N \sim K_0$  曲線

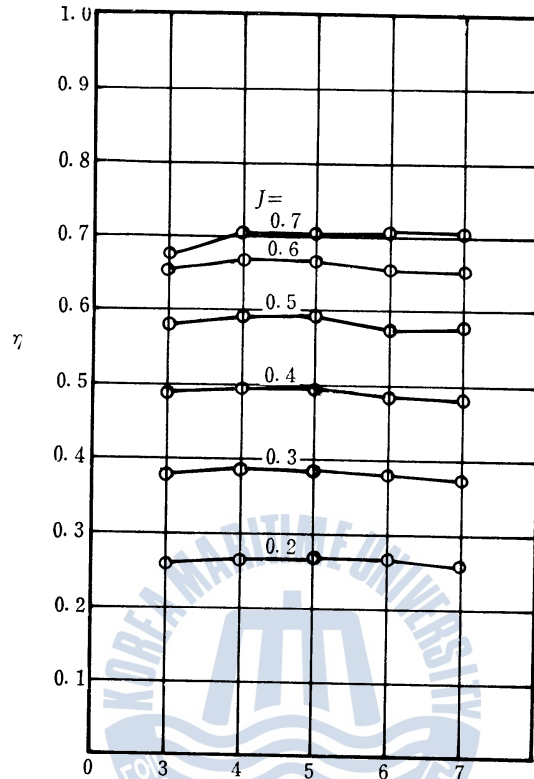


그림-11  $N \sim \eta$  曲線

#### IV. 結 論

以上の 結果를 要約 綜合하여 다음 結論을 얻을 수 있다.

展開面積比를 0.65, 피치比를 0.8의 一定한 값으로 維持하고 날개數를 變化시켰을 경우, 날개數의 增加와 더불어 推力係數와 토크係數는 모두 增加한다. 常用의 스립比의 範圍에서는 推進器의 單獨効率は 날개數 4개가 가장 높으며, 다른 推進器의 單獨効率は 僅少하나마 減少하고 있다.

有效 피치의 값(推力係數가 0이되는 前進係數의 값)은 날개數의 增加와 더불어 增加하고 있다.

#### 參 考 文 獻

1. A. J. W. Lap, J. D. van Manen. "Fundamentals of Ship Resistance and Propulsion (Part B)", I. S. P.
2. L. A. Baier, J. Ormondroyd, "Vibration at Stern of Single Screw Vessels" SNAME, 1952
3. 宋江燮, "單獨으로 作用하는 推進器날개 相互間的 干涉效果", 韓國海洋大學 船舶工學研究所 論文集, 第 1輯, 1982.
4. 矢崎敦生, "AU型プロペラ設計法に關する研究", 日本運輸技術研究報告, 第 1卷, 第 7號, 1961.
5. W. P. A. van Lammeren, L. Troost and J. G. Koning, "Resistance, Propulsion and Steering of Ships", 1948.

