（昭和 32 年 5 月造船協会春季講演会に於て講演）

螺旋推進器理論について（続）

正員 山崎隆介*

On the Theory of Screw Proepllers

By Ryūsuke Yamasaki, *Member*

Abstract

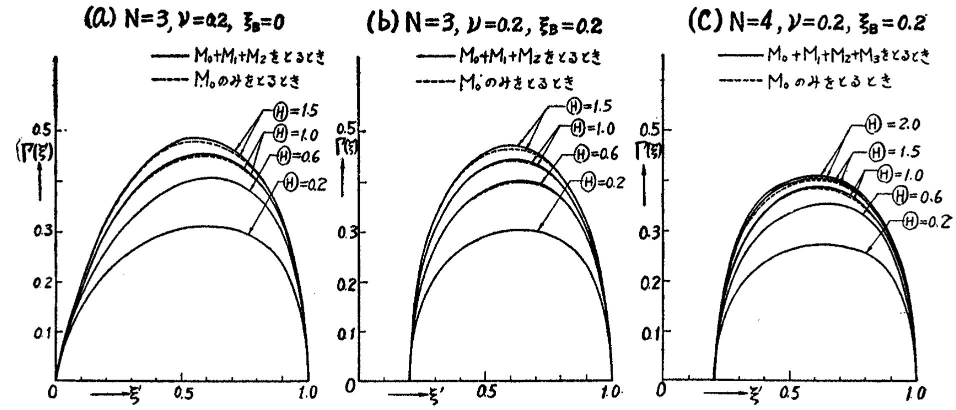
The author who stated the outline of the theory of free-running screw propellers in his previous paper (the Journal of the Society of Naval Architects of Japan. No. 100, p. 15) calculated the characteristics of the practical propellers and proved that the theoretical values agree nearly with the experimental results, and suggested a method of design of optimum propellers. Finally the following results were obtained:

1. The characteristics of 3- and 4-bladed propellers are mainly due to the breadth and contour of blades, and the cascade effects are negligible.
2. Skews of ordinary type propellers have little influences on the characteristics.
3. Weissinger's method on the single wing is applicable to calculate the characteristics of screw propellers.
4. The values of $k_1(\xi')$ can be calculated by the author's method, but can not be forecasted immediately. If this values are initially known, the characteristics of propellers can be calculated very simply and very easily by the strip method.
5. Modern propellers analogizing from one of B_3-50 type (Transportation Technical Research Institute, Japan) have nearly an optimum efficiency in open water.

著者は前論文〔「螺旋推進器理論について」造船協会論文集 第 100 号, 1956, p. 15〕に於て理論の大要を述べた。ここではそれに引き続きいくつかの計算例及び設計法を示したいと思う。簡単のため記号，節，文献その他は前論文よりの通しで示すことにする。

§8. 続数値計算例

前節に於て普通の B. A. R. の推進器の場合には翼相互の干渉は無視出来ることを示したが，しからばこの無



第 6 図 扇形翼の$\bar{\Gamma}$（ξ'）の分布

原稿受付. 1 月 10 日

* 九州大学工学部造船学教室

視した場合即ち M_0 のみをとつて計算すると，$\bar{\Gamma}$ の値は，前の無視しない場合に比べてどの位変つてくるかを求めてみる。前に用いた扇形翼の場合について計算してみると，第6図のようになり，大体 1 % 以内でこの2つは一致している。即ち $N=3$ で B. A. R. <0.7；$N=4$ で B. A. R. <1.2 に於ては，$F_0{}^B$ の値は $k=0$ の場合だけをとつて推進器性能を計算しても充分であることを示している。

次に一般的な推進器の場合について，§6 の近似計算法に附加しておく。少々 skew back があつても殆ど推進器性能には影響しないから，$\theta_0''(\xi'')-\theta_0'(\xi')$ として $-\dfrac{1}{2}(\theta_2(\xi')-\theta_1(\xi'))$ 又は $-\dfrac{1}{2}(\theta_2(\xi'')-\theta_1(\xi''))$ をとり，これを $-\varphi_0(\xi')$ 又は $-\varphi_0(\xi'')$ とする。翼の chord length を c とし $c/r_0=c_1(\xi')$ とおくとき，

$$\varphi_0(\xi')=c_1(\xi')/2\sqrt{\xi'^2+\nu^2} \tag{8.1}$$

が成立する。次に二次元翼型の zero lift line の pitch を $2\pi a_0(\xi')$ とし，

$$\textcircled{v}(\xi')=a_0(\xi')/r_0=\xi'\tan\alpha_g \tag{8.2}$$

なる如き $\textcircled{v}(\xi')$ を定義する。ν の決定法については今後の研究が必要であるが，今の場合近似的に $a_0(t'=0)\equiv a$，即ち

$$\nu\equiv\textcircled{v}(t'=0) \tag{8.3}$$

とおく。この ν は厳密には no thrust line の pitch ではない。また本節では $\nu'\neq\nu$ の場合について考える。しかるとき，$F_0{}^B(t'',t')$ は ν の函数で，$k=0$ の場合だけをとつて考え，又 $F_0{}^T(t'',t')$ は ν' だけの函数となる。而して $\nu_0=V/(\Omega r_0)$ を定義すると，(6.4) は (6.6)，(8.2)，(8.3) を用いて次のようになる。

$$-\frac{1}{\pi}\int_{-1}^{1}\bar{\Gamma}(t'')[F_0{}^B(t'',t')+F_0{}^T(t'',t')]\frac{dt''}{(t''-t')^2}=\frac{\textcircled{v}(\xi')-\nu_0}{\nu-\nu_0}, \tag{8.4}$$

但し

$$\left.\begin{aligned} F_0{}^B(t'',t')&=\frac{(\xi''^2-\xi'^2)^2(\nu^2+\xi'\xi'')\varphi_0(\xi')+(\xi''+\xi')^2(\nu^2+\xi'^2)(\nu^2+\xi''^2)\varphi_0(\xi')^3}{4(1-\xi_B{}^2)\xi'\xi''\sqrt{(\nu^2+\xi'\xi'')\varphi_0(\xi')^2+(\xi''-\xi')^2}^{\,3}},\\ F_0{}^T(t'',t')&=\frac{N^2\nu'(p'p'')^{3/2}s'^N s''^N}{4(1-\xi_B{}^2)\xi'^2\xi''^2}\left(\frac{\xi'^2-\xi''^2}{s'^N-s''^N}\right)^2, \end{aligned}\right\} \tag{8.5}$$

なお $\varphi_0(\xi')$ の代りに $\varphi_0(\xi'')$ を用いてもよい。

次に ν' [但し $\nu_0<\nu'<\nu$] を決定しなくてはならぬが，自由渦の pitch ratio を $\pi\textcircled{v}'(\xi')$ とすると，

$$\textcircled{v}'(\xi')/\xi'=(V+w_x')/(\Omega r'+w_\theta')]_{\theta'=\theta_0''(\xi')}$$

が成立するから，近似的に (6.5) を用いて，

$$\begin{aligned}\textcircled{v}'(\xi')&=\{\nu_0+\bar{\mu}_N(\xi';\nu')(\nu-\nu_0)\xi'^2/(\xi'^2+\nu'^2)\}/\{1-\bar{\mu}_N(\xi';\nu')(\nu-\nu_0)\nu'/(\xi'^2+\nu'^2)\}\\ &\fallingdotseq\nu_0+\bar{\mu}_N(\xi';\nu')(\nu-\nu_0)(\xi'^2+\nu_0\nu')/(\xi'^2+\nu'^2)\end{aligned} \tag{8.6}$$

とおける。ν' は近似的に

$$\nu'=\textcircled{v}'(t'=0) \tag{8.7}$$

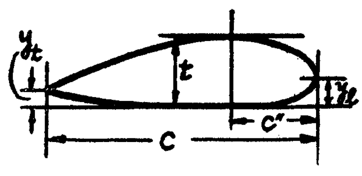
で定義出来る。このように ν と異る ν' を用いると，(6.7) の代りに次の式が得られる。

$$\left.\begin{aligned} C_{T0}&=\frac{\pi^2}{4}N\nu s\int_{\xi_B}^{1}\bar{\Gamma}(\xi')\xi'\left(1-s\frac{\nu\nu'}{\xi'^2+\nu'^2}\bar{\mu}_N(\xi';\nu')\right)d\xi',\\ C_{Q0}&=\frac{\pi^2}{8}N\nu^2 s\int_{\xi_B}^{1}\bar{\Gamma}(\xi')\xi'\left(1-s\left\{1-\frac{\xi'^2}{\xi'^2+\nu'^2}\bar{\mu}_N(\xi';\nu')\right\}\right)d\xi',\\ C_{TD}&=-\frac{\pi^2}{4}N\nu\int_{\xi_B}^{1}C_D(\xi'^2+\nu^2)\varphi_0(\xi')\left(1-s\frac{\nu\nu'}{\xi'^2+\nu'^2}\bar{\mu}_N(\xi';\nu')\right)\\ &\qquad\times\left(1-s\left\{1-\frac{\xi'^2}{\xi'^2+\nu'^2}\bar{\mu}_N(\xi';\nu')\right\}\right)d\xi',\\ C_{QD}&=\frac{\pi^2}{8}N\int_{\xi_B}^{1}C_D(\xi'^2+\nu^2)\varphi_0(\xi')\left(1-s\frac{\nu\nu'}{\xi'^2+\nu'^2}\bar{\mu}_N(\xi';\nu')\right)^2\xi'^2d\xi',\\ C_T&=C_{T0}+C_{TD},\quad C_Q=C_{Q0}+C_{QD},\quad \eta=(\nu_0/2)(C_T/C_Q),\quad s=1-\nu_0/\nu. \end{aligned}\right\} \tag{8.8}$$

---

* (次頁の * 印)右図のような翼型について zero lift angle α_{g1} の近似式はTelfer によると次のようになる[15]。

$$\alpha_{g1}=\frac{\left\{1-\left(\dfrac{1}{2}-\dfrac{c''}{c}\right)\dfrac{y_l}{t}-\left(\dfrac{3}{2}+\dfrac{c''}{c}\right)\dfrac{y_t}{t}\right\}\dfrac{t}{c}}{\dfrac{3}{2}-\dfrac{c''}{c}}$$



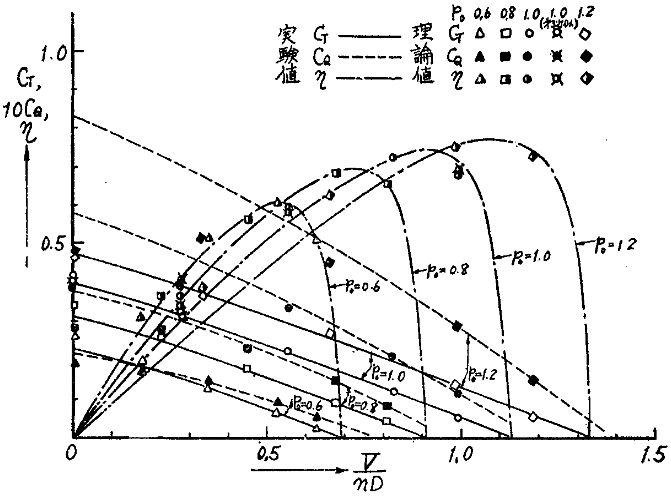
今の場合 $\nu=\nu'$ を用いずに第1近似として

$$\nu'=0.9\nu \tag{8.9}$$

をとる。又附録 2 の α_g の代りに zero lift angle α_{g1} を Telfer の近似式* で求め，且つ cascade による補正は行わない。各断面の pitch ratio を $p_0(\xi')$ とおくと，α_{g1}, $\textcircled{v}(\xi')$, $p_0(\xi')$ の間には

$$\textcircled{v}(\xi')=\{p_0(\xi')/\pi+\xi'\alpha_{g1}\}/\{1-(p_0(\xi')/\pi\xi')\alpha_{g1}\} \tag{8.10}$$

なる関係がある。[附録2参照] これらの近似式を用いて実際の推進器の性能について計算してみる。

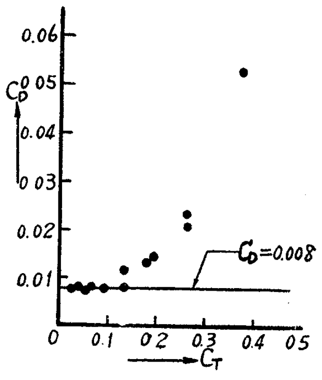


第 7 図　運輸技術研究所 B_3—50 型推進器

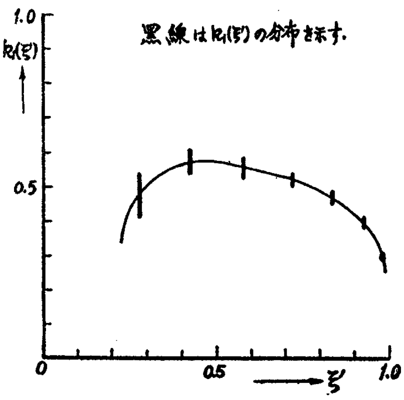
第 4 表　推進器性能（B_3—50型，$p_0=1$）

ν_0		0.317	0.264	0.176	0.088	0
V/nD		0.995	0.829	0.552	0.276	0
C_T	第1近似	0.0488	0.117	0.225	0.324	0.416
	第3近似	0.0503	0.118	0.222	0.313	0.402
	附録5	0.0520	0.121	0.221	0.300	0.347
	実験値	0.052	0.117	0.222	0.317	0.400
C_Q	第1近似	0.0114	0.0214	0.0331	0.0390	0.0395
	第3近似	0.0115	0.0215	0.0333	0.0406	0.0455
	附録5	0.0117	0.0216	0.0325	0.0380	0.0400
	実験値	0.0115	0.0213	0.0352	0.0470	0.0580
η	第1近似	0.679	0.725	0.598	0.365	0
	第3近似	0.693	0.727	0.585	0.339	0
	附録5	0.705	0.740	0.598	0.346	0
	実験値	0.718	0.726	0.551	0.297	0

例題として運輸技術研究所の系統的推進器の一つ B_3-50 型 [$N=3$; $p_0=0.6$, 0.8, 1.0, 1.2] の性能を求めた。[16] ここで $C_D=0.008$ とおき，G_T, G_Q の積分は附録4の方法を用いた。$p_0=1.0$ の場合については第1近似 [$\nu'=0.9\nu$] の他に (8.4), (6.1), (8.6), (8.7) を用いて ν' の第3近似までを求め，その場合の性能も計算した。それらの結果は第7図及び第4表に示す。軽荷重の場合には第1近似で充分であり，それらの値は実験値と大体一致している。



第 8 図　C_Dの値



第 9 図　$k_1(\xi')$ の分布

尚念のために η が実験のそれと一致するような C_D を C_T baseにして求めると第8図のようになり，一本の線の上にのりそうである。しかしこのためにはもつと実測の data が必要である。又 $k_1(\xi')$ を各々の場合について求めてみると，pitch ratio, slip ratio についての分布は第9図の太線の中に分散するが，$k_1(\xi')$ の誤差が推進器性能に及ぼす影響が小さいことを考えると，結局近似的に $k_1(\xi')$ は一本の線として差支えないことがわかる。そこで残る所 $k_1(\xi')$ に主として影響するのは翼巾である。しかしこれは一つの例であつて，他の場合に $k_1(\xi')$ がどの位の値になるかを定量的に推論する事は出来ない。そもそも $k_1(\xi')$ は性能計算の途中ではなくして，結果から求められるもので，しかもその性質が $c_1(\xi')$ 等によつて著しく変り易いから，実際の推進器性能の計算に用いるには少し無理なようにも思われる。しかしこの例のようにもし $k_1(\xi')$ の大体の order が分つている

ならば附録5のような方法で推進器性能は非常に簡単に計算出来ることになる。

§9. 設計法に関する一つの試み

Ω, V, T が与えられ，且つ流れは均一とする。このとき $D=2r_0$ が何らかの方法で求められたとする。即ち r_0, ν_0, C_T が与えられているとき，エネルギー損失が最小になるような螺旋推進器の設計法について考える。〔附録1参照〕

無限後方の渦の後方に流される速度を w とし，

$$\nu'=(V+w/2)/\Omega r_0,\quad \nu_0=V/\Omega r_0,\quad s_1=1-\nu_0/\nu' \tag{9.1}$$

とおけば，

$$w/2=\Omega r_0(\nu'-\nu_0) \tag{9.2}$$

となり，しかるとき

$$\Gamma(\xi')/(r_0w/2)=\Gamma(\xi')/\Omega r_0^2(\nu'-\nu_0)=\widetilde{\Gamma}(\xi') \tag{9.3}$$

とおき，

$$\widetilde{\lambda}_N(\xi';\nu)=\lambda_N(\xi';\nu)/\Omega r_0^2(\nu'-\nu_0),\ \widetilde{\mu}_N(\xi';\nu')=\mu_N(\xi';\nu')/\Omega r_0^2(\nu'-\nu_0) \tag{9.4}$$

を定義する。附録1の（3）に (3.3)，(9.3)，(9.4) を用いると，

$$\widetilde{\mu}_N(\xi';\nu')=1 \tag{9.5}$$

となり，(5.2) を (8.2)，(9.3) 等を用いて書きかえると，

$$\widetilde{\lambda}_N(\xi';\nu)+\widetilde{\mu}_N(\xi';\nu')=(\textcircled{\nu}(\xi')-\nu_0)/(\nu'-\nu_0)$$

となるから，次の式が得られる，

$$\left.\begin{aligned}&\textcircled{\nu}(\xi')=(\nu'-\nu_0)\widetilde{\lambda}_N(\xi';\nu)+\nu',\\ \text{但し}\quad&\widetilde{\lambda}_N(\xi';\nu)=-\frac{1}{\pi}\int_{1-}^{1}\widetilde{\Gamma}(t'')F_0^B(t'',t')\frac{dt''}{(t''-t')^2},\\ &\nu=\textcircled{\nu}(t'=0).\end{aligned}\right\} \tag{9.6}$$

また (9.5) を書き直すと

$$-\frac{1}{\pi}\int_{-1}^{1}\widetilde{\Gamma}(t'')F_0^T(t'',t')\frac{dt''}{(t''-t')^2}=1 \tag{9.5$'$}$$

が得られる。$\textcircled{\nu}(\xi')$ が求められると各断面の pitch ratio $p_0(\xi')$ は次のようになる。

$$p_0(\xi')\fallingdotseq\pi\textcircled{\nu}(\xi')-(\pi/\xi')(\textcircled{\nu}(\xi')^2+\xi'^2)\alpha_{01}. \tag{9.7}$$

先ず N, ξ_B を適当に決める。ν' の値を仮定すると (8.5) から $F_0^T(t'',t')$ が求められ，従つて (9.5)$'$ から $\widetilde{\Gamma}(\xi')$ が求まる。更に ν_0，従つて s_1 を仮定すると，C_T, C_Q が計算出来る。即ち (9.1)，(9.3)，(9.4)，(9.5) (8.8) から

$$\left.\begin{aligned}&C_{T0}=\frac{\pi^2}{4}N\nu's_1\int_{\xi_B}^{1}\widetilde{\Gamma}(\xi')\xi'\left(1-s_1\frac{\nu'^2}{\xi'^2+\nu'^2}\right)d\xi',\quad C_{Q0}=\frac{\nu'}{2}C_{T0},\\ &C_{TD}=-\frac{\pi^2}{4}N\nu'\int_{\xi_B}^{1}C_D(\xi'^2+\nu'^2)\varphi_0(\xi')\left(1-s_1\frac{\nu'^2}{\xi'^2+\nu'^2}\right)^2d\xi',\\ &C_{QD}=\frac{\pi^2}{8}N\int_{\xi_B}^{1}C_D(\xi'^2+\nu'^2)\varphi_0(\xi')\left(1-s_1\frac{\nu'^2}{\xi'^2+\nu'^2}\right)^2\xi'^2d\xi',\\ &C_T=C_{T0}+C_{TD},\quad C_Q=C_{Q0}+C_{QD},\quad \eta=(\nu_0/2)(C_T/C_Q)\end{aligned}\right\} \tag{9.8}$$

が得られる。ここで不明なのは $\varphi_0(\xi')$ である。いま翼の contour を仮定して chord length c を与えると $c_1(\xi')$ が決まり，(8.1) の代りに近似的に

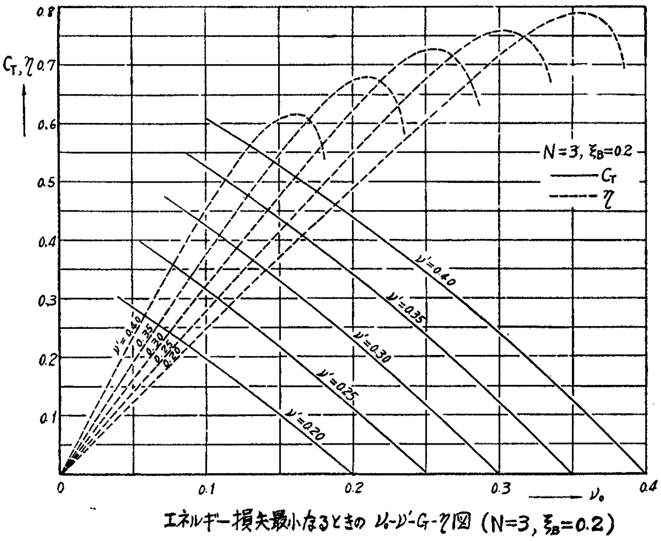
$$\varphi_0(\xi')\fallingdotseq c_1(\xi')/2\sqrt{\xi'^2+\nu'^2} \tag{9.9}$$

とおくと $\varphi_0(\xi')$ がきまる。

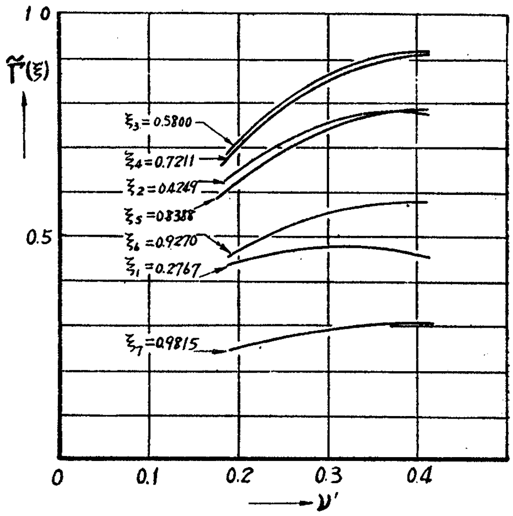
そこで最初から $c_1(\xi')$ を与えておき，いくつかの ν' をとり，更に各 ν_0 に対応する C_T, C_Q, η の図を求めておけば，与えられた C_T, ν_0 になるような ν' が決まり，これに応ずる $\widetilde{\Gamma}(\xi')$ 分布及び η が求められ，推進器に必要な power が分る。この場合翼の contour を与えているから，(8.5) から F_0^B が計算出来，(9.6) を満足

するような ν, 従つて $\textcircled{v}(\xi')$ を求めることが出来る。更に翼断面の形状が分つていると α_{01} が決まり，(9.7) から各断面の pitch ratio が求まる。なおエネルギー損失最小になる場合に，(8.6) に於て $\overline{\mu_N}(\xi';\nu')$ の代りに $\widetilde{\mu}_N(\xi';\nu')=1$ を用いて計算すると，ξ' に無関係に $\textcircled{v}(\xi')=\nu'$ となつて一定である。

例題として $\nu_0=0.2578$, $C_T=0.1245$ なる如き螺旋推進器を設計する。$N=3$, $\xi_B=0.2$ として翼断面の形状及び翼の contour は前節の B_3-50 型と同じとし，pitch ratio $p_0(\xi')$ を求めてみる。



第 10 図



第 11 図　$\widetilde{\Gamma}(\xi')$-ν'図

最初に $\nu'=0.2$, 0.25, 0.3, 0.35, 0.4; $s_1=0$, 0.1, 0.2, 0.3, 0.5, 0.75 なるときの ν_0-ν'-C_T-η 図を画くと第 10 図のようになり，$\widetilde{\Gamma}(\xi')$-ν' 図を画くと第 11 図のようになる。但し $C_D=0.008$ とおいた。第 10 図から前の推進器の値を求めると，$\nu'=0.3103$, $\eta=0.720$, 従つて $C_Q=0.0223$ となる。

第 5 表

ξ'	$\widetilde{\Gamma}$	$p_0(\xi')$
0.2767	0.471	0.89
0.4249	0.752	0.94
0.580	0.863	0.97
0.7211	0.850	1.00
0.8388	0.740	1.02
0.9270	0.549	1.04
0.9815	0.290	1.05

更に第 11 図から $\widetilde{\Gamma}(\xi')$ を求め，$p_0(\xi')$ を計算すると第 5 表のようになる。

他方 B_3-50 型系統的試験結果の Taylor's chart 式設計法[16] から求めると，$p_0(\xi')=1$, $\eta=0.72$ が得られ，殆ど第 5 表の計算結果と一致する。ただ計算結果は幾分 pitch をボスの近くで減少させた方が効率がよくなる傾向を示しているように思われる。しかしそれは著者にとつては今の所誤差範囲である。* 何れにしろ運輸技術研究所型に限らず，近代的推進器の型が，実験的に $C_D=0.008$ 位になるときのぎりぎりの性能近くにあることが分る。

更に参考のため Lerbs の方法[17]で計算すると，$\xi'=0.7$ に於て $\textcircled{v}(\xi')=0.343$ となり，翼型の摩擦係数による揚力勾配修正係数を 0.75 とすると，0.350 となり，何れにしろ著者及び実験による 0.352 に比べ幾分小さい。しかもその他の点の $\textcircled{v}(\xi')$ は shock-free entrance の関係で分らない。

§10. 結　　言

以上の結果の大要をしるすと次のようになる。

1) 翼数の推進器性能に及ぼす影響の中，3 翼 4 翼の場合には翼自身の巾によるものが大部分で，cascade effect は非常に少く，それ故 cascade effect は普通の推進器の場合無視して差支えない。[Burrill の方法の中では，翼性能の補正をする場合 cascade effect をとつているが，上の結論からは，このことが無意味なることを示している。この点 van Manen の説が正しいように思われる。[19]]

* McComic がボスのあるときの optimum circulation 分布 $\Gamma\text{opt}(\xi')$ を計算によつて出しているが，その一般的傾向としてボスの近くでは，$\xi_B=0$ のときの分布の数割増しとなつていて，$\xi'=\xi_B$ に対しても $\Gamma\text{opt}(\xi')=0$ とはならない。[18] このため著者の方法によつて求めた $p_0(\xi')$ よりも，ボスの近くでは幾分大きな pitch ratio が必要であることが分る。

2) skew の推進器性能に及ぼす影響は普通の推進器の場合無視出来る。

3) 単翼についての Weissinger の $^3/_4$ 弦長点の方法は，螺旋推進器の場合にも適用出来，重荷重の場合を除いてかなりよい近似が得られる。

4) $k_1(\xi')$ は翼の contour や巾，pitch ratio, slip ratio に非常によく影響され，大体の order は著者の方法で得られる。$k_1(\xi')$ そのものの計算の過程をみると，これは推進器の各翼断面性能を比べる目安にはなつても，実際に性能を計算することについては直接の関係はない。しかし $k_1(\xi')$ の大体の order が，何らかの方法ではじめから求められているときには，計算は非常に簡単になる。

5) 近代の推進器は [運研型からの類推ではあるが] open water の場合性能的に大体 $C_D=0.008$ 位のときのぎりぎりの効率に近い所にある。しかし更に C_D の小さい翼型を用いることになると，問題は別である。

最後に色々の御教示を賜つた渡辺，上野両教授並びに数値計算に協力された荒木助手に深甚の感謝を捧げたい。

附録 4 近似積分法

$F(t')$ $[-1<t'<1]$ を連続な函数とし，且つ $F(\pm 1)=0$ とするとき，積分 $B=\frac{1}{\pi}\int_{-1}^{1}F(t')dt'$ の近似値を求める。附録3と同じく $t'=-\cos\vartheta'$, $t_j=-\cos\vartheta_j$, $\vartheta_j=j\pi/(m+1)$ $[j=1,2,\cdots\cdots m]$ とおき，m として 3, 7, 15 等の何れかを用いる。しかるとき

$$B=\sum_{j=1}^{m}K_jF(t_j),\quad \text{但し}\quad K_j=\sqrt{1-t_j^2}/(m+1)$$

となる。$m=7$ のとき K_j は左表のようになる。

kj の表

j	t_j	K_j
1	−0.9239	0.0478
2	−0.7071	0.0884
3	−0.3827	0.1155
4	0	0.1250
5	0.3827	0.1155
6	0.7071	0.0884
7	0.9239	0.0478

附録 5 Strip method による近似式

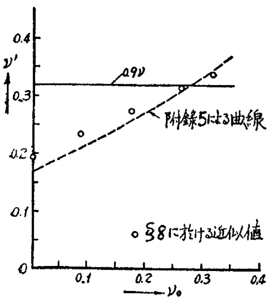
著者の前に出した近似式(20)を本論文の記号を用いて書き直すと，

$$\left.\begin{aligned}\overline{\mu_N}(\xi';\nu')&=\frac{Ⓥ(\xi')-\nu_0}{\nu-\nu_0}\,\frac{\xi'^2+\nu'^2}{\xi'^2+\nu'Ⓥ(\xi')+2\nu'\xi'k_N(\xi';\nu')/Nk_1(\xi')\varphi_0(\xi')},\\ N\overline{\Gamma}(\xi')&=\frac{4\pi\nu'\xi'^2}{\xi'^2+\nu'^2}k_N(\xi';\nu')\overline{\mu_N}(\xi';\nu'),\\ \text{但し}\quad k_N(\xi';\nu')&=(2/\pi)\cos^{-1}\exp[-N(1-\xi')\sqrt{1+\nu'^2}/(2\nu')]\end{aligned}\right\}\qquad(1)$$

となり，且つ ν, ν', ν_0 の間には

$$\nu_0=\nu'-\left.\frac{(\nu-\nu')(\xi'^2+\nu'^2)}{\nu'(\nu-\nu')+2\nu'\xi'k_N(\xi';\nu')/Nk_1(\xi')\varphi_0(\xi')}\right]_{t'=0}\qquad(2)$$

が成立する。これらの式を用いて (8.8) から G_T, C_Q, η が計算出来る。ここで問題となるのは $k_1(\xi')$ である。§8 の例題から近似的に $k_1(\xi')$ は翼巾に主として関係する。なおこの strip method は $k_1(\xi_1)$ の大体の大きさが分つているときにのみ用いられる。例として B_3–50 型の $p_0=1$ の場合について計算してみる。$k_1(\xi')$ は第9図のように大体の値が与えられているものとする。(2) から ν_0 と ν' の関係を第12図のように求めておき，しかる後 $\nu_0=0.317$, 0.264, 0.176, 0.088, 0 の場合について C_T, C_Q, η を求めると，第4表のようになる。



第 12 図 ν–ν' (B_3–50型 $P_0=1$)

参 考 文 献

(15) E. V. Telfer, "The Mean Pitch Determination of Variable Pitch Propellers," T. N. E. C. I. E. & Sb. Vol. 56 (1939～40), p. 265

(16) 土田 陽，"三翼推進器の単独試験"，造船協会々報第 79 号 (1951)

(17) M. K. Eckhardt and W. B. Morgan, "A Propeller Design Method," T. S. N. A. M. E. Vol. 63 (1955) (前刷り)

(18) B. W. McCormick, "Effect of a Finite Hub on the Optimum Propeller," J. A. S. (1950) p. 645

(19) Discussion on, "The Optimum Diameter of Marine Propellers. A New Design Approach," by L. C. Burrill, T. N. E. C. I. E. & Sb. Vol. 72 (1955/56) p. D 1.

(20) 山崎隆介，"螺旋推進器の性能計算法について"，西部造船会々報第 3 号 (1951) p. 40