

프로펠러 特性의 理論的 算定法에 관한 研究

宋 江 夔*

A Study on the Theoretical Calculation of Screw Propeller Open-Water Characteristics

Song, Kang-Sop

目 次	
Abstract	第 4 章 準渦格子法の 數式化
第 1 章 序論	第 5 章 推力 및 토오크의 計算
第 2 章 流體 모델의 設定	第 6 章 數值解析 및 考察
第 3 章 프로펠러의 座標系 및 날개의 幾何學的 表示	第 7 章 結 論
	參考文獻

Abstract

In recent years, propellers with various blade configurations such as highly skewed propellers are often fitted to ships from the viewpoint of reduction of vibration and noise. In the design of such propellers, design charts based on methodical series tests are to be complemented by theoretical calculations for accurate estimation of propeller open-water characteristics.

The author intended to develop a method to estimate propeller open-water characteristics based on Quasi-Vortex-Lattice Method originally developed by Lan for solving planar thin wings. The Quasi-Vortex-Lattice Method has the simplicity and flexibility of Vortex-Lattice Method. Its accuracy is comparable to that of the Vortex-Lattice Method. Converged solution can be obtained with a small number of control points and further, leading edge suction force can be calculated directly.

In the present paper, a numerical method to estimate propeller open-water characteristics based on the Quasi-Vortex-Lattice Method is reviewed and its application to marine propellers is described in detail.

Comparison of propeller open-water characteristics obtained by the present method with experimental data showed good agreement for a wide variety of propellers including highly skewed propellers.

* 正會員, 韓國海洋大學

第 1 章 序 論

近來, 船舶의 巨大, 高速, 高馬力化에 따라 效率이 좋고, 또한 最少限의 캐비테이션과 振動, 騒音이 적은 프로펠러의 設計에 對한 要望이 增加하고 있다. 이러한 要望을 充足시키기 위해서는 作動하는 프로펠러 周邊의 흐름의 知識과 프로펠러 翼面上의 흐름의 正確한 모델化가 必要하다.

프로펠러 理論은 Rankine¹⁾(1865)의 極히 簡單한 運動量理論에서 시작하여, Goldstein²⁾(1929)의 揚力線理論으로, 그리고 Ludwig, Ginzler³⁾(1944)에 의한 揚力面理論으로 發展하고 있다.

揚力面理論은 翼面의 表示法의 相異에 따라 連續渦面法(Continuous Vortex Method or Mode Function Method)과 渦格子法(Vortex Lattice Method)의 두가지로 分類될 수 있다.

連續渦面法은 翼面에서 半徑方向 및 弦方向의 壓力分布를 有限個의 基本的인 分布形狀(Mode Function)의 組合으로 假定하고, 計算하는 方法으로 平面翼에 對하여 開發한 Multhopp⁴⁾(1950)에 發端을 두고 있다.

Ludwig, Ginzler에 의한 初期의 理論은 弦方向으로 弦의 中央에서의 誘導速度의 變化率을 Camber 修正率로 考慮하는 것에 根據를 두고 있다.

高速컴퓨터의 登場以來, 揚力面理論은 Sparenberg⁵⁾(1960), Pien⁶⁾(1961), van Manen and Baker⁷⁾(1962), Cox⁸⁾(1961), Nakajima⁹⁾(1960), Nishiyama¹⁰⁾(1961), Yamazaki¹¹⁾(1962), Nelson¹²⁾(1964), Sugai¹³⁾(1970), Koyama¹⁴⁾(1972), Tsakonas¹⁵⁾(1973), Hatano¹⁶⁾(1975), van Gent¹⁷⁾(1975) 등에 의해 더욱 改善, 開發되고 있다.

그런데 Highly Skewed Propeller와 같이 레이크(rake), 스큐(skew), 피치(pitch) 分布등이 複雜하게 變化하고 있는 프로펠러의 性能을 求하기 위해서는 非線型 프로펠러 揚力面理論을 適用할 必要가 있으나, 連續渦面法에서 非線型성을 考慮하면, 式이 대단히 複雜해지고, 數值計算에 依存하지 않을 수 없게 된다.

渦格子法은 揚力面인 프로펠러 翼面을 離散의인 渦格子의 重疊으로 表示하는 方法이다. 渦格子法의 起源은 Falkner¹⁸⁾(1943)이며, 이 方法은 Stre-

cheletzky^{53, 54)}(1950, 1955), Guillon⁵⁵⁾(1957), Kerwin²¹⁾(1961), English²²⁾(1962), Kerwin²³⁾(1973) 등에 의해 改善, 開發되고 있다. 現代的으로 洗練된 渦面法을 처음으로 船用프로펠러에 導入한 것은 Kerwin과 Lee²⁴⁾(1978)이다. 그 後 Szantyr²⁵⁾(1979), Yuasa²⁶⁾(1980), Greeley와 Kerwin²⁷⁾(1980), Ikehata²⁸⁾(1983), Ueda²⁹⁾(1985), Chattopadhyay³⁰⁾(1985)도 渦面法을 船用프로펠러에 適用하고 있으나, 이들은 Kerwin과 Lee의 方法의 改良 또는 應用이라고 말할 수 있다.

渦面法은 프로펠러 形狀을 嚴密하게 다루기가 容易하며, 後流渦의 取扱도 可能하다. 그러나 精度가 良好한 解를 얻기 위해서는 分割數를 增加시킬 必要가 있으며, 必然的으로 計算時間이 길어진다.

이 渦面法의 解의 收斂성을 改善하는 方法으로 翼弦方向의 分割을 cosine分割하는 方法이 提案되고 있다.^{23, 31)} 이 分割法을 船用프로펠러에 適用해서 成功한 것이 Nakamura³²⁾의 準連續荷重分布法(Quasi-Continuous Method) 또는 準渦格子法(Quasi-Vortex-Lattice Method)이다.

本 研究에서는 平面翼의 特性을 解決하기 위하여 Lan³¹⁾에 의해서 開發된 準渦格子法을 다시 한번 概觀하고, 準渦格子法의 特徵이라고도 말할 수 있는 前緣 吸引力의 計算도 考慮하여, Highly Skewed Propeller를 包含시킨 普通 프로펠러에 適用할 수 있는 計算用 프로그램을 開發하였다.

第 2 章 流體모델의 設定

프로펠러의 設計와 그 프로펠러의 特性의 解析은 船體 流體力學 分野에서 重要한 位置를 차지하고 있다. 船體의 後部에서 作動하고 있는 프로펠러 周邊의 흐름은 均一하지 않으며, 非定常, 亂流로서 重力의 影響도 받는다. 또한 캐비테이션의 發生에 의해서 흐름은 더욱 複雜해진다. 그러나 프로펠러를 船體에서 分離하고, 重力과 캐비테이션의 發生을 考慮하지 않은 理想流體의 均一, 定常흐름에 單獨으로 놓으면, 매우 簡單化된 흐름이 얻어진다. 이 簡單化된 흐름은 프로펠러가 單獨으로 作動하는 경우의 흐름에 該當한다. 이러한 單純化된 흐름

속에서의 프로펠러는 몇 개의 날개로 構成되어 있으며, 프로펠러와 直進翼과의 主要한 差異는 날개가 螺旋面을 그리면서 前進하고 있다는 것 뿐이다. 따라서 船用 프로펠러 理論은 基本的으로 翼理論과 다를 바 없으며, 流體모델의 設定으로 부터 數值計算의 解析에 이르기까지 航空機의 分野에서 改善, 開發되어온 翼理論에 관한 技法을 거의 그대로 導入 應用할 수 있다. 船用 프로펠러 理論이 보다 精度가 높고, 華麗한 理論으로 改善, 發展될 수 있었던 것도 여기에 緣由한다고 볼 수 있다.

一般的으로 最近의 研究는 數值解를 얻기 위하여 相異한 假定이 利用되고 있으나, 거의 같은 原理의 數學的 모델이 使用되고 있다.

準渦格子法의 數學的 모델을 設定하기 위하여, 다음과 같은 假定을 導入하기로 한다.

(1) 流體는 非粘性, 非壓縮性 理想流體이며, 캐비테이션이 發生하지 않는 定常흐름이다.

(2) 날개는 얇으며, 허브(hub)의 影響은 無視될 수 있다.

(3) 揚力荷重은 拘束渦와 螺旋面上的 後緣渦系에 이해서 表示될 수 있다. 拘束渦는 날개의 平均 캠버面上에 分布한다.

(4) 날개 두께는 平均 캠버面上에서 湧出點系의 分布에 의해서 表示된다. 그 強度는 날개 두께의 기울기에 比例한다.

(5) 境界條件을 求하기 위한 날개에 對한 相對流入速度는 均一흐름과 날개의 回轉만으로 決定된다.

第 3 章 프로펠러의 座標系 및 날개의 幾何學的 表示

프로펠러의 半徑 r_0 , 허브의 半徑 r_B , 날개의 數 K 인 軸對稱 프로펠러가 밀도 ρ 인 非壓縮性, 非粘性의 無制限 靜止 流體속에서 一定한 角速度 ω 로 回轉하면서, 一定한 速度 V_A 로 前進하고 있다고 한다. 날개의 두께는 얇다고 假定하고, 허브의 影響은 無視한다.

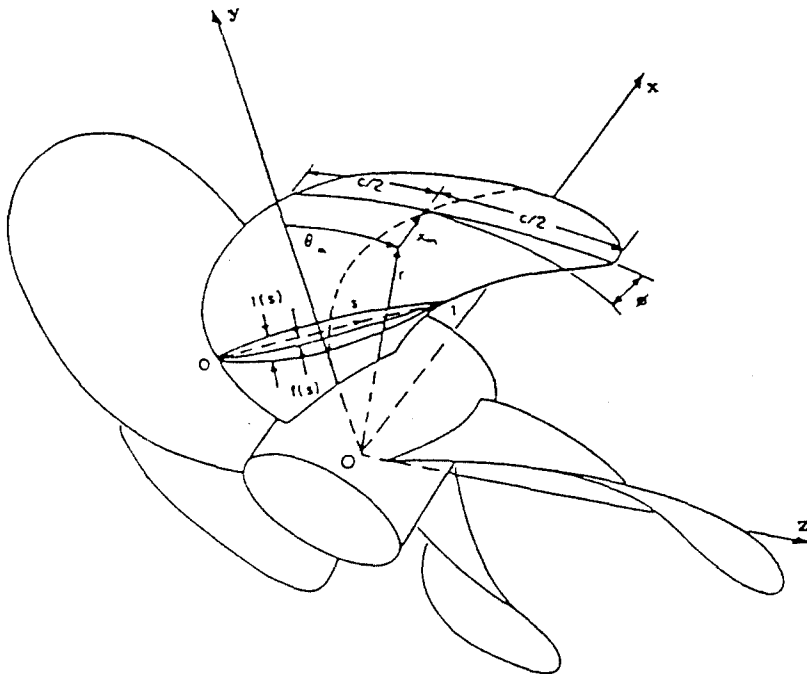


Fig. 1 Blade geometry notation

프로펠러의 幾何學的 形狀을 定義하기 위하여 Fig. 1과 같이 프로펠러에 固定한 右手 直角直線座標系 $O-xyz$ 를 定한다. x -軸은 프로펠러의 中心軸과 一致시키고, 프로펠러 軸上의 임의의 位置에 原點 O 를 잡는다. x -軸의 陽의 方向은 프로펠러에 流入하는 均一흐름의 主流의 方向과 一致하도록 잡는다. y -軸은 基準翼의 母線(generating line)과 一致시키고, 原點 O 로부터 바깥 方向으로 陽이 되도록 한다. z -軸은 $O-xyz$ 系가 右手系가 되도록 한다.

이 直角直線座標系는

$$x = x, \quad y = r \cos \theta, \quad z = r \sin \theta \quad (3-1)$$

에 의해서 圓筒座標系 $O-r\theta$ 로 變換될 수 있다. θ 는 x -軸의 陽의 方向을 向하여, y -軸으로부터 時計 方向으로 測定한 偏角이며,

$$r = (y^2 + z^2)^{1/2}, \quad \theta = \tan^{-1}(z/y) \quad (3-2)$$

이다.

프로펠러의 各 날개를 x -軸을 軸으로하여, 半徑 r 의 圓筒面으로 切斷하면, r 斷面의 翼型의 基準線(弦線)은 pitch P 인 螺旋曲線이 된다. 이 翼型을 包含하는 圓筒面을 平面으로 展開하고, 이 展開面에서의 弦의 長이를 $c(r)$ 라고 한다.

弦 中央線(midchord line)의 스퀴-角 $\theta_m(r)$ 과 레이크 $x_m(r)$ 는 Fig. 1에 表示한 바와 같이 角座標와 x 座標에 의해서 定義된다. 原點은 뿌리(root)斷面의 레이크 $x_m(r)$ 가 0이 되도록 選定한다.

螺旋曲線의 pitch 角을 $\phi(r)$ 라 하면, 前緣과 後緣의 座標는 다음 式으로 주어진다.

$$\begin{aligned} x_{L,T}(r) &= x_m(r) \mp \frac{1}{2}c(r)\sin\phi(r) \\ \theta_{L,T}(r) &= \theta_m(r) \mp \frac{1}{2}\frac{c(r)}{r}\cos\phi(r) \\ y_{L,T}(r) &= r\cos\theta_{L,T}(r) \\ z_{L,T}(r) &= r\sin\theta_{L,T}(r) \end{aligned} \quad (3-3)$$

添字 L, T 는 각각 前緣과 後緣을 表示한다.

여기에서 各 날개 斷面에서 螺旋曲線에 따라 弦方向으로 無次元座標 s 를 定義한다. s 는 前緣에서 0, 後緣에서 1, 弦中央에서 1/2이 된다.

翼斷面의 캠버 $f(r, s)$ 와 두께 $t(r, s)$ 는 二次元

斷面과 같은 方法으로 半徑 r 의 圓筒面에서 螺旋曲線에 垂直하게 測定된다.

基準翼 以外的 다른 날개에 位置座標를 一般化하는 目的으로 翼指標角을 다음과 같이 定義한다.

$$\theta_k = 2\pi(k-1)/K, \quad k=1,2,\dots,K \quad (3-4)$$

여기에서 K 는 날개數, k 는 임의 날개의 識別指標를 나타낸다. 定義에 의해서 基準翼은 指標 $k=1$ 로서 確認될 수 있다.

일단 스퀴-, 레이크, pitch, 弦의 長이와 캠버의 값이 주어지면, 半徑座標 r 와 弦方向의 座標 s 를 가지고서 날개의 캠버面上에서 임의 點의 直角座標와 圓筒座標는 다음과 같이 定義된다.

$$\begin{aligned} x_c(r, s) &= x_m(r) + c(r)\left(s - \frac{1}{2}\right)\sin\phi(r) - f(r, s)\cos\phi(r) \\ \theta_c(r, s) &= \theta_m(r) + c(r)\left(s - \frac{1}{2}\right)\frac{\cos\phi(r)}{r} + f(r, s)\frac{\sin\phi(r)}{r} + \theta_k \\ y_c(r, s) &= r\cos\theta_c(r, s) \\ z_c(r, s) &= r\sin\theta_c(r, s) \end{aligned} \quad (3-5)$$

여기에서 添字 c 는 캠버面을 나타낸다.

上述한 座標系와 記號를 Fig. 1에 表示하였다.

第 4 章 準渦格子法의 數式化

渦面法에 있어서는 揚力面은 多數의 작은 揚力要素(格子)로 分割되고, 날개를 나타내는 連續인 渦分布는 離散的인 方法으로 配置된다. 渦要素는 各要素의 1/4 弦長이에 놓이며, 흐름의 接線方向의 條件은 各要素의 3/4 弦長이에서 滿足되어야 한다. 이러한 表面의 特異點 分布에 對한 格子 近似法의 特徵의 하나는 어떠한 幾何學的 表面일지라도 誘導速度가 直接 計算될 수 있다는 것이다. 따라서 이 方法에 의해서 複雜한 프로펠러 翼面은 물론 變形이 甚한 後緣 渦面까지도 正確하게 考慮될 수 있다. 그러나 渦面法에는 다음과 같은 改善하지 않으면 안될 部分이 있다.

- (1) 渦에 包含되어있는 前緣 先端에 있어서는 平方根 特異點과 Cauchy特異點이 全혀 無視되고 있다.³¹⁾

- (2) 前緣推力的 計算에 必要한 係數分布가 直接 求해지지 않기 때문에 誘導 抵抗成分의 計算에는 別도의 方法이 必要하다.³³⁾
- (3) 前緣 近處에서 計算된 渦는 언제나 작다. 즉, 計算된 渦分布는 前緣에서 떨어져 있는 곳에서만 正確하다.³⁴⁾
- (4) 收斂解를 얻기 위해서는 多數의 分割을 必要로 한다.³⁵⁾

Lan³¹⁾은 渦面法의 長點이라고도 말할 수 있는 簡潔, 容易함을 維持하면서 前後緣 特異點을 다루고, 다음과 같은 理論的인 考慮를 通해서 改善을 圖謀하고 있다.

4-1. 二次元 薄翼理論

二次元 薄翼理論에 있어서 날개에서의 誘導速度(downwash)는 다음 式과 같이 表示될 수 있다.

$$w(x) = \frac{1}{2\pi} \int_0^1 \frac{\gamma(x') dx'}{x-x'} \quad (4-1)$$

여기에서 座標는 無次元化된 弦의 長이를 나타낸다(Fig. 2 參照).

$w(x)=1$ 에 대한 式 (4-1)의 嚴密解는 다음 式으로 表示될 수 있다.

$$\gamma(x) = \frac{2(1-x)^{1/2}}{x^{1.2}} \quad (4-2)$$

x -座標를 다음과 같이 θ -座標로 置換하면,

$$x = \frac{1}{2} (1 - \cos \theta) \quad (4-3)$$

그러면, 式 (4-1)은 다음과 같이 된다.

$$w(\theta) = - \frac{1}{2\pi} \int_0^\pi \frac{\gamma(\theta') \sin \theta' d\theta'}{\cos \theta - \cos \theta'} \quad (4-4)$$

여기에서

$$g(\theta) = \gamma(\theta) \sin \theta$$

라고 놓고, 積分方程式中の Cauchy 特異點을 없애기 위해서 式 (4-4)를 다음과 같이 고쳐쓴다.

$$w(\theta) = - \frac{1}{2\pi} \int_0^\pi \frac{g(\theta') - g(\theta)}{\cos \theta - \cos \theta'} d\theta' - \frac{g(\theta)}{2\pi} \int_0^\pi \frac{d\theta'}{\cos \theta - \cos \theta'} = - \frac{1}{2\pi} \int_0^\pi \frac{g(\theta') - g(\theta)}{\cos \theta - \cos \theta'} d\theta' \quad (4-5)$$

式 (4-5)는 中點 사다리꼴 法則에 의하여 다음과 같이 有限合으로 變換될 수 있다.

$$\begin{aligned} & \int_0^\pi \frac{g(\theta') - g(\theta)}{\cos \theta - \cos \theta'} d\theta' \\ & \cong \Delta\theta' \sum_{k=1}^N \frac{g((2k-1)\frac{\Delta\theta'}{2}) - g(\theta)}{\cos \theta - \cos((2k-1)\frac{\Delta\theta'}{2})} \\ & = \frac{\pi}{N} \sum_{k=1}^N \left[\frac{g((2k-1)\frac{\pi}{2N})}{\cos \theta - \cos((2k-1)\frac{\pi}{2N})} - \frac{g(\theta)}{\cos \theta - \cos((2k-1)\frac{\pi}{2N})} \right] \quad (4-6) \end{aligned}$$

여기에서 마지막 段階는 만약 $\theta \neq \theta'$ 이면 許容된다.

應用時에는 式 (4-6)의 最後의 項을 消去하면 便利하다. 즉,

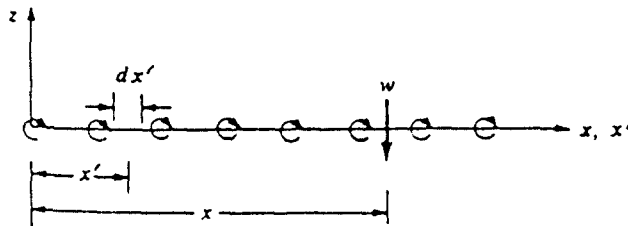


Fig. 2 Calculation of the induced velocity at the chord line.

$$\sum_{k=1}^N \frac{1}{\cos \theta - \cos((2k-1)\frac{\pi}{2N})} = 0 \quad (4-7)$$

위의 條件은 檢査點(control point), 즉, θ 의 값을 다음에 記述하는 바와 같이 Chebychev多項式의 理論을 使用하여 特殊한 값을 選定함으로써 滿足시킬 수 있다.

$\lambda_1, \lambda_2, \dots, \lambda_N$ 을 Chebychev多項式 $T_N(\lambda)$ 의 根이라면, 어떤 定數 K 에 대하여

$$T_N(\lambda) = K(\lambda - \lambda_1)(\lambda - \lambda_2) \dots (\lambda - \lambda_N)$$

이다. 兩邊의 對數를 取하고, 微分하면 다음의 式이 얻어진다.

$$\sum_{k=1}^N \frac{1}{(\lambda - \lambda_k)} = \frac{T'_N(\lambda)}{T_N(\lambda)} \quad (4-8)$$

만약 $\lambda = \cos \theta$ 라면, 定義에 의하여 $T_N(\cos \theta) = \cos(N\theta)$ 이다. 그러므로 T_N 가 0이 되려면, $N\theta_k = \pi(2k-1)/2$, 또는,

$$\lambda_k = \cos \theta_k = \cos((2k-1)\frac{\pi}{2N}), \quad k=1,2,\dots,N \quad (4-9)$$

이어야 한다.

式 (4-7)이 滿足되기 위해서는 式 (4-8)의

$$T'_N(\lambda) = \frac{d}{d\theta} \{ \cos(N\theta) \} \frac{d\theta}{d\lambda} = N \frac{\sin(N\theta)}{\sin \theta} \quad (4-10)$$

가 0이 되어야한다. 그렇기 위해서는 $N\theta_i = i\pi$, 또는

$$\lambda_i = \cos \theta_i = \cos\left(\frac{i\pi}{N}\right), \quad i=1,2,\dots,N-1 \quad (4-11)$$

의 경우이다.

즉, 式 (4-6)의 마지막 項은 $\theta_i = i\pi/N$ 로 置換함으로써 0이되며, 또한 $\theta \neq \theta_i$ 이므로 式 (4-6)은 許容된다.

$i=N$, 즉, $\theta_i = \pi$ 또는 $x=1$ 일 경우에는 式 (4-10)으로 부터 L'Hospital의 定理에 의하여 $T_N(\lambda_i) \rightarrow -N^2 \cos(N\pi)$, 그러므로 $T'_N(\lambda_i)/T_N(\lambda_i) \rightarrow -N^2$. 그러나 $\theta = \pi$ 에 있어서는 $g(\theta) = \gamma(\theta) \sin \theta = 0$. 그러므로 檢査

點은 式 (4-7)의 一般性を 喪失하지 않고 $i=N$, 즉, 後緣까지 擴張시킬 수 있다.

$i=0$, 즉, 前緣에서는 $T'_N/T_N \rightarrow N^2$. 前緣 吸引媒介 變數 C_S 를

$$C_S = \lim_{x \rightarrow 0} u(x) x^{1/2} \quad (4-12)$$

라고 놓으면, 吸引力은 다음의 式에 의해 計算될 수 있다.³¹⁾

$$F_S = \pi \rho C_S^2 \quad (4-13)$$

式 (4-2)에 의하면, 未知函數 $\gamma(\theta)$ 는 $\theta=0$ 에서 平方根 特異點을 가지고 있음을 알 수 있다. 그러므로 다음의 結果를 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} \lim_{\theta \rightarrow 0} g(\theta) &= \lim_{\theta \rightarrow 0} \gamma(\theta) \sin \theta \\ &= \lim_{x \rightarrow 0} C(1-x)^{1/2} x^{-1/2} 2x^{1/2}(1-x)^{1/2} \\ &= 2C \end{aligned} \quad (4-14)$$

따라서 檢査點이 $(N+1)$ 점, 즉, 式 (4-11)에서 $i=0, 1, \dots, N$ 로 選定되면, $(N+1)$ 個의 未知量 $\gamma_1, \gamma_2, \dots, \gamma_n, C$ 가 計算될 수 있다. $u(x) = \gamma(x)/2$ 이므로, 다음과 같은 式을 얻을 수 있다.

$$C_S = \lim_{x \rightarrow 0} u(x) x^{1/2} = \lim_{x \rightarrow 0} \frac{\gamma(x)}{2} x^{1/2} = \frac{C}{2} \quad (4-15)$$

만약 γ 속의 特異點이 平方根 特異點보다 弱할 경우에는 $C=0$ 이다.

上述한 것을 參考하면, 式 (4-5)는 다음과 같이 表示될 수 있다.

$$\begin{aligned} w(x_i) &\cong \frac{1}{2N} \sum_{k=1}^N \frac{\gamma_k x_k^{1/2}(1-x_k)^{1/2}}{x_i - x_k} \\ &+ \begin{cases} NC & i=0 \\ 0 & i \neq 0 \end{cases} \end{aligned} \quad (4-16)$$

여기에서

$$\begin{aligned} x_k &= \frac{1}{2} \left[1 - \cos\left(\frac{(2k-1)\pi}{2N}\right) \right] \\ &k=1,2,\dots,N \end{aligned} \quad (4-17)$$

$$x_i = \frac{1}{2} (1 - \cos(\frac{i\pi}{N})), \quad i=0,1,2,\dots,N$$

γ_k 가 구해지면, C는 다음 式으로 計算된다.

$$\begin{aligned} C &= \frac{w(x_{i=0})}{N} + \frac{1}{2N^2} \sum_{k=1}^N \gamma_k \left(\frac{1-x_k}{\gamma_k} \right)^{1/2} \\ &= \frac{1}{N} \left[w(x_{i=0}) + \frac{1}{2N} \sum_{k=1}^N \gamma_k \left(\frac{1-x_k}{\gamma_k} \right)^{1/2} \right] \\ &= \frac{1}{N} \cdot 2 \cdot (\text{Total Downwash at L. E.}) \end{aligned}$$

그러므로

$$C_S = \frac{1}{N} (\text{Total Downwash at L. E.}) \quad (4-18)$$

4-2. 翼 特異點 分布의 離散化

날개 두께가 充分히 얇다면, 流體 속에 있는 날개는 각 날개의 平均 캠버 面上에 分布시킨 拘束渦와 이들 拘束渦의 兩端에서 흘러 나오는 自由渦로 形成되는 말굽形 渦系(horseshoe vortex system) 및 湧出點 分布에 의해서 表示될 수 있다.

拘束渦와 湧出點의 連續的인 分布는 節 4-1에서 記述한 準渦格子法에 의해 配置된다.

荷重位置와 檢査點은 準渦格子法에 따라 날개의 平均 캠버 面上에 配置된다. 半徑方向의 荷重位置와 檢査點은 半圓法에 따라 다음과 같이 決定된다. 荷重位置는

$$r_{L\mu} = \frac{1}{2}(r_o + r_B) - \frac{1}{2}(r_o - r_B) \cos \beta_\mu \quad (4-19)$$

$\mu=1,2,\dots,M$

檢査點位置는

$$r_{ci} = \frac{1}{2}(r_o + r_B) - \frac{1}{2}(r_o - r_B) \cos \beta_i \quad (4-20)$$

$i=1,2,\dots,M-1$

여기에서

- r_o = 프로펠러 半徑
- r_B = 프로펠러 허브半徑
- M = 半徑方向의 分割數

이다. 또한 二次元 理論의 分割法에 따라서

$$\beta_\mu = (2\mu - 1) \frac{\pi}{2N}, \quad \mu=1,2,\dots,M \quad (4-21)$$

$$\beta_i = \frac{i\pi}{M}, \quad i=1,2,\dots,M-1 \quad (4-22)$$

弦方向으로, 荷重位置와 檢査點은 準連續法에 따라 다음과 같이 配置된다.

荷重位置는

$$s_\nu(v) = \frac{1}{2}(1 - \cos \alpha_\nu), \quad \nu=1,2,\dots,N \quad (4-23)$$

檢査點位置는

$$s_j(j) = \frac{1}{2}(1 - \cos \alpha_j), \quad j=0,1,2,\dots,N \quad (4-24)$$

여기에서

N = 弦方向의 分割數

半徑方向의 分割法과 같이 二次元 理論의 分割法에 따라서,

$$\alpha_\nu = (2\nu - 1) \frac{\pi}{2N}, \quad \nu=1,2,\dots,N \quad (4-25)$$

$$\alpha_j = \frac{j\pi}{N}, \quad j=0,1,2,\dots,N-1 \quad (4-26)$$

自由渦는 階段狀 渦分布에 의해서 荷重位置에서 만 흘러나온다. 따라서 後緣 渦面은 M 個의 螺旋渦로 形成된다. 이렇게 構成된 揚力面 모델의 한 보기를 Fig. 3에 表示한다.

4-3. 後緣渦 伴流의 幾何學

프로펠러 後緣渦 伴流는 프로펠러翼과의 流體力學的 相互干涉이 큰 特徵을 가지고 있다. 따라서 프로펠러 後緣渦 伴流의 流體力學的 模型化는 프로펠러 理論 展開에 있어서 매우 重要한 要素의 하나이며, 그 構造를 明確하게 할 수 가 있으면, 理論計算에 의한 프로펠러의 流體力學的 特性에 대하여 精度 높은 計算을 可能하게 할 수 있다.

지금까지 여러 後緣渦 伴流 模型이 提案되고 있다. 그러나 프로펠러의 後流는 複雜하기 때문에 幾何學的 特徵의 詳細는 아직 밝혀지지 못하고 있으며, 대부분의 프로펠러 理論에 있어서 프로펠러 後流의 後緣渦 伴流는 近似的인 方法으로 다루어지고 있다.

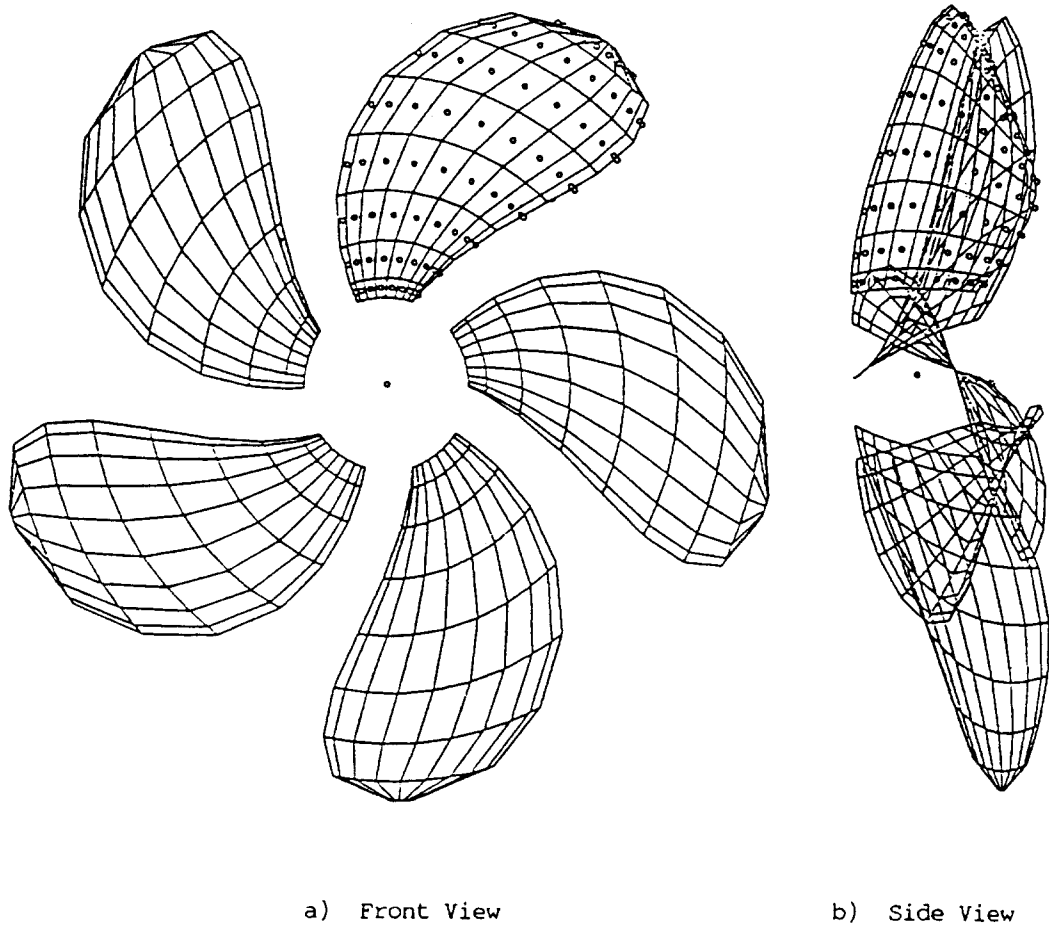


Fig. 3 Discrete singularity elements and control points on blade

근래, Laser Doppler 流速計의 發達로 프로펠러 周圍의 流動場의 計測이 可能하게 되어,^{36, 37, 38, 39, 40)} 從來의 渦模型을 改良할 時期에 이르렀다고 말할 수 있다.

프로펠러의 揚力面 理論에 使用되고 있는 後流 渦는 다음과 같은 두가지로 大別할 수 있다.

- (1) 典型的 伴流
- (2) 變形的 伴流

典型的 伴流는 날개 後緣의 각 半徑位置에서 下流를 향하여 後流渦가 同心圓筒上에서 螺旋을 無限 後流까지 維持하는 構造이다.^{41, 42)}

變形的 伴流에는 非線形渦 및 로울 엽(roll-up)

渦等이 포함된다. 前者는 後流 自由渦를 流線에 따라 놓을 수가 있다는 假定下에 反復 計算함으로써 求할 수 있는 것을 가르키며,⁴²⁾ 後者는 각 翼斷面 後緣에서 流出된 M 개의 自由渦가 半回轉, 또는 1回轉 後에는 1個의 最終渦(ultimate wake)에 集中하는 渦模型이다.^{24, 27, 28, 30, 43, 44, 45)}

로울 엽渦 模型은 渦의 軋치가 決定되면, 計算은 簡單해지며, 높은 荷重度의 프로펠러 特性計算에 대해서도 比較的 精度가 良好한 利點이 있다. 그러나 로울 엽渦 模型의 渦 軋치는 프로펠러 後流의 流動場을 計測하고, 이 計測 實驗資料를 反映시키는 方法을 取하고 있다. 그러므로 이 方法으로는

實驗資料가 없는 要目的 프로펠러, 形狀이 바뀐 프로펠러에 대해서는 計算에 誤差가 생길 可能性이 있다. 또한 後流 自由渦는 말리기(roll-up) 때문에 後流속의 自由渦는 先端渦와 허브渦에 集中되어, 그 以外的 領域에서는 自由渦가 存在하지 않는 不當한 點이 있다.

Yusasa³⁷⁾ 등은 프로펠러 後流計算에 있어서 後流 自由渦의 構造役割에 關하여 論하고, 典型的 伴流 및 變形的 伴流의 경우를 具體的인 計算例로 나타내고 있다. 그들은 Laser Doppler 流速計에 의한 프로펠러面 前後의 軸座標 位置에 있어서의 流速計測은 變形伴流에 의한 計算値와 잘 一致하고 있으나, 典型的 伴流의 渦 軀체를 각 半徑 位置의 幾何學的 軀체를 基準으로 해서 ±20% 增減시키거나, 또는 後流渦의 縮流度를 1.0r₀~0.5r₀ 變化시키도, 推力 係數 K_T, 및 토오크 係數 K_Q에의 影響은 僅少하다고 論하고 있다.

本 論文에서는 프로펠러의 幾何學的 形狀에 의하여 프로펠러의 後流渦의 形狀이 一律的으로 決定될 수 있도록 遷移伴流와 最終伴流를 갖는 變形的 伴流로 模型化하였다. 즉, 後流渦는 Kutta 條件을 滿足시키도록 平均 캠버面에 대하여 接線方向으로 後緣을 떠난다. 그 後 後流渦의 軀체는 角座標와 더불어 直線的으로 變化하고, 半回轉한 後에는 最終値에 이른다. 이 最終値는 프로펠러翼의 幾何學的 軀체 分布의 平均値로 定義한다. 그 後의 下流에서는 後流渦는 一定 軀체의 螺旋曲線이 된다. Fig. 4는 後緣渦 伴流의 模型의 한 예를 나타낸다.

本 計算에서는 伴流에 대한 縮流의 影響은 無視되었다.

4-4. 誘導速度의 計算

荷重點 Q_{μν}와 Q_{μ+1ν}와의 사이에 配置된 單位세기의 渦線要素에 의해서 誘導되는 檢査點 P_{ij}에 있어서의 誘導速度(Fig.5 參照)는 Biot - Savart의 法則에 의해서 다음과 같이 얻어진다.⁴⁷⁾

$$\vec{v}_{ij\mu\nu} = \frac{1}{4\pi} \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_{12}}{|\vec{r}_1 \times \vec{r}_{12}|^2} \left\{ \frac{\vec{r}_2}{|\vec{r}_2|} - \frac{\vec{r}_1}{|\vec{r}_1|} \right\} \cdot \vec{r}_{12} \quad (4-27)$$

여기에서는 單位세기의 말굽形 渦를 考慮한다. 말굽形 渦는 Q_{μν}와 Q_{μ+1ν}와의 사이에 位置하는 拘束渦와 荷重位置에 따라 弦方向으로 Q_{μν}와 Q_{μ+1ν}로부터 흘러나오는 두 개의 自由渦로 形成된다(Fig. 5 參照). 이 말굽形 渦에 의해서 檢査點 P_{ij}에 있어서 誘導되는 速度는 다음과 같이 表示될 수 있다.

$$\vec{v}_{ij\mu\nu} = \vec{v}_{ij\mu\nu}^B + \sum_{\nu=v}^N (\vec{v}_{ij(\mu+1)\nu}^F - \vec{v}_{ij\mu\nu}^F) + \vec{v}_{ij(\mu+1)}^T - \vec{v}_{ij\mu}^T \quad (4-28)$$

여기에서

$\vec{v}_{ij\mu\nu}^B$ = 平均 캠버 面上의 Q_{μν}와 Q_{μ+1ν}와의 사이에 位置하는 半徑方向의 單位세기의 拘束渦에 의한 點 P_{ij}에 있어서의 誘導速度

$\vec{v}_{ij\mu\nu}^F$ = 平均 캠버 面上에서의 Q_{μν}와 Q_{μ+1ν}와의

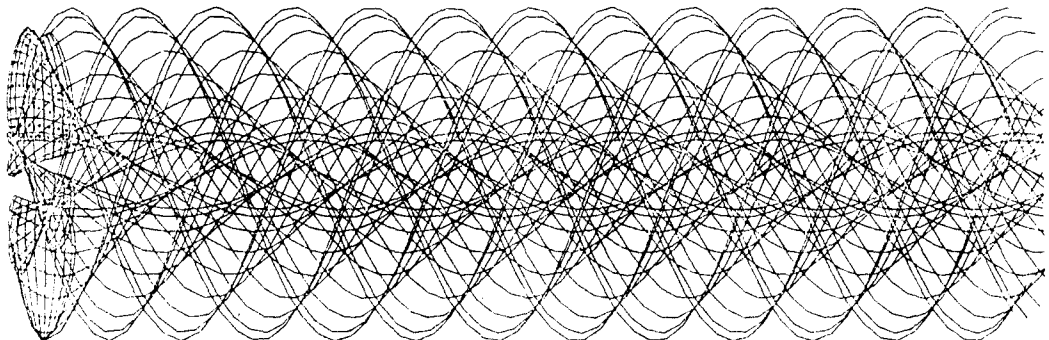


Fig. 4 Model of transition and ultimate trailing vortex wake

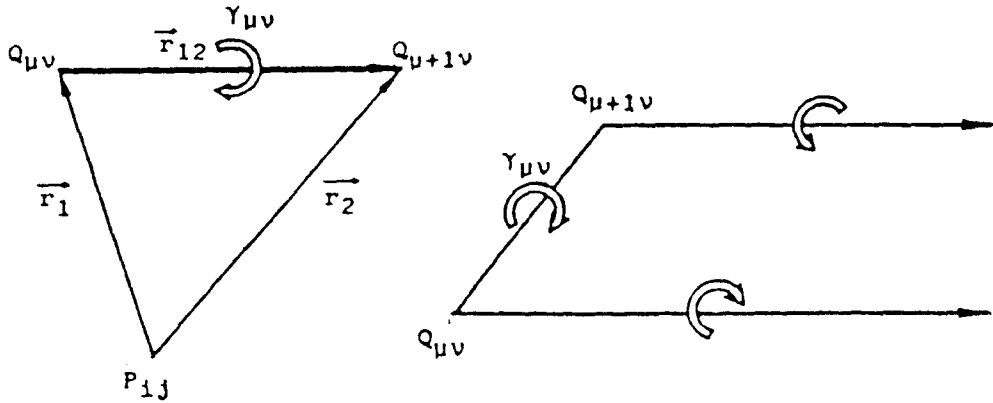


Fig. 5 Vortex segment and horseshoe vortex

사이에 位置하는 弦方向의 單位세기의 自由渦片에 의한 點 P_{ij} 에 있어서의 誘導速度 $v_{ij\mu}^T$ = 荷重位置 $r_{i,\mu}$ 에서 單位세기의 後緣渦에 의한 點 P_{ij} 에 있어서의 誘導速度

$v_{ij\mu}^B$ 와 $v_{ij\mu}^F$ 는 式 (4-27)에 의해 計算될 수 있다.

또한 $v_{ij\mu}^T$ 도 螺旋渦線을 適切한 길이인 渦要素의 系列을 가지고 나타냄으로써 같은 式 (4-27)에 의해 計算될 수 있다.

μ 와 $(\mu+1)$ 番 條의 渦帶에 있는 拘束渦의 세기를 $\gamma_\mu(s)$ 라 하면, 그 渦帶에 있는 말굽形 渦群에 의한 點 P_{ij} 에 있어서의 誘導速度는 節 4-1의 二次元 理論에서 記述된 方法에 의해서 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} v_{ij\mu}^G &= \int_0^1 \gamma_\mu(s') v_{ij\mu}^G(s') ds' \\ &= \frac{c_\mu}{2} \int_0^\pi \gamma_\mu(\alpha') v_{ij\mu}^G(\alpha') \sin \alpha' d\alpha' \\ &\approx \frac{\pi c_\mu}{2N} \sum_{\nu=1}^N \gamma_\mu(\alpha_\nu) v_{ij\mu}^G(\alpha_\nu) \sin \alpha_\nu \\ &= \frac{\pi c_\mu}{2N} \sum_{\nu=1}^N \gamma_{\mu\nu} v_{ij\mu\nu}^G \sin \alpha_\nu \end{aligned} \quad (4-29)$$

여기에서

$$c_\mu = c(r_{\mu}), \gamma_{\mu\nu} = \gamma_\mu(\alpha_\nu), v_{ij\mu\nu}^G = v_{ij\mu}^G(\alpha_\nu)$$

이다. 모든 渦系에 의한 檢査點 P_{ij} 에 있어서의 誘導速度는 다음의 式으로 얻어진다.

$$\begin{aligned} v_{ij}^G &= \sum_{k=1}^K \sum_{\mu=1}^{M-1} v_{ij\mu k}^G \\ &= \frac{\pi}{2N} \sum_{k=1}^K \sum_{\mu=1}^{M-1} c_\mu \sum_{\nu=1}^N \gamma_{\mu\nu} v_{ij\mu\nu k}^G \sin \alpha_\nu \end{aligned} \quad (4-30)$$

여기에서 k 는 k 番 條의 날개로 부터의 影響을 나타낸다.

荷重點 $Q_{\mu\nu}$ 와 $Q_{\mu+1\nu}$ 와의 사이에 配置된 單位세기의 湧出點要素에 의한 檢査點 P_{ij} 에서의 誘導速度는 渦要素의 誘導速度和 類似한 方法으로 얻을 수 있다.³⁵⁾

$$v_{ij\mu\nu}^S = \frac{1}{4\pi} \frac{\vec{r}_1 \times \vec{r}_{12}}{|\vec{r}_1 \times \vec{r}_{12}|^2} \times \left\{ \frac{\vec{r}_2}{|r_2|} - \frac{\vec{r}_1}{|r_1|} \right\} \cdot \vec{r}_{12} \quad (4-31)$$

μ 番 條의 湧出點帶에 있는 ν 番 條의 荷重點에 位置하는 湧出點의 세기를 $\sigma_{\mu\nu}$ 라 하면, 全 湧出點 分布에 의한 檢査點 P_{ij} 에 있어서의 誘導速度는 다음과 같이 表示된다.

$$v_{ij}^S = \frac{\pi}{2N} \sum_{k=1}^K \sum_{\mu=1}^M c_\mu \sum_{\nu=1}^N \sigma_{\mu\nu} v_{ij\mu\nu k}^S \sin \alpha_\nu \quad (4-32)$$

4-5. 境界條件

定常運動을 다루고 있으므로 모든 날개의 對應 位置에 있는 點의 狀態는 같다. 境界條件은 基準 翼上의 檢査點에 있어서 날개의 平均 캠버面에 垂直한 速度는 0이다. 즉, 다음의 式이 檢査點에서 成立한다.

$$(\vec{V}_{ij}^G + \vec{V}_{ij}^S + \vec{V}_{ij}^I) \cdot \vec{n}_{ij} = 0 \quad (4-33)$$

$i=1,2,\dots,M-1, \quad j=1,2,\dots,N$

여기에서

\vec{V}_{ij}^G = 渦系에 의한 誘導速度

\vec{V}_{ij}^S = 湧出點系에 의한 誘導速度

\vec{V}_{ij}^I = 相對 流入速度

\vec{n}_{ij} = 날개의 캠버面에 垂直인 單位벡터. 壓力面에서 背面을 向하여 陽으로 한다.

單位 벡터 \vec{n}_{ij} 는 荷重位置에 의해서 構成되는 四邊形 要素의 네 귀를 잇는 두 對角線 벡터의 벡터積으로 求해진다. 檢査點 P_{ij} 는 이 要素의 中心에 位置한다(Fig. 3 參照).

境界條件의 式 (4-33)은 渦의 세기 $\gamma_{\mu\nu}$ 를 未知量으로 하는 線形 聯立方程式이다. 式 (4-33)은 다음과 같이 고쳐 쓸 수 있다.

$$\sum_{\mu=1}^M \sum_{\nu=1}^N A_{ij\mu\nu} \gamma_{\mu\nu} = -\vec{n}_{ij} \cdot (\vec{V}_{ij}^S + \vec{V}_{ij}^I) \quad (4-34)$$

$i=1,2,\dots,M-1, \quad j=1,2,\dots,N$

여기에서

$A_{ij\mu\nu}$ = 影響函數, 즉, 全翼面에서 單位세기의 (μ, ν)番 條의 말굽形 渦에 의해서 誘導되는 (i, j)番 條의 檢査點에 있어서의 垂直速度 式 (4-34)를 풀면 渦의 세기 $\gamma_{\mu\nu}$ 가 求해진다.

第 5 章 推力 및 토오크의 計算

渦의 세기와 湧出點 分布가 얻어지면, 프로펠러에 作用하는 힘과 토오크는 다음과 같이 計算된다.

5-1. 渦 및 湧出點에 作用하는 힘에 의한 推力과 토오크

$$\vec{F}_{\mu\nu} = \rho \vec{V}_{\mu\nu} \times \vec{\gamma}_{\mu\nu} - \rho \vec{V}_{\mu\nu} \sigma_{\mu\nu} | \vec{l}_{\mu\nu} | \quad (5-1)$$

여기에서

$\vec{V}_{\mu\nu} = Q_{\mu\nu} Q_{\mu+1\nu}$ 部分의 中央點에 있어서의 合速度 벡터

$\vec{\gamma}_{\mu\nu}$ = 渦絲 벡터, 즉, $\gamma_{\mu\nu} \vec{l}_{\mu\nu}$

$\vec{l}_{\mu\nu}$ = 벡터 $Q_{\mu\nu} Q_{\mu+1\nu}$

ρ = 물의 密度

프로펠러 全體에 作用하는 推力과 토오크는 다음의 式으로 얻어진다.

$$T_o = -K \int_{r_B}^{r_o} dr' \int_0^{c_\mu} (F_x)_{\mu\nu} ds'$$

$$= -K \sum_{\mu=1}^{M-1} \frac{\pi c_\mu}{2N} \sum_{\nu=1}^N (F_x)_{\mu\nu} \sin \alpha_\nu \quad (5-2)$$

$$Q_o = K \int_{r_B}^{r_o} dr' \int_0^{c_\mu} (-F_y \cdot z + F_z \cdot y) ds'$$

$$= K \sum_{\mu=1}^{M-1} \frac{\pi c_\mu}{2N} \sum_{\nu=1}^N [(-F_y)_{\mu\nu} \cdot z_{\mu\nu} + (F_z)_{\mu\nu} \cdot y_{\mu\nu}] \sin \alpha_\nu \quad (5-3)$$

여기에서 K 는 날개數, c_μ 는 $r = [r_L(\mu) + r_L(\mu+1)]/2$ 에 있어서의 弦 길이, $x_{\mu\nu}, y_{\mu\nu}, z_{\mu\nu}$ 는 要素의 中央點에 있어서의 x, y, z 座標이다.

5-2. 前緣 吸引力에 의한 推力과 토오크

薄翼理論에 있어서는 前緣 吸引力을 考慮하지 않으면 안된다. 前緣 吸引力은 前緣에 있어서 渦 分布 特異點에 의한 無限 低壓(無限 高速力에 의한) 發生의 結果에 의해서 생긴다. 前緣 吸引力을 求하기 위해서는 節 4-1에서 記述한 媒介變數 C_s 를 計算하여야 한다.

式 (4-15)는 二次元翼에 대한 媒介變數이지만, Lan³⁰⁾에 의하면 渦와 檢査點이 弦方向으로 cosine 分割法에 의해서 配置되면, 媒介變數 C_s 는 二次元과 三次元 翼에 대하여 前緣 檢査點에서의 “全誘導速度(Total Downwash)”를 計算함으로써 얻을 수 있다. 즉,

$$C_{s,\mu} = \frac{1}{N} (\text{Total Downwash at L. E.})$$

$$= \frac{1}{N} | \vec{V}_{i_o} \cdot \vec{n}_{i_o} | \quad (5-4)$$

여기에서

$$\vec{V}_{i_0} = \text{前緣 檢査點 } P_{i_0} \text{에 있어서의 全誘導速度 벡터}$$

$$\vec{n}_{i_0} = \text{前緣 檢査點 } P_{i_0} \text{에 있어서의 法線벡터}$$

前緣의 渦要素 $l_{\mu 0}$ 에 作用하는 吸引力은 式 (4-13)에 의해서 얻어진다.

$$\vec{F}_{S\mu} = \pi \rho c_{\mu} (C_{S\mu})^2 \vec{n}_{i_0} \times \vec{l}_{\mu 0} \quad (5-5)$$

여기에서

$$C_{S\mu} = C_S(r_{\mu})$$

前緣 吸引力이 프로펠러 全體에 作用하는 推力과 토오크는 다음의 式으로 얻어진다.

$$T_S = K \int_{r_B}^{r_0} (F_{Sx})_{\mu} dr' = K \sum_{\mu=1}^{M-1} (F_{Sx})_{\mu} \quad (5-6)$$

$$Q_S = K \int_{r_B}^{r_0} (-F_{Sy} \cdot z + F_{Sz} \cdot y) dr'$$

$$= K \sum_{\mu=1}^{M-1} [-(F_{Sy})_{\mu} \cdot z_{\mu v} + (F_{Sz})_{\mu} \cdot y_{\mu v}] \quad (5-7)$$

5-3. 抗力에 의한 推力과 토오크

非粘性, 非壓縮性 流體 흐름의 翼理論에서는 本質적으로 翼의 抗力을 計算할 수는 없다. 또한 프로펠러의 渦理論에 있어서 抗力係數 C_D 의 計算은 揚力係數 C_L 의 計算보다는 必須적이 못된다. 이것은 流入角, 誘導速度, 半徑方向의 渦 分布는 揚力係數의 값이 影響을 주며, 抗力係數의 값은 影響을 미치지 않기 때문이다. 翼斷面의 抗力特性은 오직 推力과 토오크 特性의 計算 때문에 必要하다. 그런데도, 前進係數의 넓은 範圍에서의 信賴할수 있는 값을 얻기 위해서 正確한 抗力係數의 값은 要求되지 않는다. 이것은 抗力係數의 變化에 의한 推力과 토오크 係數의 變化를 計算한 Cummings⁴⁸에 의해서도 指摘되고 있다.

實用함에 있어서는 粘性效果를 考慮하는 여러 方法이 取해지고 있다. 프로펠러의 單獨性能을 算定하기 위한 簡單한 方法의 하나는 Lock⁵⁶에 의해서 空中 프로펠러에 대하여 開發되고, Lerbs⁵⁷, Taniguchi⁵⁸에 의해서 船用 프로펠러에 應用된 相當 形狀法(Equivalent Profile Method)을 使用하는 것이다. 本 研究에서는 이 方法에 의해서 誘導된

NSMB의 式을 利用하기로 한다.

Wageningen B-系列 프로펠러의 單獨特性의 多項式을 求함에 있어 Oosterveld와 van Oossanen^{49, 50}은 相當形狀法을 使用하였다.

이것은 相當形狀 또는 相當翼斷面인 翼斷面中의 한 斷面을 가지고서 프로펠러 全體를 代置하는 方法이다. Lerbs의 相當形狀法에 있어서는 $0.75 r_0$ 의 翼斷面이 全體翼에 相當한다고 看做하고 있다.

이 斷面의 揚力과 抗力의 特性은 프로펠러의 推力과 토오크係數로 부터 直接 求해 진다. 이런 方法으로 B-系列을 包含한 120個의 模型 프로펠러로 부터 抗力과 揚力의 값을 4,000 以上 求하고 있다. 그들에 의하면 抗力係數의 最小値는 다음과 같이 表示된다.⁵⁰

$$C_{D \min} = 2C_f \left[1 + 2\left(\frac{t}{c}\right) + 60\left(\frac{t}{c}\right)^4 \right] + C_{D3} \quad (5-8)$$

여기에서

$$C_f = \frac{0.075}{[0.43429 \ln(Rn - 2)]^2} \quad (5-9)$$

$$C_{D3} = \left[(0.15)^2 - \frac{(A_E/A_0)^2}{K} \right] \left[1.375 + 0.967 \left(\frac{P}{D} \right)^2 \right]$$

$$- \left[(0.15)^3 - \frac{(A_E/A_0)^3}{K} \right] \left[5.928 + 4.505 \left(\frac{P}{D} \right)^2 \right] \quad (5-10)$$

$$Rn = c_{0.75 r_0} \sqrt{V_A^2 + (0.75 \pi n D)^2} / v$$

$(t/c) = 0.75 r_0$ 에 있어서의 두께-弦 길이 비

$(P/D) = 0.75 r_0$ 에 있어서의 핏치 비

式 (5-8)에 있어서 $(A_E/A_0)/K < 0.15$ 일 경우에는 $C_{D3} = 0$ 이다.

프로펠러의 全 摩擦抵抗係數를 C_D 라 하면, 摩擦抵抗에 의한 推力, 토오크는 다음과 같이 表示된다.

$$T_D = -\frac{\rho}{2} c_{0.75 r_0} [V_A^2 + (\omega r_{0.75 r_0})^2] C_D \sin \phi_{0.75 r_0} \quad (5-11)$$

$$Q_D = \frac{\rho}{2} c_{0.75 r_0} [V_A^2 + (\omega r_{0.75 r_0})^2] C_D r_{0.75 r_0} \cos \phi_{0.75 r_0} \quad (5-12)$$

全推力과 토오크는 다음의 式으로 주어진다.

$$\begin{aligned} T &= T_o + T_s + T_D \\ Q &= Q_o + Q_s + Q_D \end{aligned} \quad (5-13)$$

따라서 推力係數 K_T , 토오크係數 K_Q , 그리고 效率 e_p 는 定義에 의해서 다음과 같이 주어진다.

$$K_T = \frac{T}{\rho n^2 D^4}, K_Q = \frac{Q}{\rho n^2 D^5}, e_p = \frac{J}{2\pi} \frac{K_T}{K_Q} \quad (5-14)$$

여기에서

D = 프로펠러 直徑

n = 單位時間에 대한 回轉數(rps)

$J = \frac{V_A}{nD}$: 前進係數

第 6 章 數值解析 및 考察

以上에서 準渦格子法은 連續渦面法과 渦格子法의 中間法임을 알 수 있다. 準渦格子法에 있어서는 翼面上的의 荷重分布는 弦길이 方向으로는 連續적으로, 半徑方向으로는 階段狀으로 一定하게 다루어지고 있다. 弦方向의 荷重分布는 連續渦面法에서와 같이 假定하지 않고, 渦 그 自身을 未知量으로서 求하고 있다. 本 方法에 있어서는 날개의 半徑方向의 積分은 解析적으로 行하여 지고 있으므로 連續渦面法에서 行하고 있는 特異點 取扱은 避하여지고 있다.

本 準渦格子法과 渦格子法의 相異는 弦方向의 積分을 위한 加重合(weight sum)과, 荷重位置와 檢査點의 位置의 選定에 있음을 알 수 있다.

渦格子法의 核心은 1) 最適 檢査點을 求할 것. 2) 翼弦方向에 대하여 分割數와 解의 精度와의 關係를 糾明할 것. 3) 翼弦方向의 分割數에 대하여 收斂解를 얻기 위한 翼 半徑方向의 必要한 分割數를 糾明할 것 等이다.³³⁾

James³⁴⁾는 二次元翼에 대한 渦格子法의 最適 檢査點의 數를 提示하였다. 한편, De Young⁵¹⁾은 等

間隔 分割格子에 1/4 - 3/4 弦 길이法을 適用했을 경우의 格子數와 渦分布의 關係를 理論적으로 提示하였다. 그에 의하면, 前緣 近處를 除外하면, $N = 10$ 程度에서 充分히 正確한 解가 얻어진다.

翼 半徑方向의 分割數와 解의 收斂과의 關係는 Margason and Lamar²⁰⁾에 提示된 計算에 의해서 概略의 推測이 可能하다.

準渦格子法에 의하여 形狀比 2.0의 平面 直四角形 翼에 대한 計算의 한 보기가 Nakamura³²⁾에 의해서 提示되고 있다. 그에 의하면 적은 檢査點 數로 收斂이 얻어짐을 알 수 있다.

그러나, 프로펠러에 關하여 이 問題의 徹底한 研究는 아직 이루어지지 않고 있다. 컴퓨터의 容量과 費用에 制限이 없다면, 數值解析의 揚力面理論의 開發에 있어서, 참으로 挑戰하여야 할 일은 最少數의 分割數(要素)를 가지고서 바라는 正確性이 얻어지는 最適 格子配置를 求하는 것이라고 Kerwin과 Lee²⁴⁾는 記述하고 있다.

Ueda²⁹⁾는 프로펠러의 特性計算에 cosine 分割法을 適用하여 $M=N=8$ 로서 充分히 滿足할만한 結果를 얻고 있다.

本 研究에서는 위에 記述된 것을 參考로 해서 $M=9, N=10$ 을 適用하여 프로펠러의 特性을 計算하였다.

本 計算法의 適用性을 評價하기 위해서 翼輪廓이 넓은 範圍로 變化하는 DTNSRDC Skew Series Propeller 4381, 4382, 4383, 4384에 대하여 計算하고, 實驗 結果와 比較하였다.

Fig. 6~9에 推力係數와 토오크係數를 計算한 結果를 實驗結果와 比較하여 表示하였다.

本 計算에서는 最小抗力만을 考慮하였으나 推力係數, 토오크係數의 計算結果는 모두 實驗結果와 잘 對應하고 있음을 알 수 있다.

以上에서 粘性에 關한 修正을 適切히 遂行하면 本 計算法은, Highly Skewed Propeller를 包含한 普通 프로펠러에 適用해서, 實用上 充分한 精度로서 單獨 特性을 推定할 수 있다고 말할 수 있다.

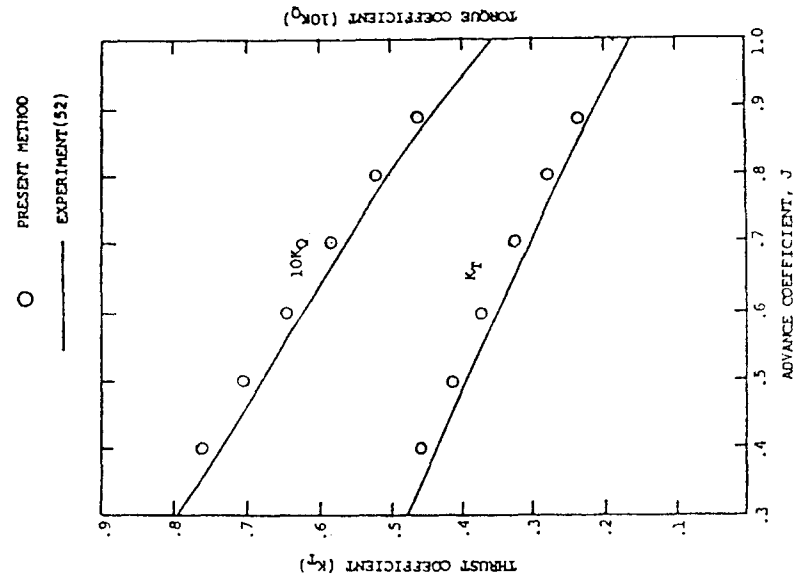


Fig. 7 Comparison of measured and calculated open-water characteristics of DTNSRDC Propeller 4382 (36-deg skew)

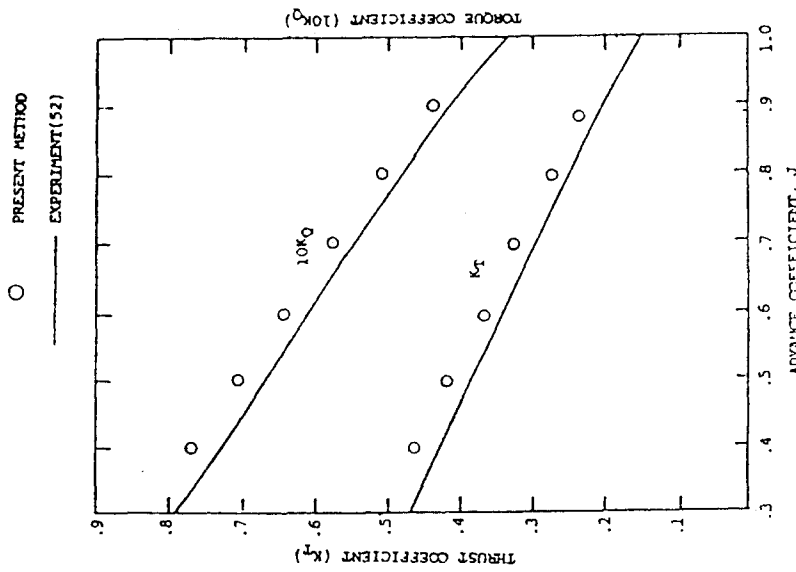


Fig. 6 Comparison of measured and calculated open-water characteristics of DTNSRDC Propeller 4381 (0-deg skew)

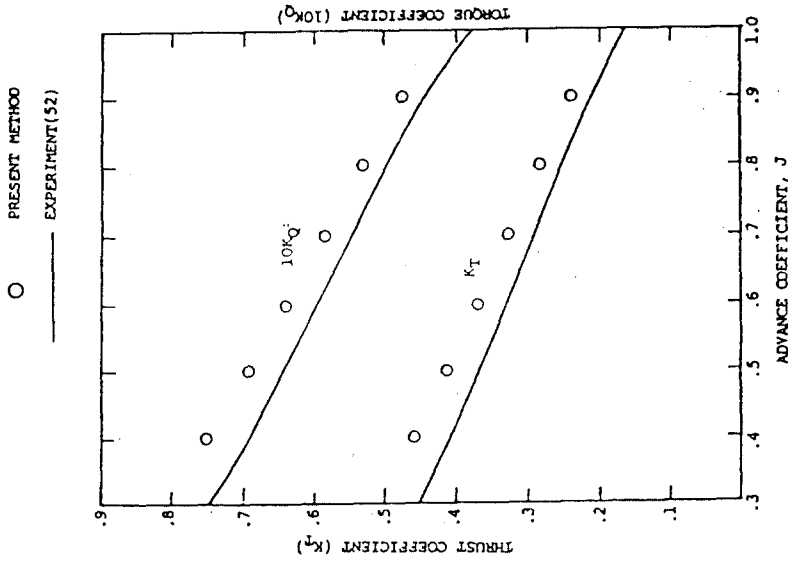


Fig. 9 Comparison of measured and calculated open-water characteristics of DTNSRDC Propeller 4384 (108-deg skew)

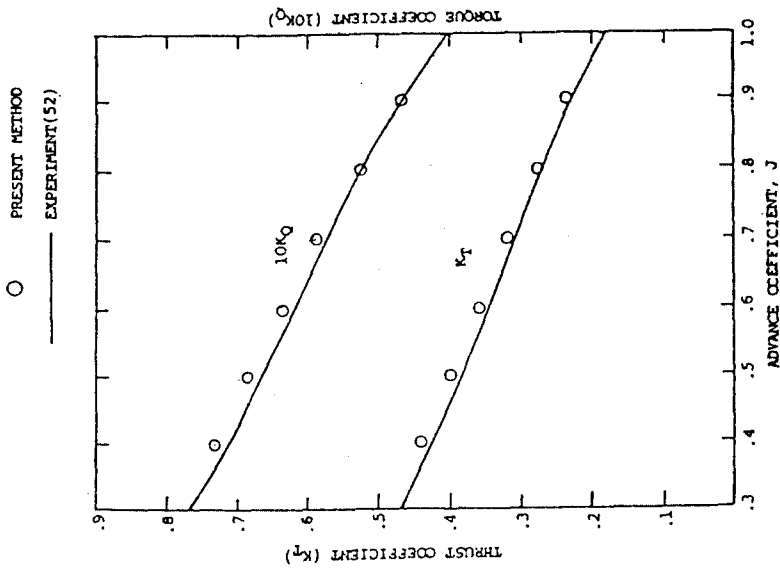


Fig. 8 Comparison of measured and calculated open-water characteristics of DTNSRDC Propeller 4383 (72-deg skew)

第 7 章 結 論

本 論文에서는 平面 直進翼에 대하여 開發된 揚力面理論의 한 技法인 準渦格子法을 概觀하고, 이 方法을 船用프로펠러에 適用해서 프로펠러 單獨特性的 計算 프로그램을 開發하였다.

위에서 本 準渦格子法에 대하여 다음과 같은 結論을 얻었다.

(1) 準渦格子法은 連續渦面法과 渦格子法의 中間法이다.

(2) 弦方向의 荷重點과 檢査點은 前緣 特異點, Cauchy 特異點, 그리고 後緣에 있어서의 Kutta條件이 考慮되어 配置되고 있다.

(3) 半徑方向의 積分은 解析的으로 行하여지고 있으므로 連續渦面法에서 行하고 있는 特異點 取扱은 避하여지고 있다.

(4) 前緣에서의 誘導速度를 求함으로써 前緣 吸引力이 直接 求해진다.

(5) 渦格子法의 長點인 數值計算의 簡潔함이 維持되고 있으며, 複雜한 翼形狀 表現이 正確하게 다루어 질 수 있다.

本 計算 프로그램에 의한 計算結果는, Highly Skewed Propeller를 包含한 普通 프로펠러에 대하여 實驗結果와 잘 對應하고 있음을 確認하였다. 따라서 粘性에 관한 修正을 適切히 수행하면, 實用上 충분한 精度로써 實驗結果와 一致하리라 본다.

可變핏치 프로펠러, 탄뎀 프로펠러(Tandem Propeller) 및 二重反轉 프로펠러 등과 같은 特殊 프로펠러에 本 프로그램을 適用, 試圖하지는 못했으나 本 計算法은 어떠한 프로펠러에 대해서도 適用 可能하고, 허브의 影響과 壓力 分布를 考慮하면, 캐비테이션과 騒音도 다룰 수 있으리라 豫想한다.

더욱 精度가 높은 計算結果를 얻기 위해서는 다음과 같은 點의 改善에 努力이 必要하다고 생각한다.

(1) 허브의 流體力學的 效果를 考慮할 것.

(2) 後緣伴流의 計測을 正確히 하여, 伴流의 構造를 實際에 가깝도록 할 것.

(3) 粘性效果를 보다 理論的으로 다룰 수 있을

것.

(4) 翼面에서의 壓力分布를 正確하게 計算하기 위해서는 날개 두께를 보다 正確하게 다룰 수 있을 것.

參 考 文 獻

- 1) W. J. Rankine, "On the Mechanical Principles of the Action of Propellers," TINA, Vol. 6, 1865
- 2) S. Goldstein, "On the Vortex Theory of Screw Propellers," Proceedings of the Royal Society, London, England, Series A, Vol. 63, 1929
- 3) H. Ludwig and J. Ginzl, "Zur Theorie der Breitblattschraube, Aerodynamische Versuchsanstalt," Göttingen, Rept. 44/A/08, 1944
- 4) H. Multhopp, "Methods for Calculating the Lift Distribution of Wings(Subsonic Lifting-Surface Theory)," A. R. C. R & M, No. 2884, 1950.
- 5) J. A. Sparenberg, "Application of Lifting-Surface Theory to Ship Screws," ISP, Vol. 7, No. 67, 1960
- 6) O. C. Pien, "The Calculation of Marine Propellers based on Lifting-Surface Theory," JSR, Sept., 1961
- 7) J. D. van Manen and A. B. Baker, "Numerical Results of Sparenberg's Lifting-Surface Theory for Ship Screws," 4th Symposium on Naval Hydrodynamics, 1962
- 8) G. G. Cox, "Corrections to the Camber of Constant Pitch Propellers," RINA, Vol. 103, 1961
- 9) Y. Nakajima, "Theory of the Wide-Bladed Propellers and its Application," Journal of the Society of Naval Architects of Japan, Vol. 108, 1960
- 10) T. Nishiyama, "Lifting-Surface Theory of the Widely Bladed Marine Propellers - Part 1," Journal of the Society of Naval Architects of Japan, Vol. 109, 1961

- 11) R. Yamazaki, "On the Theory of Screw Propellers," 4th Symposium on Naval Hydrodynamics, 1962
- 12) D. M. Nelson, "A Lifting-Surface Propeller Design Method for High-Speed Computers," NAVWEPS Rept. 8442, 1964
- 13) K. Sugai, "A Method for Calculating the Hydrodynamic Characteristics of marine Propellers," Journal of the Society of Naval Architects of Japan, Vol. 128, 1970
- 14) K. Koyama, "A Numerical Analysis for the Lifting-Surface Theory of a Marine Propeller," Journal of the Society of Naval Architects of Japan, Vol. 132, 1972
- 15) S. Tsakonas, W. R. Jacobs and M. R. Ali, "An 'EXACT' Linear Lifting-Surface Theory for a Marine Propeller in a Non-Uniform Flow," JSR, Vol. 17, No. 4, Dec. 1973
- 16) S. Hatano, J. Minakata and S. Yamasaki, "The Estimation of the Performance Characteristics of the Propeller by the Lifting Line and Lifting Surface Theory," Trans. of the West-Japan Society of Naval Architects, No. 19, 1975
- 17) W. van Gent, "Unsteady Lifting - Surface Theory for Ship Screw : Derivation and Numerical Treatment of Integral Equation," JSR, Vol. 19, No. 4, 1975
- 18) V. M. Falkner, "The Calculation of Aerodynamic Loading on Surfaces of any Shape," A. R. C., R & M, No. 1910, 1943
- 19) T. Yau-Tsu Wu, "Some Recent Developments in Propeller Theory," Schiffstechnik, Vol. 60, No. 12, 1965
- 20) R. M. Margason and J. A. Lamar, "Vortex-Lattice FORTRAN Program for Estimating Subsonic Aerodynamic Characteristics of Complex Planforms," NASA TND-6142, 1971
- 21) J. E. Kerwin, "The Solution of Propeller Lifting Surface Problems by Vortex Lattice Methods," DTMB, CONTRACT No. NONR-1841(63), 1961
- 22) J. W. English, "The Application of a Simplified Lifting Surface Technique to the Design of Marine Propellers," NPL Rept. SHR. 30/62, 1962
- 23) J. E. Kerwin, "Computer Techniques for Propeller Blade Section Design," ISP, Vol. 20, No. 227, 1973
- 24) J. E. Kerwin and C. H. Lee, "Prediction of Steady and Unsteady Marine Propeller Performance by Numerical Lifting-Surface Theory," SNAME, vol. 86, 1978
- 25) J. Szantyr, "A Computer Program for Calculation of Cavitation Extent and Excitation Forces for a Propeller Operating in Non-Uniform Velocity Field," ISP, Vol. 26, No. 296, 1979
- 26) H. Yuasa, N. Ishii, B. Person, O. Frydenlund and K. Holden, "Practical Applications of the Discrete Vortex Element Method for Calculation of Propeller Induced Excitation Forces," Proceedings, 13th Symposium on Hydrodynamics, 1980
- 27) D. S. Greeley and J. E. Kerwin, "Numerical Methods for Propeller Design and Analysis in Steady Flow," SNAME, Vol, 90, 1982
- 28) M. Ikehata, M. Ando and H. Maruo, "The Analysis of Unsteady Characteristics of Marine Propeller in Harmonic Wake by Vortex Lattice Lifting-Surface Model," Journal of the Society of Naval Architects of Japan, Vol. 153, 1983
- 29) K. Ueda, "Effects of Viscosity Acts on a Propeller in the Steady State (I)," Trans. of the West-Japan Society of Naval Architects, No. 69, 70, 1985
- 30) S. Chattopadhyay, H. Kato, and H. Yamaguchi, "A Study on Performance and Cavitation of Propellers for High Speed Crafts Including Effect of Boss(1st Report : Analysis in Uniform Flow)," JSNA, Vol. 158, 1985

- 31) C. E. Lan, "A Quasi-Vortex-Lattice Method in Thin Wing Theory," *Journal of Aircraft*, Vol. 11, No. 9, Sep. 1974
- 32) Naoto Nakamura, "Estimation of Propeller Open-Water Characteristics Based on Quasi-Continuous Method," *JSNA*, Vol. 157, 1985
- 33) T. Hanaoka, "On the Problems in the Numerical Solution of Subsonic Lifting-Surface Theory," *Journal of the Japan Society for Aeronautical and Space Science*, Vol. 23, No. 263, 1975
- 34) R. M. James, "On the Remarkable Accuracy of the Vortex Method," *Computer Methods Appl. Mech. Eng.* Vol. 1, 1972
- 35) T. Hoshion, "Propeller Theory," The 3rd Symposium on Marine Propellers JSAN, 1987
- 36) N. Okamura, "Experimental Analysis of the Flow Field around a Screw Propeller," *IHI Technical Bulletin*, Vol. 23, No. 3, 1983
- 37) H. Yuasa, N. Ishii, and H. Kamiirisa, "A Consideration on Propeller Slipstream," *Technical Review of Mitsui Zosen*, Vol. 117, 1983
- 38) K. Koyama, A. Kakugawa, and M. Okamoto, "Flow Field Measurement around a Marine Propeller by Laser Doppler Velocimeter," *Trans. of JSME(B)*, Vol. 51, No. 466, 1985
- 39) T. Hoshino and A. Ozima, "Measurement of Flow Field around Propeller by Using a 3-Component Laser Doppler Velocimeter (LDV)," *Technical Review of Mitsubishi Heavy Industries*, Vol. 23, No. 3, 1986
- 40) Min K. S., "Numerical and Experimental Methods for the Prediction of Field Poing Velocities around Propeller Blades," *Dept. of Ocean Engineering Report No. 78-12*, MIT, Cambridge, 1978
- 41) R. Yamazaki, "On the Theory of Screw Propellers on Non-Uniform Flows," *Memoirs of the Faculty of Engineering, Kyushu Univ.* Vol. 25, 1965, 1966
- 42) T. Hanaoka, "Fundamental Theory of a Screw Propeller," *Report of Ship Reserch Institute of Japan*, Vol. 5, No. 6, 1968
- 43) J. E. Kerwin and R. Leopold, "A Design Theory for Cavitating Propellers," *SNAME*, Vol. 72, 1964
- 44) J. Lee, "A Potential Based Panel Method for the Analysis of Marine Propellers in Steady Flow," *Thesis for the Degree of Docter of Philosophy in O. E., MIT*, 1987
- 45) Bakri Mohammed Indris, H. Maruo, and M. Ikehata, "Theoretical Analysis of Unsteady Characteristics of Marine Propeller in Ship's Wake," *JNR*, Vol. 156, 1984
- 46) T. Hoshino, "Hydrodynamic Analysis of Propellers in Steady Flow Using a Surface Panel Method," *2nd Report : Flow Field Around Propellers*, *JSNA*, Vol. 166, 1989
- 47) A. Robinson and J. A. Laurmann, "Wing Theory," *Cambridge Univ. Press*, 1956
- 48) D. E. Cummings, "Numerical Prediction of Propeller Characteristics," *JSR*, Mar. 1973
- 49) P. van Oossanen, "Calculation Performance and Cavitation Characteristics of Propellers Including Effects of Non-Uniform Flow and Viscosity," *NSMB*, Publication No. 457
- 50) M. W. C. Oosterveld and van Oossanen, "Recent Developmenents in Marine Propeller Hydrodynamics," *Paper Presented at International Jubilee Meeting on the Occasion of the 40th Anniversary of the NSMB*, August 30 - September 1, 1972
- 51) J. De Young, "Convergence-Proof of Discrete-Panel Wing Loading Theories," *J. Aircraft*, Vol. 8, No. 10, 1971
- 52) R. J. Boswell and M. L. Miller, "Unsteady Propeller Loading-Measurement, Correlation with Theory and Parametric Study," *DTNS-RDC Report 2626*, Oct. 1968
- 53) M. Strecheletzky, "Hydrodynamische Grundlagen zur Berechnung der Schiffsschrauben," *Verlag G. Braun, Karlsruhe*, 1950

- 54) M. Strecheletaky, "Berechnungskurven für dreiflügelige Schiffsschrauben," Verlag G. Braun, Karlsruhe, 1955
- 55) R. Guilloton, "Calcul des Vitesses Induites en vue du Tracé des Helices," Schiffstechnik 4, 1957
- 56) C. H. H. Lock, "Graphical Method of Calculation Performance of Airscrews," ARC R & M, No. 1675, 1934
- 57) H. Lerbs, "On the Effect of Scale and Roughness on Free Running Propellers," Journal of ASNE, Vol. 63, No. 1, 1951
- 58) K. Taniguchi, "Study on the Free Running Propeller," Trans. of West-Japan Soc. of Nav. Arch., No. 7, 1953