

定常狀態인 船用 TP620 翼型의 境界層 特性 研究

徐 奉 錄* · 金 時 榮*

A Study on the Boundary Layer Characteristics of TP620 Hydrofoil in the Steady State

B.L. Seo, S.Y. Kim

Abstract

This report deals with a study on the boundary layer characteristics of TP 620 hydrofoil in the steady state by using two dimensional boundary layer theory. On the basis of complex velocity and laminar and turbulent boundary layer theory, the author attempts to know some tendency by evaluating the performance characteristic values of TP620 hydrofoil working in a uniform flow.

In deriving characteristic values, he calculates numerically velocity, momentum thickness, skin friction coefficient, shape factor, and displacement thickness on the TP620 hydrofoil working at each attack angle in a uniform flow. Applying this present numerical calculation using Thwaites' and Head's method, the results of boundary layer on the hydrofoil are shown to be influenced by surface velocity and attack angle.

記 號 說 明

C	: 翼弦長	R_s	: Reynolds 數
C_f	: 表面摩擦係數	R_{str}	: 遷移點에서의 Reynolds 數
C_j	: Segment의 中點을 나타내는 複素數	R_θ	: 運動量두께에 대한 Reynolds 數
E	: 單位길이當의 境界層內的 流體 增加量	R_{otr}	: 遷移點에서의 運動量두께에 대한 Reynolds 數
H	: 形狀係數	S	: 翼表面에 따른 弧의 길이
H_{tr}	: 遷移點에서의 形狀係數	S_j	: Segment의 方向과 길이를 주는 複素數
i	: 虛數單位($\sqrt{-1}$)	U	: 翼表面流速
m_j	: 均一湧出分布	U_{tr}	: 遷移點에서의 翼表面 流速
n	: Segment의 總數	U_∞	: 均一流速
		W	: 複素共役速度

* 正會員, 釜山水產大學

- (x, y) : 座標系
- Z : 複素數 (= x + iy)
- Z_j, Z_k : End Point의 複素座標
- α : 翼의 首尾線에서의 迎角
- δ : 境界層 두께
- δ* : 排除두께
- Θ : 運動量두께
- Θ_{tr} : 遷移點에서의 運動量두께
- r : 均一渦分布
- ν : 動粘性係數
- I_m(Z) : Z의 虛部
- Re(Z) : Z의 實部

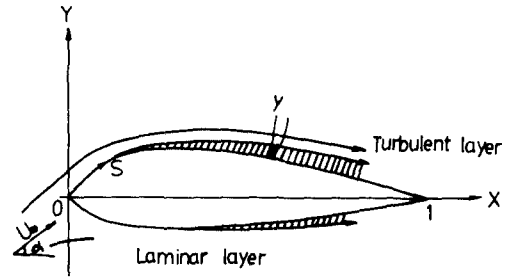


Fig. 1. Coordinate system and boundary layer model.

1. 序 論

주어진 翼型이 一定速度의 포텐살流 中에 있을 때 翼의 表面에는 粘性의 影響으로 境界層이 生成된다. 이 때문에 翼의 걸보기 翼型은 增加하고 翼性能에 어느 程度 影響을 끼친다. 그리고, 粘性力이 慣性力에 比해서 極히 작은 境遇인 高Ryenolds數의 흐름에 있어서도 粘性을 考慮하지 않으면 대개 實際의 現象과 矛盾되는 結果가 얻어진다. 또 最近에 Arakeri¹⁾는 포텐살流에 의한 半球形 物體에 對해서 粘性의 影響을 考慮했을 境遇 實驗實測值에 좀 더 接近할 수 있음을 보여주고 있다.

그래서 本論文에서는 最近 山口²⁾에 依해서 포텐살流 解析으로 開發된 船用 TP620 翼型이 非 Cavitation 狀態에서 어떤 迎角으로 均一流動中에 있을 때 粘性의 影響, 特히 剝離를 일으키는 根本要因이 되는 層流 및 亂流境界層을 2次元 境界層理論^{3,4)}에 依하여 特性值들을 迎角 및 流速의 變化에 對해 各各 考察하였다.

2. 計 算 法

2.1. 座標 및 翼模型

2次元 定常流를 假定하고 Fig. 1과 같이 翼의 首尾線에 x 軸, 그것에 垂直으로 y 軸을 取하고 翼의 前·後緣의 x 座標를 各各 0, 1로 한다. 均一流 U_∞는 x 軸에 α로서 流入하고 翼周圍를 돌아

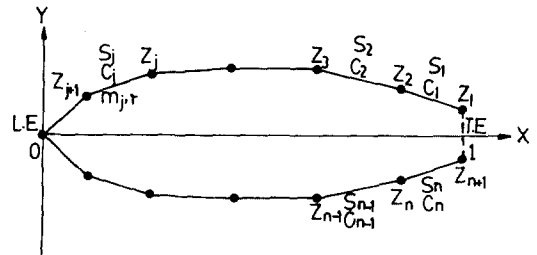


Fig. 2. Discretization of boundary.

돌러간다. 그리고 解析을 爲하여 翼表面境界를 Fig. 2와 같이 翼後緣 上面→翼前緣→翼後緣 下面의 順으로 n個의 線分으로 分割한다.

또 各點의 座標를 x_k, y_k라고 하면

$$Z_k = x_k + iy_k (k = 1, 2, \dots, m+1) \quad (1)$$

$$S_j = Z_{j+1} - Z_j (j = 1, 2, \dots, n) \quad (2)$$

$$C_j = \frac{1}{2}(Z_{j+1} + Z_j) \quad (3)$$

라고 둔다.

그리고, 各線分의 中點에 湧出分布 m_j, 各線分의 全體에 均一強度의 渦分布 r를 分布시키면 任意點Z에 있어서 複素共役速度 W(z)⁵⁾는 다음과 같다.

$$W(z) = U_\infty e^{-i\alpha} + \frac{1}{2} \sum_{j=1}^n m_j \frac{|S_j|}{S_j} \frac{1}{z - Z_{j+1}} + \frac{r}{2\pi i} \sum_{j=1}^n \frac{|S_j|}{S_j} \frac{1}{z - Z_{j+1}} \quad (4)$$

2.2. 境界條件

境界條件을 주는데는 여러가지 數式的인 方法^{6), 7), 8)}이 있지만 여기서는 山口²⁾의 方法에 依

하여 以下의 條件을 생각하고 各線分의 中點 C_j 에서 滿足토록 한다.

(1) 接線流 條件

Fig. 1의 翼表面 全體에서 流動의 方向이 線分의 기울기에 一致한다. 即,

$$I_m\{W(C_j) \times S_j\} = 0 \quad (5)$$

(2) Kutta의 流出條件

翼後緣部에서 이를 둘러싸는 上下面 2個의 中點流速이 같다. 即,

$$-R_s\{W(C_1) \times S_1 / |S_1|\} = R_s\{W(C_n) \times S_n / |S_n|\} \quad (6)$$

以上 (5)~(6)式을 (4)式에 代入해서 各各 線分上에서 滿足시키도록 $(n+1)$ 個의 未知數 m_j, r 에 關한 $(n+1)$ 元의 連立一次方程式이 얻어지고 이를 풀어서 m_j, r 를 決定한다.

2.3. 2次元 境界層 計算

式(4)를 境界條件 2.2에 맞추어서 翼表面의 流速 U 를 求하고 翼表面上的 境界層은 前緣으로부터 順次的으로 層流, 遷移, 亂流로 變化한다고 생각한다.

(1) 層流 境界層(Thwaites' method)⁹⁾

翼前緣으로부터 翼表面에 따라 測定한 弧의 長이를 S 라 하면 運動量두께, 形狀係數 및 表面 摩擦係數는 다음式으로부터 求할 수 있다.

$$\Theta^2 = 0.45U^{-6} \int_0^s U^5 dS, \quad K_1 = \frac{\Theta^2}{\nu} \frac{dU}{dS} \quad (7)$$

$$H(K_1) = \begin{cases} 2.61 - 3.75K_1 + 5.24K_1^2 & (K_1 > 0) \\ \frac{0.0731}{0.14 + K_1} + 2.088 & (K_1 < 0) \end{cases} \quad (8)$$

$$l(K_1) = \begin{cases} 0.222 + 1.57K_1 - 1.8K_1^2 & (K_1 > 0) \\ 0.222 + 1.402K_1 + \frac{0.018K_1}{0.107 + K_1} & (K_1 < 0) \end{cases} \quad (9)$$

$$C_f = \frac{2\nu}{U\Theta} l(K_1), \quad \delta^* = \Theta H(K_1) \quad (10)$$

따라서 U 가 既知일 때 各 S 點에 있어서 $\Theta, K_1, l(K_1), H(K_1)$ 및 C_f, δ^* 를 求할 수 있다. 또 S 와 Θ 에 따른 Reynolds數를

$$R_s = US/\nu, \quad R_\theta = U\Theta/\nu \quad (11)$$

라고 둔다.

(2) 遷移點의 決定法⁹⁾

$K_1 = -0.090$ 으로 되는 S 點을 取하고 $S = S_{tr}$ 라고 두고 이 點에서 U, Θ, H, R_s 및 R_θ 를 層流境界層 計算方法에 依하여 求하고 이 값을 各各 $U_{tr}, \Theta_{tr}, H_{tr}, R_{str}, R_{\theta tr}$ 라고 둔다.

(3) 亂流境界層 計算(Heads method)^{10), 11)} Kármán의 積分方程式

$$\frac{d\Theta}{dS} + (H+2) \frac{\Theta}{U} \frac{dU}{dS} = \frac{C_f}{2} \quad (12)$$

과 翼表面에 따른 單位長이當의 境界層內의 流量의 增加率을

$$E = \frac{d}{dS} \{U(\delta - \delta^*)\} \quad (13)$$

으로 表示한다. 다시 새로운 形狀係數

$$H_1 = (\delta - \delta^*)/\Theta \quad (14)$$

을 導入하고 實驗的으로 求한 Head's entrainment方程式

$$E = \frac{d}{dS} (U\Theta H_1) = 0.0306U(H_1 - 3.0)^{-0.6169} \quad (15)$$

과 Ludwig-Tillman의 公式

$$C_f = 0.246R_\theta^{-0.268} \times 10^{-0.678H} \quad (16)$$

을 使用한다. 但,

$$H_1 = \begin{cases} 0.8234(H-1.1)^{-1.287} + 3.28 & (H < 1.6) \\ 1.5501(H-0.6778)^{-3.064} + 3.3 & (H > 1.6) \end{cases} \quad (17)$$

이다. 그리고 初期條件은 $S = S_{tr}$ 에 있어서

$$U = U_{tr}, \quad \Theta = \Theta_{tr}, \quad R_s = R_{str}, \quad R_\theta = R_{\theta tr}, \\ H = H_{tr} - \Delta H \quad (18)$$

라고 둔다. 但,

$$\Delta H = 0.785 + 0.140 \log_{10} R_{\theta tr} - 0.005 \times (\log_{10} R_{\theta tr})^2 \quad (19)$$

라 두고 計算한 다음 이들 方程式을 利用해서 任意의 點 $S = S^{(n)}$ 에서 $\Theta^{(n)}$ 및 $H^{(n)}$ 을 알고 있을 때 遷移點을 初期條件으로 하여 翼表面에 따라서 ΔS 만큼 앞선 點 $S^{(n+1)} = S^{(n)} + \Delta S$ 에 있어서 $\Theta^{(n+1)}, H^{(n+1)}$ 및 $C_f^{(n+1)}$ 를 計算할 수 있고 排除 두께도 $\delta^{*(n+1)} = \Theta^{(n+1)} H^{(n+1)}$ 로서 求할 수 있다.

3, 計算結果 및 考察

Fig. 3은 TP620 翼形狀 및 翼表面에 따른 流速分布을 迎角 α 와 均一流速 U_∞ 의 變化에 對하여 表示한 것이다. 翼前緣 附近에서 速度가 急激히 增加하는 後緣 附近에서 減少하며 前緣보다 中央으로 갈수록 背壓面과 正壓面의 速度差가 크며 迎角에 比例하고 있다. 이것은 迎角이 클수록 背壓面에서 速度가 크게 나타나며 正壓面에서 速度가 더 작기 때문이다.

Fig. 4, 5는 流速分布로부터 求한 TP620 翼型의 背壓面과 正壓面의 運動量두께 Θ 의 分布를 주어

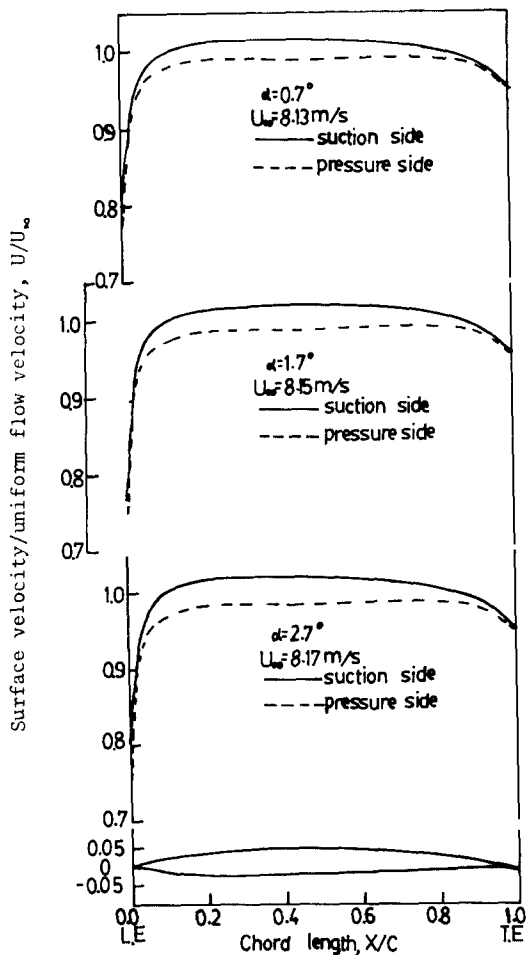


Fig. 3. Velocity distributions and profile of TP 620.

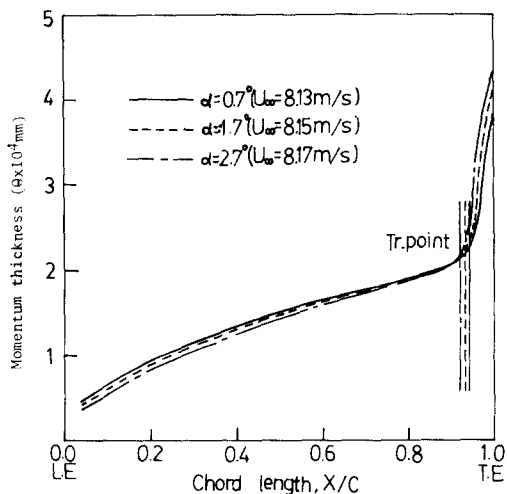


Fig. 4. Momentum thicknesses of TP620 in the suction side.

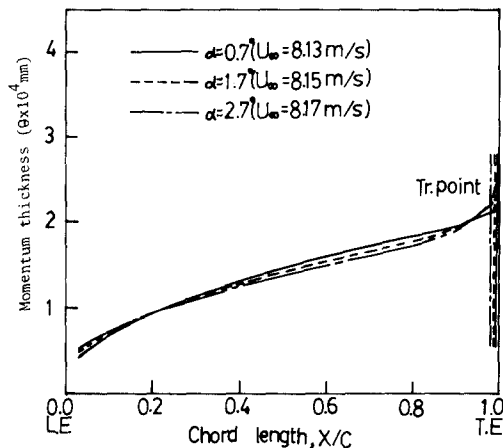


Fig. 5. Momentum thicknesses of TP620 in the pressure side.

진 迎角에서 翼弦長에 따라 그 값의 變化傾響을 나타내고 있다. 翼前緣으로부터 遷移點으로 갈수록 翼表面의 速度增加에 依한 粘性效果로 생기는 運動量缺損은 緩慢하나 遷移點 附近에서 壓力이 回復됨에 따라 速度의 減少와 더불어 運動量缺損이 크게 나타나며 層流域보다는 亂流域이 그 增加傾響이 크고 α 의 增減에 比例하고 있다. 이것은 運動量두께가 境界層內에서 流體

가 잃은 운동량에 相當하는 두께로서 層流域보다는 亂流域이 遷移點을 基準으로 粘性에 依한 速度缺損이 큰을 알 수 있다.

Fig. 6, 7은 表面摩擦係數 C_f 의 分布를 迎角의 變化에 따라 前緣으로부터의 變化傾響을 나타낸 것인데 遷移點 附近으로 갈수록 徐徐히 減少하다가 亂流域이 始作되면서 急激히 增加하여 後緣으로 갈수록 減少하는 것은 運動量保存의 法則에 依하여 그 缺損이 物體에 作用하는 摩擦力에 相當하는 것으로서 粘性에 依해 생기는 그

값이 亂流가 되면서 急激히 增加하는 것은 翼表面에서의 流速이 層流보다 亂流쪽에서 크게 減少함으로써 粘性의 影響이 크다는 것이고 正壓面의 翼中央 附近에서 迎角이 작을수록 增加하는 것은 流速때문이다.

Fig. 8, 9는 形狀係數 H 의 分布를 迎角 및 翼弦長에 따라 나타낸 것으로 前緣으로부터 漸次 增加하다가 遷移點 附近에서 層流流動의 H 값이 急激히 增加하고 不連續의이며 亂流流動으로 되면서 그 값이 크게 減少함을 보이는 것은 形狀係

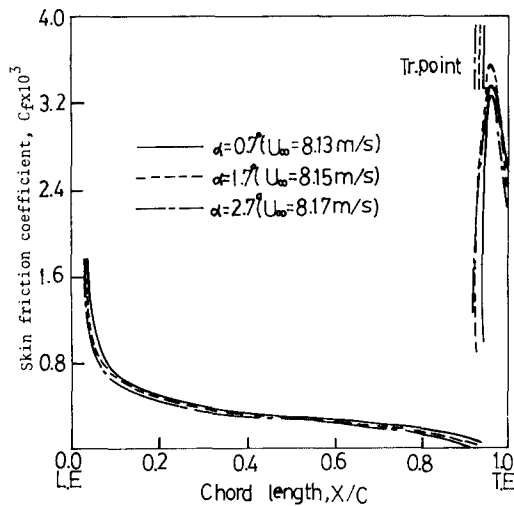


Fig. 6. Skin friction coefficients of TP620 in the suction side.

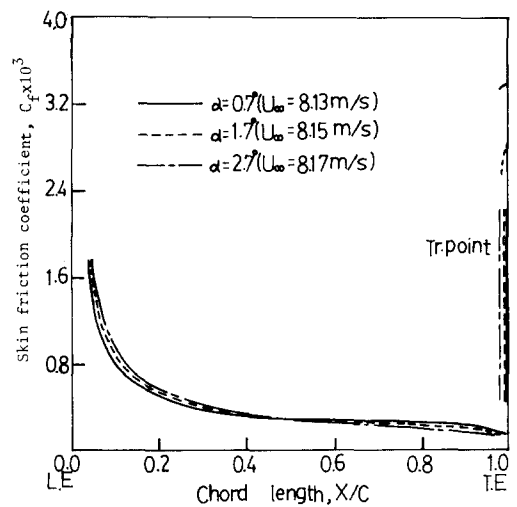


Fig. 7. Skin friction coefficients of TP620 in the pressure side.

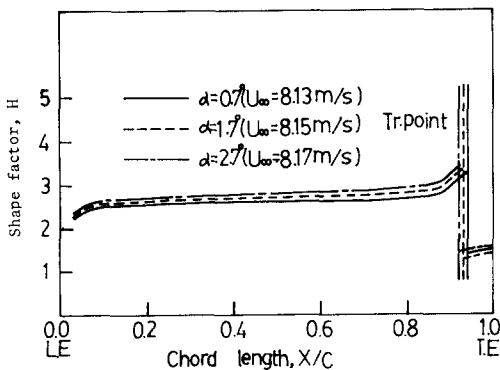


Fig. 8. Shape factors of TP620 in the suction side.

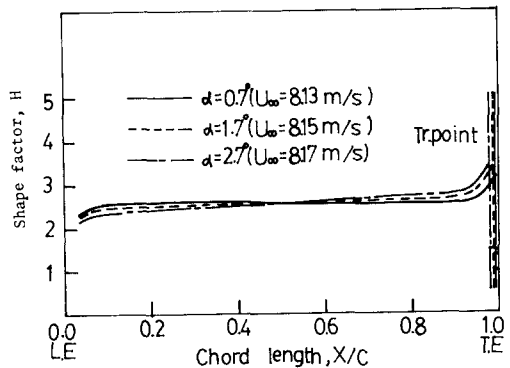


Fig. 9. Shape factors of TP620 in the pressure side.

數가 速度勾配에 對한 粘性力의 比로서 나타나며 層流部分에서 流速增加에 依해 壓力이 減少하고 亂流域이 되면서 流速의 減少에 依해 壓力이 增加하기 때문이고 特히 遷移點에서 不連續이 되는 것은 速度勾配가 0이기 때문이며 粘性의 効果에 依한 速度減少 및 壓力의 增加로 運動量두께의 影響이 큰 것이고 背壓面에서 迎角이 올수록 그 影響이 크게 나타나는 것은 運動量두께의 값이 크게 作用함을 알 수 있다.

Fig. 10, 11은 迎角에 對한 排除두께 δ^* 의 값을 表示하고 있는데 層流域에서 多少 增加하다가 亂流域에서 크게 減少하다가 增加하는 것을 보이는 것은 排除두께의 概念이 境界層內에서 速度減少때문에 流量의 減少를 招來하고 이것에 相當하는 만큼 流線이 物體表面보다 外側으로 排除된다고 생각되는 두께로서 粘性에 依한 걸보기두께가 事實上 增加해 있으며 亂流域에서 速度減少에 依해 壓力回復이 크게 作用함을 알 수 있다.

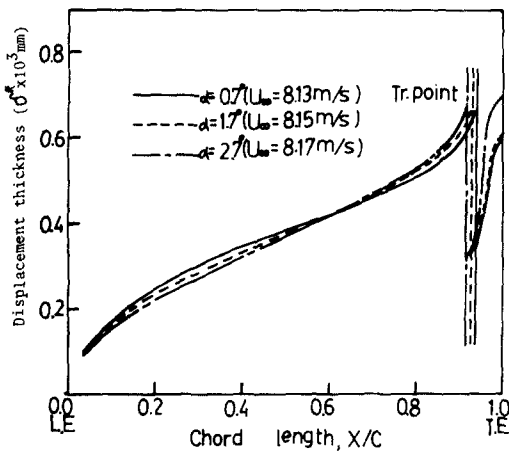


Fig. 10. Displacement thicknesses of TP620 in the suction side.

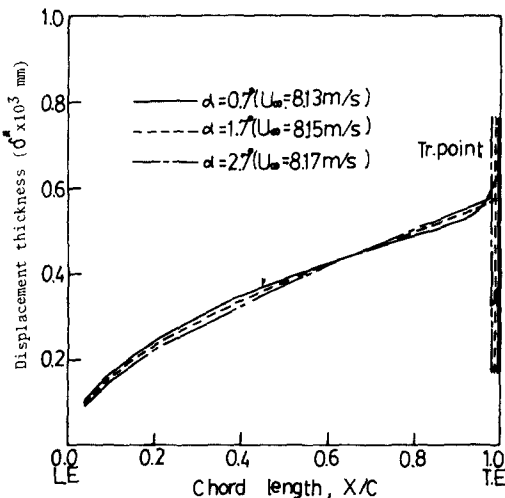


Fig. 11. Displacement thicknesses of TP620 in the pressure side.

4. 結 論

以上으로부터 定常状態에서 포텐셜流動模型에 依해 解析된 船用TP620翼型에 對해서 粘性效果를 假定하여 境界層 計算을 行한 結果는 다음의 特性을 가진다.

1) 이 翼型의 運動量缺損은 翼表面의 後緣으로 감에 따라 增加하는 傾響을 보이고 이 값은 遷移點을 基準하여 層流域보다 亂流域쪽의 增加比率이 크게 됨을 알 수 있었다.

2) 表面摩擦係數의 값은 遷移點을 基準으로 不連續點이 생기고 이 點에서 약간 減少하다가 亂流域에서 크게 增加함을 보였다.

3) 形狀係數의 값은 遷移點 附近에서 多少 增加하고 이 點에서 不連續點이 發生하여 亂流域에서 크게 減少하였다.

4) 排除두께의 값은 層流域에서 增加하다가 遷移點에서 不連續點이 생기고 亂流域에서 增加하는 傾響을 보였다.

參 考 文 獻

1. Arakeri, V. H. and Acosta, A. J. (1973); Viscous effects in the inception of cavitation on axisymmetric bodies, J. Fluid Engineering, Trans. of ASME. Vol. 95, pp. 519~527.
2. 山口 一(1983); 翼型に發生する部分キャビテーションの非線形理論, 日本造船學會 論文集 第152號, pp. 117~124.
3. Cebeci, T. and Bradshaw, P. (1977); Momentum Transfer in Boundary Layers, Hemisphere Pub.

4. 大野通雄(1980); 亂流の計算, 流體力學の進歩
亂流(谷一郎編), 丸善.
5. Hess, J.L. and Smith, A.M.O(1966); Cac-
ulation of Potential flow about arbitrary bo-
dies, Progress in Aeronautical Sciences,
Vol. 8.
6. 西山哲郎, 伊藤 惇(1977); 特異點法による部
分空どう翼の流れ場の基礎式とえの解法(第1報,
二次元單獨翼), 日本機械學會 論文集(第2部),
Vol. 43, No. 370, pp. 2165~2174.
7. 山崎正三郎, 高橋通郎(1979); 特異點分布法を
用いた二次元厚翼の部分空洞の解法, 日本造船
學會 論文集, Vol. 146, pp. 112~118.
8. 西山哲郎, 伊藤 惇(1981); 特異點法による部
分空どう翼の流れ場の基礎式とその解法(第5報,
反りおよび 厚みの大きい單獨翼), 日本機械會
論文集(B編), Vol. 47, No. 424, pp. 2229~
2234.
9. 上田耕平(1984); 定常状態のプロペラに及ぼす
粘性の影響(I), 西部造船會會報 第69號, pp.
57~78.
10. 生井武文, 井上雅弘 (1978); 粘性流體の力學,
理工學社, pp. 157~159.
11. 森山文雄, 山崎隆介(1981); プロペラ 後流中
おかれた舵に働く力について, 西部造船會會報
第62號, pp. 23~39.