

<論 文>

數學船型 船尾에서 두꺼운 3次元 亂流境界層의
解析 및 實驗(I)

—流動計測—

姜信榮* · 李澤植* · 李根炯**

(1984年 12月 15日 接受)

Calculations and Measurements of Three Dimensional Turbulent
Boundary Layers on the Stern of a Mathematical Ship Form(I)

—Flow Measurements—

Shin-Hyoung Kang, Taik-Sik Lee and Keun-Hyung Lee

Key Words: Boundary Layer(경계층), Turbulent Flow(난류유동), Ship Viscous Resistance
(선박 점성저항), Mathematical Ship Form(수학선형)

Abstract

A mathematical model is developed in the present paper. The stern of a double elliptic model is modified to have similar curvatures and flow patterns to those of real ship forms. Ship forms are usually given in the form of numerical tables, i.e. off-sets. We can avoid unnecessary numerical interpolations and differentiations to obtain geometrical parameters for flow calculations in a mathematical model.

The model was tested in the low speed wind tunnel at a Reynolds number of 4.3×10^6 based on the model length. Mean velocity profiles and static pressure distribution are measured with a 3-hole Pitot tube and static holes on the surface. Boundary layer developments on the model successfully show characteristics of the ship boundary layer, but cross flow angles are not remarkable.

기 호 설 명

$b(x)$: 식 (3)에서 정의된 함수
 b_0 : 상수
 $C_{fx}, C_{f\theta}$: x 및 θ 방향의 마찰저항계수
 c_0 : 상수
 C_p : 압력계수, 식 (5)에서 정의
 f : 선체표면의 함수

H : 형상계수
 $r_1(x)$: 식 (4)에서 정의된 함수
 P_0 : 기준압력
 P_s : 표면압력
 (r, θ, X) : 물체중심에 고정된 원주좌표계
 U, W : x 및 z 방향의 속도성분
 U_0 : 풍동내의 유속, 기준속도
 U_s : 포텐셜 유선방향 속도크기
 U_T : 전체속도 크기

* 正會員, 서울大學校 工科大學 機械工學科

**서울大學校 大學院

U^* : 무차원속도(= U/U_r)

U_r : 마찰속도(= $\frac{\sqrt{\tau_w}}{\rho}$)

(X, Y, Z) : 물체 중심에 고정된 Cartesian 좌표계

y^* : 무차원 좌표(= $\frac{yU_r}{\nu}$)

α : 유선의 각도

β : 포텐셜 유선에 대한 각도

δ_1^*, δ_3^* : 배제두께, 식 (8)에서 정의

$\theta_{11}, \theta_{31}, \theta_{13}, \theta_{33}$: 운동량두께, 식 (8)에서 정의

ρ : 유체의 밀도

참 자

e : 경계층의 바깥경계

1. 서 론

물체주위의 3차원 亂流境界層 해석은 기계공학, 항공공학 및 조선공학에서 주요한 역할을 하고있다. 이들은 항공기, 잠수함, 선박등의 설계, 점성저항의 예측, 모형시험의 결과해석등에 이용되어 주요한 자료를 제공하여준다. 최근들어 선박유체 역학 분야에서 이에 관한 연구를 많이하고 있다⁽¹⁾. 船體가 받는 粘性抵抗의 예측 模型船-實船 상관관계, 부가물의 설계등을 위해서는 보다 정확하고 신빙성 있는 3차원 난류 경계층의 예측이 요구된다. 경계층은 선수에서 부터 형성되어 船尾로 갈수록 두꺼워지기 때문에 일반적으로 유도된 얇은 경계층 이론으로는 선미에서의 유동을 잘 예측할 수 없다. 그러나 선미에서의 점성유동은 물체의 형상 저항의 예측에 매우 중요하며, 특히 선체를 추진하는 프로펠러가 이 두꺼운 경계층 내에서 작동하기 때문에 推進性能, 진동, 캐비테이션등을 고려한 추진기의 설계에 무척 중요하다.

물론 低速선형인 경우 自由表面교란을 무시하더라도 선형은 곡률의 변화가 심한 3차원 형상이므로 주위의 유동상태가 매우 복잡한 3차원 점성유동이다. 과거에는 이들의 해석이 거의 불가능하였으나 그동안 항공 및 기계분야에서 3차원 경계층이론이 꾸준히 발달되어 왔고, 아울러 전자계산기의 발전에 따른 수치해석 방법의 개발에 의하여 이제는 선체의 앞부분 약 80% 정도에서는 3차원 경계층을 상당히 정확하게 예측할 수 있다^(1,2).

그러나 선미에서 경계층이 두꺼워지면 외부 포텐셜 유동과의 상호작용, 얇은 경계층이론에서 무시된 교차항, 경계층의 두께방향의 운동량 방정식, Reynolds 응력등의 변화, 수치해석상의 여러가지 문제점 등이 고

려 되어야 한다. 아직도 설계에 이용할 만큼 성공적인 선미경계층의 해석방법이 없는 실정이며 현재 많은 연구가 수행되고 있다. 그동안 국내에서도 몇가지 연구가 수행되었으나^(2,3) 초기적인 시도이었다. 이러한 3차원 두꺼운 난류 경계층의 이론 및 계산을 위한 연구는 물리적 현상을 양적으로 나타내주는 믿을만하고 다양한 실험데이터에 근거를 두고 수행되어야 한다. 그러나 아직 세계적으로 보아 이에 적합한 실험자료는 아주 적은 실정이다.

본 논문에서는 이러한 두꺼운 3차원 난류 경계층의 체계적인 연구를 위하여 적합한 수학선형을 개발하고 저속풍동에서 경계층 실험을 수행하였다.

이 수학선형은 가능한 실제 선체주위의 유동특성이 잘 나타나도록 설계되었다. 실험을 통하여 전체적 유동을 파악하고 표면에서 평균 속도분포, 마찰저항계수 및 각종 적분변수들을 측정하였다.

2. 모형의 개발

2.1. 數學模型의 선정

실제 선체의 형상은 오르셋, 즉 수치표로 주어지기 때문에 계산에 필요한 임의의 위치에서 표면의 위치, 곡률의 계산등 많은 내삽법의 사용이 요구된다. 디구나 연구의 주 대상이 경계층 해석인 경우 자칫하면 좌표계의 선정에 의한 준비과정에서 이미 상당한 계산시간과 오차가 유발될 수 있다. 그래서 본 연구에서는 실제형상의 선미에서 경계층 유동상태와 유사한 특성이 재현될 수 있는 수학 선형을 개발하였다. 즉 빌지라인을 따른 두꺼운 경계층, 대칭면을 따른 경계층, 그 사이에서 3차원 특성이 강한 경계층이 재현되면서 전체적으로 보아 선미에서 경계층이 두꺼워지도록 하였다⁽⁴⁾.

이를 위한 수학선형의 모형은 이중 타원단면형(double elliptic form)으로 하였다. 즉,

$$y=f(x, z)=b_0 \left\{ \sqrt{1-x} \sqrt{1-\frac{z^2}{c_0^2}} \right\} \quad (1)$$

이를 원주좌표제로 나타내면 다음과 같다.

$$r^2 \left\{ \frac{\cos^2 \theta}{b_0^2(1-x^2)} + \frac{\sin^2 \theta}{c_0^2} \right\} = 1 \quad (2)$$

여기서 모든 길이 차원은 물체길이의 반으로 무차원화 되었다. Fig. 1에는 선체의 중앙에 고정된 좌표축을 (X, Y, Z)로 나타내었으나, 편의상 여기서부터(x, y, z)로 사용하기로 한다. 선수에서는 위 기본형을 그대로 사용하고 선미에서는 변형하였다. 선미의 水線($\theta=0$)과 대칭면($\theta=\pi/2$)은 기본형과 일치하지만 $\theta=\frac{\pi}{4}$ 가 되는 위치에서 $r(x, \theta)$ 가 최소가 되도록 하기 위

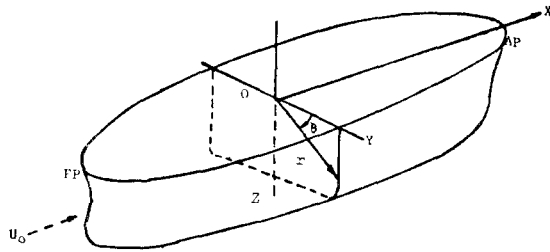


Fig. 1 Coordinates system

하여 다음 식으로 정하였다.

$$\text{선수} (-1 < x < 0) : r(x, \theta) = \frac{1}{\left\{ \frac{\cos^2 \theta}{b^2(x)} + \frac{\sin^2 \theta}{c_0^2} \right\}^{1/2}} \quad (3)$$

$$b(x) = b_0 \sqrt{1-x^2}$$

$$\text{선미} (0 < x < 1) : r(x, \theta) = \frac{1+r_1(x)(\cos 4\theta - 1)}{\left\{ \frac{\cos^2 \theta}{b^2(x)} + \frac{\sin^2 \theta}{c_0^2} \right\}^{1/2}} \quad (4)$$

$$b(x) = b_0 \sqrt{1-x^2}$$

$$r_1(x) = d_0 x^2 (1-x)$$

여기서 b_0 는 물체의 폭, c_0 는 길이, d_0 는 선미의 변형량을 조절할 수 있으며 이들을 변화시키면서 물체의 형상을 관찰하고 포텐셜 유동과 경계층을 참고문헌 (2)와 (4)의 방법으로 계산하여 본 연구에 적합하다고 생각되는 형상을 정하였다⁽³⁾.

모형을 선정하는데 다음에 유의하였다.

- (1) 물체가 실제 선형과 비슷한 형상이 되는가?
- (2) 선미의 한 단면의 $\theta = \pi/4$ 근처에서 경계층이 다른 부분보다 갑자기 두꺼워지는 가능성이 있는가?
- (3) 3차원 경계층 특성을 나타낼 수 있는 유동이 가능하겠는가?
- (4) 박리되는 부분이 가능하면 적어서 선미유동에 큰 영향이 없겠는가?

이상의 가능성을 고려하여 본 연구에서는 $b_0=0.15$, $c_0=0.15$, $d_0=1.0$ 으로 택하였다.

이때 물체의 형상은 Fig. 2에 계산된 유선과 함께 나타내었으며 모형의 길이는 1500 mm, 최대폭은 112.5 mm, 최대깊이는 112.5 mm가 되도록 하였다. 이는 다음에서 언급되었으나 풍동에서 실험속도, 천이를 고려한 난류 경계층에 적합한 Reynolds 수, 제작상의 문제점등을 고려하여 정하였다. 위 모형을 Webster 방법으로 계산하기 위하여 Fig. 3과 Fig. 4에 나타난 바 물체의 표면을 길이방향으로 29개, θ 방향으로 9개로 분할하여 형성되는 삼각형 요소로 나타내어 계산을 수행하였다⁽⁵⁾.

계산된 포텐셜 유동을 경계조건으로 하여 경계층을 계산하여 그 특성을 관찰하였다. 일단 경계층은 얇다고 보아 Kang⁽²⁾에서의 방법을 그대로 적용하였다. 또 Reynolds 수는 4.3×10^6 으로 하였다. 이는 개략적으로 풍동의 속도, 모형의 크기를 가정한 것이다. 물론 이러한 기초적인 포텐셜 유동 및 경계층 계산을 통하여 어느 모형이 가장 적합한지를 판단하는데 용이하지 않으나 앞서 언급한 몇가지 점을 고려하여 선택하였다.

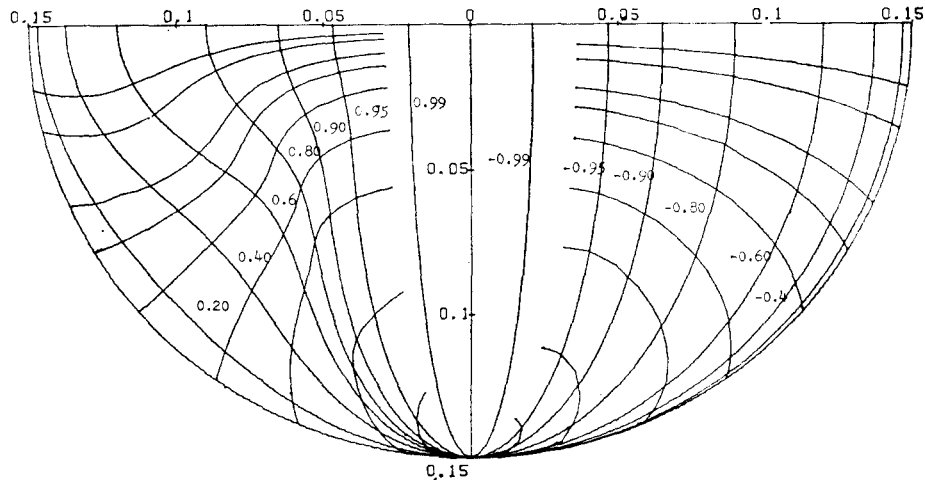


Fig. 2 Body plan of mathematical model and streamlines

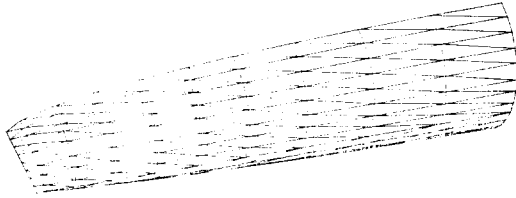


Fig. 3 Triangular elements for forebody

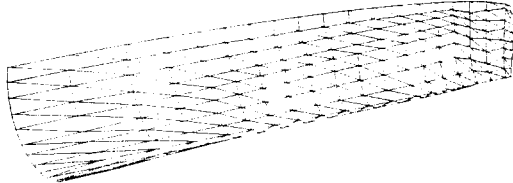


Fig. 4 Triangular elements for afterbody

2.2. 모형의 제작 및 설치

모형은 잘 건조된 마티카 목재를 적층하여 제작하였다. 모형은 상하가 대칭이 되도록 하였고 가운데를 비게하여 압력 튜브 및 scanivalve를 설치할 수 있고自重을 가볍게 하였다. 또한 뒷쪽에 뚜껑을 두어 내부의 작업이 용이하도록 하였다. 모형의 앞에는 회전 가능한 베어링을 부착하고 3개의 1 mm 와이어로우프에 의하여 풍동에 고정되도록 하였고 선미에는 직경 9.5 mm 길이 40 cm의 鋼管을 이용하여 회전축이 되도록 하였다. 이 축은 뒷쪽 끝에 베어링에 의하여 삼각 지지대로 연결되고 풍동에 고정되도록 하였다. 모형은 흰색 에나멜칠을 하여 매끈하게 제작하였고 표면에 station과 수선번호 선을 그어서 실험에 참고가 되도록 하였다.

표면에는 직경 1.0 mm의 정압구멍(static hole)을 두어서 표면에서 정압의 측정과 모형의 설치에 이용하도록 하였다. 정압구멍은 비닐관에 의하여 스캐니벨브에 연결되고 한가닥의 출력 비닐관과 콘트롤러용 전선이 선미관을 통하여 모형밖으로 연결되도록 하였다. 모형의 설치를 위해서 $x = -0.5, 0.0, 0.8$ 의 위치에 모형의 상하좌우 비뚤에 정압 구멍을 설치하여 압력이 대칭이 되도록 모형을 풍동내에 설치하였다. 표면에서 정압력 분포는 $x = 0.2, 0.6, 0.7, 0.8, 0.833$ 에 위치한 28개의 정압구멍에서 측정되도록 하였다.

$x = -0.8$ 에는 직경 1 mm, 높이 1 mm의 난류 촉진장치를 2 mm 간격으로 설치하여 난류 유동이 안정되도록 하였다. 앞서 언급한 바와 같이 본 연구에서는 모형이 풍동내에서 회전하도록 하였다. 즉 측정기기는

풍동의 바닥을 통하여 외부에서 삽입하여 길이방향 회전, 폭방향 회전, 수직면상에서 회전만이 가능하도록 하였고 모형의 단면상의 회전을 모형을 회전하여 가능토록 하였다. 따라서 모형의 설치시 상하좌우 유동의 대칭성을 확인하는 것 외에 모형을 회전하면서 표면의 압력분포의 변화가 경계층 유동에 영향을 주지 않을 만큼 적어야 한다. 유동의 대칭성과 회전시의 유동의 변화는 상당히 적어서 만족할만 하였다.

3. 모형실험

3.1. 압력 및 속도 측정방법

압력은 디지털 마노미터(일본 Yew Co. Model 2654-25)를 사용하여 다중채널 디지털 레코더, IEEE-488 GPIB 계면(界面)을 통하여 Apple II-plus 마이크로 컴퓨터로 처리하였다.

경계층 내의 3차원 속도분포는 미국 United sensor 제품 0.7 mm 3공 피토우튜우브를 사용하였다.

일본 Kanomax사의 노즐형 소형풍동 S9×03-1에서 3공 피토우튜우브의 각도를 변화시키면서 보정곡선을 구하였다. 보정곡선에 영향을 주는 인자는 유동속도와 3공 피토우튜우브의 피치각으로 생각되어 이에 대한 영향도 검토되었다. 상당히 넓은 범위의 유속과 피치각 $\pm 5^\circ$ 이내에서는 영향을 무시할 수 있다고 생각된다. 구하여진 보정곡선을 컴퓨터에 저장시키고 실제로 3공 피토우튜우브에서 압력이 측정되면 자동적으로 U 와 α 가 계산되도록 하였다. 이러한 데이터 처리 과정은 보정곡선을 준비하는 과정과 같은 방법으로 균일유동의 속도의 크기와 튜우브의 각도를 변화시키면서 그 실험오차를 점검할 수 있으며 전체측정오차는 약 1%이내로 나타났다⁽⁵⁾.

3.2. 실험수행 및 결과해석

모형을 풍동에 설치하고 상하좌우 정압을 측정하면서 유동의 대칭성이 되도록 하였다. 실험풍속은 41 m/sec로 고정하였다. 실험부에서 기준속도 및 기준정압은 모형의 상류에 설치한 피토우 튜우브로 측정하였다. 모형의 설치전후에 측정한 풍동내에 정압을 보면 풍동 자체의 압력 손실과 모형의 blockage effect가 크지 않음이 확인되었다. 모형설치는 뒷쪽 베어링을 풍동의 가운데 고정시킨 후 앞쪽의 와이어로우프를 상하좌우로 조절하고 앞에서 설명한 정압을 참고로 하여 어렵지 않게 수행되었다.

먼저 모형표면의 정압분포를 모형을 회전시키면서

측정하였다. 모형의 회전에 의한 변화가 1% 이내였기 때문에 모형의 취부 및 주위의 유동상태가 양호하다고 생각되었다. 모형 주위의 압력분포는 기준속도 U_0 와 기준정압 p_0 에 의하여 무차원 압력계수로 나타내었다.

$$C_p = \frac{p_s - p_0}{\frac{1}{2} \rho U_0^2} \quad (5)$$

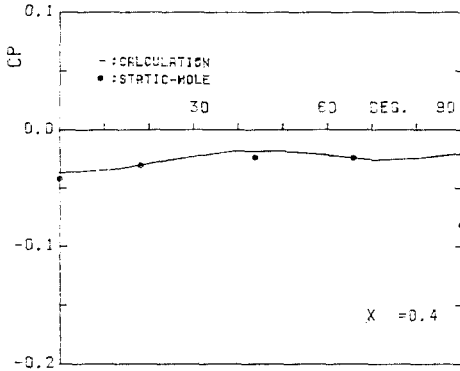


Fig. 5 Pressure coefficients at $X=0.4$

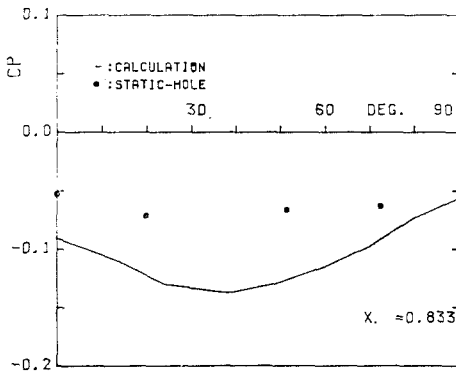


Fig. 6 Pressure coefficients at $X=0.833$

Fig. 5, Fig. 6에 측정된 압력계수의 예를 나타내었고 포텐셜 유동으로 계산된 압력계수와 비교되었다. $x=0.4$ 까지는 계산치와 실험치가 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 이로부터 모형의 제작, 설치, 압력측정 등이 모두 합리적으로 이루어졌음을 결론지을 수 있겠다. $x=0.7$ 및 $x=0.8$ 에서는 실험치와 계산치가 상당히 차이가 나며 경계층의 두께가 두꺼워 지면서 물체의 뒷부분에서 압력의 회복이 되지 못하고 있음을 보여 주고 있다.

경계층 내의 속도분포는 $x=0.0, 0.25, 0.5, 0.6, 0.7, 0.8$ 의 각 위치에서 $\theta=0^\circ, 24^\circ, 60^\circ, 80^\circ, 90^\circ$ 5개소에서

계측되었다. 3공 피토유두우브를 계측점에서 표면좌표 x 에 일치하도록 고정하고 물체 표면에 수직방향으로 이동시키면서 계측하였다. 3공 피토유두우브의 이동은 수치적으로 제어되는 자동 이송장치를 이용하여 수행하였고 물체의 표면에서 출발하여 충분히 떨어진 거리까지 계측하였다.

속도의 크기 U_T 와 방향각 α 가 측정되면 x, θ 방향의 속도 성분은 다음과 같이 된다.

$$U = U_T \cos \alpha, \quad W = U_T \sin \alpha \quad (6)$$

한편 유선방향(stream wise)과 유선에 직각방향(cross flow)의 속도 성분 U_s 및 W_s 는 다음으로 주어진다.

$$\beta = \alpha - \alpha_s; \quad \text{BETA}$$

$$U_s = U_T \cos \beta, \quad W_s = U_T \sin \beta \quad (7)$$

한편 경계층의 적분변수들은 다음과 같이 정의된다.

$$\delta_1^* = \int_0^\infty \left(1 - \frac{U}{U_s}\right) dy \quad ; D1$$

$$\delta_3^* = \int_0^\infty \left(-\frac{W}{U_s}\right) dy \quad ; D3$$

$$\theta_{11} = \int_0^\infty \left(1 - \frac{U}{U_s}\right) \frac{U}{U_s} dy \quad ; T11$$

$$\theta_{31} = \int_0^\infty \left(-\frac{UW}{U_s^2}\right) dy \quad ; T31 \quad (8)$$

$$\theta_{13} = \int_0^\infty \left(1 - \frac{U}{U_s}\right) \frac{W}{U_s} dy \quad ; T13$$

$$\theta_{33} = \int_0^\infty \left(-\frac{W^2}{U_s^2}\right) dy \quad ; T33$$

$$H = \frac{\delta_1^*}{\theta_{11}} \quad ; H$$

여기서 오른쪽의 부호는 컴퓨터 출력의 부호이다. 마찰저항계수는 경계층 내의 유선방향속도 분포가 벽 근처에서 대수속도법칙을 따른다고 보아

$$U^+ = \frac{U_s}{U_s} = \frac{1}{0.41} \ln y^+ + 5.0 \quad (9)$$

에 적당하도록 U_s 를 구하고 $C_f = 2 \frac{U_s^2}{U_0^2}$ 이므로

$$C_{fx} = C_f \cos \alpha_s; \quad CF$$

$$C_{f\theta} = C_f \sin \alpha_s \quad (10)$$

로 x 및 θ 방향의 마찰저항계수를 추정하였다. 여기서 $y^+ = \frac{U_s y}{\nu}$ 이다.

Fig. 7~Fig. 12에는 유선방향 및 직각방향의 측정된 속도성분 U_s, W_s 의 예를 나타내었다. 각 station에서 유선방향 속도 성분을 보면 전형적인 난류 경계층 속도분포를 보여주고 있다. $x=0.25$ 까지는 $\theta=80^\circ$ 근처에서 경계층이 다소 두꺼우나 하류로 갈수록 $\theta=24^\circ$ 및 60° 근처에서 경계층이 빨리 성장함을 보여준다. 한편 유선에 직각 방향의 속도분포도 전형적인 속

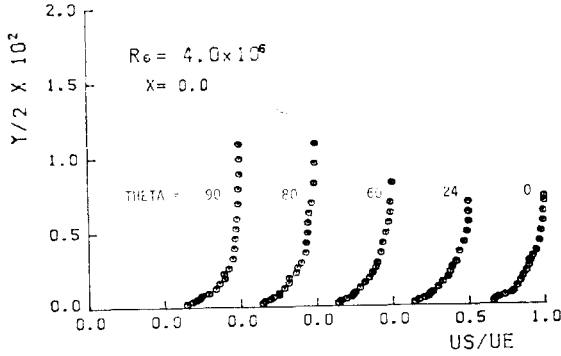


Fig. 7 Measured stream-wise velocity distribution at $X=0.0$

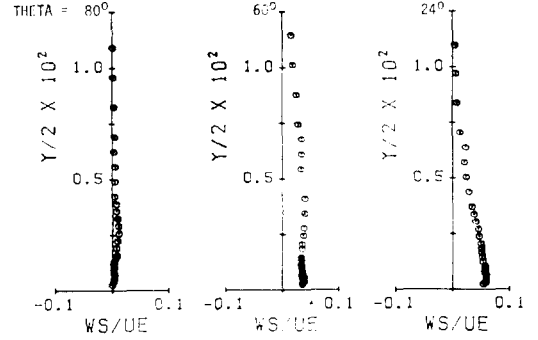


Fig. 10 Measured cross-flow velocity distribution at $X=0.7$

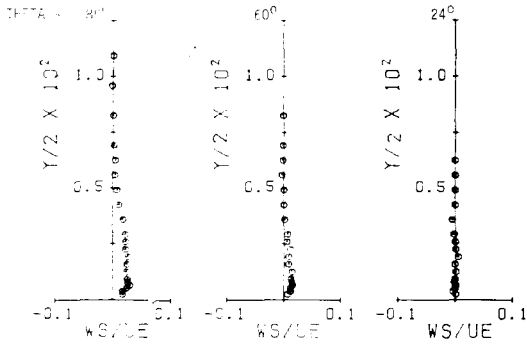


Fig. 8 Measured cross-flow velocity distribution at $X=0.0$

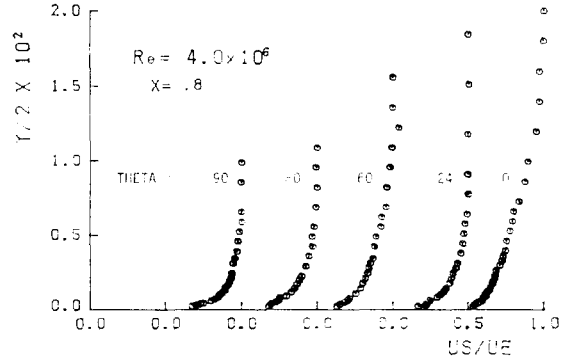


Fig. 11 Measured stream-wise velocity distribution at $X=0.8$

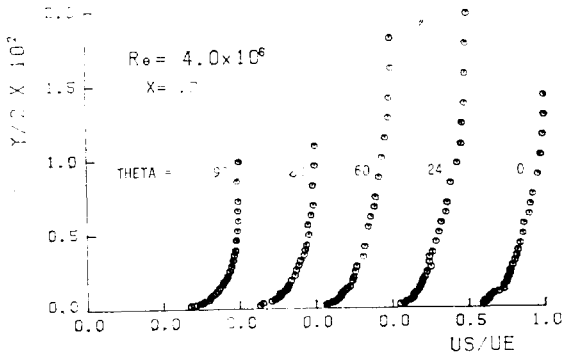


Fig. 9 Measured stream-wise velocity distribution at $X=0.7$

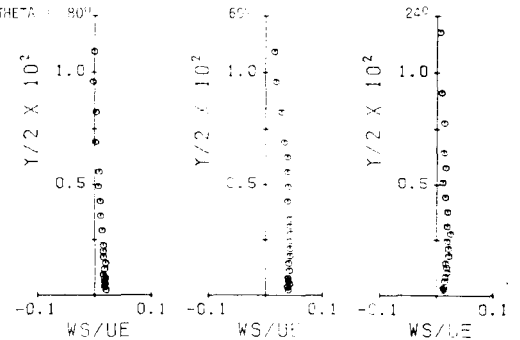


Fig. 12 Measured cross-flow velocity distribution at $X=0.8$

도분포를 보여주고 있으나 그 크기가 모두 0.1 이하이다. 이는 Fig. 2에서 예상을 할 수 있듯이 유선의 곡률이 그리 심하게 변하지 않기 때문이다.

Fig. 13~Fig. 18에는 식 (8)과 식 (10)에 의한 경계층의 적분변수를 나타내었다. 경계층의 두께는 U_t 가 경계층 바깥에서 값의 99% 되는 위치로 정의하였다. Fig. 13의 경계층 두께의 변화를 보자. $\theta=90^\circ$ 의 수직 대칭면에서는 $x=0.2$ 근처에서 경계층의 두께가 증가한 후 계속 비슷한 크기로 남아있다. 이는 수직

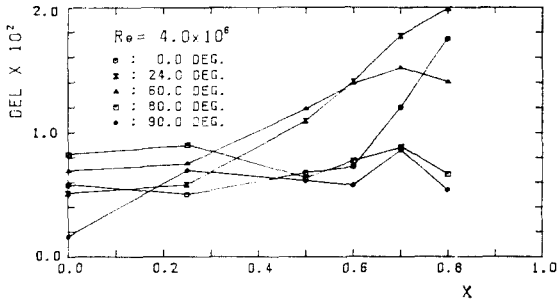


Fig. 13 Measured boundary layer thickness

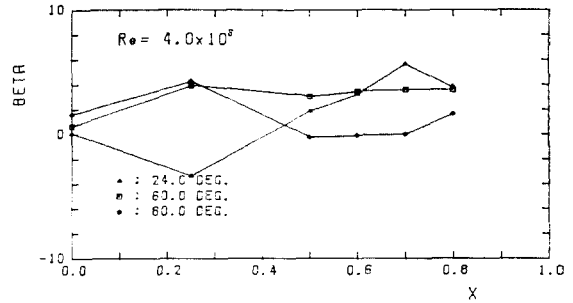


Fig. 17 Measured wall cross-flow angles

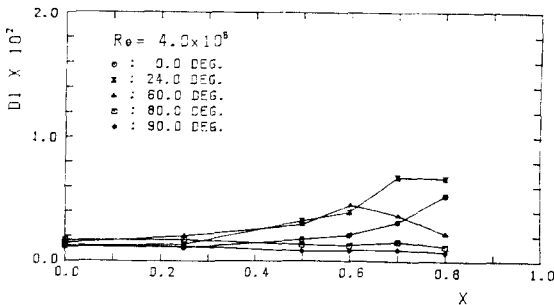


Fig. 14 Measured displacement thickness

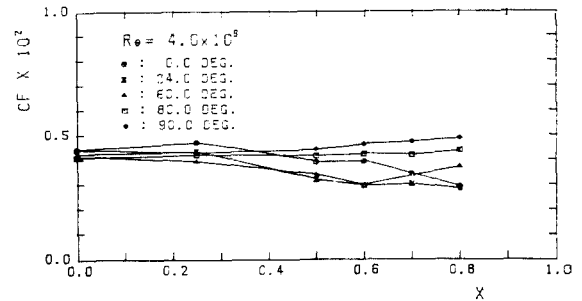


Fig. 18 Measured skin friction coefficients

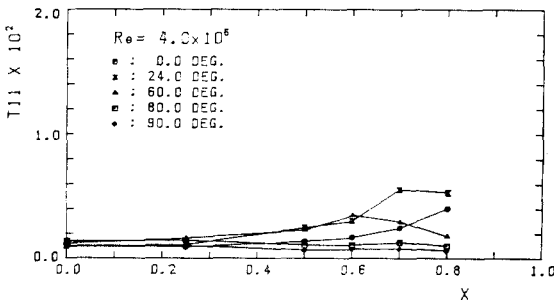


Fig. 15 Measured momentum thickness

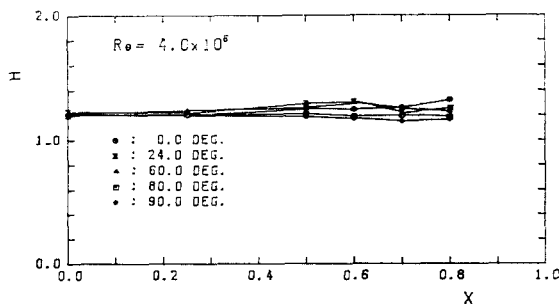


Fig. 16 Measured shape factors

대칭면을 따라서 포텐셜 유선이 벌어지고 있기 때문이다. $\theta=80^\circ$ 에서는 이미 $x=0.0$ 에서 경계층의 두께가 다른 곳보다 제일 두꺼워졌으나 유선이 벌어지기 때문에 같은 두께로 유지되고 있다. 그러나 $\theta=60^\circ$ 및 24° 에서는 $x=0.2$ 근처에서부터 경계층은 급하게 두꺼워지고 있다. 이는 압력의 변화가 완만함을 고려하더라도 유선이 모이고 있기 때문에 빨리 성장하게 된다. $\theta=0^\circ$ 의 대칭면을 따라서는 $x=0.6$ 이후에 빨리 두꺼워진다. Fig. 14와 Fig. 15의 배제두께와 운동량두께도 비슷한 경향을 보인다. $\theta=24^\circ$ 근처에서 제일 두껍게 되어 $\theta=80^\circ$ 및 90° 에서의 두께보다 5~6배나 두꺼워짐을 알 수 있다. Fig. 16의 형상계수는 전체적으로 심하게 변하지 않았다. Fig. 17에는 벽에서 cross flow angle을 나타내었다. $\theta=60^\circ$ 에서는 큰 변화가 없었고 $\theta=24^\circ$ 및 $\theta=80^\circ$ 에서는 유선의 방향변화에 따른 변화를 볼 수 있었다. 그러나 전체적으로 보아 $\pm 6^\circ$ 내에 있었다. 당초 $\theta=80^\circ$ 근처에서는 실제 선형에서와 같이 큰 각도의 변화를 시도하였으나 채택된 수하 모형의 제한성 때문에 만족스런 결과를 얻지 못하였다. 이러한 상태의 경계층 유동은 소위 small cross flow

가정이 성립되는 범위에 속하며 큰 3 차원 유동의 효과를 얻지 못하였다. Fig. 13 에는 벽 마찰계수를 나타내었다. $\theta=0^\circ$ 및 $\theta=24^\circ$ 의 선미에서 마찰계수가 제일 작다. 이는 이 부근에서 경계층의 두께가 상대적으로 증가하기 때문이다.

전체적인 실험결과를 두고 생각할 때 기초적인 포텐셜 유동과 얇은 경계층 이론을 적용하여 모형을 설계하고 제작하여 풍동에서 실험하는 제 과정에서 데이터 자체는 비교적 합리적인 실험오차 내에서 이루어졌다. 이는 처음으로 시도된 3 차원 모형의 경계층 계측 실험이었고 더구나 여러 설비상 어려움속에 수행되었음을 감안할 때 일차적으로 만족스럽다고 생각된다. 그러나 실제 선형에서 일어나고 있는 유동현상을 수학 모형을 통하여 재현시켜 보려고 하였던 당초의 목표에는 다소 미흡하다. 또한 열선풍속계에 의한 난류전단 응력의 측정은 다음 기회로 미루었다.

4. 결 론

이상의 두꺼운 3 차원 난류 경계층의 실험을 통한 결론은 다음과 같다.

(1) 실제 선형 주위의 경계층 유동과 유사한 유동을 나타내는 수학선형을 간단한 식으로 나타내기는 용이하지 않았다. 그러나 본 연구에서 채택한 수학모형 주위의 실험데이터는 앞으로 이론적 또는 수치해석적 연구에 응용될 수 있는 자료가 될 것이다.

(2) 앞으로 모형의 수정 및 난류 데이터의 확보를 통하여 보다 넓은 범위의 자료가 확보되어야 한다.

후 기

본 연구는 1982년도 한국과학재단 학술연구비로 2년간 지원되어 이루어 졌다. 이에 재단과 관계자 여러분에게 깊이 감사한다. 아울러 연구기간을 통해 모형 제작을 도와준 김효철교수, 풍동실험을 도와준 이동호교수, 백세진, 조형희 군 및 여러 대학원생들에게 감사한다.

참 고 문 헌

- (1) Lars Larsson, SSPA-ITTC Workshop on Ship Boundary Layers 1980, Proceeding, SSPA Report Nr 90, 1981
- (2) S.H. Kang, "Three-Dimensional Boundary Layers on Ship Forms at Zero Froude Number," J. of SNAK, 18-2, June, 1981
- (3) 강신형, "선체주위의 3 차원 경계층 해석", 한국기계연구소 연구보고서, 1981
- (4) W. Webster, "The Flow about Arbitrary Three Dimensional Smooth Bodies," J. of Ship Research, 19-4, 1975
- (5) 강신형 등, "두꺼운 3 차원 난류경계층 해석 및 실험", 한국과학재단 연구보고서, 1984