

大韓造船學會論文集  
 第28卷 第2號 1991年 10月  
 Transactions of the Society of  
 Naval Architects of Korea  
 Vol.28, No.2, October 1991

## 레이저 유속계를 이용한 2차원 날개 단면 주위의 난류경계층 연구

안종우\*, 이진태\*, 김기섭\*, 이창용\*\*

### A Study on Turbulent Boundary Layer around a Two-Dimensional Hydrofoil using LDV System

by

J.W.Ahn\*, J.T.Lee\*, K.S.Kim\* and C.Y.Lee\*\*

#### 요 약

2차원 날개 단면 주위의 유동을 레이저 유속계측장치(LDV)를 이용하여 계측하였다. 레이저 유속계측장치는 주위 유동에 영향을 주지 않으면서 물체 주위의 유속을 정밀하게 계측할 수 있는 장비로서 본 논문에서는 2W Ar-Ion 레이저 광선을 이용한 2색 3선형 레이저 시스템을 사용하여 2방향 속도를 동시에 계측하였다.

레이저유속 계측장치를 사용하여 NACA0012 단면 주위의 유동을 계측한 후 난류경계층, 박리현상(Separation) 및 날개 뒷날에서의 유동 현상등에 대한 해석을 수행하였다. 계측된 유동장의 해석 결과를 Head의 운동량 적분법에 의한 계산결과와 비교하였다. 입사각이 작고 레이놀드수가 비교적 큰 경우에는 계측결과에 의한 경계층 특성과 운동량 적분법에 의한 계산결과가 잘 일치함을 보였다.

2차원 날개단면 주위 유동을 정밀 계측하여 수치계산 방법에 의한 결과와의 비교를 위한 유동계측 자료를 확보하였으며 캐비테이션 특징 및 양력특성이 우수한 새로운 날개단면 개발에 응용될 수 있는 2차원 단면시험법을 개발하였다.

#### Abstract

The flow around a two-dimensional foil section is measured by a LDV(Laser Doppler Velocimetry) system which is capable of measuring the detailed flow field without interfering the original flow field. A 2-color 3-beam LDV system, which is capable of measuring 2 velocity components simultaneously and uses 2W Ar-Ion laser source, is used to measure the flow field around an NACA0012 foil section.

발표: 1990년도 대한조선학회 춘계연구발표회('90. 4. 15)  
 접수일자: 1990년 5월 10일, 재접수일자: 1991년 5월 20일  
 \* 정회원, 한국해사기술연구소  
 \*\* 한국해사기술연구소

The measured flow velocities are analysed in order to study the boundary layer characteristics, flow separation and the detail structure of the flow near the trailing edge of the foil. The boundary layer characteristics are compared with the results by the head's momentum integral method. For the case of small angle of attack at relatively higher Reynolds number, both results show good agreements.

The measured data of the velocity field around an NACA0012 foil section would be valuable data to validate the CFD (Computational Fluid Dynamic) calculation results. The developed experimental technique to evaluate the characteristics of two-dimensional foil sections is essential tool to develop new blade sections which have good lift characteristics and better cavitation performances.

## Nomenclature

Symbol	Definition
$\rho$	Fluid density
$\nu$	Dynamic viscosity
$C$	Chord length of hydrofoil
$P$	Surface pressure of hydrofoil
$u_e$	Velocity outside boundary layer in the $y$ -direction
$C_f$	Friction coefficient
$P_e$	Pressure outside boundary layer in the $y$ -direction
$U_\infty$	Uniform velocity at upstream infinity
$P_\infty$	Pressure at upstream infinity
$\delta$	Boundary layer
$\delta^*$	Displacement thickness
$\theta$	Momentum thickness
$R_n$	Reynolds number ( $R_n = U_\infty C / \nu$ )
$H$	Shape factor ( $H = \delta^* / \theta$ )
$H_1$	2nd shape factor

## 1. 서 론

선박이 대형화, 고속화 됨에 따라 프로펠러 날개의 단위면적당 하중이 증가되므로 캐비테이션의 발생을 피하기 어렵다. 더우기 프로펠러가 선체에 의한 불균일 반류중에서 작동할 때 발생하는 비정상 캐비테이션은 기진력, 소음, 날개표면 침식 등의 주된 원인이 되고 프로펠러 효율을 감소시키므로 매우 바람직하지 못하다. 이러한 제반 문제점이 고려된 성능이 우수한 프로펠러를 개발하기 위해서는 이에 적합한 프로펠러 날개단면 개발이 선행되어야 한

다. 이와같이 성능이 우수한 날개 단면을 개발하여 프로펠러의 성능을 향상시키려는 연구가 조선선진국 등을 중심으로 추진되고 있는 중이다. 해사기술연구소도 새로운 날개 단면 개발에 의한 프로펠러 설계를 수행한 바[1] 있는데, 이때 개발 단면의 성능을 평가하기 위하여 R37(6분력계)을 이용하여 2차원 단면에 걸리는 전체적인 힘 및 모멘트를 실험적으로 측정하였다. 그러나 이와 같은 실험법으로는 개발된 단면의 전체적인 성능을 평가할 수도 있지만 날개앞날과 뒷날의 형상이 약간만 변화하여도 단면의 전체적인 성능이 크게 변화한다는

관점에서 볼 때 2차원 단면 주위에서의 특히 날개앞날과 뒷날 주위에서의 유동특성(박리 및 경계층)을 레이저유속계(LDV:Laser Doppler Velocimetry)등을 이용하여 측정할 수 있는 실험법의 개발이 필수적이다.

통상 유체흐름을 측정하는 방법으로는 피토프관이나 열선 유속계를 들 수가 있는데 캐비테이션 터널과 같이 밀폐된 공간내로 측정기가 직접 들어가기 어려운 경우에는 그 사용이 극히 제한되고 있다. 반면 레이저 유속계는 레이저 광을 사용하여 유속을 측정하므로 유동장에 어떤 방해도 주지않을 뿐 아니라 순간적으로 변화하는 유동을 연속해서 측정할 수 있고 역류를 측정할 수 있기 때문에 2차원 단면주위의 경계층 및 박리현상 측정과 고속으로 회전하는 프로펠러 주위 유동 측정에 최적의 장비이다. LDV가 캐비테이션 터널에서 사용된 것은 1978년 MIT에서 Min[5]이 프로펠러 주위의

순간유속을 측정한 것을 처음으로 최근에는 거의 모든 캐비테이션 터널에서 프로펠러 해석을 위하여 사용하고 있다. 본 논문에서 2차원 단면의 연구 대상으로 선정된 NACA0012 단면은 세계적으로 비교기준이 되는 것으로서 캐비테이션 터널에서의 시험목적에 맞도록 코오드 30cm, 스펠 25cm의 2차원 단면을 알루미늄으로 제작하였으며, 유속계측용(KH22)과 압력계측용(KH23)의 날개단면을 별도로 제작하였다. 본 연구에서는 KH22만을 사용하였고, 비교 목적을 위해 KH23압력측정 결과를 사용하였다 [3]. 본 논문은 LDV를 이용한 물체 주위 유동 측정법을 기술하였으며, 측정된 결과로부터 단면주위의 경계층, 박리현상(Separation) 및 후류에서의 유동에 대한 해석을 수행하였다. 또한 실험해석결과를 Head의 운동량적분법(Momentum Intergral Method)[4]에 의한 이론해석 결과와 비교하였다.

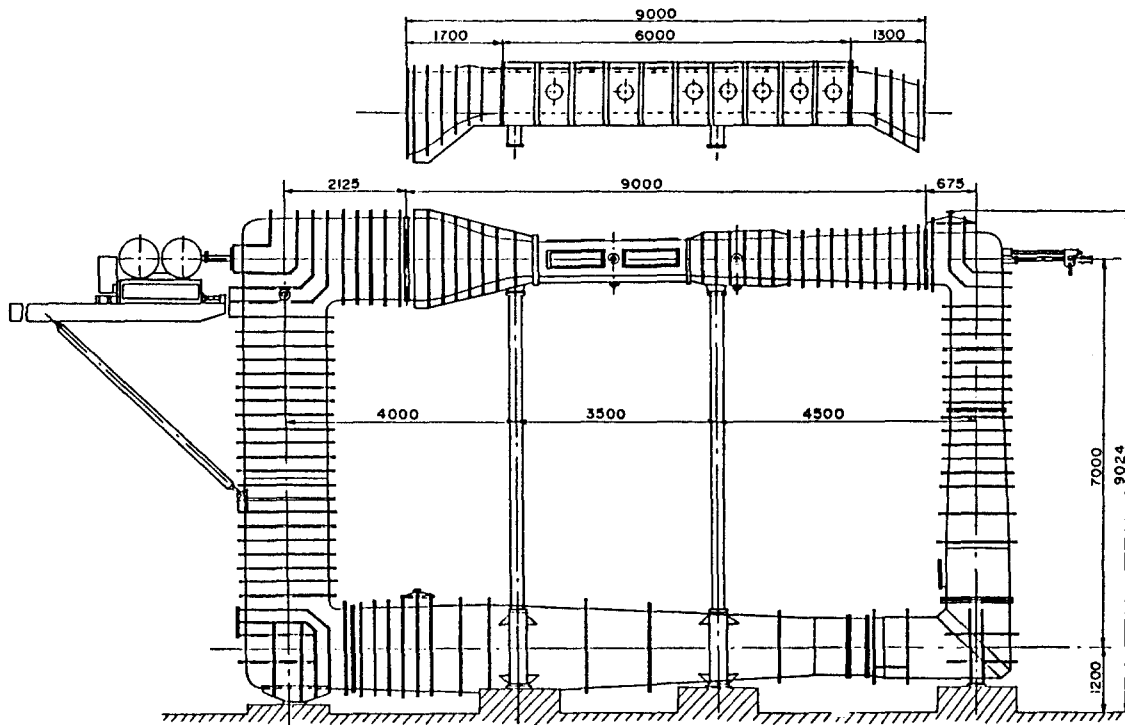


Fig. 1 Side View of Cavitation Tunnel

## 2. 실험 장치 및 실험 방법

### 2.1 캐비테이션 터널

2차원 단면주위 유동계측은 해사기술연구소 캐비테이션 터널에서 수행되었다. 캐비테이션 터널은 Fig.1과 같은 구조로 되어 있는데 터널의 수로 중심선 사이의 수평거리는 12m, 수직 거리는 7m로써 캐비테이션 터널 건물의 1층과 3층에 걸쳐 설치되었으며, 계측부는 3층에 위치한다. 계측부는 제1계측부와 제2계측부로 나뉘어져 있는데, Fig.1에 나타난 것과 같이 시험 목적에 따라 교환이 가능하도록 되어 있다. 제1계측부는 600mm×600mm의 정사각형 단면으로 주로 고속 프로펠러의 단독특성실험 및 반류중 캐비테이션 실험에 사용되며, 타 및 제어판 그리고 2차원 단면(Hydrofoil)의 힘과 모멘트를 측정할 수 있다. 또한 터널 벽면이 특수 아크릴 소재로 되어 있어 6.0m로 약 5m의 모형선을 홀수면에서 잘라서 그대로 사용할 수 있다. 그러므로 프로펠러-선체-타의 상호작용과 선체외판에서의 기진력을 직접 측정할 수 있다[5]. NACA0012 단면의 실험은 제1계측부에서 수행되었으며 2차원 효과를 재현하기 위하여 Fig.2에서 보여지는 것과 같이 2차원 단

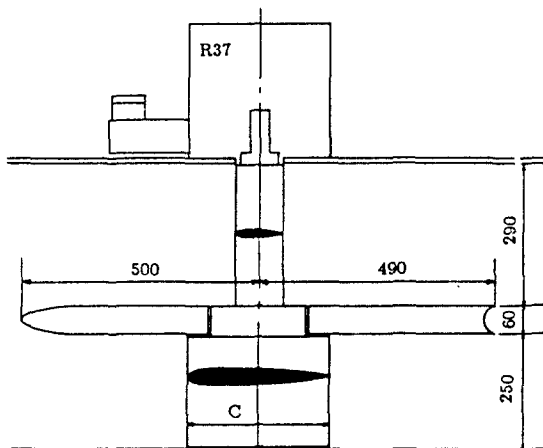


Fig. 2 Modified test section of the cavitation tunnel for 2-dimensional hydrofoil experiments

면 스패(span)의 길이와 일치하는 터널 위치에 판을 설치하였다.

### 2.2 LDV(Laser Doppler Velocimetry)

레이저 캐비테이션 터널에 설치된 LDV 장치는 후방 산란형(Back-Scatter Type)이며 2W Ar-Ion 레이저를 광원으로 사용하며, 한 점에서 2방향 속도를 동시에 측정할 수 있는 2색 3선형이다. 2방향의 속도를 동시에 측정할 수 있는 것은 파장이 다른 레이저 선은 서로 간섭하지 않은 것을 이용한 것으로 Ar-Ion 레이저에서 얻어지는 녹색광( $\lambda=514.5\text{nm}$ )과 청색광( $\lambda=488\text{nm}$ )의 2색을 써서 3선들이 초점렌즈에 들어가기 전에 Fig.3(a)와 같이 배치되며 유속 방향은 광축에 수직한 두 속도를 측정한다. 즉 녹색광끼리 간섭을 하여 u방향의 속도를 측정하며 청색광끼리 간섭을 하여 v방향의 속도를 측정한다. 여기서 말하는 간섭이란 극성(Polarity)이 같이 두빔이 일정한 파형을 가지고 어느 한점에서 만났을 때 일정한 간격으로 어둡고 밝은 면이 나타나는 줄무늬(Fringe)를 형성하게 되는 것을 말하는데 이는 Fig.3(b)에 나타나 있다. 여기에 나타난 줄무늬( $d_{fg}$ ,  $d_{fb}$ )들은 각각 수식에 의해 계산이 가능하다. LDV는 이와 같은 줄무늬가 형성된 측정체적(Measuring Volume)에 산란입자가 지나갈 때 나타나는 산란광을 광감지기(Photodetector)로 감지하여 속도를 측정하는 장비이다[6,7].

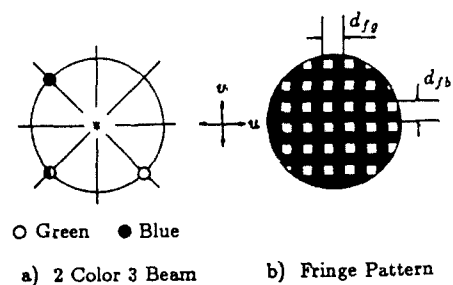


Fig. 3 Beam position and fringe pattern

Fig.4은 광학계, 신호처리장치, 자료취득장치, 측정 위치 조절장치(Traversing System)등의 구성상태를 나타낸다. 구성도에서 특이한 점은 위치 조절장치인데, 기존의 위치조절장치는 레이저 본체 및 광학계 전체를 이동하여 초점에 위치를 이동시킨 반면에 본 LDV 장치는 레이저 본체 및 광학계 대부분을 고정판에 부착시키고 위치조절 장치로 이동시켜 최소한의 광학계만이 위치조절시 움직이도록 한다. 비교적 광학계 조절(Alingment)이 어렵지만 광도를 90도 돌려줌으로써 공간의 이득을 얻을 수 있다. 본 장비의 광학계는 역류(Reverse Flow)를

재기위한 Bragg Cell, 신호소음비(signal-to-Noise ratio)를 최대로 해주기 위한 2.27배의 광선 확대기를 정착하고 있다.

신호처리장치는 1980B 계수기(Counter)로써 보통의 주파수를 측정하는 계수기는 시간이 주어지고, 주어진 시간동안에 주파수를 측정하는데 비하여 Model 1980B는 주어진 주파수에 대하여 시간을 측정한다는 점이 다르다. 2ns라는 해상시간(Resolution Clock)을 가지고 있으며, 주파수 범위는 1KHZ에서 100MHZ까지 인데 이를 속도로 환산하면 6mm/s로부터 600m/sec의 비교적 넓은 범위에 걸쳐

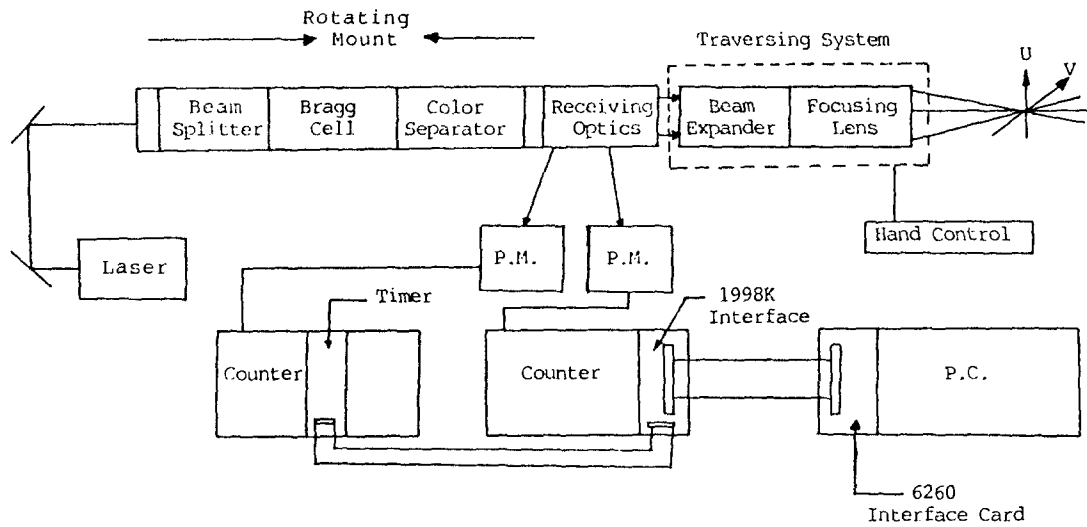


Fig. 4 Experimental set-up of LDV system

측정되므로 본 캐비테이션 터널에서는 충분히 사용 가능하다. 자료취득장치는 IBM PC/AT를 사용하는데 2방향의 속도를 측정하므로 두개의 계수기가 설치되었고, 두대의 계수기를 연결하여 1대의 PC에 자료를 전달할 수 있기 위하여 1998K 인터페이스가 설치되어야 하는데 구입이 되지 않은 상태여서 두대의 PC를 각각의 계수기에 연결하여 실험을 수행하였다.

LDV를 이용한 NACA0012 단면 주위 유속 계측은 Fig.2에 나타난 수정 시험부에 2차원 단면을 설치하여 Fig.4에 나타난 것과 같이 레이저 초점을 맞추어 초점 이송장치를 이동해

가면서 수행하였다. 사용한 초점 렌즈의 초점 거리는 603.8mm이며, 이때 사용한 R37(6분력계)은 2차원 단면을 고정하면서 받음각을 조절하기 위한 것으로 고유의 기능인 6분력계의 기능은 사용하지 않았고, 게이지 부분을 안전나사로 고정시켜 과부하에 대비하여 게이지를 보호하였다. 실험시 주의할 점은 2차원 단면의 받음각이 커짐에 따라 모멘트가 발생하여 R37에서 조절한 각도 보다 증가된 각도가 나타나게 되는데 레이저 초점과 이송장치에 위치제어기를 이용하여 정확한 각도로 다시 조절하여 주었다.

### 3. NACA0012 단면 주위의 유속 측정 및 결과 해석

#### 3.1 개요

NACA0012 단면 주위의 LDV 유속계측은 레이놀즈수  $1.3 \times 10^6$  과  $0.4 \times 10^6$  에서 수행하였다. 이때 캐비테이션 터널 시험부의 유속은 5.4m/s와 1.5m/s였다. 레이놀즈수  $1.3 \times 10^6$  에서는 받음각 0도와 5도에서 LDV를 이용한 표면 압력분포와 경계층의 계측을 수행하였으며, 이 결과를 해석하여 Head의 운동량 적분법의 계산 결과와 비교하였다. 레이놀즈수  $0.4 \times 10^6$  에서는 받음각 5도, 10도와 13도로 변화시키면서 뒷날(Trailing edge)부근에 경계층 계측 및 후류(wake)계측을 수행하여 결과해석을 수행한 후 레이놀즈수의 변화에 따른 비교 및 각도 변화에 따른 경계층 특성을 비교하였다.

실험시 사용한 좌표계는 Fig.5에 나타난 것과 같이 날개 단면 표면을 따르는 좌표를 x-좌표, 그에 수직인 좌표를 y-좌표로 정하여 각 코오드 위치에 따라 좌표계를 변환하였다. 경계층에서의 모든 실험은 각 코오드 위치에서 표면에 수직인 방향으로 수행하였다. 실험결과를 해석하기 위해서는 경계층 내에서의 배제 두께(Displacement thickness) $\delta^*$ , 모멘텀 손실(Momentum thickness) $\theta$  및 형상 계수(Shape factor)H를 구하여야 한다. 이들은 다음과 같이 정의되었다.

$$\begin{aligned} \delta^* &= \int_0^\delta \left(1 - \frac{u}{u_c}\right) dy \\ \theta &= \int_0^\delta \frac{u}{u_c} \left(1 - \frac{u}{u_c}\right) dy \\ H &= \frac{\delta^*}{\theta} \end{aligned} \quad (1)$$

여기에서  $u_c$ 는 경계층 외부에서의 유선방향

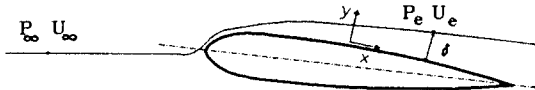


Fig. 5 Coordinate system for 2-dimensional hydrofoil analysis

속도이다.

#### 3.2 운동량 적분법에 의한 경계층 해석

날개 단면 주위의 얇은 경계층 내의 유동을 해석하기 위한 방법으로 운동량 적분법을 사용하였다[4]. 여기서 사용된 좌표계를 Fig.5에 나타난 것과 같은 좌표계를 사용하고, 각 좌표계 방향의 속도를 (u, v)라고 하면 난류 경계층 내의 얇은 경계층 방정식(Thin Shear Layer Equation)은

$$\begin{aligned} u \frac{\partial u}{\partial x} + v \frac{\partial u}{\partial y} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial P}{\partial x} + \frac{1}{\rho} \frac{\partial}{\partial y} \left( \mu \frac{\partial u}{\partial y} - \overline{\rho u'v'} \right) \\ = \frac{\partial P}{\partial y} \end{aligned} \quad (2)$$

이 된다. 또한 연속방정식은

$$\frac{\partial u}{\partial x} + \frac{\partial v}{\partial y} = 0 \quad (3)$$

이다. 식(2)와 식(3)를 조합하면 Von Karman이 제안한 운동량 적분방정식이 된다.

$$\frac{d\theta}{dx} + (H+2) \frac{\theta}{u_c} \frac{du_c}{dx} = \frac{1}{2} C_f \quad (4)$$

Head[4]은 경계층 두께가 두꺼워짐에 따른 경계층 외부에서 경계층 내부로 유입되는 속도(Entrainment Velocity)  $V_E$ 를

$$V_E = \frac{d}{dx} \int_0^{\delta(x)} u dy \quad (5)$$

로 정의하고 2차 형상계수  $H_1$ 의 함수로 가정하였다(Fig.6 참고).

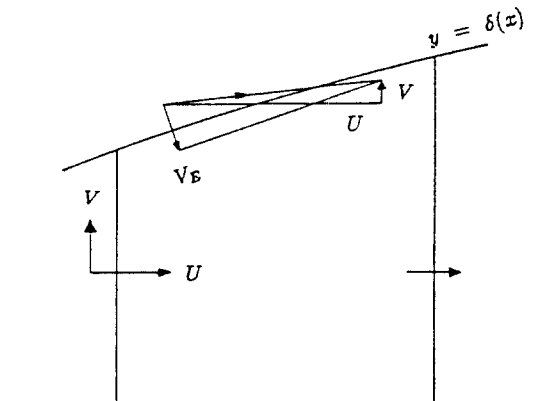


Fig. 6 Definition of entrainment velocity near boundary layer

$$\frac{V_E}{u_c} = \frac{1}{u_c} \frac{d}{dx} [u_c(\delta - \delta^*)] = F(H_1) \quad (6)$$

여기서

$$H_1 = \frac{\delta - \delta^*}{\theta}$$

$$\text{즉} \quad \frac{d}{dx} (u_c \theta H_1) = u_c F(H_1) \quad (7)$$

여기서

$$H_1 = G(H)$$

$$F = 0.0306(H_1 - 3.0)^{-0.6169}$$

$$G = 0.8234(H - 1.1)^{-1.287} + 3.3, H \leq 1.6$$

$$G = 1.5501(H - 0.6778)^{-3.064} + 3.3, H \geq 1.6$$

$C_f$ ,  $\theta$ 와  $H$ 를 관련시켜주는 또 하나의 방정식으로 Ludwig and Tillman [4]의  $C_f$  법칙을 사용한다.

$$C_f = 0.246 \times 10^{-0.678H} R_o^{-0.268} \quad (8)$$

여기서

$$R_o = \frac{u_c \theta}{\nu}$$

식(4), (6), (7)은 3개 미지수  $\theta$ ,  $H$ ,  $C_f$ 를 찾기 위한 3개의 방정식이다. 이들 방정식은 1차 미분방정식으로  $u_c(x)$ 를 입력하고 초기조건을 결정하면 Lunge-Kutta 적분방법과 같은 수치적분으로 풀 수 있다. 초기조건은 유장이 난류화 하는 천이점에서의 위치 ( $X_{tran}$ ), 형상계수  $H(1)$ , 그때의  $\delta^*$  혹은  $\theta$  등으로 주어진다. 일반적으로 천이점의 정확한 위치 및 그때의  $\delta^*$  및  $\theta$ 를 구하는 것은 쉽지 않으므로 여러종류의 실험값 및 그로부터 구해진 경험식을 사용하는 것이 일반적이다. 본 연구에서는 Michel

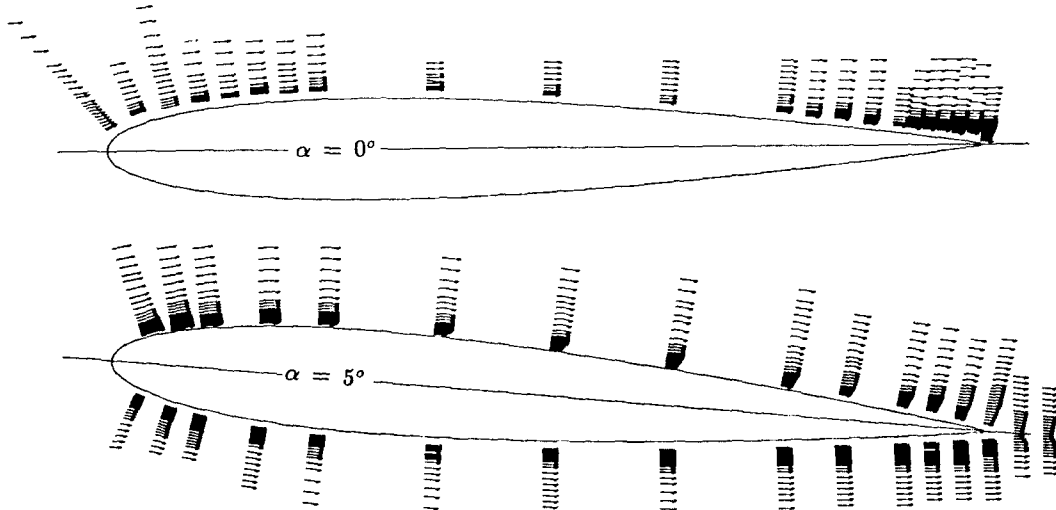


Fig. 7 Velocity vector plot around an NACA0012 section ( $Re = 1.3 \times 10^6$ )

의 천이점 방정식을 사용하였다.

$$Re_{\theta} \geq 1.174 \left(1 + \frac{22,400}{Re_x}\right) Re_x^{0.46} \quad (9)$$

여기서

$$Re_x = \frac{u_{\infty} X_{trans}}{\nu}$$

즉 추정된 천이점은 위치로부터  $\theta$ 를 식(9)로부터 구하고 천이점에서의 형상계수를 추정하

여 경계층 계산의 초기조건식에 입력한다.

### 3.3 경계층내의 실험 결과 및 결과해석

Fig.7는 레이놀즈수  $1.3 \times 10^6$ 에서 계측된 속도분포를 2차원 벡터성분으로 표시해 놓은 것이다. 이때 받음각은 0도와 5도였다. 얇은 경계층의 경우 식(2)에 나타난 것과 같이 y방향을 따라서 압력변화는 없는 것으로 나타났는

데, 이는 경계층 밖 균일류에서의 압력이 물체 표면의 압력과 동일하다는 것을 의미한다. Fig. 5에서 나타난 것과 같이 경계층에서의 유선(streamline)은 물체에서 멀리 떨어진 상류에서의 유선과 일치하므로 경계층 바깥쪽과 무한상류사이에서 Bernoulli 방정식의 적용이 가능하다. 무한상류의 압력과 속도를  $P_\infty, U_\infty$ 라 하고 경계층 밖에서의 압력과 속도를  $P_e, U_e$ 라 하고 하면 두점사이에 Bernoulli 방정식은

$$P_\infty + \frac{1}{2}\rho U_\infty^2 = P_e + \frac{1}{2}\rho U_e^2 \quad (10)$$

여기로부터 압력계수  $C_p$ 는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$C_p = \frac{P_e - P_\infty}{\frac{1}{2}\rho U_\infty^2} = 1 - \left(\frac{U_e}{U_\infty}\right)^2 \quad (11)$$

식(11)을 이용하여 Fig.7에 나타난 시험결과로부터 압력계수를 구하고 이를 KH23 날개 단면의 표면 압력계측 결과와 비교하였다. 그 결과는 Fig.8에 나타나 있는데 비교적 일치하

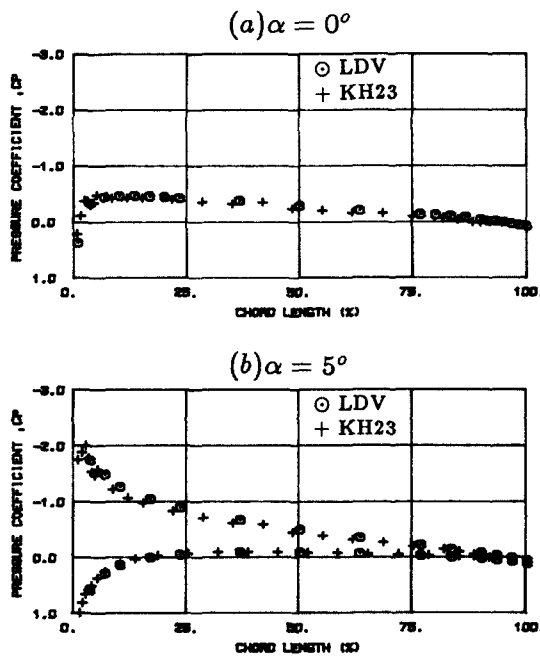


Fig. 8 Comparison of the chordwise pressure distributions measured by LDV system and pressure transducer ( $Rn = 1.3 \times 10^6$ )

는 것으로 나타났다. KH23 날개단면은 2차원 단면의 표면 압력계측을 하기 위하여 KH22 날개단면과 동일한 기하학적 형상을 가지면서 표면에 작은 구멍을 내서 압력변환기를 통하여 압력을 직접 계측한 수 있도록 제작된 것이다.

Fig.9은 경계층내의 특성치를 구하기 위하여 받음각 5도에서 작동중인 단면의 윗면(upper surface)에서의 유선방향 속도를 확대한 그림으로서 Fig.8에 나타난 것과 같이  $\partial P/\partial x$ 가 0보다 큰 경계층의 특성을 잘 보여주고 있다. 증가하는 압력에 의하여 코오드 방향으로 진행함에 따라 전반적으로 속도가 줄어들고 있음을 보여주고 있다. 또한 코오드 방향으로 진행함에 따라 벽면에서의  $\partial U/\partial y$ 가 작아지고 있는데, 표면 마찰(skin friction)은 벽면에서의  $\partial U/\partial y$ 에 비례하므로 뒷날 부근으로 갈수록 표면 마찰력은 줄어드는 경향이 나타날 것이다. Fig. 9

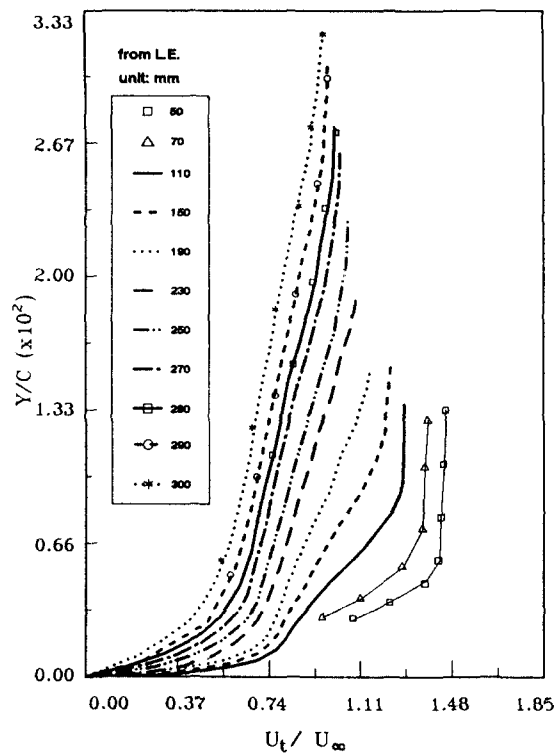


Fig. 9 Magnified velocity distribution on the upper surface of an NACA0012 section at  $\alpha = 5^\circ$  ( $Rn = 1.3 \times 10^6$ )



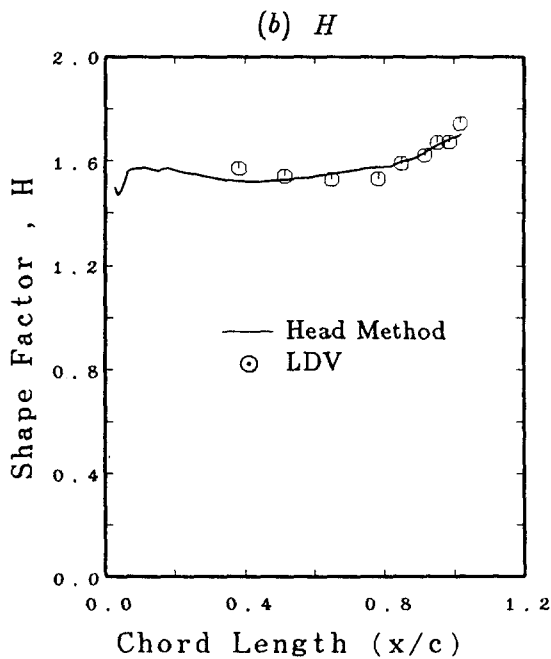
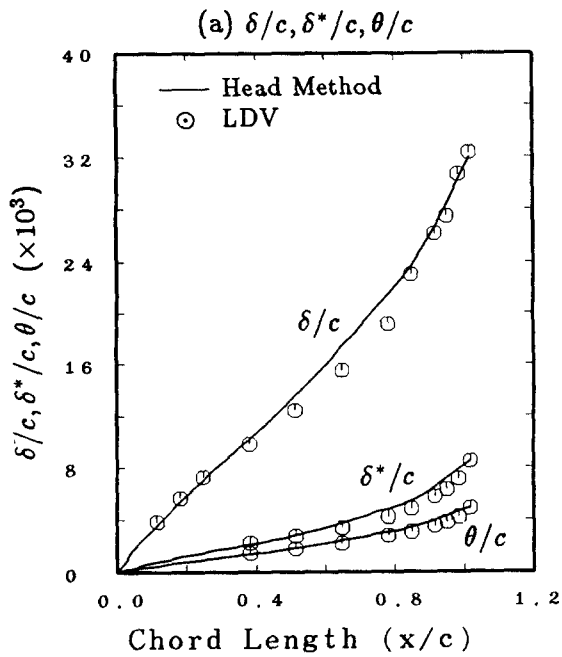


Fig. 10 Comparison of boundary layer characteristics on the suction side of an NACA0012 section ( $\alpha=5^\circ, Re=1.3 \times 10^6$ )

의 실험결과와 식(1) 및 식(8)을 이용하여

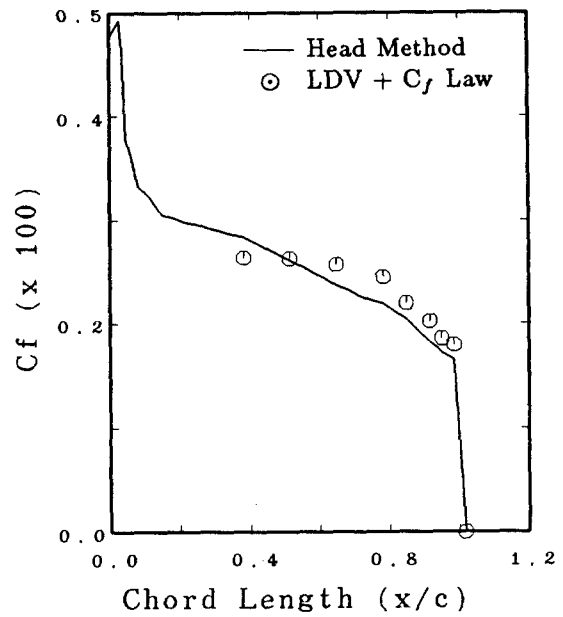


Fig. 11 Comparison  $C_f (Re=1.3 \times 10^6)$

얻어진  $\delta, \delta^*, \theta$  및  $C_f$ 와 Head방법을 이용한 계산 결과와의 비교를 이용하여 KH23단면 뒷면에 표면 압력분포를 속도분포로 변환하여 입력시켰으며, 천이점은 기존의 유선가시화 실험자료[8]를 이용하여 코오드 길이의 2%로 입력하였고, 천이점에서의 형상계수는 NACA0012 단면의  $\partial P/\partial x$ 가 다른 단면들에 비해 크다는 점을 고려하여 1.5로 정하였다. 형상계수의 약간의 변화에 따라서는 결과에 큰 차이를 주지는 않았다. LDV 측정결과와 Head method로 계산한 결과는 비교적 잘 일치하는 것으로 나타났다.

레이놀즈수  $0.4 \times 10^6$ 에서는 받음각 5도, 10도, 13도에서 날개 뒷날(Trailing edge) 부근 및 후류에서의 속도를 측정하였다. Fig.12은 속도분포를 2차원 벡터로 표시한 것을 보여주는 데, 받음각이 커지면서 경계층 두께가 증가하고 벽면 가까이의 유속이 상당히 작아지고 있는데 13도에 이르러서는 박리현상(separation)이 나타나고 있다. 박리현상이 나타나면 일반적으로 역류(reverse flow)가 나타나며 보오텍스(vortex)가 형성되는데 이는 Fig.13에 잘 나

타나 있다. Fig.13은 Fig.12의 반음각 13도의 속도분포의 박리부분을 확대한 것으로 박리에 의한 보오텍스 현상을 보여주고 있다. Fig.14는

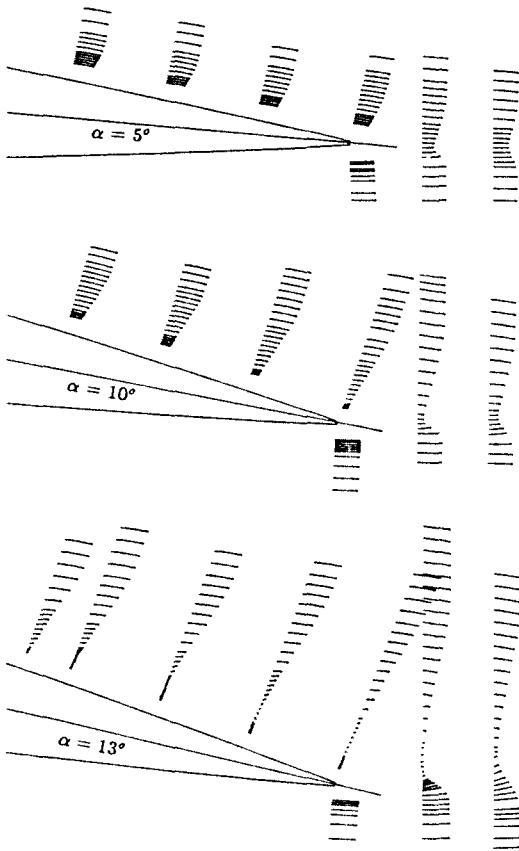


Fig. 12 Measured flow velocity distribution near the trailing edge of an NACA0012 section ( $Re = 0.4 \times 10^6$ )

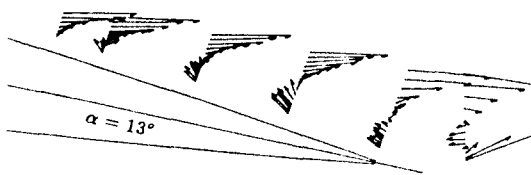


Fig. 13 Magnified flow velocity near the trailing edge showing the vortex formation ( $Re = 0.4 \times 10^6$ )

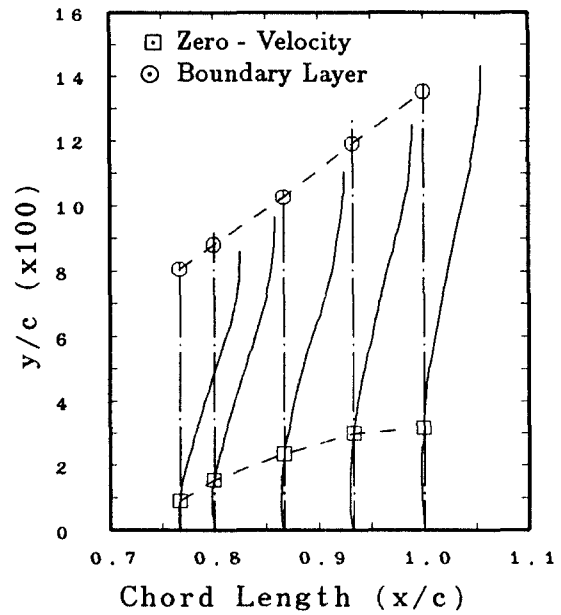


Fig. 14 Boundary layer and zero-velocity line at  $\alpha = 13$  ( $Re = 0.4 \times 10^6$ )

Fig.13의 반음각 13도의 각 코오드 위치에서 x 방향 속도만을 계산하여 얻은 속도 분포도를 보여주는데 경계층의 두께증가와 함께 영(zero) 속도선도 점차 증가하고 있음을 보여주고 있다.

Fig.15는 Fig.12의 반음각 변화에 따른 속도 분포에서  $\delta, \delta^*, \theta$  및 H를 구하여 서로 비교한 것이다. 여기서 chord length는 2차원 단면에 nose-tail선을 따라서 정의되었고  $\delta$ 는  $U_\infty$ 의 99% 속도가 되는 점의 경계층 두께로 정의하였다. 일반적으로 모멘텀 두께만을 제외하고는 10도에서 13도의 변화량이 5도에서 10도의 변화량보다 상당히 크다는 것을 보여주고 있다. 특히 Fig.15(c)의 형상계수 H는 상당히 큰 증가량을 보여주고 있는데, 형상계수 H가 커지면 일반적으로 박리가 일어날 가능성이 높아지며, 박리가 일어날 경우 형상계수가 급격하게 증가하게 된다. 보통 박리가 일어나는 형상계수는 1.8-2.8까지 상당히 큰 영역에서 정의하고 있는데[9], 본 실험결과에서는 3.0이상은 되어야 박리가 일어나는 것으로 나타났다. 박리현상은

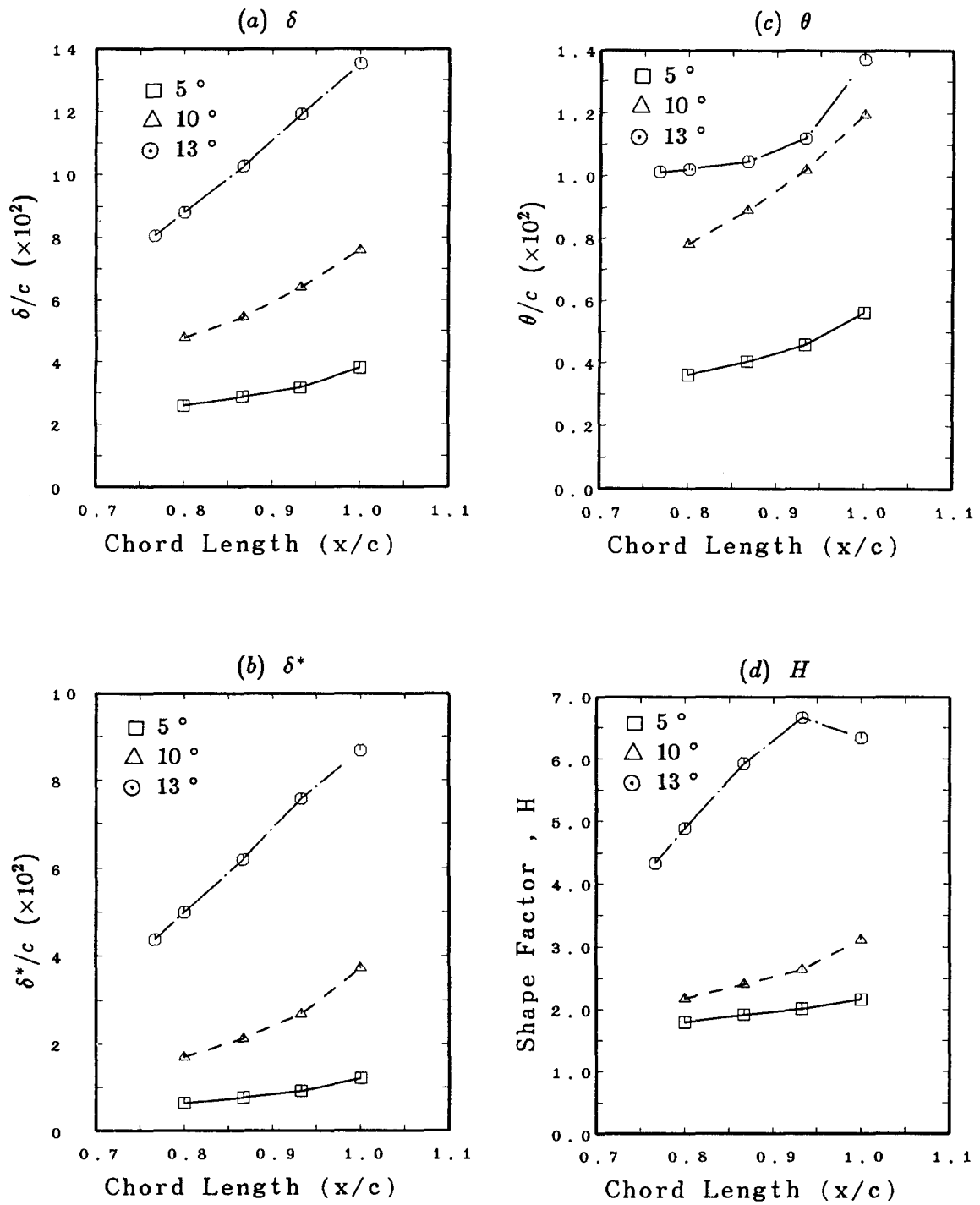


Fig. 15 Comparison of boundary layer characteristics for various angle of attacks ( $Re=0.4 \times 10^6$ )

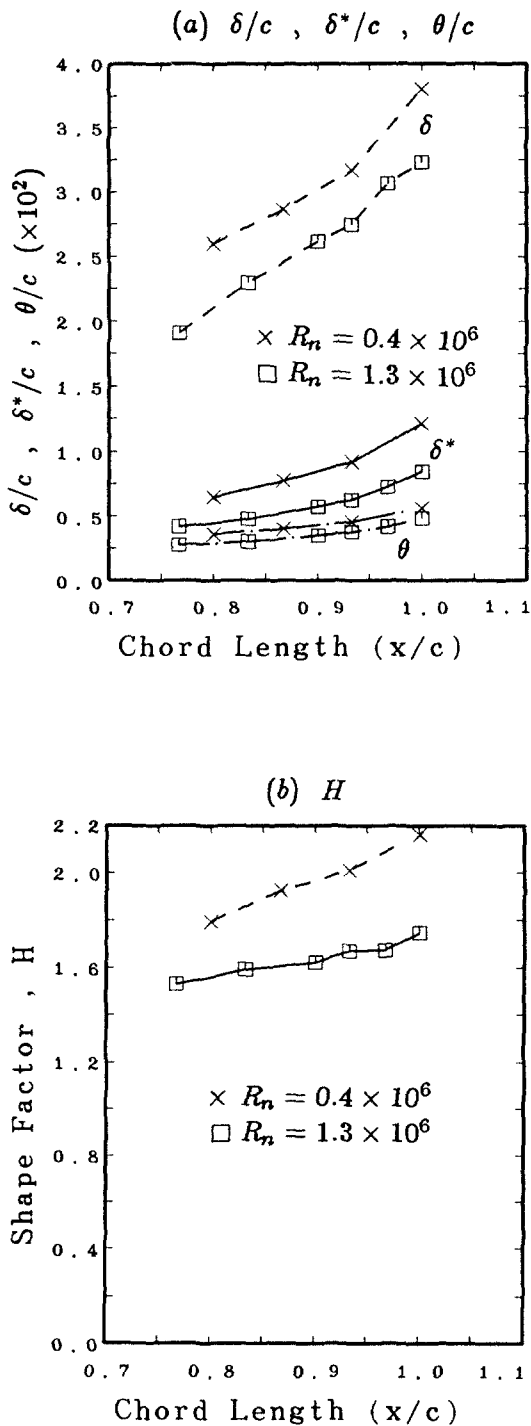


Fig. 16 Comparison of boundary layer characteristic according to variation of  $R_n$  ( $\alpha=5$ )

일반적으로 앞날(Leading edge) 부근에 압력이 상당히 작아져  $\partial P/\partial x$ 가 0보다 크면서 상당히 큰 값을 가질 때 나타나는 것으로,  $\partial P/\partial x$ 가 크면 일반적으로 경계층이 두꺼워지며, 경계층이 두꺼워지면 경계층 바깥쪽의 에너지가 경계층 안쪽까지 전달되지 못하여 결국은 물체로부터 떨어져 나가는 것이다[10]. 결국 박리현상을 지연시키는 방법은 유선방향의 압력분포 기울기를 적게 하든지, 레이놀즈 수를 높여서 난류 정도를 높게하여 경계층 바깥쪽의 에너지를 원활하게 공급하도록 하여야 한다. 또한 물체 앞쪽에 난류강도를 높일 수 있는 stimulator 등을 부착해 유체의 운동에너지 수준을 높게하여 경계층 안쪽에 에너지 공급을 원활하게 하는 방법도 있다.

Fig.16은 받음각 5도에서 레이놀즈수 변화에 따라  $\delta, \delta^*, \theta$  및  $H$ 를 구하였는데, 레이놀즈수가 작은 경우가 경계층 두께도 두꺼워지며, 형상계수가 커지는 것으로 보아 박리가 일어날 가능성이 좀더 높다는 것을 말해준다. 레이놀즈수  $0.4 \times 10^6$ 에서는 받음각 13도에서 박리현상이 발생했는데,  $1.3 \times 10^6$ 에서는 이보다 큰 받음각에서 박리가 발생할 것이 기대된다.

#### 4. 결 론

본 연구를 통하여 LDV를 이용한 2차원 단면 주위의 경계층 유동 및 압력분포 계측을 성공적으로 수행하였으며, LDV를 이용하여 연구한 결과와 앞으로의 활용방안에 대하여 정리하면 다음과 같다.

(1) 2차원 단면 주위의 유동을 계측하여 날개표면에서의 경계층 현상에 대한 해석을 수행하였으며 앞으로 경계층 연구를 하는데 필요한 기본적 자료를 확보하였다. 따라서 새로운 프로펠러 날개단면 개발에 필수적인 2차원 날개 단면 주위유동 해석방법을 확보하였다. 특히 Head의 운동량 적분방법의 실험적 확인은 이 방법이 2차원 단면주위의 경계층 유동장의 해석에 이용될 수 있음을 보였다.

(2) LDV를 이용하여 물체표면의 압력분포를 측정하는 방법을 개발함으로써 캐비테이션 터널에서 실험하는 물체에 별도의 압력측정 장치없이 표면 압력을 측정할 수 있게 되었다. 2차원 단면 앞날(Leading edge)부근의 유속은 상당히 크므로 표면 압력이 감소되어 캐비테이션 발생의 원인이 된다. 앞날 부근에 압력분포를 집중적으로 측정하게 되면, 앞날 형상에 따른 단면의 캐비테이션 성능을 파악할 수 있어서 캐비테이션 특성이 우수한 새로운 날개단면을 개발할 수 있는 방안을 제시할 수 있을 것이다.

(3) 박리 현상(Separation)의 예측은 모형선-실선 관계에 관한 연구에 필요한 박리 제어(Separation control)에 큰 도움을 줄 수 있다. 실선프로펠러에서는 박리현상이 나타나지 않는데, 모형프로펠러에서는 박리현상이 나타날 수 있으므로 모형프로펠러의 실험결과를 실선프로펠러로 확장하는 것은 실선의 결과와 큰 차이를 줄 수 있다. 모형시험에서 레이놀즈수를 증가시키는 것은 한계가 있으므로 난류촉진장치를 이용하면 실선프로펠러의 유동현상을 재현하는데 효과적일 것으로 사료된다. 이와 같은 연구는 전체 유동장을 교란시키지 않아야 하므로 LDV 측정이 필수적이다.

### 참 고 문 헌

- [1] 이진태 외, "고효율 프로펠러 씨리즈 개발", 한국기계연구소 연구보고서 UCN 160-1227.D, 1988.
- [2] Min, K.S., "Numerical and Experimental Method for the Prediction of Field Point Velocities around Propeller Blades", Rept. No. 78-12, Dept. of Ocean Eng., MIT, 1978.
- [3] 안종우 외, "NACA0012 단면 주위의 속도, 압력, 힘 및 모멘트 측정", '89 한국해사기술연구소 소보.
- [4] Tuncer Cebeci and Peter Bradshaw, "Momentum Transfer In Boundary Layers", McGraw Hill, 1977.
- [5] 이창섭 외, "캐비테이션 터널의 시운전 시험 및 캐비테이션 시험법 개발에 관한 연구", 한국기계연구소 연구보고서 UCN 131A-276.D, 1982.
- [6] F. Durst, A. Melling J.W. Whitelaw, "Principles and Practies of Laser Doppler Anemometry", Academic Press, 1981.
- [7] 流れの計測懇談會編, "LDV 기초와 응용" 日刊工業新聞社, 1980.
- [8] J.P.FRANDE J. M. MICHEL "Attached cavitation and the boundary layer:experimental investigation and numerical treatment", *J. Fluid Mech.*(1985), Vol.154, pp. 63-90.
- [9] Paul K. Chang "Separation of flow", KAIST 1979.
- [10] Jack Moran "An Introduction to theoretical and computational Aerodynamics", John wiley Sons press, 1984.
- [11] Stuart D. Jessup, "Local Propeller Blade Flows in Uniform and Shared Onset Flows using LDV Techniques", Proceedings of the 15th Symposium on Naval Hydrodynamics, Hamburg, 1984.
- [12] Tetsuji Hoshino, Akira Oshima, "Measurement of Flow field Around Propeller by using a 3-component Laser Doppler Velocimetry(LDV)", Mitsubishi Heavy Industries, Ltd. Technical Review Vol.24, No.1, 1987.
- [13] F.Avellan, P. Dupont, I. Ryhming "Generation Mechanism and Dynamics of Cavitation Vortices Downstream of a Fixed Leading Edge Cavity", IMHEF-EPEL, Switzerland, 1988.