

# NACA단면의 끝단 와방출에 대한 연구

† 이창우\* · 오우준\* · 손창배\*\* · 김옥석\*\*\* · 이경우\*\*\*\*

† \*목포해양대학교 대학원, \*\*한국해양대학교 해양공학과, \*\*\*목포해양대학교 연구원, \*\*\*\*목포해양대학교 해양시스템공학부 교수

**요 약** : 선박의 러더하부 끝단에서는 선회에 따른 와류로 인하여 선회력 및 후류유동에 변화를 초래한다. 이를 관측하기 위해 NACA단면 형상의 물수체를 영각과 관측단면을 변화시키며  $Re=2.0 \times 10^4$ 에서 실험을 통한 순간유동장을 계측 후 그 영향을 조사하였다. 계측된 결과는 상호 상관 PIV기법을 이용 Naca단면 끝단에서의 2차원 유동특성을 알아보기 위하여 상호 비교하였다. NACA단면은 영각변화에 따라 후류유동에 영향을 미친다. 동일유입유속에서 영각이 증가함에 따라 관찰단면이 중앙으로 갈수록 와류 규모가 확대되는 것을 관찰할 수 있었다.

**핵심용어** : Naca단면, 와방출, 유동장, 와류현상

## 1. 서 론

선박의 추진 시 추진기 후류 및 선회에 따른 러더단면 주변에서 와류가 발생한다. 또한 선회에 따른 러더 하부 끝단에서도 러더 양면의 압력차로 인한 와류가 생성되어 선회력에 영향을 주게 된다. PIV기법 및 전산유체해석법을 적용하여 NACA단면 형상 주위 유동 및 후류를 계측하였다(이 등(2005); 김 등(2008)). 본 연구는 NACA0012 스펠 끝단에서의 와류 현상을 관찰하고자 동일 유속을 기준으로 해당 물수체 중앙에서부터 끝단까지의 2차원 유동 현상을 계측하였으며 NACA0012의 각도변화에 따른 영향을 이해하고자 하였다.

시스템의 개략적인 구성도이다. 회류수조 관측영역에 NACA0012의 물수체를 설치하고 실험 및 해석을 수행하였다. 실험에 사용된 모델은 Fig. 2와 같으며 자유유동(U), 코드(c), 영각( $\alpha$ )를 그림과 같이 정의하였다. NACA0012 단면의 길이는 코드(c)가 100mm, 스펠(s)이 100mm이며 영각의 크기를 제어 가능하도록 설계 및 제작하였다. NACA0012 끝단 와류계측을 위한 계측 영역은 코드길이의 2.5배 후방까지 유동정보를 계측하였으며, 코드길이에 기초한 레이놀즈수는  $Re=2.0 \times 10^4$ 로 모델형상에 따른 적합한 자유유동을 적용하였다. 실험조건 중 영각크기는 각각 10도와 20도, 레이저 광원의 조사위치는 NACA0012의 스펠끝단방향 0.500s, 0.750s, 0.875s, 1.125s으로 회류수조의 규모와 계측범위를 고려하여 영각 조작에 따른 와류현상규모를 비교 분석하기에 적합하다고 판단하여 실험조건으로 선정하였다.

## 2. 실험장치 및 조건

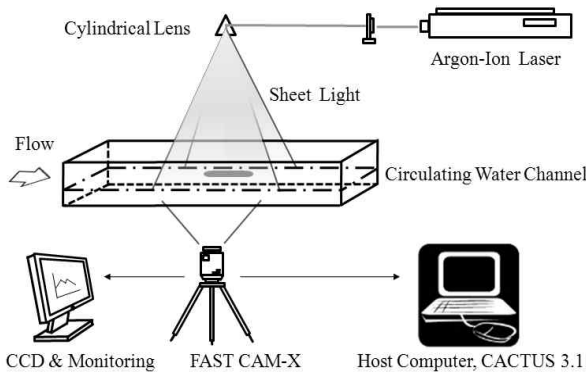


Fig. 1 Schematic arrangement of PIV system

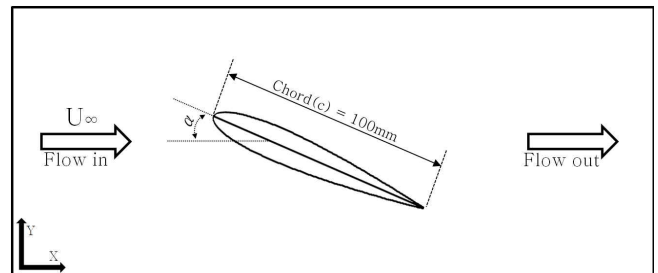


Fig. 2 Coordinate system and model setup

## 3. 실험결과 및 고찰

Fig. 1은 NACA0012의 후류에 발생하는 유동 계측을 위한 PIV

Fig. 3는 NACA0012의 각도 및 레이저 조사위치별 후류유동현상을 나타낸 속도벡터장이다. 영각이 10도이며 조사위치가 0.500s부에서 자유유동이 후방까지 지속되는 것을 관찰할 수 있다.

† 교신저자 준회원, cwlee@mmu.ac.kr 061)240-7142  
 \* 정회원, woojunoh@mmu.ac.kr 061)240-7142  
 \*\* 정회원, kaigan@hanmail.net  
 \*\*\* 준회원, domingo@mmu.ac.kr 061)240-7142  
 \*\*\*\*중신회원, kwlee@mmu.ac.kr 061)240-7307

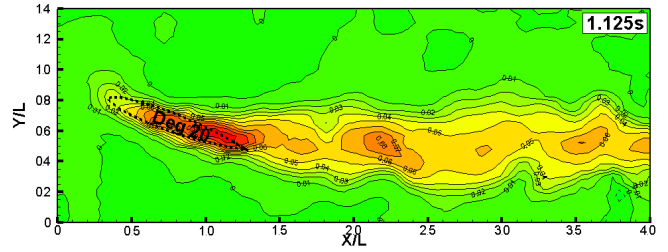
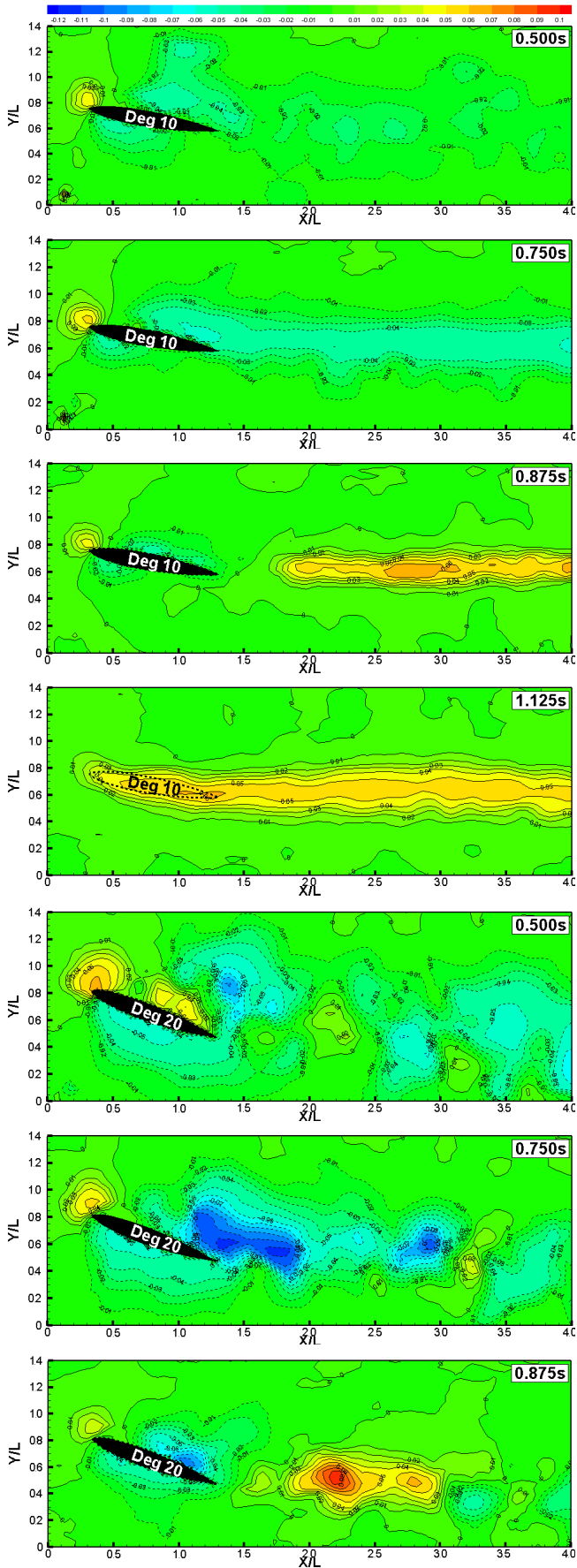


Fig. 3 Velocity field around a Naca0012

0.750s에서는 코드끝단 이후로 관측영역 끝까지 자유유동 방향에 수직인  $v$ 성분이 음의 영역을 보이고 있다. 0.875s의  $X/L=2.0$ 위치부터 관측영역 끝까지  $v$ 성분이 양의 영역을 보이고 있으며 특히  $X/L=2.6\sim 3.1$ 까지 강하게 보이고 있다. 1.125s에서는 NACA0012의 앞전에서부터 양의  $v$ 성분이 나타나고 있다. 영각이 20도이며 조사위치가 0.500s~0.750s에서는 유동바리현상이 발생하고 있다. 0.875s의  $X/L=2.2$ 위치에서 양의  $v$ 방향 성분이 강하게 나타나며  $X/L=3.0$ 이후로는 자유유동으로 회복하는 경향을 보이고 있다. 1.125s에서는 영각이 10도일때와 유사한 경향을 보이고 있으며 NACA0012 코드전반으로 보다 강한 양의  $v$ 성분이 나타나고 있다.

#### 4. 결 론

동일유속에서 영각 변화에 따른 Naca0012 끝단에서 와방출의 규모를 계측한 결과, 영각이 10도 일 경우 끝단의 영향이 조사위치가 0.875s부터 발생하는 것을 관찰할 수 있었으며 영각이 20도에서 조사위치가 0.875s와 1.125s위치에서는 보다 강하고 넓은 부분으로 나타났다. 결론적으로 영각이 10도에서 20도로 증가함에 따라 NACA0012 스패ん 끝단의 와방출영향은 강하고 큰 규모로 나타난다는 결론을 얻을 수 있었다. 본 연구는 Naca단면 끝단에서 발생하는 와방출의 규모를 축소하기 위한 추가적인 연구가 요구된다.

#### 후 기

본 연구는 교육과학기술부와 한국산업기술진흥원의 지역혁신 인력양성사업으로 수행된 연구결과임

#### 참 고 문 헌

- [1] 이기영, 손명환, 정형석(2005), "이차원 타원형 날개꼴의 실속제어에서 간헐제트 브로잉의 효과", 한국항공우주학회지 제33권 제9호, pp.1-8.
- [2] 김옥석, 이경우, 안영규(2008), "플래이 부착된 특수타의 동유체력 제어에 관한 연구", 한국항공학회지 제32권 제10호, pp.771-776.
- [3] 임예훈, 장근식(2001), "지면 효과를 받는 3차원 날개의 유동 해석", 한국항공우주학회지 제29권 제5호, pp.1-8.
- [4] T. Lee(2010), "PIV study of near-field tip vortex behind perforated Gurney flaps", Springer-Verlag 2010.