

진동하는 사각날개의 날개끝 와류 구조에 관한 실험적 연구

현범수^{†*}, 김무룡^{*}

한국해양대학교^{*}

Experimental Study on the Structure of Tip Vortex Generated by an Oscillating Rectangular Hydrofoil

Beom-Soo Hyun^{†*} and Moo Rong Kim^{*}

Korea Maritime University^{*}

Abstract

Evolution of the unsteady three-dimensional tip vortex in the wake field of a rectangular NACA 0012 hydrofoil in pitching motion is investigated. Measurements were made in CWC using PIV. A hydrofoil has an aspect ratio of 5 with chord length of 10cm. Pitching angle and mean angle of attack were set to $\pm 5^\circ$ and 10° , respectively. Frequency of oscillation was varied from 0.1Hz to 1Hz in order to study the effect of unsteadiness imposed by various frequencies, which correspond to the reduced frequency of $K=0.1, 0.21, 0.52$ and 1.05 . Reynolds number based on chord length and free-stream velocity was 3.0×10^4 . Phase-averaging technique was employed. Unsteadiness and variation of the size and characteristics of tip vortex at different reduced frequency were discussed.

※Keywords: PIV (입자영상유속계), Reduced frequency (무차원진동수), Oscillating hydrofoil (진동 날개), Tip vortex (날개끝 와류), Phase-averaging (위상평균), Unsteadiness (비정상성)

1. 서 언

2차원 날개 단면과 달리 3차원 날개는 흡입면과 압력면의 압력 차이에 기인한 날개끝 와류가 형성된다. 이러한 와류는 추진 성능에 많은 영향을 미치게 되며, 특히 추진기 뒤에 형성되어 전개

되는 날개끝 와류 (tip vortex)는 성능 및 소음면에서 여러 문제점을 야기할 수 있기 때문에 과거부터 많은 연구가 진행되어 왔으나 진동하는 날개에 대한 연구는 아직도 매우 부족한 실정이다. 따라서 본 연구는 진동하는 2차원 날개에 대한 현범수와 김무룡(2004)의 연구의 연장선상에서 진동하는 3차원 날개에 미치는 비정상성 즉, 날개 끝 와류의 구조 변화에 대하여 연구하고자 하였다.

이에 대한 과거의 연구로는 장조원(1998), 장조원과 박승오(1999)를 들 수 있다. 이들은 받음각

접수일: 2005년 11월 14일, 승인일: 2005년 12월 14일

† 주저자, E-mail: bshyun@mail.hhu.ac.kr

Tel: 051-410-4308

이 25°까지 진동하는 날개의 날개끝 와류 roll-up 현상을 연구하였는데, $Rn = 3.4 \times 10^4$, 측정위치 $X/C = 0.5, 1.5$, 평균 받음각 15°, 진폭 $\pm 15^\circ$ 인 경우에 대하여 NACA 0012 형상을 갖는 날개 모델을 이용하여 진동하는 비정상 3차원 날개의 날개끝 와류 roll-up 현상을 해석하기 위한 평균 속도장, 순환, 와도 분포를 계측하였다. 여기서 C는 날개의 코드 길이, X는 날개 뒷날로부터 후류방향으로의 거리이다.

국외 연구사례로서 Higuchi et al.(1987)은 $Rn = 5 \times 10^4$ 인 경우 NACA 66₂-415 날개의 후류에서 날개끝 와류의 roll-up을 조사 하여 날개끝 와류 핵반경이 받음각과 하류거리에 비례하여 증가하고, 레이놀즈수에 따라 감소함을 밝혔다. Yeh and Plotkin(1986)은 큰 aspect ratio를 갖는 날개의 wake roll-up 현상을 조사하여 날개 받음각 별 (5°, 10°) 와류의 형상과 순환 값에 대한 정보를 제공하였다. Dacles-Mariani et al.(1997)은 $Rn = 4.6 \times 10^6$, 받음각이 10°로 고정된 NACA 0012 날개를 수치해석하여 날개끝 와류에 관한 와도 및 날개 표면의 압력분포, 유선 등을 조사하였고, Ramaprian and Zheng(1997, 1998)은 $Rn = 1.8 \times 10^5$, $X/C=0.15\sim 3.3$, 받음각이 10°인 고정된 NACA0015 날개를 이용하여 날개끝 와류 유동장을 3축 LDV로 측정하여 정상날개 유동장의 와류 구조에 대한 자세한 정보를 제공하였다. 또한 그들은 1998년, 같은 Rn 과 측정거리에서 평균 받음각을 10°, 진폭을 $\pm 5^\circ$ 로 하여 무차원진동수 K 가 0.10이 되도록 날개를 진동시켜 근접 후류인 0.16C부터 2.66C까지 하류 범위에서 위상평균 속도, 와류 중심의 위치이동, 와류강도 등을 조사하였다.

본 연구는 위와 같은 연구를 바탕으로 진동하는 사각날개에서 발생하는 날개끝 와류의 특성을 PIV 실험으로 해석하고자 하였다. 먼저 무차원진동수에 따라 날개끝 와류의 특성 변화와 위상별 와류 중심부의 모양과 크기를 연구하고, 동시에 날개의 뒷날로부터 후류방향으로 거리에 따라 와류가 어떻게 변화하는지에 대한 연구를 수행하였다. 이때 고려한 변수로는 평균 받음각, 받음각 진폭, 레이놀즈수, 날개의 형상, 진동수 등을 들 수 있으며,

K값과 측정거리를 제외한 나머지 변수는 임의의 값으로 고정한 상태에서 실험이 진행되었다.

2. 실험 장치 및 실험 조건

본 실험에서 사용되는 실험 장치 및 날개를 진동시키는 구동 장치는 현범수와 김우룡(2004)와 동일하나 날개끝 와류현상 계측에 편리함을 위하여 기존의 날개를 반으로 잘라 날개의 세장비를 1/2로 하여 날개주위 유동의 3차원성을 확보하였다. Fig. 1은 실험개념도와 좌표계 (X, Y, Z)를 나타낸다. 평균받음각 10°에서 날개끝 후연 (T.E)을 원점으로 한 공간고정좌표계를 사용하였으며 주흐름 방향이 X축, 그리고 날개 뿌리쪽 방향으로 Y축, 수직 하방을 Z축으로 정의 하였다. PIV 실험을 수행 하는데 있어서 Fig. 1과 같이 Y-Z 단면으로 Laser Sheet를 조사하여 X 방향으로 거리를 바꿔가면서 각 단면의 와류구조를 관찰하였다. 이를 위하여 날개의 뒷날에서 8C 만큼 떨어진 곳에 크기가 360×360mm인 거울을 설치하여 반사된 계측단면 영상을 회류수조 외부에서 CCD 카메라로 촬영하였다.

주어진 성능 하에서 가장 현실적 측면을 고려하여 유체의 자유흐름속도(freestream velocity)를 0.3m/s로 하여 레이놀즈수를 3×10^4 로 고정하였으며, 계측영역은 날개끝 와류를 중심으로 150×112(mm)로 한정하였다. 여기서 레이놀즈 수

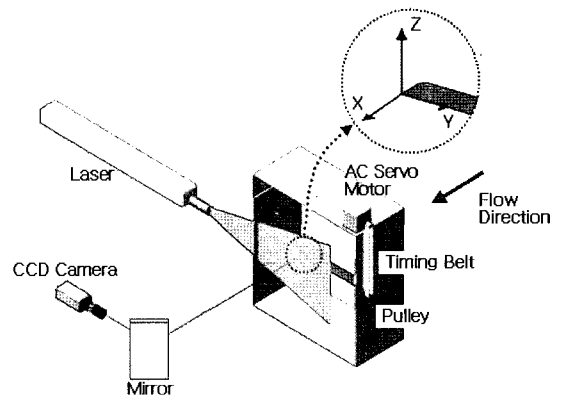


Fig. 1 Schematics of experiment and coordinates

Table 1 Experimental conditions

Variables & Constants	Conditions
X/C : Streamwise distance from trailing edge	1
α_m : Mean angle of attack	10°
$\Delta\alpha$: Amplitude	$\pm 5^\circ$
f : Frequency	0.1~1[Hz]
Rn : Reynolds number	30000
C : Hydrofoil Chord	0.1[m]
S : Hydrofoil Span	0.5[m]
U : Freestream velocity	0.3[m/s]

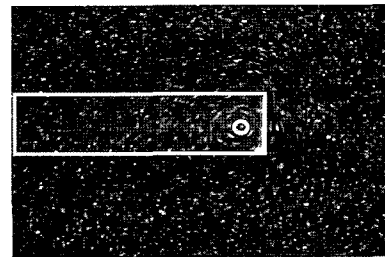
Table 2 Test case

Case	f(Hz)	K
1	0.1	0.10
2	0.2	0.21
3	0.5	0.52
4	1	1.05

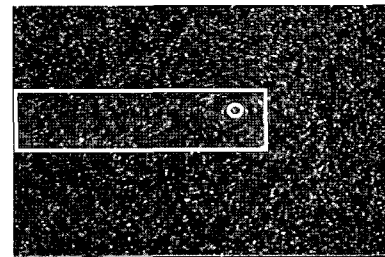
는 코드 길이와 자유흐름 속도를 기준으로 하였다. 피치운동의 중심을 0.25C로 하여, 날개의 진동수는 0.1Hz ~ 1Hz에서 실험을 실행하였으며 진동수 f 값에 따른 각각의 K 값에서 평균 받음각을 10°로 하고 진폭을 $\pm 5^\circ$ 로 진동시켰으며, 촬영된 순시 영상들은 위상평균법을 이용하여 각 위상에 대한 영상을 따로 구분하는 방법으로 해석을 수행하였다. 여기서 무차원진동수 (reduced frequency) K는 날개의 진동속도와 자유흐름속도의 비를 의미하는 비정상 상사변수(similarity parameter)로서, 보통 코드 길이의 절반을 기준 길이로 하여 $K=wC/2U$ 로 정의된다. 여기서 w는 진동 각속도, U는 자유흐름속도를 각각 나타낸다. Table 1과 Table 2에는 본 연구에 사용되는 명칭과 실험조건이 정리되어 있는데 K값에 따른 날개 후류의 특성에 초점을 맞춰 연구하였다.

3. 결과해석 및 고찰

Fig. 2는 진동수가 각각 f = 0.2, 1Hz인 경우에



(a) f = 0.2Hz (K=0.21)



(b) f = 1Hz (K=1.05)

Fig. 2 Images at different frequencies

X/C = 1에서 촬영된 영상으로부터 뽑아낸 동일한 위상(15°)에서의 이미지를 보여준다. 육안으로도 날개끝 와류의 모양이 확연히 드러남을 알 수 있다. 또한 진동수에 따라 같은 위상에서도 와류 중심의 위치가 다르고 그 크기와 형상도 변화함을 볼 수 있다. 가시화를 통해서 본 3차원날개 후류 유동은 전체적으로 날개의 진동 주파수에 따라 유동장의 변화가 상당히 큰 것으로 밝혀졌으며 근접 촬영을 통하여 와류 중심부에 대한 상세한 해석을 기대 할 수 있을 정도로 판단되었다.

Fig. 3은 받음각이 $\alpha_m=10^\circ$ 인 고정날개에 대한 결과이다. 여기서 첨자 m은 평균받음각을 의미한다. 날개끝 와류의 위치가 그림에서 실선으로 표시된 날개의 끝에 위치하며 와도와 난류운동에너지 분포도 원형에 가까운 타원형 구조를 하고 있다. 그 좌측 편으로 약하긴 하지만 날개의 반류 영역에 해당하는 유동장이 나타나 있다. 그림에서 보이는 직사각형은 각 위상에서의 날개 투영도에 해당하며, contour level은 날개의 중심에서 깊이 크고 반경 방향으로 퍼질수록 그 값이 줄어드는 경우를 보여준다. 날개투영도는 각 위상에 따른 형상이므로 그 크기는 순간받음각이 변함에 따라 각기 다르게 표현되게 된다.

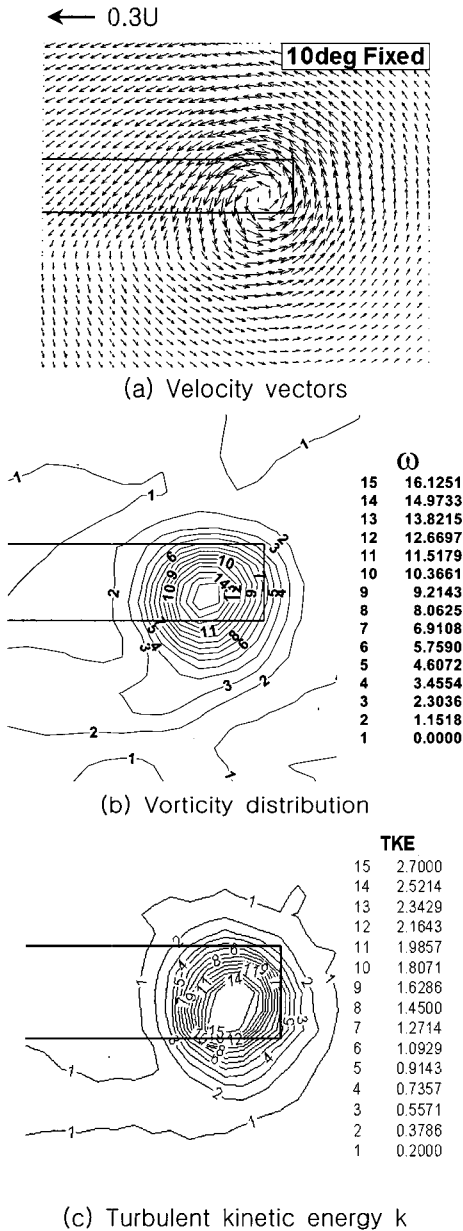


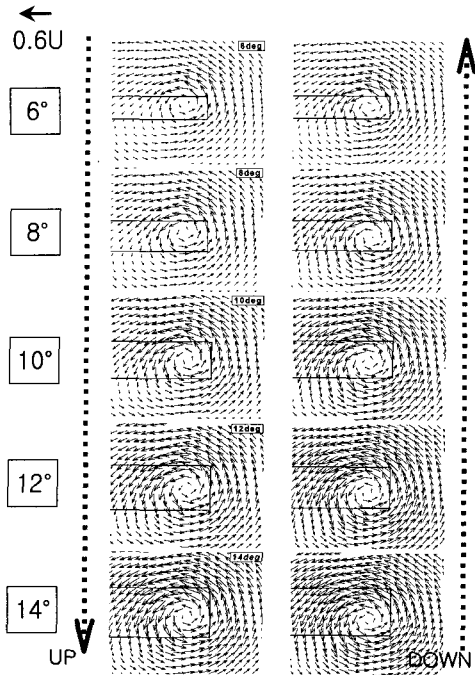
Fig. 3 Results for fixed hydrofoil at $\alpha_m=10^\circ$ (K=0)

진동하는 날개에 결과는 Fig. 4에 소개되어 있는데 모든 실험결과를 보여 주기에는 그 내용이 매우 방대하여 본 논문에서는 진동주파수 K 값이 0.21 (case 2)인 경우에 대하여만 속도벡터, 와도, 난류 운동에너지를 소개한다. 한 주기 동안의

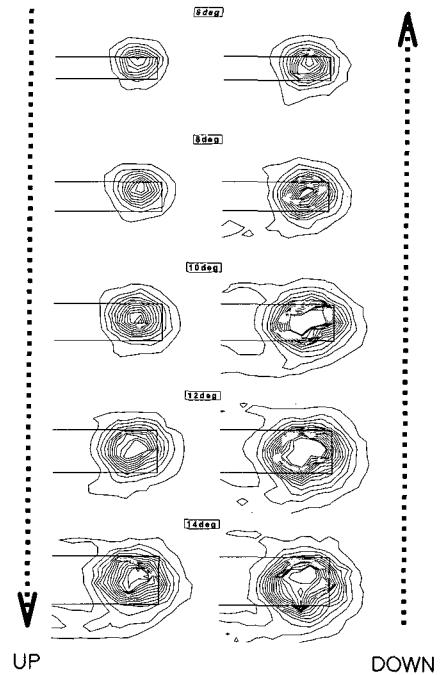
변화를 30개의 다른 위상에서 각기 평균하기 위하여 받음각 별로 600~800장의 순시영상을 사용하였는데, 여기서는 그중 10개의 대표적인 위상에 대하여만 소개하였다. 그중 좌측 5장은 받음각이 증가하는 방향으로 움직이는 경우이고 (pitching-up), 우측 5장은 그 반대의 상황인데 (pitching-down), 위에서 3번째 그림이 평균받음각 위치에서의 값이 된다. 한편 그림에서 좌측과 우측은 각각 동일한 순간받음각에서의 값으로 나타내었기 때문에 추후 설명할 위상지연의 효과를 무시한다면 그 둘 사이의 차이가 비정상성, 즉 이력현상에 의한 차이를 나타낸다고 볼 수 있다. Contour의 레벨은 Fig. 3과 동일하게 표현하였기 때문에 번호표기를 생략하였는데, 이후의 모든 그림에서도 동일하다.

K=0.21에서 전체적인 와류의 패턴을 보면 날개가 진동함으로써 각 위상에 따라 날개끝과 와류 중심이 거의 동일하게 움직임을 알 수 있다. 순간 받음각의 변화에 따라 와류 부근에서 유속이 증가하고 와도와 난류운동에너지 강도가 커지면서 그 범위도 넓어지는 경향이 잘 보여지고 있다. 날개가 pitching-down 중일 때는 각 위상에서 와류 강도, 운동에너지는 동일한 순간 받음각이라 하더라도 Pitching-up일 때와 다른 형태의 분포를 나타내고 있으며 down의 경우, 받음각이 작아질수록 크기가 줄어들긴 하나, 같은 순간 받음각끼리 비교 해 보았을 때는 up의 경우보다 더 큰 값과 넓은 분포를 보여 주었다. 전체적으로 볼 때 pitching-up 보다는 pitching-down 일 때 와도와 난류운동에너지가 더 크고 강해짐을 볼 때 K=0.21에서 진동날개의 비정상성이 어느 정도 존재한다고 볼 수 있겠다. 하지만 보다 엄밀한 의미의 비정상성은 적절한 위상지연이 고려된 후라야 가능할 것이다. 이에 대하여는 추후 다시 언급될 것이다.

K값의 변화에 따른 영향을 상세히 보기 위하여 유속분포나 와도, 난류에너지를 모두 고려해야 하나 지면 관계상 Fig. 5에는 각각의 K 값에 따르는 와도만을 대표로 보여주고 있다. K값이 0.1에서 순간받음각에 따른 와도의 변화가 pitching-up과 down시 미미한 반면, K=0.21부터는 상당한 차이

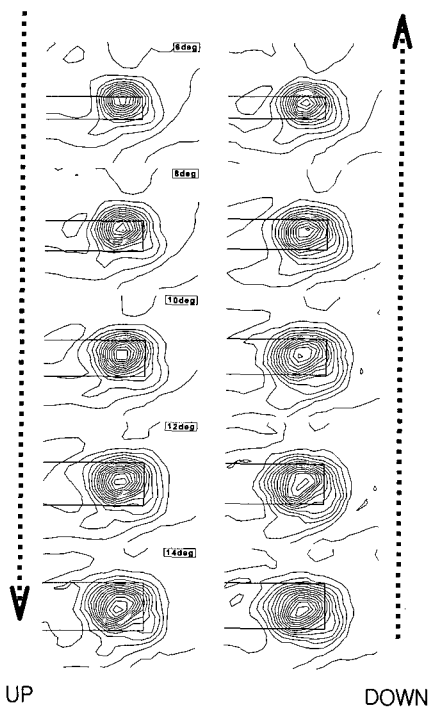


(a) Velocity



(c) Turbulent kinetic energy

Fig. 4 Flow field at $K=0.21$



(b) Vorticity

가 발생하기 시작하여 $K=0.52$ 이상에서는 pitching-up과 down시에 완전한 차이가 목격되는데, 이를 순간반응각의 차이로 표시하면 대략 $3^\circ \sim 7^\circ$ 정도의 지연에 해당한다. 예를 들어 Fig. 5(c), (d)에서 굵은 점선으로 표시된 그림이 날개 위상이 대략 5° 일 때의 날개끝 와류 구조에 해당한다. 앞서 설명한 와류 중심부 유동의 패턴과 마찬가지로 pitching-up, down 모두 반응각이 커지면서 core의 반경이 넓어지며 와도의 세기는 pitching-down의 경우가 더 크게 발생되었다. 또한 여기에 수록하지는 않지만 동영상으로 실험장면을 살펴보았을 때, $K=0.10$ 에 비하여 $K=0.21, 0.52$ 일 때 중심에서 와도의 세기가 다소 약해졌다가 $K=1.05$ 가 되면서 다시금 증가하여 모든 실험조건 중에서 가장 강한 와도 값을 보여주었다. 이는 와도의 세기가 K 값에 따라 와류의 생성과 소멸에 필요한 시간 스케일에 따라 양상이 변하기 때문으로 판단되며 이에 대한 자세한 연구는 향후 지속적인 연구를 통하여 계속되어야 할 것이다.

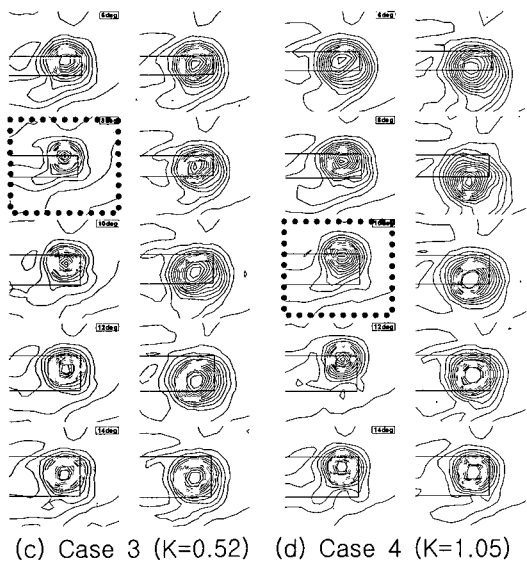
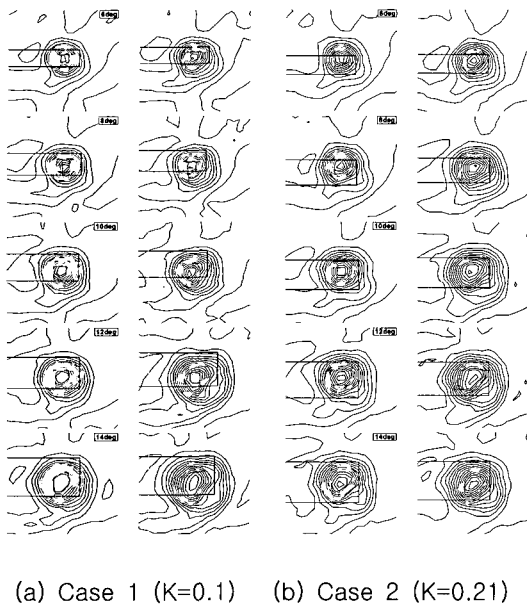


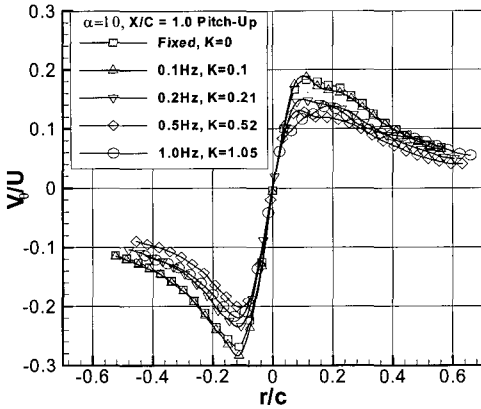
Fig. 5 Vorticity distribution at various reduced frequencies

진동하는 날개에 대한 전체적인 유동특성과 와류 중심에 대한 검토에 이어 동일 위상에서 각각의 K값에 따른 유속분포를 좀 더 자세히 살펴보기로 한다. 이를 위하여 먼저 와류중심을 정의하였는데, 실제 기하학적 중심이 아닌 와류의 전체 영역 내에서 속도 값이 최소가 되는 점을 찾아 인위

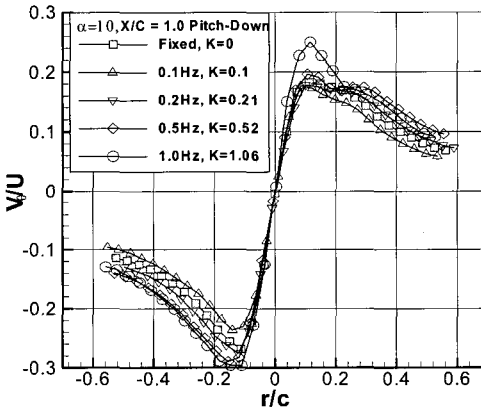
적으로 지정해 준 가상의 지점을 와류중심으로 정의하였다. 이러한 와류중심 결정방법은 횡단면의 속도 벡터로부터 횡단면 접선 방향 속도(V_θ)가 0인 점을 와류 중심으로 결정한 장조원과 박승오(1998)와도 유사한 방법이다. 또한 앞에서도 지적하였듯이 각 K 값에 따라 날개의 위상에 대한 와류중심이 일정치 않았기 때문에 각각의 위상 지연을 보정한 후 속도분포를 비교하였다. 한편, 속도 분포에 따른 와류 중심부의 크기를 정의하기 위하여는 해석결과 얻어진 속도 V_θ 에 대한 정보를 바탕으로 각각의 받음각과 X/C에서 V_θ 의 최대치가 존재하는 위치를 찾아 core의 반경 및 가장자리를 정의하였다.

여기서 위상지연이란 날개의 형상으로 본 순간 받음각과 날개의 뒷날에서 실제 유속을 측정하는 레이저 시트 위치까지의 거리에 해당하는 유체입자의 이동시간을 고려한 순간받음각 간의 위상차이를 의미한다. 즉 PIV 영상에 나타난 날개의 뒷날과 계측단면까지의 거리를 가정한 대류속도로 나누어서 얻어진 시간만큼 실제 날개의 위상이 변화된 것을 고려하는 것이다. 본 연구에서는 이 같은 날개 주위의 대류속도를 0.5C와 뒷날에서 모두 자유흐름속도보다 10% 줄어 들었다고 가정하고 (0.27m/s), X/C =1에서 날개 끝에서 촬영구간까지의 거리가 10cm이므로 그에 해당하는 위상차이만큼의 위상지연을 각각의 K값에 따라 보정하였다.

Fig 6.은 순간받음각 10° 에서 K값에 따른 속도 분포를 나타낸다. 이는 고정날개의 와류중심을 원점으로 두고 그 원점에서 Y축을 고정시킨 후 Z축에 관한 속도분포를 나타낸 것이다. 그림을 보면 pitching-up 상태인 경우 K값이 0.1인 경우를 제외하고는 모두 K가 증가할수록 고정 날개의 경우보다 회전속도가 감소되고 있음을 알 수가 있다. 또한 K값 변화에 따라 속도의 변화가 선형적이던 것이 무차원주파수가 증가하게 되면서 (K=1.06) 불규칙한 속도분포로 바뀌게 된다. Pitching-down의 경우엔 진동수가 매우 작은 K=0.1에서 진동방향이 바뀌면서 고정날개의 경우보다 더 작은 회전속도를 보여주었으나, 그 외에서는 pitching-up의 경우와 반대로 K값이 커질수록 유속도 더 커지는 경향을 보여주었다.



(a) Angle of attack = 10°, pitching-up



(b) Angle of attack = 10°, pitching-Down
Fig. 6 Tangential velocity profiles at $\alpha=10^\circ$

Fig. 7은 K값 별로 순간받음각이 10° 일 때 core의 중심으로부터 최대 회전방향 유속 V_0 을 나타내는 지점까지의 거리를 와류 중심부로 가정하여 장축과 단축으로 그 크기를 나타낸 그림이다. 또한 L/C는 장, 단축의 길이 단위를 코드 길이로 무차원시킨 값이 되겠다. Pitching-up인 경우 $K=1.05$ 을 제외하고는 K값이 커짐에 따라 중심부의 크기가 줄어들면서 원형 형상을 가짐을 볼 수 있었다. 반면 pitching-down할 때는 이와는 반대로 K값에 따라 core의 형상은 유지되면서 그 크기가 선형적으로 증가하는 모습을 보였다.

Fig. 8은 K 값에 따른 와류 중심의 이동 변화를 나타낸 그림이다. 와류의 중심은 날개끝에서 스펀 방향으로 안쪽에 생성되며, $K=0.1$ 일 때의 중심은

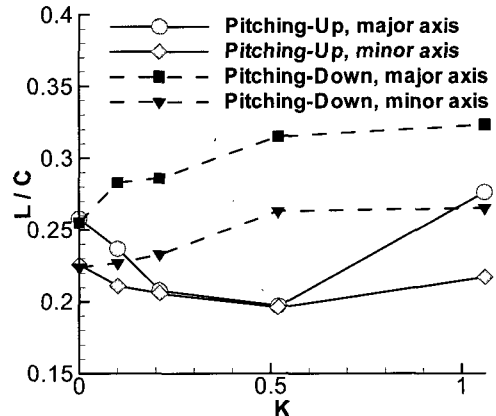


Fig. 7 Size of vortex core ($\alpha=10^\circ$)

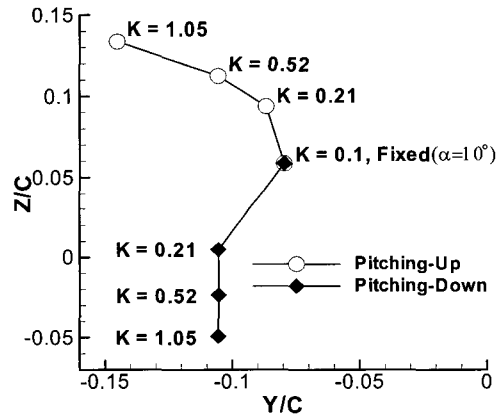


Fig. 8 Location of vortex center ($\alpha=10^\circ$)

$K=0$ 일 때와 같은 위치에 pitching-up과 down에 관계없이 동일하게 생성되었다. 한편 K가 증가하면서 pitching-up일 때는 그 중심이 K값의 증가에 따라 위쪽 (즉, 흡입면쪽)으로 치우쳤으며, 반대로 down인 경우에는 아래 (압력면쪽)으로 떨어지는 경향을 보였다. 이는 유동의 비정상성에 기인한 이력현상으로 볼 수 있다.

끝으로 Fig. 9와 Fig. 10은 K값에 따른 각각의 순간받음각에서 날개끝 와류주위 회전속도를 적분하여 도출한 무차원 순환값(Γ/UC)을 pitching-up일 때와 down일 때로 구분하여 나타낸 그림이다. 먼저 Fig. 9를 보면 $K=0.1, 0.21$ 에서는 순간받음각에 따라 순환 (즉, 양력)이 거의 선형적으로 증가하지만, K 값의 증가함에 따라서는 pitching-up

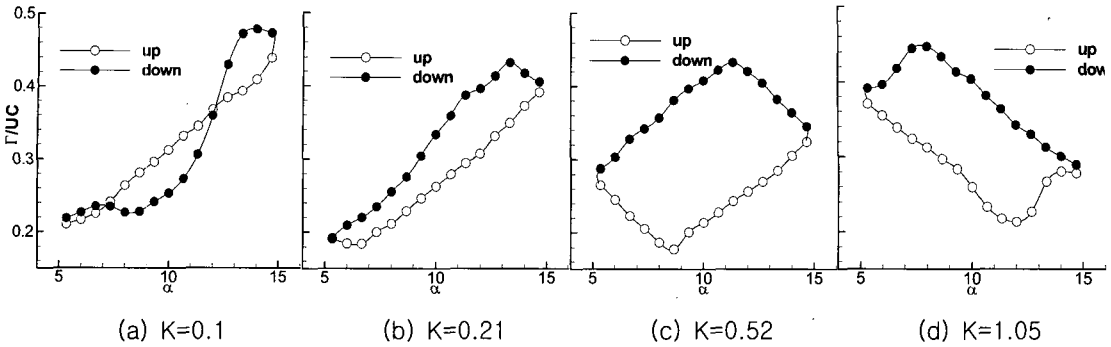


Fig. 9 Non-dimensional circulation at each reduced frequency ($X/C = 1.0$)

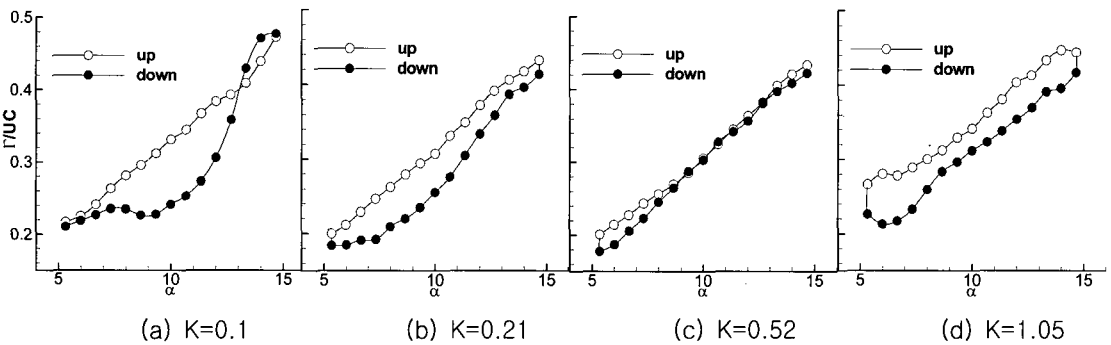


Fig. 10 Non-dimensional circulation at each reduced frequency with phase compensation ($X/C = 1.0$)

과 down 간에 순환값이 큰 차이를 보이고 있다. 이로부터 진동주파수에 따른 양력의 경향과 유동의 비정상성을 볼 수도 있지만 위상지연을 보상해 준 Fig. 10을 통하여 보다 정확한 해석이 가능하다. 즉, Fig. 10은 0.5C위치에서의 평균 대류속도를 선정하여 (0.27m/s), pitching-up과 down 중 일 때의 위상 지연 후 보정된 결과를 나타낸 값이다. 먼저 Fig. 10(a)는 위상지연을 보상하기 전과 차이가 상대적으로 적는데 이는 진동에 따른 위상 지연이 매우 적었기 때문이다. 그러나 $K=0.52$ 이후에는 보정량이 상당함을 볼 수 있는데, 전체적으로 볼 때 $K=0.52$ 인 경우를 제외하고는 유사한 결과를 보여주었다. 즉, 다소간에 차이는 있지만 pitching-down시 보다는 up시에 순환, 즉 양력이 상대적으로 크게 얻어지며, $K<0.21$ 에서는 순간발음각 10도 부근에서, $K>0.52$ 에서는 낮은 순간발

음각 쪽에서 그 차이가 크게 발생하였다. 이로부터 진동날개의 비정상성, 혹은 이력효과가 존재함을 확인할 수 있었는데, 아직 PIV 실험의 정도가 양력과 같이 정량적인 물리량을 잘 예측할 수 있다는 명확한 검증이 되어 있지 못하기 때문에 계속적인 연구를 통해 보다 정확하고 세밀한 결과를 얻을 수 있도록 진행해 나갈 계획이다. 위상 지연 보상 시 사용하는 대류속도의 정확성과 같은 오류 요인도 추후 검토해야 할 것이다.

4. 결 언

본 연구는 속도 및 발음각의 주기적인 변화로 인해 형성되는 3차원날개 후류의 날개끝 와류 부근 비정상 유동장을 조사하기 위한 목적으로 수행되었다. 그에 따른 실험적 연구로서 PIV 실험장치

로 부터 얻어진 전체 순시영상들을 위상평균법으로 각 순간반응각에서의 유동정보로 분리하여 추출하는 기법을 사용하였다. 무차원진동수 K 값에 따른 속도분포, 난류운동에너지와 와도를 각 순간 반응각에 대해서 그 특성을 살펴보았으며, 날개끝 와류 주위 유속분포와 와류 중심부의 형상을 측정하였다. 또한 K값에 따른 순환값을 계산하여 진동 방향에 따른 양력의 변화와 비정상성을 조사하였다. 전체적으로 pitching-down일때 pitching-up 보다 강한 와도와 난류운동에너지를 보였으며 와류의 크기도 증가하는 경향이 보였다. 순환값도 동일하게 pitching-down시 큰 값으로 예측되었다. 본 논문에 소개하지 못한 X/C에 따른 날개끝 와류 특성이나 와류 중심부의 위상변화 등에 대한 연구결과 들은 추후 속편으로 연속하여 발표할 계획이다. 진동날개에 대한 이러한 일련의 연구를 통하여 궁극적으로 진동하거나 탄성변형 하는 추진기날개의 성능해석과 설계에 유용한 자료를 얻게 되리라 기대한다.

후 기

본 연구는 수중운동체 특화연구센터의 연구비 지원 (SM-42)으로 수행된 연구결과 임을 밝힌다.

참 고 문 헌

- 장조원, 1998, 진동하는 3차원 날개의 Tip Vortex Roll-up에 관한 실험적 연구, KAIST 박사학위논문, pp.1~201.
- 장조원, 박승오, 1998, "진동하는 날개의 Tip Vortex Roll-up에 관한 실험적 연구 #1," 한국항공우주학회지, 27권, 6호, pp.36~46.
- 장조원, 박승오, 1999, "진동하는 날개의 Tip Vortex Roll-up에 관한 실험적 연구 #2," 한국항공우주학회지, 27권, 6호, pp.1~9.

- 현범수, 김우룡, 2004, "진동하는 2차원 날개 후류에 형성되는 와류 유동 특성에 대한 실험적 연구," 대한조선학회 추계학술대회 논문집, pp. 544-549.
- Dacles-Mariani, J., Chow, J.S., Zilliac G. and Bradshaw, P., 1997, "Numerical/Experimental Study of a Wingtip Vortex in the Near Field," AIAA Journal, Vol. 35, No. 12, pp.1837~1843.
- Higuchi, H., Quadrell, J.C. and Farell, C., 1987, "Vortex Rollup for an Elliptically-Loaded Wing at Moderately Low Reynolds Numbers," AIAA Journal, Vol. 25, No. 12, pp. 1537~1542.
- Ramaprian, B.R. and Zheng, Y., 1997, "Measurements in Roll-up Region of the Tip Vortex from a Rectangular Wing," AIAA Journal, Vol. 35, No. 12, pp. 1837~1843.
- Ramaprian, B.R. and Zheng, Y., 1998, "Near Field of the Tip Vortex Behind an Oscillating Rectangular Wing," AIAA Journal, Vol. 36, No. 7, pp. 1263~1269.
- Yeh, D.T. and Plotkin, A., 1986, "Vortex Paner Calculation of Wake Rollup Behind a Large Aspect Ratio Wing," AIAA Journal, Vol. 24, No. 9, pp. 1417~1423.



< 현 범 수 > < 김 우 룡 >