

피치 진동하는 타원형 에어포일의 환산주파수가 날개 주위 유동패턴에 미치는 영향

Effect of Reduced Frequency on the Flow Pattern of Pitch Oscillating Elliptic Airfoil

이 기 영*
Lee, Ki-Young

정 형 석**
Chung, Hyong-Seok

손 명 환**
Sohn, Myong-Hwan

ABSTRACT

The purpose of this paper is to examine the dynamic stall characteristics of an elliptic airfoil when subject to constant pitch motions. In this study, which was motivated by the pressing need for a greater understanding of the reduced frequency(k) effects on flow patterns of elliptic airfoil, the various reduced frequencies were considered. The result confirms that the reduced frequency has a profound effects on the flow patterns. The increase of k accelerate the separation bubble bursting process up to $k=0.10$, then diminish with further increase in k . Compared with static condition, the dynamic pitching airfoil delays stall angle approximate $4^\circ \sim 5^\circ$ during pitch-up stroke for $k=0.10$. Results from this qualitative analysis provided valuable insight into the control of dynamics stall.

주요기술용어(주제어) : Pitch Oscillating Airfoil(피치 진동하는 날개꼴), 비정상 유동박리(Unsteady Flow Separation), Dynamic Stall(동적실속), 환산주파수(Reduced Frequency), Elliptic Airfoil(타원형 날개꼴), 영상입자속도계(Particle Image Velocimetry)

1. 머리말

헬리콥터의 로터 블레이드, 급격한 기동하의 전투기, 풍력터빈, 제트엔진의 압축기 블레이드 그리고 곤충의 비행과 같이 피치가 변화하면서 비행하는 공력면에서는 비정상 유동박리에 의한 동적실속의 발생 가능성이 높아진다. 동적실속은 정적실속과는 달리

고도로 비선형적이고, 유동 특성의 천이가 큰 매우 복잡한 유동현상을 보여준다. 이러한 동적실속은 통상 큰 양력과 피칭모멘트의 급작스런 변화를 동반하고, 공력하중의 심각한 이력특성을 가지고 있어 피치 댐핑과 실속 플러터 등과 같은 공탄성 불안정성의 원인으로 알려져 있다^[1]. 특히 고기동성의 전투기에서 비정상 피치 모멘트에 의한 과도한 충격 하중은 공력 제어면과 기체에 손상을 가져올 수 있어 비행체의 기동성과 민첩성을 제한하여 전투 생존성을 저하시키는 요소로 작용한다.

동적실속과 같은 비선형 유동 현상들은 이론적인 예측이 용이하지 않아 많은 경우 실험적 방법에 의하

† 2006년 8월 4일 접수~2006년 10월 23일 게재승인

* 공군사관학교 기계공학과

** 공군사관학교 항공우주공학과

주저자 이메일 : kylee@afa.ac.kr

여 연구되어 오고 있다. 동적실속에 대한 선구자적 연구를 수행한 McCroskey^[2,3]는 동적실속에 영향을 주는 파라미터들로 레이놀즈수, 마하수, 피치 주파수, 피치 진폭, 받음각, 날개꼴의 형상, 3차원 효과 등을 제시하고 있다. 이들 파라미터 가운데 특히 피치 주파수와 날개꼴 형상은 동적실속 특성 변화에 매우 민감하다^[4,5]. 하지만 동적실속 특성 연구는 실용적인 이유로 통상 NACA 계열의 날개꼴을 중심으로 진행되어 왔기 때문에 타원형 단면 날개꼴에 대한 유동장 특성 자료는 정적 날개에 대한 일부 연구결과^[6,7]를 제외하고는 국내·외를 막론하고 거의 없는 실정이다. 타원형 단면의 날개꼴은 상하좌우가 모두 대칭인 기하학적 특성으로 NACA 계열 날개꼴들과는 차별적인 형상특성을 갖고 있다. 따라서 본 연구는 공력 자료가 비교적 풍부한 NACA 계열 날개꼴들과 날개 단면 형상에 따른 동적실속 특성을 비교 분석할 수 있다.

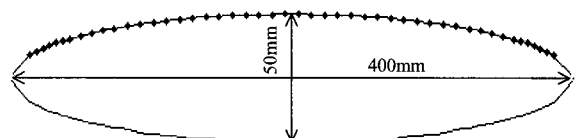
동적실속은 항공기 운항에 바람직하지 않은 현상이기는 하지만 적절히 제어된다면 실속의 지연과 인여의 양향특성을 긍정적으로 활용할 수 있다. 따라서 본 논문은 궁극적인 목표인 동적실속 제어 기법 개발을 위한 기초연구로서의 동적실속 특성 연구이다. 특히 NACA 계열 날개꼴 이외에는 제한된 유동조건과 작동조건하의 동적실속 특성에 대한 공력자료가 거의 없는 타원형 날개에 대한 독자적인 공력자료를 제공한다. 본 논문에서는 진동하는 이차원 타원형 단면 날개꼴 주위의 비정상 유동장에 대해 PIV에 의한 유동 패턴 분석 자료를 제시하였다. 특히 동적실속에 영향이 큰 환산주파수에 따른 동적실속 유동패턴 변화에의 영향을 증점적으로 분석하였다. 본 연구결과는 비록 동적실속 유동장에 대한 정성적 자료의 제공이라는 한계가 있지만 동적실속 제어 개념을 정립하는데 유용한 직관을 제공하리라 생각된다. 또한 타원형 날개꼴은 그 형상을 수학적으로 정의하기가 용이하기 때문에 수치모사와 더불어 비정상 박리 현상에 이해를 넓힐 수 있는 기초자료로 활용할 수 있다.

2. 실험모델 및 실험장치

본 연구에 사용된 실험 모델은 그림 1과 같이 시위와 중앙스팬에 대하여 상하 좌우가 서로 대칭인 타원형 단면의 2차원 날개꼴이다. 날개 단면의 장축과 단축비는 8:1로, 시위와 스패น은 각각 400mm, 1,500mm이다. 날개의 최대 두께는 시위의 12.5%인 50mm이다. 날개의 앞전과 뒷전에 실속제어를 위한 직경 10mm의 압축공기 공급용 원형 튜브가 장착되어 있기 때문에 완전한 타원형 단면의 날개꼴은 아니다. 본 실험모델은 앞전과 뒷전의 곡률반경(R/c)이 1.50%로 NACA 0012와 유사한($R/c=1.58%$) 비교적 날카로운 앞전을 갖고 있고 시위 중간부분은 구배가 완만하면서 날개두께가 두꺼운 NACA 0015($R/c=2.48%$)의 기하학적 특성을 동시에 갖고 있어 독특한 유동특성을 예상할 수 있다.

실속특성 해석에 필요한 유동정보의 획득은 공군사관학교의 아음속 풍동에 의해 수행하였다. 공사 아음속 풍동은 주 축정부의 크기가 폭 3.5m, 높이 2.45m, 길이 8.7m인 대형 풍동으로 본 연구모델과 같은 실제크기의 날개모델을 벽면간섭효과와 봉쇄효과와 제한 없이 풍동실험이 가능하다. 풍동의 측정 유속범위는 5m/s~90m/s로 이 속도범위에서의 난류강도는 $u'/U=0.04%$, $v'/U=0.09%$, $w'/U=0.09%$ 이며 시험부에서의 유속 안정도는 평균속도의 0.11% 이내로 균일하다.

실속특성의 분석을 위한 유동패턴 자료는 PIV에 의한 속도 벡터장을 측정하여 획득하였다. 본 연구에 사용된 PIV 시스템은 그림 2와 같이 레이저와 CCD 카메라 그리고 측정 시스템간의 동기화와 실험제어 및 데이터 획득과 후처리를 위한 소프트웨어(LaVision GmbH의 DaVis Flow Master)가 탑재된 PC로 구성되어 있다. 레이저는 이중 펄스 Nd-Yag 레이저인 Vlite-200으로 펄스에너지가 200mJ이고 repetition



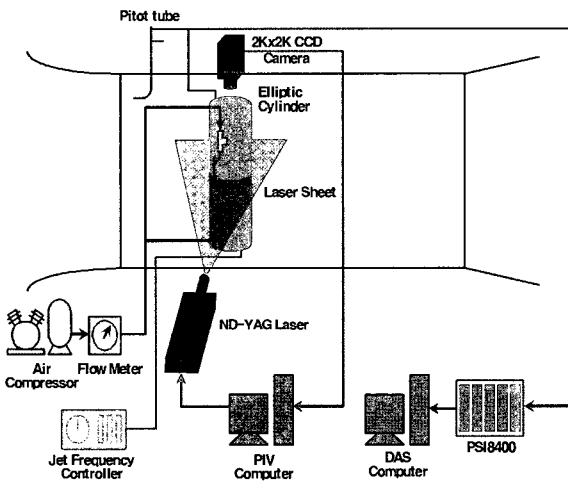
[그림 1] 타원형 단면 날개꼴 모델

rate가 15Hz이다. CCD 카메라는 12bit 2048×2048 pixel의 Kodak ES/4.0 디지털 카메라를 사용하였다. 유동입자는 Di-Ethyl-Hexyl-Sebacat(C₂₆H₅₀O₄)로 Laskin 노즐형의 에어로졸 발생기를 사용하여 풍동 내에 균일하게 분포시켰다.

실험유속(U)은 날개의 작동조건에 따라 10m/s~21 m/s의 범위에서 수행하였다. 날개 시위선을 기준으로 한 레이놀즈수는 $Re_c=3.13 \times 10^5 \sim 6.57 \times 10^5$ 로 소형 무인기의 비행조건과 유사한 크기이다. 받음각은 본 연구와 동일한 날개모형을 사용하여 수행한 정적실속 특성 연구결과^[9]를 토대로 타원형 날개의 정적실속 받음각인 16°를 기준으로 진폭 10°인 사인 곡선으로 진동하였다. 날개의 환산주파수($k=\pi f_a c/U$)는 선행 연구자^[10~12]들의 실험조건들을 참고하여 표 1에서와 같이 6가지 경우에 대하여 수행하였다. 여기에서 f_a 는 날개모형의 피치진동수이다. 모든 실험 조건들은 TCS (Tunnel Control System)와 날개 구동시스템에 연동된 전용 PC에 의해 제어하였다.

[표 1] 날개모형의 환산주파수

k	0.06	0.075	0.10	0.125	0.15	0.20
f_a (Hz)	1	1	1.5	1	2	3
U (m/s)	21	16.7	19	10	16.8	18.8



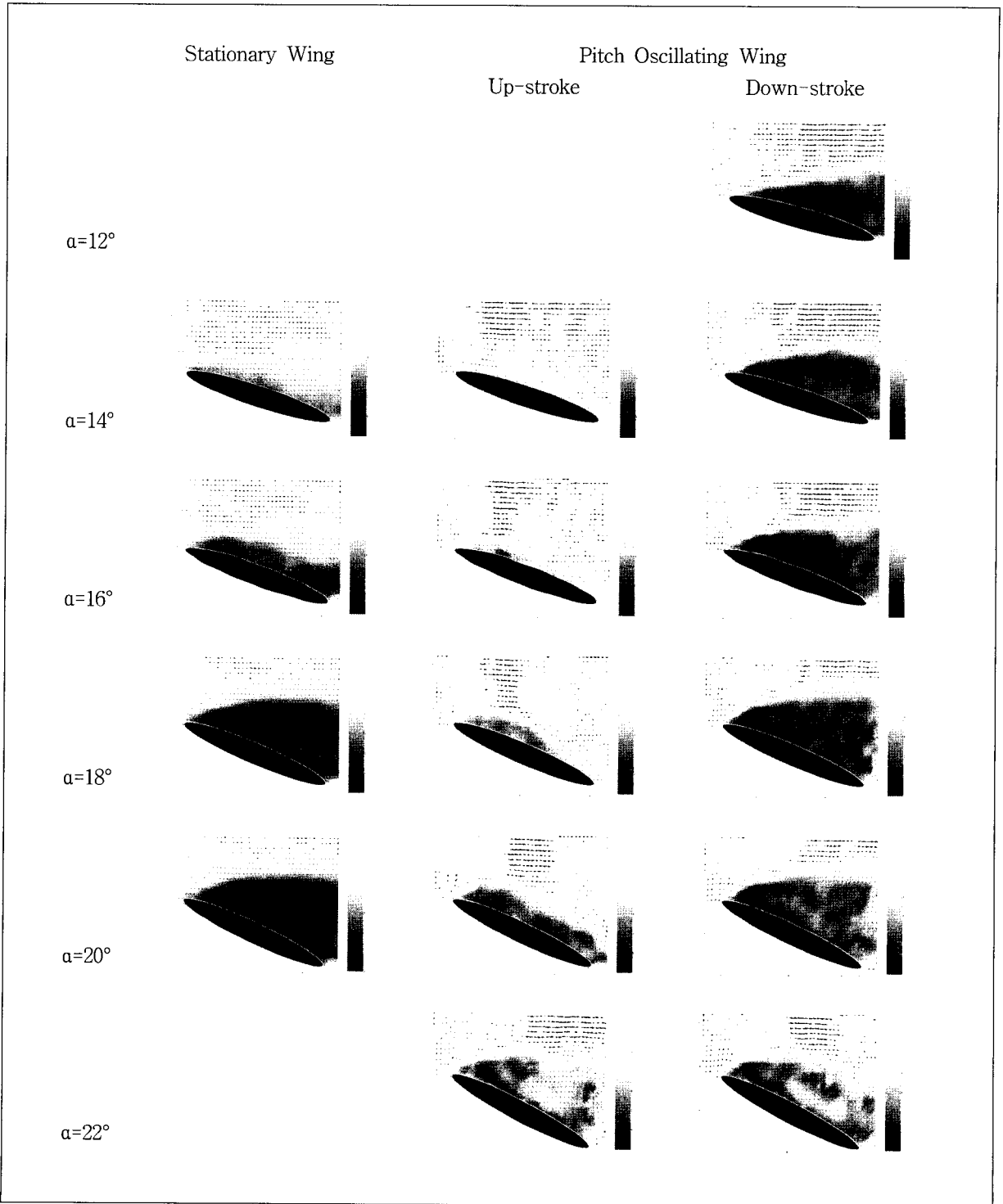
[그림 2] PIV 측정 시스템

3. 결과 및 고찰

그림 3은 정적 날개(stationary wing)와 동적날개(dynamic wing) 주위의 PIV 유동장을 비교하여 제시한 것이다. 정적날개의 유동장은 고정된 받음각에서 30회 측정하여 평균한 시간평균(time averaged) 유동장이고, 동적날개의 유동장은 지정된 받음각에서의 순간유동장을 15회 평균한 위상평균(phased averaged) 유동장이다. 그림에서는 측정점에서의 속도벡터와 더불어 속도동치선도(equi-velocity contour)를 gray scale로 나타내어 각 유동조건에 따른 유동 패턴을 분석할 수 있다. 속도동치선도에서 밝은 영역은 자유흐름 크기의 속도를 나타내며 어두울수록 저속 흐름영역이다.

타원형 날개의 정적실속 유동장은 전형적인 경계층 박리에 의한 실속특성을 보인다(그림 3 제1열). 즉, 받음각 증가와 함께 뒷전에서의 경계층 박리가 앞전 쪽으로 확장된다. 받음각 16°에서는 흐름 박리가 앞전까지 확대되어 날개두께 크기의 점성주도형 박리인 가벼운 실속(light stall)의 특성을 보인다. 받음각 18° 이상에서는 박리영역이 날개 시위크기로 발달되어 난류 후류유동 특성의 완전실속(complete stall) 상태가 된다. 이와 같은 타원형 날개의 정적실속 특성은 동일한 날개모형에 대해 $Re_c=8.22 \times 10^5$ 에서의 날개면 압력계수 분포 측정 결과^[9]와 잘 일치하고 있다.

그림 3의 제2열과 3열에 제시한 피치 진동하는 동적날개의 유동장은 통상적인 회전익 항공기 날개의 피치변화율과 유사한 $k=0.1$ 에서 받음각 변화에 따른 유동장 변화를 보였다. 피치를 증가시키는 up-stroke(2열)에서는 정적날개의 가벼운 실속 받음각인 $\alpha=16^\circ$ 에서 박리버블(DSV : Dynamic Stall Vortex)이 앞전 근처에서 생성된다. 받음각 18°에서는 박리버블이 1/2 시위크기로 성장하지만 날개면에 부착된 상태로 유지된다. 박리버블은 받음각 증가와 함께 버블 크기가 증가하여 받음각 20°에서 날개시위 크기가 된다. 제시된 그림에서는 명확하게 관찰할 수 없지만 흐름의 박리와 재부착에 의한 여러 개의 작은 박리버블들이 존재한다^[10]. 받음각을 더욱 증가시키면 받음각 22°에서 박리버블들이 날개면에 더 이상 부착되지 못하고 떨어져 나가는 와류 유출(vortex shedding)을 동



[그림 3] 정적날개와 피치 진동하는 동적날개($k=0.10$)의 받음각 변화에 따른 속도장 비교

반하는 와류주도형(vortex dominated) 유동장 특성을 관찰할 수 있다. 이는 부압력 구배에 의해 상류로 유입되는 유체입자와 느린 속도로 앞전으로 접근하는 유체입자가 서로 충돌하여 날개 표면으로부터 박리됨으로써 결국은 동적실속와류로 roll-up되는 것으로 해석할 수 있다. 피치율(pitch rate) $\dot{\alpha}$ 와 플런지율(plunge rate) \dot{h} 를 유효받음각의 함수로 표현한 Reuster & Baeder^[15]에 의하면

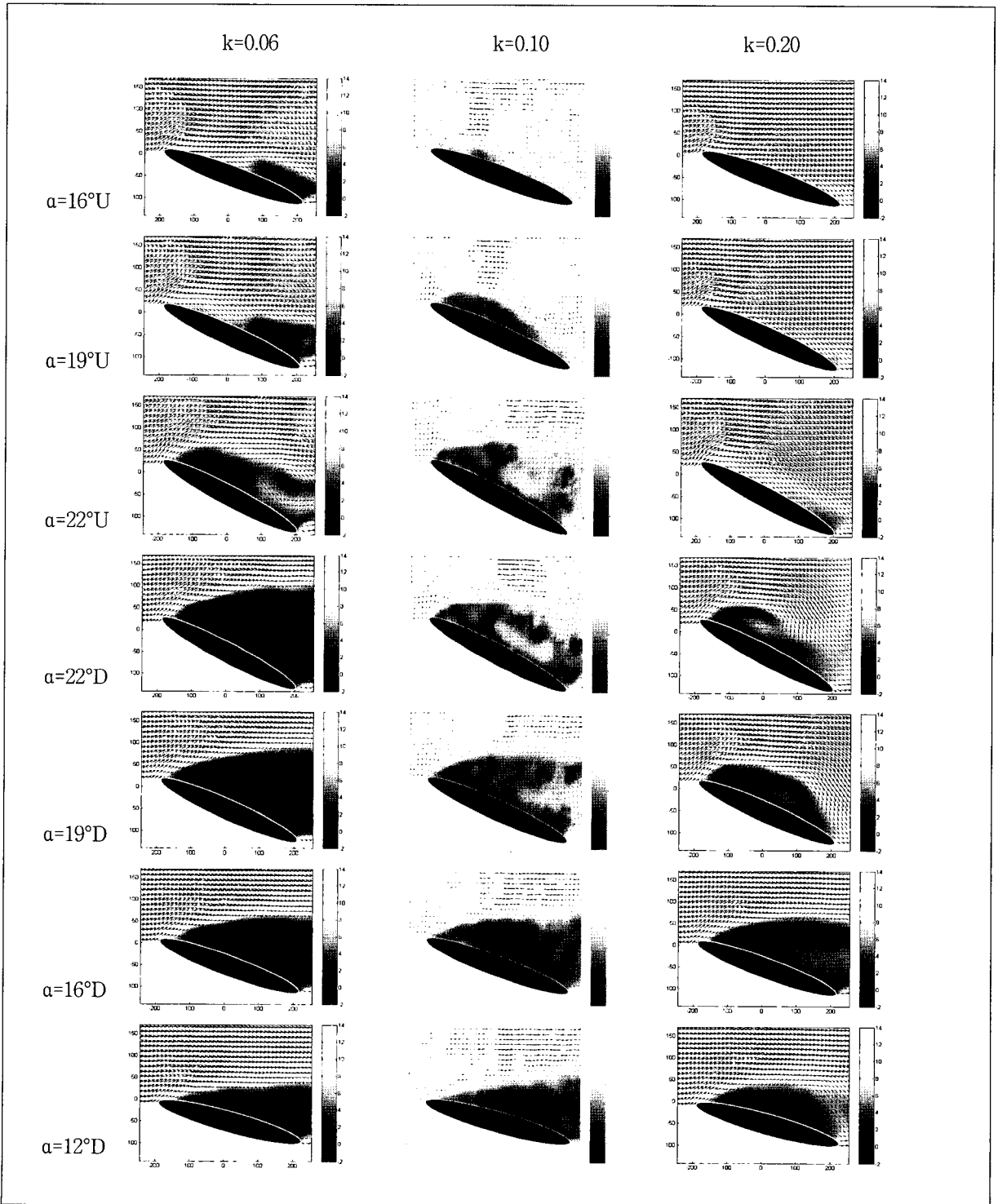
$$\alpha_{eff} = \alpha + \frac{\dot{\alpha}c}{U} + \frac{\dot{h}}{U} \quad (1)$$

플런지율이 영인 상태에서 피치율의 증가는 유효받음각을 증가시킨다. 유효받음각의 증가에 따른 앞전 부근에서의 큰 흡입압력 피크로 부압력 구배를 발생시켜 유동 박리에 의한 동적실속에 이르게 된다. 피치를 감소시키는 과정인 down-stroke에서는 받음각 감소와 함께 강한 와류유출을 동반하는 와류주도형 유동장 특성이 받음각 20°까지 지속된다(그림 3의 3열). 받음각 18°이후에서는 받음각 감소와 함께 완전 실속 상태의 난류후류 특성의 유동장으로 변화된다. 하지만 시위크기의 난류 후류 유동장이 정적실속 받음각보다 낮은 받음각까지 유지된다. 정적 날개와 동적 날개의 유동 패턴을 서로 비교해 보면 동적날개의 실속은 후술하는 환산주파수에 따라 그 값이 변화하지만 $k=0.1$ 에서 정적날개에 비하여 up-stroke에서 약 4°~5° 지연되며, down-stroke에서는 정적실속 받음각 보다 약 6°~7° 낮은 받음각까지 실속이 지속되는 이력특성을 보인다.

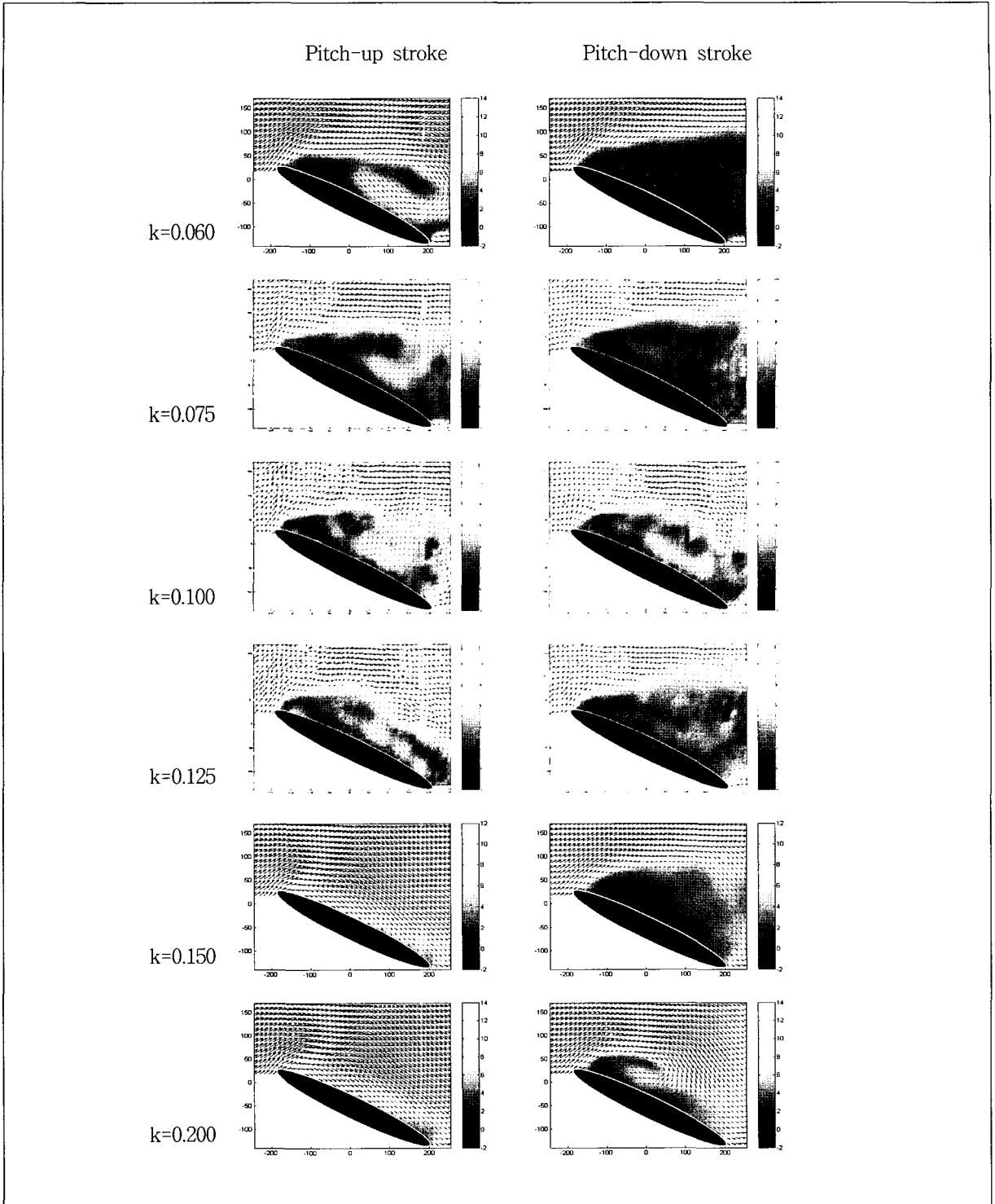
그림 4는 날개의 환산주파수($k=0.06, 0.10, 0.20$)의 받음각에 따른 유동장 특성에의 영향을 보인 것이다. 그림에서 U는 up-stroke를 D는 down-stroke를 의미한다. 진동하는 날개에서 측정된 PIV 유동장은 설정된 받음각에서의 위상평균 유동장이기 때문에 실시간의 비정상 유동장이 아닌 평균적인 유동장 변화를 의미한다. 따라서 본 연구대상 유동과 같은 고도의 비정상 유동장 해석에는 실제 유동과 어느 정도의 오차가 있음을 고려해야 한다. 하지만 이와 같은 정성적 유동장 자료의 제한점에도 불구하고 획득된 평균 유동장 패턴은 매우 흥미로운 현상들을 보여주고 있

다. 먼저 up-stroke에서 상대적으로 낮은 환산주파수($k=0.06$, 그림 4의 제1열)에서의 유동 패턴은 전 받음각 영역에서 정적날개(그림 3)와 $k=0.10$ 의 중간 형태의 유동패턴을 보인다. 즉, 정적날개가 뒷전박리 영역이 받음각 증가와 함께 전 시위영역으로 확대되는 유동패턴을 갖는데 비하여 낮은 환산주파수에서의 동적날개는 받음각 $\alpha=19^\circ$ 에 이르기까지 뒷전 박리 영역이 앞전 쪽으로 확대되지 못하고 날개 시위 중간 영역에서 박리됨을 관찰 할 수 있다. 반면에 높은 환산주파수($k=0.20$, 그림 4의 제3열)에서는 받음각 22°에 이르기까지 부착흐름 형태가 지속된다. Greenblatt & Wygnanski^[10]의 NACA 0012와 NACA 0015의 동적실속 연구결과에 의하면 날카로운 앞전 형상의 NACA 0012는 앞전 박리에 의한 동적실속 특성을 보이고, 상대적으로 무딘 앞전 형상의 NACA 0015는 정적실속각 이전에서 뒷전에서부터 약한 뒷전박리가 시작되어 받음각 증가와 함께 상류 쪽으로 전파되는 특성을 보이나 앞전 박리버블의 유출 현상은 일어나지 않는다고 보고하고 있다. 따라서 본 타원형 날개끝은 k 가 작은 경우에는 NACA 0015의 특성을 k 가 큰 경우에는 NACA 0012와 유사한 동적실속 특성의 복합성을 보인다.

환산주파수의 유동패턴에의 영향을 동일 받음각 $\alpha=22^\circ$ 에 대하여 보인 것이 그림 5이다. 받음각 22°는 정적실속각을 6°이상 초과한 받음각으로 낮은 환산주파수에서도 시위 중간 이후에서 강한 역류와 앞전 와류의 유출을 관찰할 수 있다. 앞전 와류의 유출은 k 의 증가와 함께 와류의 크기는 감소하면서(와도는 증가) 유출 주파수가 증가하는 bursting process가 가속된다. 또한 $k=0.10$ 에서는 와류의 회전방향이 주기적으로 바뀌면서 와류가 유출되는 Karman vortex street를 관찰할 수 있다. 환산주파수를 더욱 증가시키면 $k=0.125$ 에서 와류 유출 영역이 축소되고, $k=0.15$ 이상에서는 부착흐름으로 변화된다. 즉, 박리버블의 bursting process는 k 가 증가와 함께 $k=0.10$ 까지는 가속되다가 $k=0.15$ 이상에서는 감속되는 양상을 보인다. McCroskey^[2]에 의하면 환산주파수가 $k=0.05$ 보다 클 때 와류유출 현상이 발생하며, 환산주파수 증가에 따른 와류강도의 증가는 환산주파수가 $k=0.15$ 보다 클 경우에는 그 영향이 크지 않다고 보고하고



[그림 4] 한산주파수 변화에 따른 동적날개의 속도장 비교



[그림 5] 환산주파수에 따른 유동패턴의 변화($\alpha=22^\circ$)

있어 타원형 단면의 날개끝에서도 그 경향성이 있음을 알 수 있다. 이를 종합하면 up-stroke 과정에서 환산주파수의 증가는 앞전에서 생성되는 박리버블의 크기를 감소시켜준다. 이는 환산주파수의 증가가 날개끝의 유효캠버를 증가시켜 앞전에서의 동적실속와류의 크기를 약화시키는 효과로 해석된다. 받음각 증가와 함께 날개 뒷전 부근부터 시작되는 역류 현상이 시작되는 받음각도 환산주파수의 증가와 함께 상승된다. 또한 환산주파수의 증가는 역류 영역의 크기와 와류 강도를 현저하게 감소시킨다. 따라서 날개의 피치율, 즉 환산주파수에 의해 동적실속을 억제하거나 지연시킬 있음을 유추할 수 있다.

그림 4와 그림 5에서와 같이 down-stroke에서의 유동 패턴도 환산주파수에 따라 많은 영향을 받는다. 상대적으로 낮은 환산주파수($k=0.06$)에서는 정적실속 각보다 낮은 받음각인 $\alpha=12^\circ$ 에 이르기까지 난류 후류 유동 패턴의 이력특성을 보여준다. 다만 받음각 감소와 함께 난류후류 영역이 현저하게 감소된다. 환산주파수 $k=0.10$ 에서는 받음각 감소와 함께 강한 와류 유출을 동반하는 와류 주도형의 유동패턴이 받음각 19° 까지 지속된다. 받음각 16° 이하에서는 와류유출 현상이 현저하게 감소하며, 받음각 12° 에서는 난류후류 형태의 유동패턴으로 변화된다. 이러한 와류주도형 유동패턴에서 난류후류로의 유동패턴으로의 변화가 k 의 증가와 함께 가속된다. 즉, 그림 4의 $k=0.20$ 의 경우 받음각 22° 에서는 와류 유출이 발생되나 $k=0.10$ 에 비하여 bursting process가 현저하게 약화된 유동패턴을 보이며, 받음각 19° 와 16° 에서는 와류 유출 현상이 거의 사라진다. 받음각 12° 에서는 시위 크기의 박리버블이 뒷전 쪽에서 재부착됨을 관찰 할 수 있다.

이와 같은 현상을 그림 5의 동일 받음각 22° 에서 k 값 변화에 따른 유동패턴의 변화로 확인할 수 있다. 즉, 낮은 환산주파수($k=0.06$)에서는 난류후류의 유동패턴이 환산주파수 증가와 함께 $k=0.075$ 에서 약한 와류 유출 현상을 동반한다. 이러한 와류유출은 $k=0.10$ 까지 와류 강도가 증가되면서 가속되다가 $k=0.125$ 이후에서는 점차 약화된다. 이와 같은 down-stroke에서 환산주파수에 따른 유동패턴의 변화는 up-stroke와 유사하다. 즉, down-stroke에서의 환산주파수의 증가는 $k=0.10$ 까지는 난류후류 특성의 유동패턴에서 강

한 와류 유출의 와류주도형 유동패턴으로 변화되었다가 점차 약화되는 특성을 갖는다. 따라서 와류유출강도와 난류후류영역의 크기로 날개의 이력특성을 정성적으로 가늠한다면 환산주파수 증가와 함께 $k=0.10$ 에서 가장 강한 이력특성을 보이고 점차 약화됨을 알 수 있다. 이러한 이력특성은 날개의 환산주파수에 따라 다소간의 차이는 있지만 모든 k 값에서 받음각 12° 이하에서는 정적날개의 가벼운 실속상태의 경계층박리 유동패턴으로 변화된다.

4. 결론

피치 진동하는 타원형 단면 날개끝 주위의 비정상 유동장에 대하여 PIV에 의한 유동패턴을 분석하여 다음의 결과를 얻었다.

- (1) 피치 진동하는 타원형 날개끝 주위의 유동장은 경계층 박리에 의한 정적실속 유동패턴과는 달리 앞전에서 발달된 응집와류의 와류유출과 와류교란을 특징으로 하는 와류주도형 유동장 특성을 갖는다.
- (2) 앞전에서의 와류유출은 up-stroke에서 환산주파수 증가에 따라 $k=0.10$ 까지 가속되다가 이후에는 약화된다. 환산주파수의 증가는 실속받음각을 증가시키며, $k=0.10$ 에서 약 $5^\circ \sim 6^\circ$ 의 실속 지연효과를 보였다.
- (3) Down-stroke에서의 환산주파수의 증가는 $k=0.10$ 까지 유동장의 이력특성이 증가하다가 이후에는 감소되었다. 날개의 pitching 운동은 $k=0.01$ 에서 정적실속각보다 $6^\circ \sim 7^\circ$ 낮은 받음각까지 실속상태를 지속시키는 이력특성을 보이며 받음각 12° 이하에서는 k 에 관계없이 가벼운 실속상태의 경계층박리 유동패턴으로 변화된다.

참 고 문 헌

- [1] Carr, L. W., "Progress in Analysis and Prediction of Dynamic Stall", Journal of Aircraft, Vol. 25, No. 1, pp.6~17, 1988.

- [2] McCroskey, W. J., "The Phenomenon of Dynamic Stall", NASA TM 81264, 1981.
- [3] McCroskey, W. J., "Unsteady Airfoils", Annual Review Fluid Mechanics, Vol. 14, pp.285~311, 1982.
- [4] Coton, F. N., and Galbraith, R. A. McD., "An Experimental Study of Dynamic Stall on a Finite Wing", The Aeronautical Journal, pp. 229~236, May 1999.
- [5] Coton, F. N., Galbraith, R. A. McD., and Green, R. B., "The Effect of Wing Planform Shape on Dynamic Stall", The Aeronautical Journal, pp.151~159, March 2001.
- [6] 이기영, 손명환, 김해원, "타원형 날개의 공력 특성 연구", 한국군사과학기술학회지 Vol. 6, No. 4, pp.29~37, 2003.
- [7] 최성윤, 권오준, "타원형 익형의 공력특성에 관한 수치적 연구", 한국항공우주학회지 Vol. 34, No. 2, pp.1~10, 2006.
- [8] 이기영, 손명환, 정형석, "PIV 측정 흐름형태에 의한 타원형 날개꼴의 동적실속 특성 연구", 한국군사과학기술학회지 Vol. 8, No. 3, pp.116~123, 2005.
- [9] 이기영, 손명환, 장영일, "타원형 날개꼴의 유동 제어에서 브로잉 제트 형태와 제트 각도의 영향", 한국항공우주학회지, Vol. 32, No. 8, pp.47~53, 2004.
- [10] Greenblatt, D., and Wygnanski, I., "Effect of Leading Edge Curvature and Slot Geometry on Dynamic Stall Control", AIAA 2002-3271, 2002.
- [11] Florea, R., and Wake, B. E., "Parametric Analysis of Directed-Synthetic Jets for Improved Dynamic Stall Performance", AIAA Paper 2003-0216, 2003.
- [12] Chandrasekhara, M. S., Wilder, M. C., and Carr, L. W., "compressible Dynamic Stall Control : Comparison of Two approach", J. of Aircraft, Vol. 38, No. 3, pp.448~453, 2001.
- [13] Reuster, J. G., and Baeder, J. D., "Dynamic Stall from Pitching and Plunging Airfoil Motions", AIAA 2002-3272, 2002.