

PIV 측정 흐름형태에 의한 타원형 날개꼴의 동적 실속 특성 연구

A Study on the Dynamic Stall Characteristics of an Elliptical Airfoil by Flow Pattern Measured by PIV

이 기 영*
Lee, Ki-Young

손 명 환**
Sohn, Myong-Hwan

정 형 석**
Jung, Hyong-Seok

ABSTRACT

An experimental investigation on the static and dynamic stall characteristics of elliptic airfoil was performed by PIV velocity field measurements. The flow Reynolds number was 3.13×10^5 and the reduced frequency of the pitch oscillation ranged from 0.075 to 0.125. The onset of static stall was caused by boundary layer separation which started at the trailing edge and progressed toward the leading edge. However, dynamic stall was caused by the vortex shed at the leading edge region and the flow field showed a vortex dominated flow with turbulent separation and alternate vortex shedding. The increase of reduced frequency increased the dynamic stall angle of attack and intensified the flow hysteresis in the down-stroke phase.

주요기술용어(주제어) : Dynamic Stall(동적 실속), Pitch Oscillation(피치 진동), Elliptic Airfoil(타원형 날개꼴), Vortex Dominated Flow(와류주도형 흐름), Reduced Frequency(환산주파수)

1. 서론

실속현상과 같은 비선형적인 공력 하중은 일반적으로 유동의 박리에 의해 발생한다. 특히 심대한 유동 박리로 인한 고도로 비선형적인 공력부하 특성을 나타내는 현상을 동적실속(dynamic stall)이라 한다. 로터 주위의 유동과 같이 본질적으로 비정상적인 흐름에서 발생하는 로터에서의 실속은 항상 동적실속 특

성을 갖으며, 받음각이 급격하게 변화하는 진동하는 날개(pitch oscillating airfoil)에서도 발생한다. 동적 실속 현상은 정적실속이 일어나는 받음각보다 훨씬 높은 받음각에 이르기까지 지연되어 나타나며, 매우 큰 양력과 피칭 모멘트의 변화를 동반하게 된다. 또한 공력 하중의 심각한 이력특성(hysteresis)으로 피치 댄핑(pitch damping)이 감소하거나 음의 피치 댄핑이 발생하여 실속 떨림(stall flutter)과 같은 공탄성 불안정(aero-elastic instability)의 원인이 된다^{1~4)}. 이와 같이 실속현상은 비행체의 설계와 운용에 가장 중요한 고려 요소 중의 하나이다. 높은 받음각을 갖는 날개 혹은 다른 유선형의 물체 위의 흐름은 언제나 다소간의 비정상 흐름을 동반하게 되지만, 비정

† 2005년 6월 7일 접수~2005년 9월 9일 게재승인

* 공군사관학교 기계공학과

** 공군사관학교 항공우주공학과

주저자 이메일 : kylee@afa.ac.kr

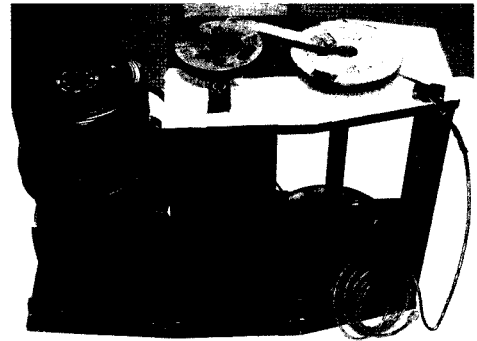
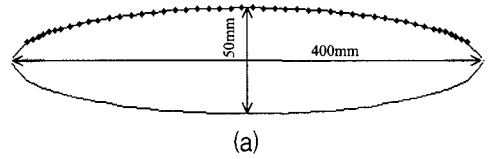
상 운동을 하는 비행체에서의 동적실속은 정적실속에 비하여 훨씬 복잡한 양상을 보이기 때문에 이에 대한 정확한 이해와 해결방법의 모색은 향후 개발되는 첨단 고기동성의 비행체 개발에 매우 중요한 연구과제이다.

동적실속은 유동의 마하수, 레이놀즈수, 날개의 환산 진동주파수(reduced frequency), 날개의 운동형태 등 유동장 특성 변화에 영향을 주는 요인들이 매우 다양하기 때문에 종합적인 연구가 어려운 과제 중 하나이다. 더욱이 동적실속 현상이 피치가 변화하는 로터 주위의 유동장에서 흔히 발생되기 때문에 로터 브레이드의 날개단면으로 사용되는 날개꼴 형상들에 연구과제가 국한되어 있다^[2,5]. 특히 타원형 날개 형상에 대한 동적실속 자료는 매우 희소하며, 국내에서는 이기영 등^[6,7]에 의한 타원형 날개의 공력특성 및 정적실속 자료만이 일부 보고 된 바 있다. 따라서 본 논문은 타원형 날개꼴에 대한 독자적인 동적실속 특성 자료 획득을 위한 기초연구로서 피치변화에 따른 유동장 특성에 대한 연구를 수행하였다. 즉, 풍동실험을 통하여 피치 변화하는 날개의 경계층의 박리거동이 동적실속에 미치는 영향을 분석함으로써 향후 능동 실속 제어 모델 개발에 필요한 PIV 측정 자료를 제공하였다.

2. 실험모델 및 실험장치

본 연구에 사용된 실험 모델은 그림 1(a)과 같이 시위선과 증양스팬에 대하여 상하좌우 모두 대칭인 타원형 단면의 날개꼴로 장축과 단축의 비는 8:1이다. 날개의 시위 및 스패는 각각 400mm, 1,500mm이고, 가로세로비는 3.75이며, 최대 두께는 시위의 12.5%인 50mm이다. 그림에서 날개 윗면에 표시된 점들은 날개면에서의 압력장을 측정하기 위한 압력공들의 위치이다. 그림 1(b)는 동적실속 특성 실험을 위한 pitch oscillating airfoil의 구동장치이다. 진동하는 날개 구동장치는 지정된 받음각을 중심으로 사인과 형태의 피치 변화가 가능하도록 설계되었다.

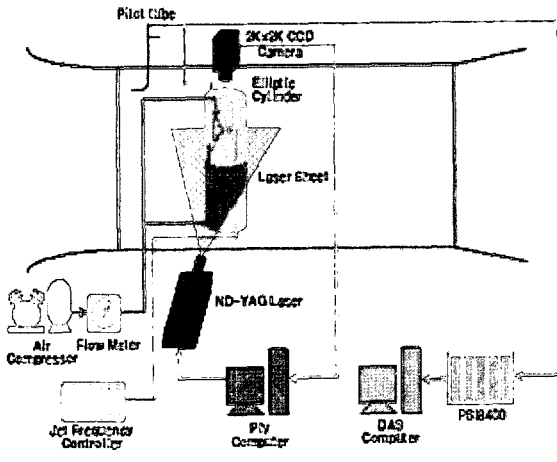
날개면에서의 유동장은 PIV 시스템을 사용하여 날개 윗면에서 여러 가지 유동조건에 따른 속도장 분포



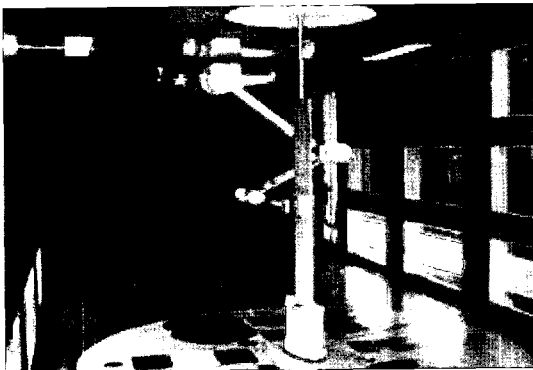
[그림 1] 날개 모델의 단면도 및 날개 진동 구동 장치

를 획득하였다. 본 연구에 사용된 PIV 시스템은 그림 2에 보인 바와 같이 광원인 레이저와 CCD 카메라 그리고 시스템간의 동기화와 데이터의 획득 및 후처리를 위한 소프트웨어(LaVision GmbH의 DaVis Flow Master)를 탑재한 PC로 구성되어 있다. 본 실험에 사용된 Vlite-200 레이저의 펄스에너지는 200mJ이고 repetition rate가 15Hz인 이중 펄스 Nd-Yag 레이저이다. 영상자료의 획득은 2048×2048 화소의 12비트 디지털 카메라인 Kodak ES/4.0 CCD 카메라를 사용하였다. 유동입자는 DEHS(Di-Etyhl-Hexyl-Sebacat; C₂₆H₅₀O₄)로서 Laskin 노즐형의 에어로졸 발생기를 사용하여 미리 풍동 내에 균일하게 분포할 수 있도록 공급하였다.

본 실험연구는 공군사관학교의 중형 아음속 풍동을 이용하여 수행하였다. 공사 아음속 풍동은 시험부가 2.45m(H)×3.5m(W)×8.7m(L)인 폐쇄회로식 풍동으로 작동유속은 5~92m/s이다. 실험유속(U)은 10m/s로 날개 시위선(c)을 기준으로 한 레이놀즈수는 $Re_c = 3.13 \times 10^5$ 이다. 이와 같은 레이놀즈수는 무인기 비행조건과 유사한 크기($Re = 10^5 \sim 10^6$)이다. 실험은 참고문헌 [7]의 타원형 날개의 공력특성 연구결과를 고려하여 정적실속 전후의 유동 특성을 비교 분석할 수 있도록 받음각 12°부터 25°까지 1°씩 증가시켜 측정하



[그림 2] PIV 실험 장치



[그림 3] 실험모델이 장착된 풍동 시험부

였다. 설정된 특정 받음각에서의 순간 유동장을 획득하기 위하여 PIV 시스템의 레이저와 CCD 카메라의 셔터를 동기화 시켰다. 그림 3은 실험모델이 장착된 풍동의 시험부를 보인 것이다.

3. 실험 결과 및 검토

가. 정적실속 특성

그림 4는 받음각 변화에 따른 타원형 날개 주위 시간평균 속도장을 비교하여 보인 것이다. 그림에서 흐름은 좌측에서 우측으로 흐르고 있으며, 속도벡터와 함께 유동장의 정성적 특성을 표현하기 위하여 속도 등치선도(qui-velocity contour)를 gray scale로 병행

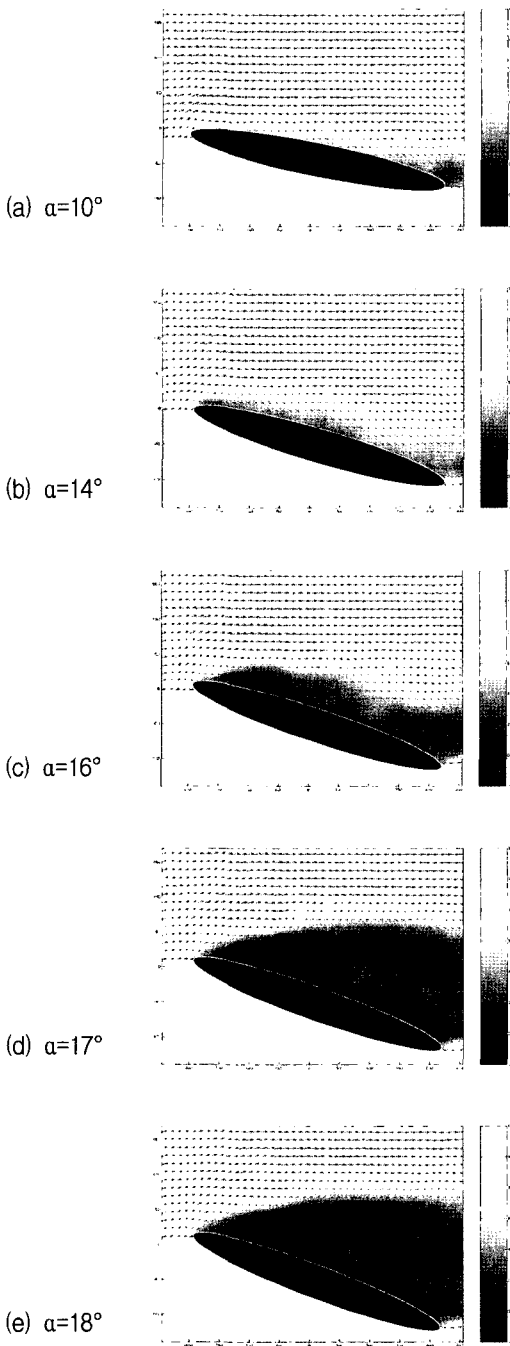
하여 나타내었다. 밝은 영역이 자유흐름 속도 크기의 유속이고 어두울수록 저속의 흐름 영역이다.

상대적으로 낮은 받음각인 $\alpha=10^\circ$ 과 $\alpha=14^\circ$ 에서는 전 날개 영역에서 부착흐름 특성을 보여주고 있다. 받음각 10° 의 경우 뒷전 부근에서 시작되는 뒷전 박리에 의한 작은 규모의 저속 영역이 생성되는 것이 외에는 전 날개 면에 걸쳐 부착흐름을 관찰할 수 있다(그림 5a). 이러한 전형적인 부착흐름 특성은 받음각 증가와 함께 뒷전 박리 영역의 확대와 앞전에서 유동의 박리가 시작된다. 즉, 받음각 $\alpha=14^\circ$ 에서 앞전 영역에서 매우 작은 규모(길이 10% 이내)이기는 하지만 박리버블이 생성되기 시작하며, 뒷전 박리에 의한 저속 흐름 영역이 확대된다. 받음각이 증가된 $\alpha=16^\circ$ 에서는 앞전부근에서 생성되는 박리버블이 날개 두께의 크기로 성장한다. 또한, 뒷전 박리 영역이 날개 전방 쪽으로 확대되는 가벼운 실속(light stall) 상태를 나타내는 유동장 특성을 보여주고 있다.

받음각 17° 에서는 받음각 16° 의 경우와는 현저하게 다른 유동장 특성을 보여준다. 즉, 받음각 $\alpha=17^\circ$ 에서는 앞전부근에서 박리된 시위 크기의 난류 흐름이 전 날개를 덮는다. 이러한 유동장 특성은 후술하게 될 동적실속에서 보여주는 강한 와류교란 특성을 갖는 깊은 실속(deep stall)과는 다소 차이가 있지만, 이 받음각으로부터 날개의 공력특성이 급격히 저하되는 완전 실속(complete stall) 상태로 진입한 것으로 판단된다. 따라서 본 타원형 날개 모델의 경우 받음각 16° 는 가벼운 실속상태에서 완전 실속 상태로 진입하는 천이 받음각으로 생각된다. 난류 박리에 의한 후류 영역의 크기는 받음각 증가와 함께 더욱 증가한다(그림 4d, e). 이와 같이 타원형 날개의 정적실속은 전형적인 경계층 박리에 의한 뒷전 실속이 받음각의 증가와 함께 앞전으로 진행되어 발생하는 특성을 보인다.

나. 동적실속 특성

동적실속 특성을 위한 연구에서는 날개를 상하로 진동시키면서 특정 받음각에서의 순간 유동장 PIV 자료를 10회 평균(phase average)한 것이다. 따라서 날개의 피치 진동에 따른 비정상 유동장의 실시간 변화이기보다는 평균적인 변화를 의미하기 때문에 비정

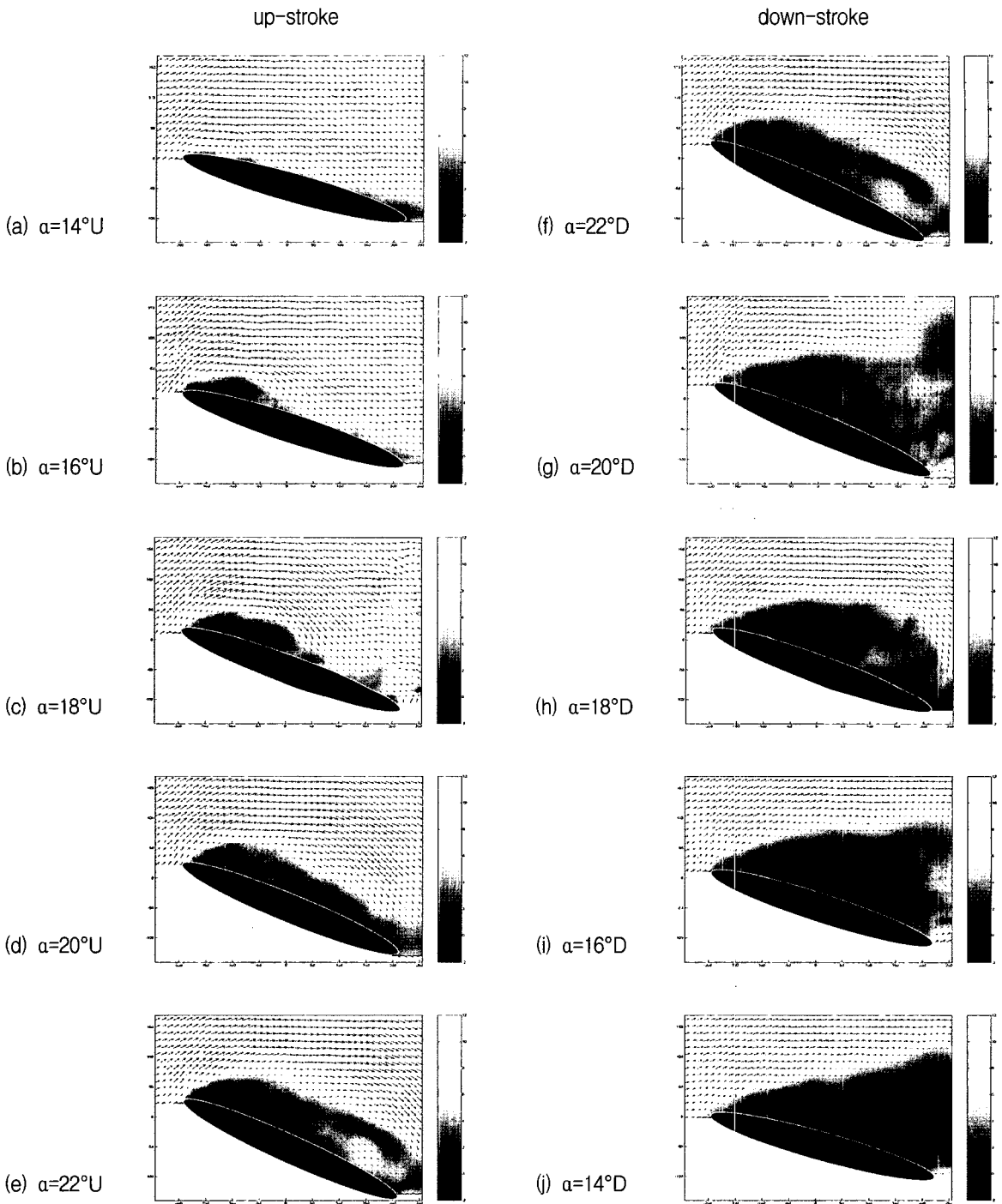


[그림 4] 받음각 변화에 따른 타원형 날개 주위의 속도장 변화($Re=3.13 \times 10^5$)

상 유동장에서의 복잡하고 미세한 흐름의 시간적 변화 특성을 표현하는데 제한이 있음을 고려하여야 한다. 그림 5(a)~(j)는 날개의 환산주파수($k=\pi f_a c/U_\infty$)가 $0.125(U_\infty=10\text{m/s}, f_a=1\text{Hz})$ 에서 받음각 12° 에서 25° 까지 증가(pitch-up-stroke) 시켰다가, 다시 12° 까지 감소(pitch-down-stroke) 시켰을 때의 유동장 변화를 받음각 2° 간격으로 비교하여 보인 것이다. 여기서 U_∞ 는 자유흐름의 유속을, f_a 는 날개의 진동주파수를, 그리고 c 는 날개의 시위를 가리킨다. 그림에서 U는 up-stroke를, D는 down-stroke를 의미한다.

이기영 등^[7]의 정적실속 유동장 특성 결과와 비교해 보면 정적특성에서의 받음각 $14^\circ \sim 16^\circ$ 와 동적특성에서의 받음각 $15^\circ \sim 17^\circ$ 와 서로 유사함을 알 수 있다. 이는 동적실속이 정적실속에 비하여 받음각 $1^\circ \sim 2^\circ$ 정도 실속이 지연되는 것으로 해석할 수 있다. 즉, 앞전 부근에서 작은 박리 버블의 발생과 뒷전 영역에서의 작은 실속 영역의 유동장 특성을 보인다. 하지만 피치 진동하는 날개(이하 동적 날개로 표현)의 pitch-up-stroke에서 동일한 받음각의 정적 날개의 경우에 비하여 앞전에서의 박리 버블과 뒷전 실속 영역의 크기가 감소한다.

받음각을 증가시키면 앞전에서 성장하기 시작한 박리버블은 피치의 증가(받음각의 증가)와 함께 그 크기가 증가하여 받음각 18° 에서는 박리버블의 길이가 50% 시위 크기까지 성장한다(그림 5c). 정적 날개의 경우 받음각 17° 이후에는 전 날개 영역에서 난류 박리에 의한 완전한 실속 상태로 진입하나 동적 날개의 경우에는 박리버블의 크기가 증가할 뿐 난류박리의 특성을 보여주지는 않아 실속의 지연 효과를 관찰할 수 있다. 또한 박리버블의 크기가 증가하면서 흐름이 재부착되는 박리버블 직후 영역으로 외부유동이 경계층내로 빠르게 유입됨으로 인하여 정적날개에서 관찰되는 뒷전에서의 박리로 인한 뒷전 실속 현상이 없어진다(그림 5c). Erickson^[8,9]은 이러한 pitch-up-stroke에서의 박리지연효과를 자유유동의 가속효과와 moving-wall 효과의 결합으로 설명하고 있다. 즉, up-stroke 과정에서 표면에서의 no-slip 조건을 만족하기 위해서는 앞전에서 이에 상응하는 접선방향의 유동(motion induced wall jet)이 발생하며, 이로 인한 자유유동의 가속에 의해 실속의 지연 효과로 나타난다고 해석하



[그림 5] 피치 진동하는 타원형 날개꼴 주위의 속도장($Re_c=3.13 \times 10^5$)

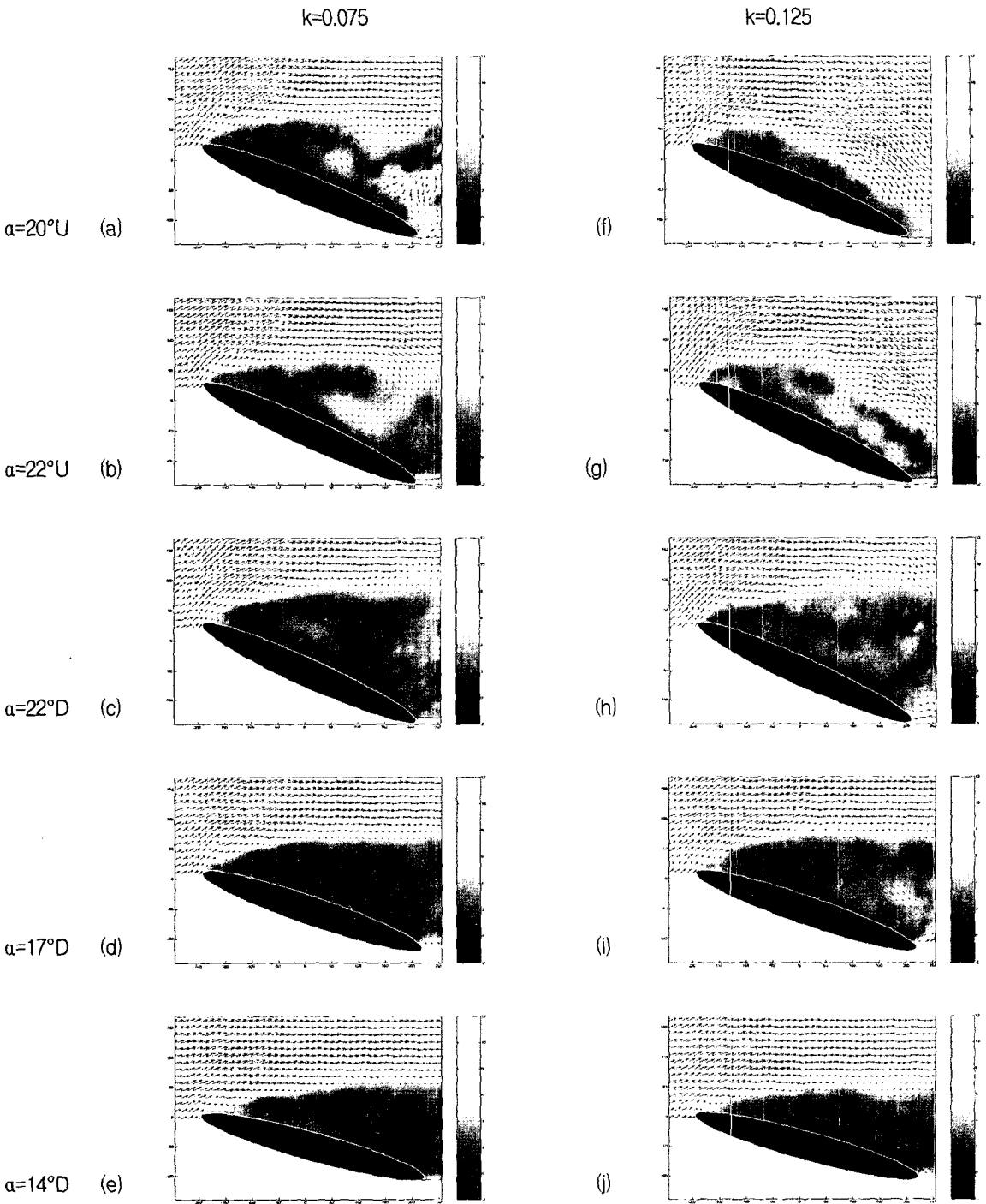
고 있다. 이는 물론 down-stroke에서는 반대의 효과, 즉 실속을 촉진시키는 효과로 나타난다. 이와 같은 결과는 앞전에서 blowing jet를 분사함으로써 실속을 지연시키거나 억제시킬 수 있는 방법이 가능함을 제시해 준다^[10].

받음각 20°이후에는 전형적인 동적실속 특성을 나타내는 역류 흐름 영역이 생성되기 시작한다. 그림 5(d)의 받음각 20°의 유동장을 살펴보면, 박리버블의 크기가 받음각 18°보다 더욱 성장하여 80%C 크기가 되나 15%C~38%C 영역에서 박리버블 내에서 유동의 교란(disturbance) 현상으로 인한 유속 증가 영역(박리버블 내의 low gray scale 영역)을 관찰할 수 있다. 받음각 22°에서는 외부에서 날개면 쪽으로 강하게 유입되는 흐름으로 인한 역류영역이 관찰되며, 경계층 내에 난류 에디들이 생성된다(그림 5e). 이와 같은 높은 받음각과 강한 부압력 구배의 결합으로 유동의 박리를 일으키며 종국에는 동적실속에 이르게 된다. 받음각 22°에서는 이러한 난류 에디들이 날개면으로부터 떨어져 나가는 와류유출(vortex shedding) 현상이 관찰된다. 깊은 동적실속은 앞전에서 생성되는 강한 와류와 같은 교란의 생성으로 특징 지을 수 있다. 본 논문에서는 보이지 않았지만 본 실험 장치의 최대 받음각인 25°로 증가시키면 앞전에서부터 생성되는 강한 와류로 부착흐름의 점성 유동은 더 이상 유지되지 못하고 날개로부터 떨어져 나가는 와류 유출이 전 날개 영역에서 발생하는 와류 주도형 유동장(vortex dominated flow field) 특성을 보여준다. 아울러 와류로 인한 역류영역 또한 전 시위 영역에서 일반적으로 나타나며, 뒷전 부근에서는 up-wash에 의해 앞전에서 발생하는 와류와 반대 방향으로 회전하는 강한 와류도 생성된다. 그림 5(f)~(j)는 pitch-down-stroke에서의 유동장 특성을 받음각 2° 간격으로 감소시키면서 보인 것이다. pitch-down 과정에서 강한 와류 유출을 보여주는 난류 후류(turbulent wake) 유동장 특성이 받음각 18°까지도 지속된다. 다만 받음각의 감소에 따른 후류 영역이 점차 축소된다. 특이한 현상은 날개 뒷전 영역에서 외부 유동의 강한 down-wash에 의한 와류의 회전 방향이 주기적으로 바뀌는 Karman vortex street 형태의 와류 유출 현상을 관찰 할 수 있다. 즉, 날개면의 수직 상

방향을 +z방향으로 하면, 받음각 22°에서는 +z 방향의 와류가, 받음각 21°에서는 -z 방향의 와류가, 20°에서는 약화된 +z 방향의 와류가, 19°와 18°에서는 다시 -z 방향의 와류가 생성된다. 이러한 와류 유출에 의한 유동장 특성은 받음각 15°까지 지속되나 와류 유출 강도는 약화된다. 받음각 14°에서는 정적날개의 난류박리 흐름 특성으로 천이된다. 받음각 12°에서는 흐름의 박리가 시위 후방으로 지연되기는 하나 여전히 난류박리의 깊은 실속상태의 흐름 특성을 갖는다. Pitch-down-stroke에서는 pitch-up-stroke에서의 박리 지연효과와는 달리 정적실속 받음각 보다 훨씬 낮은 받음각까지 실속상태를 유지하는 강한 이력 특성을 보여준다.

날개의 동적실속에 영향을 주는 여러 파라미터들 가운데 중요한 요소가 날개의 환산주파수(reduced frequency; k)이다. 그림 6은 환산주파수가 각각 0.075와 0.125의 두 가지 경우에 대하여 pitch-up-stroke와 pitch-down-stroke에서의 유동적 특성을 특정 받음각에서 보인 것이다. 환산주파수 k 는 날개의 진동주파수에 비례하고 자유흐름속도에 반비례하기 때문에 k 의 증가는 자유흐름 속도가 일정한 상태에서는 날개의 진동주파수 즉, pitch rate의 증가를 의미한다. 그림 6에서와 같이 pitch-up-stroke에서는 환산주파수가 큰 경우가 작은 환산주파수보다 더 높은 받음각까지 실속에 진입하지 않는다. 받음각 20°에서 $k=0.075$ 의 경우는 깊은 실속(deep stall) 상태에서의 유동장 특성인 와류 유출(vortex shedding)의 발생을 보여주는데 비하여 $k=0.125$ 에서는 경계층 박리에 의한 가벼운 실속(light stall)을 보여주고 있다(그림 6a, 7f). 아울러 k 가 큰 경우가 보다 강한 역류영역과 와류가 발생함을 관찰할 수 있다(그림 6b, 7g).

Pitch-down-stroke에서는 $k=0.075$ 의 경우 받음각 22°에서는 와류 유출이 발생하는 와류주도형 흐름(vortex dominated flow)에서 받음각 17°에서는 경계층 박리형 흐름(boundary layer separated flow)으로 변화된다. 반면에 $k=0.125$ 에서는 와류주도형 흐름이 받음각 17°에서도 유지되며, 받음각 14°에 이르러서야 경계층 박리형 흐름으로 천이된다. 따라서 환산주파수의 증가는 pitch-down-stroke에서의 실속 이력특성을 더욱 강화시킨다고 해석할 수 있다.



[그림 6] 환산진동주파수에 따른 피치 진동하는 타원형 날개꼴 주위의 속도장 변화($Re_c=3.13 \times 10^5$)

McCrosky^[11]의 NACA 0012에 대한 동적실속 특성 연구 결과에 의하면 $k \geq 0.05$ 에서는 와류 유출 현상이 발생하며, $k \geq 0.15$ 에서는 와류 강도가 점차 환산주파수 증가에 크게 영향 받지 않는다고 보고하고 있다. 본 연구의 실험 조건 범위 안에서는 어느 정도 일치하는 결과로 판단된다. 하지만 본 연구의 실험모델이 NACA 0012에 비하여 덜 날씬하면서도 어느 정도 캠버를 가지고 있는 blunt body의 특성을 동시에 가지고 있는 날개단면이기 때문에 여러 유동 조건에 대한 추가적인 연구가 필요한 부분이다.

4. 결론

PIV에 의한 흐름형태 분석으로 타원형 날개꼴 모델의 정적 및 동적실속에서의 유동장 특성에 대한 다음의 결과를 획득하였다.

- (1) 타원형 날개의 정적실속은 경계층 박리에 의한 뒷전 박리가 앞전 쪽으로 진행되는 유동장 특성을 갖는다.
- (2) 타원형 날개꼴의 동적실속은 정적실속 받음각을 지나서 앞전에서 생성되는 와류유출과 와류교란을 보이는 와류주도형 유동장 특성을 나타내었다.
- (3) 본 연구의 실험 조건인 환산주파수 $k=0.075 \sim 0.125$ 내에서는 와류유출 현상이 발생하며, k 의 증가와 함께 pitch-up-stroke에서는 실속받음각이 증가하며, pitch-down-stroke에서의 실속 이력특성이 강화되었다.
- (4) Pitch-down-stroke에서는 경계층 밖의 강한 down-wash에 의한 Karman vortex street 형태의 와류 유출 현상이 발생하였다.

후 기

본 연구는 산업자원부 지원으로 수행하는 21세기 프론티어 기술개발사업(스마트 무인기 기술개발사업)의 지원연구비(G-5-1)에 의해 수행된 연구의 일부입니다. 이에 연구비를 지원해 주신 관계자 여러분께 감사드립니다.

참 고 문 헌

- [1] Schetz, J. A., and Fuhs, A. E., *Handbook of Fluid Dynamics and Fluid Machinery*, Wiley Interscience, 1996.
- [2] McCroskey, W. J., "The Phenomenon of Dynamic Stall", NASA TM 81264, 1981.
- [3] Carr, L. W., "Progress in analysis and Prediction of Dynamic stall", J. of Aircraft, Vol. 25, No. 1, pp.6~17, 1988.
- [4] Schreck, S. and Robinson, M., "Dynamic Stall and Rotational Augmentation in Recent Wind turbine Aerodynamics Experiments", AIAA Paper 2002~2967.
- [5] McCroskey, W. J., "Unsteady Airfoils", Ann. Rev. Fluid Mechanics, Vol. 14, pp.285~311, 1982.
- [6] 이기영, 손명환, 김해원, "타원형 날개의 공력특성 연구", 한국군사과학기술학회지, 제6권 제4호, pp. 29~37, 2003.
- [7] 이기영, 손명환, 장영일, "타원형 날개꼴의 유동 제어에서 브로잉 제트 형태와 제트각도의 영향", 한국항공우주학회지, 제32권 제8호, pp.47~53, 2004.
- [8] Ericsson, L. E., "Revisiting Unsolved Dynamic Stall Phenomena", J. of Aircraft, Vol. 37, No. 6, pp.1117~1122, 2000.
- [9] Ericsson, L. E., "Universality of the Moving-Wall Effect", J. of Aircraft, Vol. 37, No. 3, pp.508~513, 2000.
- [10] 이기영, 손명환, 정형석, "PIV Study of Stall control of an Elliptical Airfoil via Pulsating Jet", 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집, pp.250~253, 2005.
- [11] McCroskey, W. J., "Some Current Research In Unsteady Fluid Dynamics- The 1976 Freeman Scholar Lecture", ASME J. of Fluid Engineering, pp.8~39, 1977.