

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(9), 765-772(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.9.765

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

칼새 날개의 비틀림 각에 대한 공력측정 및 PIV 연구

북정진*, 장조원**

Aerodynamic Force Measurements and PIV Study
for the Twisting Angle of a Swift Wing Model

Jung Jin Bok* and Jo Won Chang**

Institute for Aviation Safety and System Management, Korea Aerospace University*

Department of Aeronautical Science and Flight Operation, Korea Aerospace University**

ABSTRACT

Aerodynamic force measurements and phase-locked PIV study were carried out to check the bio-mimetic MAV applicability of a swift flight. Two-rotational DOF robotic wing model and blowing-type wind tunnel were employed. The amplitude of twist angle were ± 0 , ± 5 , ± 10 , and ± 20 deg. and stroke angles were manipulated by simple harmonic function with out-of-phase in regards to the stroke motion. It is acknowledged that the time-varying lift coefficients in accordance with the change of the twist angle did not result in any noticeable differences, just the small decrease and delay. However, the drag exhibited that the small change of the twist angle can produce large thrust. These findings imply why a swift uses small twist angle during flight. The PIV results displayed that the delay of aerodynamic forces is highly associated with the vortical structures around the wing. It is therefore indicated that a process of designing a swift-based Micro Air Vehicle should take the twist angle into consideration, as the essential parameter.

초 록

칼새 비행의 생체모방 초소형 비행체 적용 가능성을 확인하기 위한 공력측정과 위상동기 PIV 연구가 수행되었다. 2축 회전자유도의 로봇 날개 모델과 불어내기식 풍동을 사용하였다. 비틀림 각은 ± 0 , ± 5 , ± 10 , ± 20 도의 진폭을 갖고, 스트로크각은 90도의 위상차를 갖는 단순조화함수로 변화시켰다. 비틀림 각에 따른 시간에 대한 양력계수 변화는 작은 공력감소와 지연만을 나타내며 주목할 만한 차이를 보이지 않았다. 그러나 항력은 작은 비틀림 각 변화가 큰 추력을 생성할 수 있음을 보여주었다. 이러한 것들은 칼새가 비행 중에 작은 비틀림 각을 사용하는 이유를 간접적으로 설명해 준다. PIV연구 결과는 공력지연이 날개주위의 와류구조와 밀접한 관계있다는 것을 보여준다. 이러한 결과는 칼새 모방형 초소형비행체 설계에 있어 비틀림 각은 필수적인 파라미터로서 반드시 고려되어야 함을 의미한다.

Key Words : Swift(칼새), MAV(초소형비행체), Particle image velocimetry(입자영상유속계), Unsteady Flow(비정상유동), Bio-mimetic(생체모방)

† Received : June 18, 2015 Revised : August 4, 2015 Accepted : August 6, 2015

** Corresponding author, E-mail : jwchang@kau.ac.kr

1. 서론

항공기와 달리 조류는 날갯짓을 통해 공력을 발생하고 동시에 제어하므로 항공기와는 전혀 다른 특성을 갖는다. 또한 조류는 근본적으로 그 크기가 작고 면적 대부분을 차지하는 날개가 반복적으로 움직이며, 각각의 관절 구조는 기계적 구조의 항공기와 달리 유연하여 고전 공기역학으로 접근하기 어려운 실정이었다.

20세기 말 초소형 비행체(MAV)의 등장과 생체모방공학 연구가 활발해짐에 따라 관련 연구도 점차 확대되고 있다[1]. 미국 에어로바이런먼트(Aerovironment)社は DARPA의 지원을 받아 실제 벌새의 제자리비행을 모사한 '나노 벌새(Nano-hummingbird)'를 개발하였다[2]. 또한, 독일의 웨스토(FESTO)社에서는 갈매기의 형상과 날갯짓을 모사한 '스마트버드(Smartbird)'를 성공적으로 개발하여 시연하였다. 이 기체는 현재까지 개발된 날갯짓 비행체 중 실제 조류의 날갯짓과 가장 근접한 메커니즘을 구현한 사례다[3]. 하지만, 여전히 고기동 성능을 모사한 MAV를 개발하기에는 아직은 때가 이른 실정이다.

조류 날개의 움직임은 어깨를 중심으로 세 방향의 회전으로 분류할 수 있다. 그 중 날갯짓의 가장 큰 부분을 차지하는 스트로크는 플래핑(flapping)이라 하며, 각각 업스트로크(upstroke)와 다운스트로크(downstroke)로 분류된다. 또한 날개는 각 스트로크 중에 날개축을 중심으로 회전운동을 수반하는데 이것을 각각 외전(pronation)과 내전(supination)이라 한다. 새는 비행도중 날개를 오므리거나 펴는 동작을 수행하는데, 이를 스패닝(spanning)이라 하며 날개를 접는 폴딩(folding)이 이에 포함된다[4]. 새는 이를 통해 앞면 면적(frontal area)을 조절하여 더욱 적극적인 비행이 가능하다. 또한 날갯짓 도중 날개 평면 내에서 앞/뒤로 움직이는 래깅(lagging)과 유동장의 변화에 대해 반응하는 유연도(flexibility) 등을 포함하고 있으므로, 결론적으로 새의 날갯짓을 모사하는 것은 여전히 어려운 과제다.

다양한 조류 중에서 칼새(swift, *Apus Apus*)는 최대 시속 200km로 시속 400km가 넘는 군함조 다음으로 빠르며, 최대 15G의 고기동도 가능하다. 또 공중을 비행하며 수면을 취하는 휴식비행(rousting)을 하기도 한다. 이는 일반 조류(연작류, passerine)와 비교할 때 매우 독특한 생활양식이다[5]. 날개 구조에서도 비교할만한 특징이 발견되는데, 일반적인 새들은 외측날개(handwing)

가 전체 날개에서 50%이하를 차지하지만, 칼새의 경우 외측날개의 비중이 날개전체의 70%를 차지한다[6]. 그 결과 칼새는 스패닝을 할 수 없고 폴딩도 불가능하다. 그러나 날갯짓이 단순하고 타 조류와 달리 후퇴각을 크게 조절할 수 있는 특성을 갖고 있어 MAV로 활용하기 매우 적합한 종이다.

과거, 칼새의 비행연구는 주로 날갯짓 주파수와 비행속도의 상관관계에 주목하였다. 1972년 Bruderer and Weitnauer[7]는 칼새 비행을 관찰하고 평균 날갯짓주파수는 8Hz라고 보고하였다. 2001년, Backman and Alerstam[8]은 칼새의 야간비행에 관한 연구를 통해 날갯짓 주파수는 7.0~8.3Hz의 범위를 갖고 평균 날갯짓 주파수는 7.6Hz임을 확인하였다. 또한 날갯짓 주파수는 비행고도와 비행방향에 독립적이며, 이러한 특징이 휴식비행과 연관이 있을 것으로 예측하였다. Henningsson *et al.*[9]은 스테레오 고속 카메라를 이용하여 고속 강하비행(screaming flight) 속도를 측정하고 31.1m/s의 최대속도를 확인하였다. 또한, 상기비행에서의 날갯짓주파수가 이전 연구들에서 제시한 결과보다 다소간 증가한다는 것을 밝혔다.

2007년, Lentink *et al.*[10]은 칼새의 후퇴각이 비행특성에 미치는 영향을 분석하기 위해 박제된 칼새의 날개를 활용한 풍동시험을 진행하였다. 이를 통해 후퇴각이 작은 날개, 즉 완전히 펼쳐진 날개가 기동비행을 할 때 유리한 기동성능을 보이지만, 전반적인 공력특성은 후퇴각을 크게 짓히는 것이 더욱 우수하다는 것을 제시하였다. 한편, Videler *et al.*[11]은 새의 외측 및 내측날개(arm wing)가 비행 시 서로 다른 역할을 한다는 사실에 주목해 연구를 수행하였다. 이를 통해 내측날개는 실속이전의 일반 에어포일 주위 흐름에 대한 기존 공기역학에 부합하지만, 외측날개는 양력을 증대시키는 앞전와류(LEV, Leading-Edge Vortex)를 유도한다는 사실을 알아내었다. 특히 칼새 날개의 LEV는 양력뿐만 아니라 항력도 같이 증가시키는 것을 확인해 보고하였다.

선행 연구들은 주로 칼새의 운동(locomotion)에 관한 생물학적 특성 분석에 목적을 두고 연구하였으므로 살아있는 칼새를 훈련시키거나 박제된 칼새 날개를 이용한 방식을 이용하였다. 이는 공학적으로 실험조건을 결정하는데 상당한 제약이 되어왔다. 게다가 유체역학적 관점에서 칼새의 비행영역은 곤충과 달리 층류에서 저난류 영역을 넘나들기 때문에 동일한 수평트립 비행이라 하더라도 완벽하게 구분되는 공기역학적 특성을

보일 수 있다 [12-13].

본 연구에서는 공학적 관점에서의 칼새 비행을 이해하고, 이를 날갯짓 초소형 비행체 설계에 활용하고자 칼새의 날개를 모방한 로봇모델을 이용한 아음속 풍동시험을 진행하였다. 칼새의 기동성능[10]을 모사하기 위해 후퇴각 5° 일 때 비틀림 각(twist angle) 변화에 따른 비정상 공력측정과 PIV(Particle Image Velocimetry)를 이용한 유동 가시화를 진행하였다.

II. 실험장치 및 방법

Figure 1 (a)는 날개형상을 나타내는 그림으로, 실험에 사용된 날개는 Lentink *et al.*[10]이 제시한 칼새의 날개 형상을 토대로 제작되었다. 칼새가 날개를 최대로 펼쳤을 때(fully extended) 후퇴각 5°를 기준으로 두께 2mm의 발사나무와 아크릴로 각각 제작하였다. 날개 길이는 200mm이고, 날개 면적은 80.9cm²이다.

Figure 1 (b)는 본 연구에서 활용한 로봇 날개 모델을 나타내는 그림으로, 풍동 시험부 아래에 부착된 두 개의 서보를 통해 스트로크 각(stroke angle, ϕ)과 비틀림 각(twist angle, α)을 각각 제어할 수 있다[14].

Henningsson *et al.*[5]은 칼새가 약 8.4m/s의 비행속도에서 8.6Hz의 날갯짓주파수를 갖는 것을 확인하였다. 이를 토대로 계산한 실제 칼새의 무차원진동수(reduced frequency, $k = \pi fc / U_\infty$)는 약 0.125였다.

본 연구는 추출한 실제 칼새의 무차원 진동수와 동일한 $k=0.125$ 를 갖도록 유속과 날갯짓주파수를 1.25Hz로 고정하고, 유속을 1.25m/s로 설정하였다. 본 연구의 레이놀즈수는 실제 비행범위

의 레이놀즈수 2.0×10^4 보다 낮은 약 3.5×10^3 에 해당한다. 그러나 레이놀즈수 효과에 대한 선행 연구[17]에 따르면 실제 칼새 날개는 높은 받음각에서도 2.0×10^4 범위까지는 대부분 구간에서 층류를 유지한다. 이것은 본 논문에서 레이놀즈수에 의한 효과는 무시할 수 있음을 암시한다.

한편 칼새는 항상 다운스트로크에 걸리는 시간이 업스트로크에 비해 길다[9]. 더불어 이러한 차이는 유속이 빨라질수록 커지지만 정량적인 차이는 미미하였다. 따라서 본 연구에서는 다운스트로크와 업스트로크를 균등하게 설정하기 위해 단순 조화함수(simple harmonic function)를 활용하였다.

칼새는 수평선을 기준으로 상방 45°, 하방 65°의 스트로크 함수를 갖는다. 더불어 비틀림 각의 크기는 정량적 값이 보고된 바 없으므로 본 연구에서는 임의의 크기를 선정하여, $\pm 0^\circ$, $\pm 5^\circ$, $\pm 10^\circ$, $\pm 20^\circ$ 의 네 개 함수를 입력하였다. 이 때 비틀림 각은 일반적인 새가 전진비행 할 때의 날갯짓과 유사하게 스트로크 중간에서 최대 받음각을 갖도록 90°의 위상차를 주어 입력하였다. 식 (1)과 (2)는 이러한 날갯짓 함수를 각각 나타낸다.

$$\phi(t) = \phi_{amp} \sin(2\pi ft) - \phi_0 \tag{1}$$

$$\alpha(t) = \alpha_{amp} \sin(2\pi ft + \frac{1}{4}\pi) \tag{2}$$

Figure 2는 공력측정 및 PIV 실험 개략도를 나타낸다. 본 연구에 사용된 풍동 시험부의 단면은 $0.9 \times 0.9\text{m}^2$ 이며, 정체실과 시험부의 수축비가 3:1인 불어내기식 아음속 풍동(blowing-type subsonic wind tunnel)을 이용하였다. 공력측정용 로드셀은 ATI社의 NANO17센서를 사용하였다. 이 센서는 최대 $\pm 25\text{N}$, $\pm 250\text{N}\cdot\text{mm}$ 를 측정할

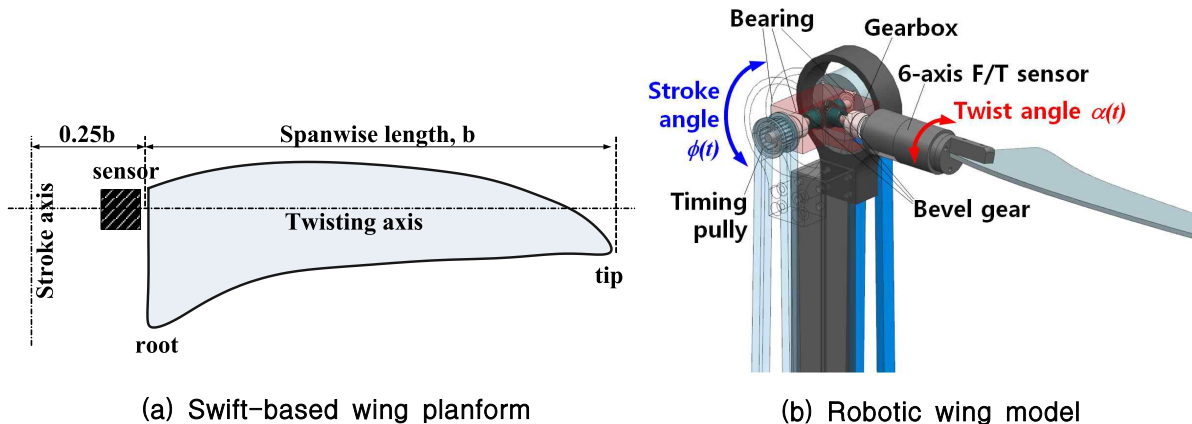


Fig. 1. Experimental model

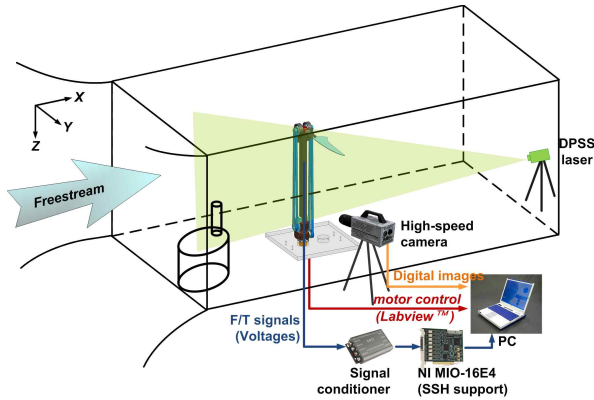


Fig. 2. Experimental setup

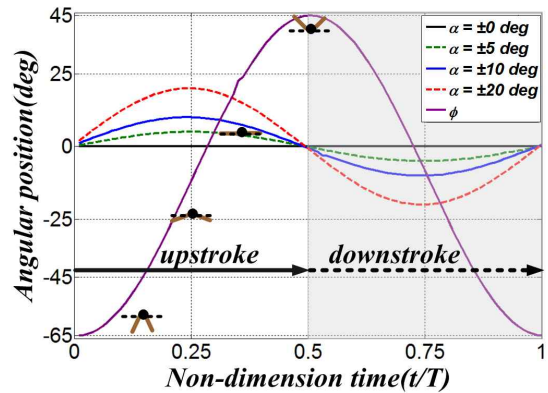
수 있는 고해상도 6축 로드셀이며, 각 축당 1/160N, 1/32N-mm의 정밀도를 갖는다. 더불어 NI 社의 DAQ board(NI-PCI-6143)를 사용하여 공력을 측정 후, MATLAB(R)을 활용하여 획득된 데이터를 처리하였다. 데이터 샘플링 주파수는 125Hz이며, 전체 측정은 날갯짓 200주기를 반복하여 앙상블 평균(Ensemble Average)하였다.

한편 날개의 관성력을 제거하기 위해 날개의 무게와 도심(centroid), 날갯짓에 의한 가속도 등을 계산하였으며, 관성력은 무시할 만한 범위를 갖는 것을 확인하였다. 이것은 발사로 제작된 갈새 날개모델의 중량이 무시할 수 있을 정도로 가볍기 때문이다. 또한, 날개의 자세별로 달라지는 센서 기준값(tare weight)을 제거하기 위해 한 주기당 변화하는 날갯짓 위치를 100개로 분할해, 각각의 위치에서 들어오는 전압을 측정하고 이를 조합하여 측정결과에서 제거하였다.

신뢰수준 95%($U(95\%) = \sqrt{B^2 + 1.96 \cdot P^2}$)에서의 불확실성을 구하기 위해 계통오차(B , bias or systematical error)와 측정오차(P , precision or random error)를 구하였다.

계통오차에는 시험모델의 수평정렬 시에 발생한 오차와 공력측정을 위해 사용된 DAQ 시스템이 갖는 오차가 포함된다. DAQ 시스템 오차는 $\pm 0.0015\%$ 로 출력범위 기준으로 매우 낮은 범위에 해당하여, 이에 대한 오차는 고려하지 않았다. 계통오차에는 수평정렬에 의한 오차 0.008%만을 고려하였다.

측정오차에는 스트로크 운동 불확실성(u_s) 0.08%, 비틀림 운동 불확실성(u_t) 0.262%, 날갯짓 주파수 정확도의 불확실성(u_f) 0.25%와 측정데이터의 불확실성(u_m) 0.855% 등이 포함된다. 따라서 측정오차 P 는 1.864%가 된다. 이와 같은 계통오차와 측정오차를 종합한 결과 95% 신뢰수준에

Fig. 3. $\phi(t)$ and $\alpha(t)$ in a single wingbeat cycle

서의 불확실성은 약 2.76%에 해당한다[13].

PIV를 활용한 가시화를 위해 공력측정 조건과 동일한 조건에서 가습기를 설치하였다. 가습기의 수증기를 PIV입자로 활용하였으며, 1.5W DPSS 레이저에 실린더형 렌즈를 설치하여 레이저 시트로 변환 한 뒤 날개뿌리를 기준으로 45% 스펙방향에 대한 단면에 투영하였다. 이어 고속 정지화상을 얻기 위해 고속카메라(FASTCAM SA3)로 단면을 촬영하였다.

500프레임/초로 1M픽셀의 이미지를 획득했다. 여기서 모델은 주기적인 날갯짓을 수행하므로 위상 동기 PIV(phase-locked PIV)를 위해 펄스 생성 프로그램을 추가하여 로봇모델과 카메라를 연동하였다.

PIV결과를 해석하기 위해 PIVlab v1.31을 이용하였으며, 이미지는 32×32 의 크기 격자로 분리한 뒤 50% 오버랩을 적용하여 총 64×64 의 해상도를 얻었다. 이 때 이미지에는 어떠한 전처리나 후처리가 적용되지 않았으며, 총 100개 이미지에 대한 평균값을 본 논문에 제시하였다.

Figure 3은 스트로크와 비틀림 각의 한주기 변화를 나타내는 그래프다. α 는 비틀림 각, ϕ 는 스트로크 각의 위치를 나타낸다. 스트로크 각은 Henningsson *et al.*[9]의 연구를 바탕으로 구현한 것이며, 비틀림 각은 대부분의 새가 추력생성을 위해 움직이는 형태, 즉 앞전이 뒷전을 따라가는 형태의 조화함수 형태로 구동되도록 함수를 입력하였다. 무차원 시간 $t/T=0.0 \sim 0.5$ 는 업스트로크 구간이며, 음영 처리된 $t/T=0.5 \sim 1.0$ 은 다운스트로크 구간이다.

III. 결과 및 토론

Figure 4는 비틀림 각에 따른 양력 및 항력계

수를 한 주기 동안 나타낸 그래프다. 여기서 x축은 무차원 시간(non-dimension time, t/T), y축은 공력계수를 각각 나타내며, 각각의 양력 및 항력 계수는 자유흐름과 날개면적을 이용해 무차원화 ($C_L = 2L/\rho U_\infty S$, $C_D = 2D/\rho U_\infty S$) 하였다. Fig. 4 (a)는 양력계수를 나타내며, 업스트로크 중간부터 성장하는 양력이 다운스트로크 중간 이후까지 이어지는 것을 확인할 수 있다. 양력의 최저값은 약 $t/T=0.15$ 부근에서 발견되며, 지속적으로 증가해 $t/T=0.41$ 까지 발달한다. 이후 다운스트로크 시작하면 날개는 점차 가속하다가 중간 다운스트로크 구간을 넘어서면서 양력계수가 감소하는 경향을 나타내었다.

일반적으로 공력생성은 날갯짓 속도와 자유흐름에 의해 결정되는 유효받음각(effective angle of attack)에 지배적인 영향을 받는다[15]. 이를 바탕으로 새를 연구하는 대부분의 연구자들은 다운스트로크에서 양력이, 업스트로크에서는 추력이 주로 나타날 것이라 예상한 바 있다. 이와 같은 예측은 날갯짓이 느린 큰 새의 경우 잘 맞는 것으로 알려져 있다[16]. 그러나 칼새의 날개는 무차원 진동수가 0.1 이상으로 날갯짓이 빠른 편에 속하고 준정상 가정(quasi-steady assumption)의 범주에서 벗어나게 된다. 결국 이러한 공력생성은 날갯짓에 의한 후류(wake)와 유동장의 압력 전파가 지연되기 때문으로 풀이할 수 있다.

대표적인 예는 업스트로크 끝단($t/T=0.5$)에서 확인할 수 있다. 이 구간은 스트로크 방향을 바꿈에 따라 유효받음각의 부호가 달라짐으로써 공력피크가 발생할 것으로 예상할 수 있는 구간이다. 그러나 이러한 피크는 업스트로크 끝단

($t/T=0.5$)에서부터 일부 지연되어 나타났다($t/T=0.57$). 업스트로크 시작($t/T=0.0$)에서 지연되어 발견되는 피크들($t/T=0.15$)역시 이러한 결과를 잘 뒷받침 한다. 특히 양력이 0이 되는 시점은 날개가 수평이 되는 최대 속도 구간에서 나타나지 않고 이보다 늦게 나타나며, 이에 따라 업스트로크 일부구간에서도 양력이 발생하는 특징을 보였다.

한편, 모든 경우에서 다운스트로크 구간의 양력계수는 업스트로크 구간에서 반대방향으로 작용하는 양력계수에 비해 큰 값을 갖는 것을 확인할 수 있었다. 본 연구에서의 날갯짓이 업스트로크와 다운스트로크가 동일하므로(symmetric motion profile), 결국 고정익 항공기와 달리 하반각(ϕ_{shift})효과가 양력을 생성하는데 도움을 주었다는 것을 의미한다. 다시 말해, 고정익의 상/하반각은 양력벡터 일부를 안정성 확보에 활용함으로써 정적 성능이 감소하는데 반해, 날갯짓에서는 내려씻음(downwash)을 증가시킴으로써 양력을 확보하는 것으로 추정된다.

Figure 4 (b)는 비틀림 각 변화에 따른 항력계수를 한 주기 동안 나타낸 것이다. 눈여겨 볼 특징 중 하나는 비틀림 각에 의한 영향이 양력계수와 달리 매우 뚜렷하게 나타난다는 점으로, 비틀림 각이 증가함에 따라 상당한 수준의 추력(음(-)의 항력)을 발생된다는 것을 확인할 수 있다.

비틀림 각 0° 에서 항력계수는 0으로 측정되었다. 이는 시험모델의 비틀림 각 0° 는 날개 앞전과 상대풍이 같은 선상에 놓이면서 받음각 0° 의 평판에서 나타나는 특징과 동일하게 나타났기 때문이다. 평판에서의 받음각 0° (비틀림 각 0°)에서

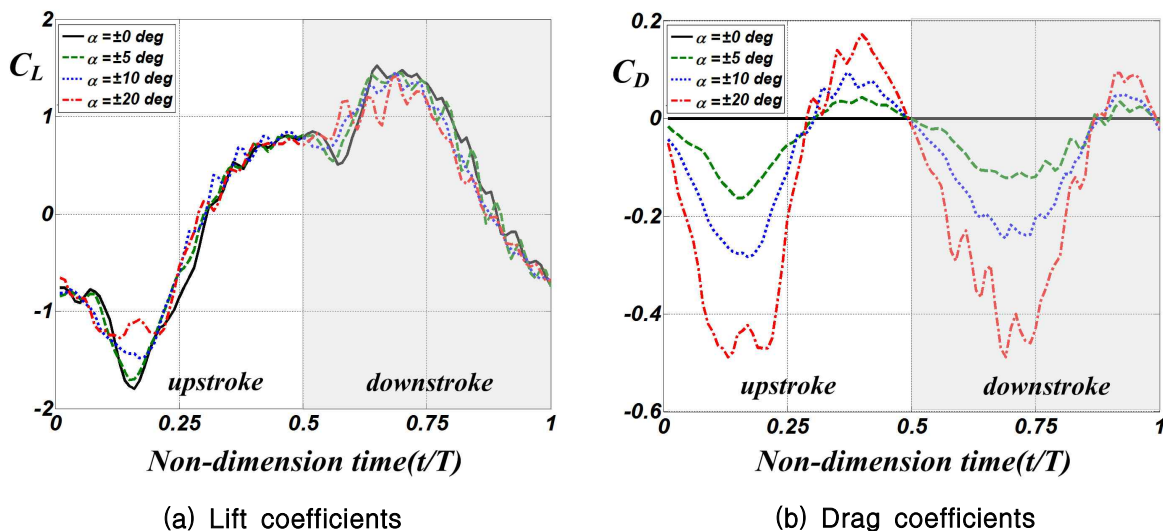


Fig. 4. Time-course aerodynamic coefficients

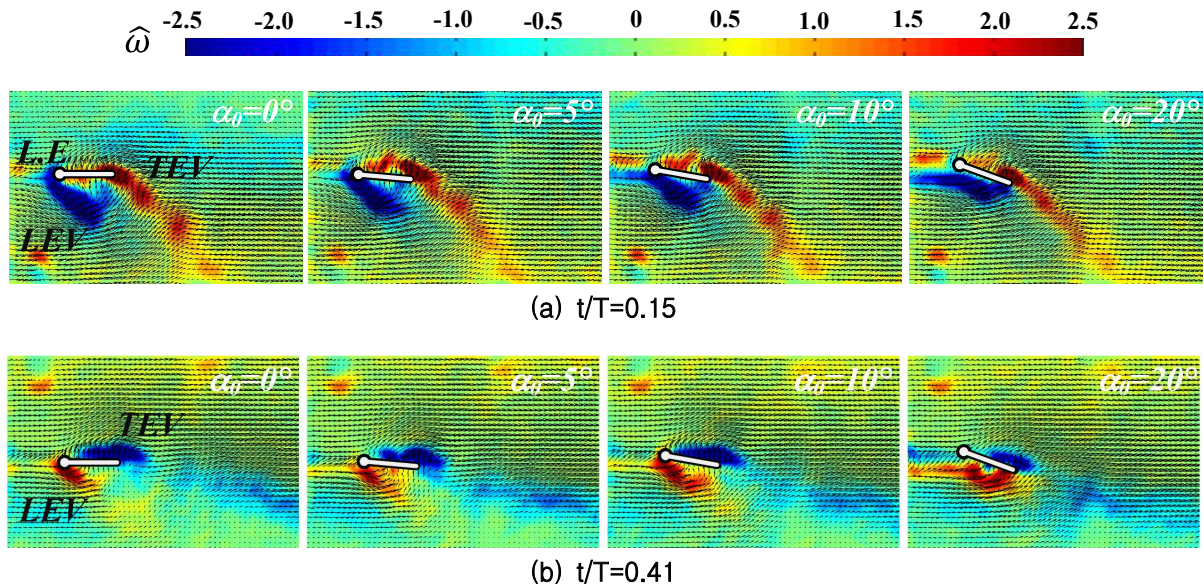


Fig. 5. Chordwise cross-sectional PIV results during upstroke at $0.45b$

의 압력은 수직방향으로만 유효하게 된다. 이 경우 평판의 접선방향에 작용하는 공력은 경계층에 의한 점성항력이외에는 존재하지 않으며, 날갯짓의 경우 LEV에 의해 정체점이 평판 내부로 이동하면서 경계층을 더 얇게 만드는 효과로 인해 비틀림각 0° 에서의 항력계수는 0의 값을 가진다.

비틀림 각이 증가함에 따라 추력은 큰 폭으로 성장하기 시작하고, 두 개의 큰 피크로 발달한다. 이를 Fig. 3의 날갯짓 움직임과 비교해보면, 비틀림 각과 스트로크 각의 방향이 서로 일치하는 구간에서 추력이 생성되는 것을 알 수 있다. 이때는 날개의 두 축 모두 가속하는 상황, 다시 말해 스트로크를 가속하며 피치를 증가시키는 방향으로 움직인다는 것을 의미하므로, 결국 추력생성에 필요한 움직임은 피치업과 스트로크 가속임을 알 수 있다.

흥미로운 사실은 본 연구에서 적용한 날갯짓이 단순조화함수로 구성되었다는 데 있다. 이 함수는 비틀림 각에 90° 의 위상차를 인가하기 때문에 비틀림 각이 증가함에 따라 기하학적 받음각(geometry-based angle of attack)은 오히려 작아지게 된다. 그러나 본 연구결과는 조화함수의 움직임이 양력생성량을 거의 유지하면서도 추력을 크게 생성할 수 있음을 나타낸다. 결국 이것은 단순한 기하학적 관계만으로 공력특성을 유추하는 것이 불가능한 상태의 높은 비정상도(high unsteadiness flow field)의 유동장이 발생했음을 암시한다.

그럼에도 불구하고 전체적인 추력생성량은 추

력벡터의 방향성과 날개면의 관계로 유추할 수 있다. 비틀림 각 $\pm 20^\circ$ 의 경우 양력에는 $\cos 20^\circ$ 에 해당하는 6%만의 증감이 나타나지만, 항력의 경우 방향은 $\sin 20^\circ$ 에 해당하는 34%의 증감을 유도할 수 있다. 따라서 칼새의 날개가 높은 비틀림 각을 갖지 않아도 되는 이유는 이러한 기하학적 원인에 의한 것으로 보인다.

앞서 언급한 바와 같이, 날갯짓에 의한 공력지연은 높은 무차원 진동수에 의한 후류의 압력전파 지연으로 설명할 수 있지만, 물리적으로는 날개 주위가 와류지배적 유동장(vortex-dominated flow fields)으로 둘러싸여 있음을 암시하기도 한다. 이를 확인하기 위해 스펠위치의 약 45% 단면에서 공력 피크가 나타나는 구간에 대한 PIV 연구를 진행하였다.

Figure 5는 업스트로크 구간에서 비틀림 각 변화에 대한 유동구조를 나타낸다. 여기서 와류강도(vorticity)는 시위길이와 자유흐름으로 무차원화하였다($\hat{\omega} = \omega \bar{c} / U_\infty$). Fig. 5의 LE(Leading Edge)는 날개의 앞전을 나타내며, LEV(Leading Edge Vortex)는 앞전와류를, TEV(Trailing Edge Vortex)는 뒷전와류를 나타낸다. Fig. 5 (a)은 $t/T=0.15$ 의 결과로, 지연된 공력 피크가 발생된 구간을 나타낸다. 모든 경우에서 날개의 아랫면에 강한 LEV가 부착된 것을 확인할 수 있다. 비틀림 각이 작은 경우 LEV 약간 떨어진 형태를 유지하고 있다. 비틀림 각이 증가할수록 LEV는 점차 날개면에 가까워지고, 전반적인 와류강도가 점차 약해지는 것을 확인할 수 있다. 비틀림 각 $\pm 20^\circ$ 에

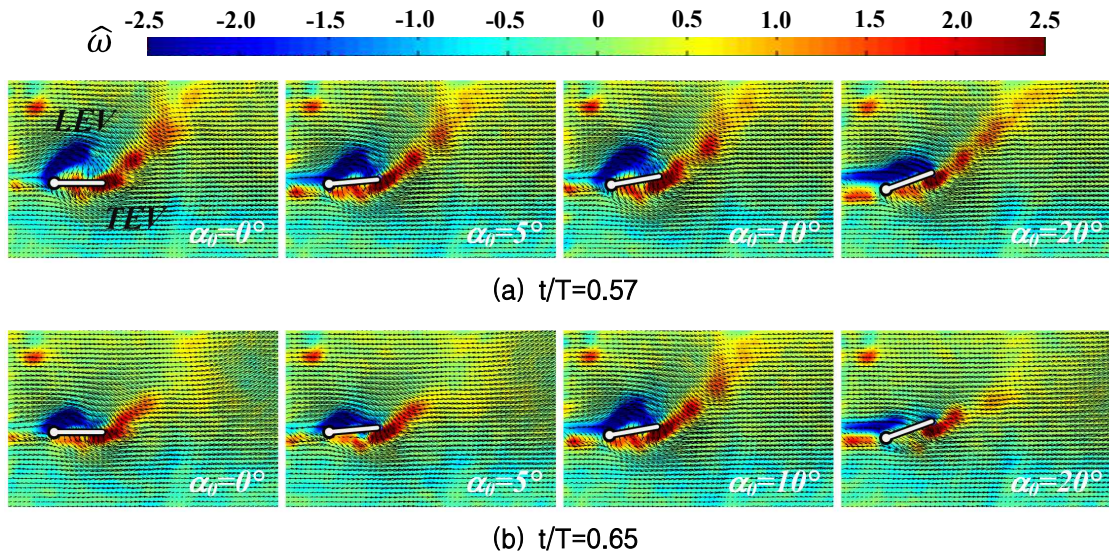


Fig. 6. PIV results during downstroke at $0.45b$

서는 날개 면에 완전히 부착된 LEV와 크게 약해진 TEV(Trailing-Edge Vortex)를 함께 확인할 수 있다. 이것은 비틀림 각이 클수록 유효받음각이 작아져 스트로크방향의 항력이 약해졌음을 의미한다. 그러므로 비틀림 각이 클수록 $t/T=0.15$ 의 양력피크가 줄어드는 이유는 이러한 와류강도들이 약해졌기 때문으로 풀이할 수 있다.

Figure 5 (b)의 공력특성은 양력이 일정하게 유지되며 비틀림 각에 의한 영향이 거의 나타나지 않는 구간이다. PIV 연구 결과 역시 모든 경우에 매우 유사하게 나타났다. 이 구간에서는 TEV의 강도가 LEV보다 크게 성장하였다. 또한 이 때 날개 아랫면에 생성된 LEV는 Fig. 5 (a)의 경우보다 크게 약해졌을 뿐만 아니라, 와류방향이 전환되었음을 확인할 수 있다. 이것은 날개의 아랫면에 유도되는 압력보다 날개의 윗면에서 발달된 압력이 더 낮다는 것을 암시하며, 날개가 업스트로크를 진행하고 있음에도 불구하고 양력이 나타나는 원인을 잘 설명하고 있다. 다시 말해, 이 구간에서는 날개의 스트로크 속도보다 자유흐름에 의한 영향이 더욱 크고, 업스트로크에 의해 발달된 LEV($t/T=0.15$, Fig. 5 (a) 참조)가 여전히 유지되면서 날개 윗면의 압력을 낮게 형성하는 것으로 해석할 수 있다. 이것은 날개가 업스트로크를 진행하는 구간이더라도 양력을 생성할 수 있음을 간접적으로 설명한다.

Figure 6 (a)는 $t/T=0.57$ 의 구간으로 갑작스런 추가 양력을 생성하는 구간이다. 이 때 날개는 다운스트로크를 진행하며 날개 윗면에 LEV를 생성하고 있다. 전반적인 구조는 업스트로크의 피

크생성 시점($t/T=0.15$)과 유사하나, 와류강도는 업스트로크 보다 크게 나타났다. 또한 지속적인 TEV홀림에서도 업스트로크보다 큰 와류강도를 갖는 것을 확인할 수 있다. 이러한 특징은 실제 칼새의 날개에서도 발견된 바 있다. Henningsson *et al.*[9]은 순환 예측 이외에도 자유흐름에 수직 한 면에 대한 PIV 연구를 통해 다운스트로크에서의 강한 와류홀림(vortex shedding)을 확인한 바 있다[9].

Figure 6 (b)는 다운스트로크 구간인 $t/T=0.65$ 에서의 PIV 연구결과를 나타낸 것이다. 이 때 유동구조는 비틀림 각이 커짐에 따라 전반적인 와류강도가 낮아지고 있음을 잘 보여준다. 이에 따라 비틀림 각 $\pm 20^\circ$ 에서의 LEV와 TEV는 매우 약화되었음을 확인할 수 있다. 흥미로운 사실은 본 구간에서 비틀림 각 $\pm 20^\circ$ 의 날개는 큰 추력을 생성한다는 것으로, 이는 추력량이 와류구조 보다 날개의 기하학적 자세와 연관이 있음을 시사한다. 양력과 달리 추력의 경우 큰 공력지연이 나타나지 않았음을 상기해 볼 때, 이러한 추정은 상당히 합리적인 것으로 판단된다.

IV. 결 론

본 연구에서는 칼새를 모방한 생체모방 초소형 비행체를 설계하기 위한 기초연구 중 하나로, 칼새 날갯짓에서 나타나는 비틀림 각의 영향에 대한 공력측정 및 PIV 연구를 수행하였다.

양력계수에서는 일부 작은 피크가 점차 완만

해지는 효과 외에는 비틀림 각에 따른 차이가 크지 않았다. 그러나 항력계수에서는 이러한 공력 특성의 경향에 뚜렷한 차이가 나타났다. 날개의 비틀림 각이 커짐에 따라 발생하는 항력계수의 진폭은 급격히 증가해 상당한 추력을 발생시키는 것을 확인하였다. 날갯짓에 의한 공력구조를 통해 공력지연은 주로 날개 주변의 와류유동에 의해 나타나는 현상으로 해석되었다. 특히 날개의 운동방향에 따라 발생하는 LEV의 크기는 비틀림 각이 커짐에 따라 점차 약해지며, 또한 TEV 역시 비틀림 각이 커짐에 따라 약해지는 것을 알 수 있었다. 이것은 조화함수로 구성된 비틀림 각이 스트로크의 항력을 줄이고 추력 생성에 도움이 된다는 것을 의미한다. 본 연구에서 제시된 자료는 추후 플래핑 타입의 칼새형 초소형비행체 설계 데이터로 유익하게 활용될 수 있을 것이다.

후 기

이 논문은 2012년도 한국항공대학교 교비지원 연구비에 의하여 지원된 연구의 결과임.

Reference

- 1) D. E. Alexander, *Nature's Flyers*, The Johns Hopkins University Press, 2002.
- 2) PIP, Nano Air Vehicle Program, BAA-06-06, DSO(Defence Sciences Office), DARPA.
- 3) Brochure, "Smartbird", FESTO corporate, 2011.
- 4) Woo-gil Song, "An Experimental Study of a Flapping Wing with Folding Motion" Master Thesis, Korea Aerospace University, 2009
- 5) P. Henningsson, G. R. Spedding, A. Hedenstrom, "Vortex wake and flight kinematics of a swift in cruising flight in a wind tunnel", *The Journal of Experimental Biology*, Vol. 211, 2008, pp. 717~730.
- 6) John J. Videler, *Avian Flight*, OXFORD, UK, 2005, pp. 40.
- 7) Bruderer, B. and Weitnauer, E., "Radarbeobachtungen über Zug und Nachtflüge des Mauerseglers (*Apus apus*)", *Rev. Suisse Zool.* Vol. 79, pp. 1190-1200.
- 8) Backman, J. and Alerstam, T., "Confronting the winds: orientation and flight behaviour of the roosting swift, *Apus apus*", *Proc. R. Soc. B*, Vol. 268, 2001, pp. 1081-1087.
- 9) P. Henningsson, L. Christoffer Johansson, and Anders Hedenstrom, "How swift are swifts *Apus apus*?", *Journal of Avian Biology*, Vol. 41, 2010, pp. 94-98.
- 10) D. Lentink, U. K. Muller, E. J. Stamhuis, R. de Kat, W. van Gestel, L. L. M. Veldhuis, P. Henningsson, A. Hedenstrom, J. J. Videler & J. L. van Leeuwen, "How swifts control their glide performance with morphing wings," *Nature*, Vol. 446, 2007, pp. 1082-1085.
- 11) J. J. Videler, E. J. Stamhuis, and G. D. E. Povel, "Leading-Edge Vortex Lifts Swifts," *Science*, Vol. 306, 2004, pp. 1960-1962.
- 12) Jong-Seob Han, Jo-Won Chang, and Sun-Tae Kim, "Reynolds number dependency of an insect-based flapping wing," *Bioinspiration and Biomimetics*, Vol. 9, 2014, 046012.
- 13) Jong-seob Han, Jo Won Chang, Joong-kwan Kim, and Jae-hung Han, "Role of Trailing-Edge Vortices on the Hawkmothlike Flapping Wing," *Journal of Aircraft*, Vol. 52, 2015, pp. 1256-1266.
- 14) J. S. Han, and J. W. Chang, "Design and Control of 3-axis Manipulator for an Insect Flapping Motion," *KSAS Fall Conference*, 2013, pp. 13-15.
- 15) Joseph Katz, Allen Plotkin, "Low-speed aerodynamics 2/E", Cambridge University Press, 2001.
- 16) Dong-Ha Kim, "An Experimental Study of Unsteady Flow Characteristics over an Oscillation Airfoil at Low Reynolds Numbers", Ph.D, Dissertation, Korea Aerospace University, 2010.
- 17) David Lentink and Roeland de Kat, "Gliding Swifts Attain Laminar Flow over Rough Wings," *PLoS ONE*, Vol. 9, No. 6, 2014.