

論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.8.662>

곤충 모방형 플래핑 날개의 공력특성에 관한 가로세로비 효과

한중섭*, 장조원**, 전창수*

The Effect of Aspect Ratio on the Aerodynamic Characteristics of an Insect-based Flapping Wing

Jong-seob Han*, Jo Won Chang** and Chang Soo Jeon*

ABSTRACT

The effect of aspect ratio (AR) on the aerodynamic characteristics of a flapping wing was examined to analyze the design parameters of an insect-based MAV. The experimental model constructed with 4-bar linkages was operated in a water tank with the condition of a low Reynolds number. A water-proof micro-force load cell was fabricated and installed at the root of the wing which is made of a plexiglas. The wing shapes were based on the planform of a fruit fly wing. The ARs selected were 1.87, 3.74 and 7.48 and the Reynolds number was fixed at 10^4 . For AR=1.87 and 3.74, distinct lift peaks which indicate unsteady effects such as 'wake-capture' were observed at the moment of the start of the wing-stroke. However, for AR=7.48, no unsteady effects were observed. These phenomena were also observed in the delayed rotation case. The results indicate that a larger AR provides better aerodynamic performance for the insect-based flapping wing which can be applied in MAV designs.

초 록

생체 모방형 초소형비행체의 설계 파라미터를 해석하기 위해 플래핑 날개의 공력특성에 관한 가로세로비의 효과가 조사되었다. 실험 모델은 4절 링크로 구성되었으며, 낮은 레이놀즈수 조건을 갖는 수조 내부에서 구동되었다. 미세힘 측정용 방수 로드셀이 제작되어 아크릴로 만든 날개의 뿌리에 설치되었다. 날개 형상은 초파리의 날개 모양을 기준으로 하였다. 선택된 가로세로비는 각각 1.87, 3.74, 7.48이었으며, 레이놀즈수는 10^4 에 고정되었다. 가로세로비 1.87과 3.74에서는 후류포획과 같은 비정상효과를 나타내는 뚜렷한 양력 피크가 스트로크 초기에 관찰되었다. 그러나 가로세로비 7.48의 경우 상기 비정상 효과는 관찰되지 않았다. 이러한 물리적 특징은 후행회전인 경우에서도 동일하게 관찰되었다. 이와 같은 결과는 MAV 설계에 적용할 수 있는 곤충 모방형태의 플래핑 날개인 경우 높은 가로세로비의 날개가 향상된 공력성능을 제공한다는 것을 의미한다.

Key Words : MAV(초소형비행체), Insect Flight(곤충 비행), Bio-mimetic Mechanics(생체 모방공학), Aspect ratio(가로세로비), Aerodynamic Effect(공력효과)

† 2012년 5월 16일 접수 ~ 2012년 7월 20일 심사완료

* 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

** 정희원, 한국항공대학교 항공운항학과
교신저자, E-mail : jwchang@kau.ac.kr
경기도 고양시 덕양구 항공대학로 76

I. 서 론

MAV(초소형비행체)는 소대나 분대, 또는 개인이 휴대하면서 유사시 작전에 쉽게 투입할 목적

으로 개발된 정찰용 무인기를 의미한다. 미국의 DARPA(Defence Advanced Research Projects Agency)는 1997년 관련된 연구를 시작하면서 중량 100g, 전장 15cm 이하의 설계요구사항을 제시한 바 있다[1]. MAV는 전체길이가 작고 중량이 낮아 비행영역의 레이놀즈수가 현저히 낮고, 이로 인해 공력성능이 제한되는 문제가 있다. 다수의 연구자들은 이러한 제약을 벗어나 높은 공력성능을 확보하는 방안으로 생물학적 비행체(biological flyer)의 비행방식을 모방하는 날개형태를 제안하고 있다.

곤충비행에 관한 연구는 Weis-Fogh[2] 이후 MAV 개발과 맞물려 더욱 활발히 이뤄지고 있다. Ellington *et al.*[3], Dickinson *et al.*[4] 등의 동물학자들은 곤충비행을 설명할 수 있는 다수의 정량적 자료는 물론, 지연실속(delayed stall), 후류포획(wake-capture), 회전양력(rotational lift) 등의 유체물리학적 메커니즘을 제시하였다. Shyy *et al.*[5], Wang[6], Sun and Tang[7] 등의 공학자들은 다양한 기법의 수치해석을 통해 동물학자들의 결과를 검증하고, MAV의 설계·제작에 활용하기 위한 방안을 모색하고 있다.

최근에는 Lentink and Dickinson[8]이 수학적 접근을 통해 곤충비행의 주요 무차원수를 제시한 결과를 보고하였다. 그들은 유동장의 점성력과 평균 날개끝속도(mean wing tip velocity)의 비로 표현되는 레이놀즈수(Re), 유동장의 비정상도(unsteadiness)를 나타내는 각 가속도수(C_{ang} , angular acceleration number) 및 구심 가속도수(C_{cen} , centripetal acceleration number), 코리올리 힘과 관성력의 비를 의미하는 로스비수(Ro , Rossby number) 등으로 플레핑 날개의 유동장을 기술할 수 있다고 설명하였다. 또한, 레이놀즈수를 제외한 무차원수들은 가로세로비와 전진비(advance ratio)의 함수로 나타난다는 것을 증명하였다. 더불어 LEV(Leading Edge Vortex, 앞전 와류)는 세 가지의 무차원수가 조화롭게 절충함으로써 유지된다고 보고하였으며, 생물학적 비행체 날개가 $Ro=3$ 의 가로세로비를 갖고 있음을 다수의 자료를 인용해 실증하였다.[9] 이를 분석하면, 곤충 날갯짓에서 주요한 무차원수는 레이놀즈수와 가로세로비라고 결론지을 수 있다.

Shyy *et al.*[5]은 현재까지 보고된 200여 편의 논문을 새 모방형태, 곤충 모방형태, 레이놀즈수, 전진비 등으로 정리하고, 산발적으로 흩어진 결과들을 종합하여 보고한 바 있다. 그들이 보고한 자료에서 생물학적비행체는 물론 생체모방형 초소형비행체(MAV)에 대한 다양한 공력데이터를

확인할 수 있다.

MAV를 운용하는 유동장의 레이놀즈수는 일반적인 항공기와 곤충의 레이놀즈수와 다른 영역에 자리 잡고 있다. Shyy *et al.*[5]의 논문에서 찾아볼 수 있듯이, 많은 연구들은 각자 다양한 레이놀즈수 영역에서 수행되고 있다. 그러나 또 다른 주요 무차원수를 설명하는 가로세로비에 대한 연구는 특히 MAV를 운용하는 레이놀즈수에서 그 진척이 상당히 더딘 상황이다.

따라서 본 연구에서는 생체모방형의 MAV 설계를 위한 최적파라미터 추정을 위해 초파리(fruit fly)의 날개를 기초로 MAV의 비행영역에 해당하는 레이놀즈수 영역에서 가로세로비에 따른 공력을 선행회전(advanced rotation)과 후행회전(delayed rotation)으로 구분하여 측정하고 그 효과를 조사하였다.

II. 실험장치 및 방법

MAV를 운용하는 유동장은 일반적인 항공기에 비해 현저히 낮은 레이놀즈수를 갖지만, 곤충에 비해서는 높다. 이것은 MAV에 필요한 모터, 리시버, 서보, 배터리 등의 필수적인 부품과 임무수행을 위한 카메라, 마이크, 송수신장비 등의 탑재체(payload) 중량에 근거한다.

제자리비행은 자유흐름이 없으므로 기준이 되는 유속 및 레이놀즈수를 정의해야 한다.

$$U_{\infty} = 2\Phi Rf \tag{1}$$

$$Re = \frac{U_{\infty} \bar{c}}{\nu} = \frac{2\Phi Rf \bar{c}}{\nu} \tag{2}$$

제자리비행에서 기준이 되는 유속은 날개끝 평균속도를 취하는 것이 일반적이다. 식 (1)은 이러한 기준 유속의 정의를 나타낸다. Lentink and Dickinson[8]의 무차원수를 도입하여 레이놀즈수를 산출한다면, 식 (2)와 같이 나타낼 수 있다. 여기서 Φ , R , f 는 각각 스트로크 크기(stroke amplitude), 단일날개의 스패ん 길이, 날갯짓 주파수 등을 나타낸다. 여기서 자유흐름에 해당하는 항은 날갯짓의 평균속도를 취한 뒤 전진비를 추가하는데, 이것은 날갯짓을 하며 전진하는 생물학적비행체의 자유흐름 정의를 수학적 접근법을 통해 얻어낸 최초의 방법이다.

MAV가 날갯짓을 통해 제자리비행을 수행하려면 날갯짓에 의한 양력이 자중을 지탱할 수 있어야 하므로, 상기 자유흐름 정의를 활용해 레이놀즈수를 예측하면 식 (3)과 같다.

$$Re > \left[\frac{2W}{\rho v^2 C_L AR_s} \right]^{\frac{1}{2}} \quad (3)$$

여기서 W 는 MAV의 자중을, AR_s 는 단일날개의 가로세로비(aspect ratio)를 각각 의미한다. 주지할만한 사실은 날개의 가로세로비만 결정되면, MAV의 유동장은 날갯짓 주파수나 스트로크의 크기, 회전기간 등에 독립적이며 오로지 동체 중량에 대한 함수로 나타난다는 것이다. 따라서 MAV의 설계요구중량이 결정되면, 레이놀즈수 영역은 간단히 결정된다. 본 연구에서는 MAV의 설계요구사항을 바탕으로 계산하여 레이놀즈수를 10^4 으로 고정하였다. 이러한 레이놀즈수는 초파리 비행의 약 100배에 해당하는 수준이다.

Fig. 1은 실험 모델 및 주요 부품을 나타낸다. 제자리비행이 가능한 대부분의 곤충은 상하가 아닌 좌우의 스트로크를 갖는다. 또한 각 스트로크 끝단에서는 날개의 받음각이 증가하는 방향으로 회전하는 움직임을 포함한다.

Han *et al.*[10]은 4절 링크를 통한 곤충 날갯짓 모사모델 설계방법을 보고한 바 있다. 본 연구에서는 상기문헌을 참고하여 4절 링크 모델을 제작하였다. 실험모델은 초파리의 날개를 약 250배 확대한 크기로 날개를 반복해 움직인다. 4절 링크의 특성상 날개회전타이밍(the timing of the wing rotation)은 조절할 수 없으므로, 본 연구에서는 선행회전과 후행회전으로 한정하였다. 구동모터는 예측된 필요토크의 약 10배 출력이 가능한 스테핑 모터(Mdrive17, Schneider Electric Motion)를 적용하였다. 또한, 구동모터는 등각속도로 회전하도록 입력한 뒤 4절 링크의 페루프 벡터해석을 통해 날개위치(angular position)를 계산하였다.

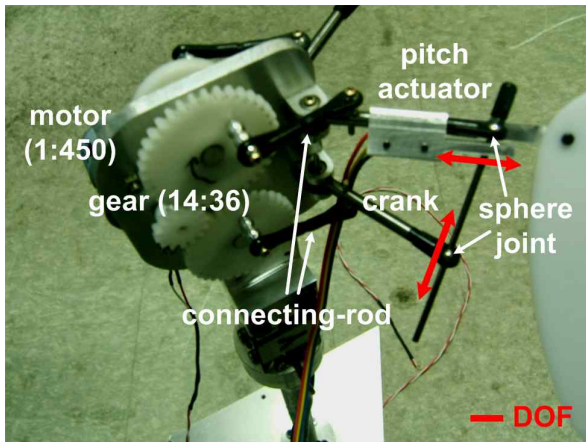


Fig. 1. Insect-based flapping wing model

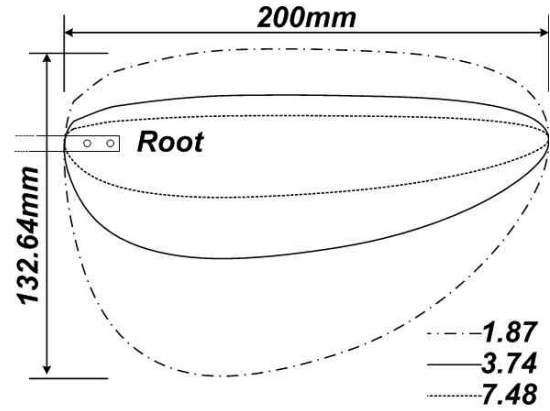


Fig. 2. Wing planform

Fig. 2는 본 연구에서 사용한 날개 형상(wing planform)을 나타낸다. 날개 형상은 Dickinson *et al.*[4]의 모델과 동일하며 두께 3mm의 아크릴을 레이저 가공하였다. 날갯짓에 의해 생성되는 공력은 매우 작은 편으로 아크릴로 제작되었다 하더라도 강체(rigid wing)로 가정할 수 있다. 날개는 스패길이 200mm, 평균 시위길이 53.48mm, 가로세로비 3.74를 갖는다. 또한 가로세로비 효과를 확인하기 위해 날개의 시위방향을 확대하여 각각 1.87(0.5배) 및 7.48(2배)에 해당하는 날개를 제작하였다. 각 날개는 동일한 스패길이를 갖고 있으므로, 가로세로비에 대응해 날갯짓 주파수를 맞추어야 한다. 본 연구에서는 각각의 가로세로비 1.87, 3.74, 7.48에서 날갯짓 주파수 0.09, 0.17, 0.35Hz를 갖도록 구동모터를 조절함으로써 일정한 레이놀즈수를 갖도록 조치하였다.

Fig. 3은 본 연구에 적용된 로드셀 형상을 나타낸 개략도이다. 일반적인 상용 로드셀은 최소 ±25N의 높은 측정범위를 갖는데다 방수처리가 되어있지 않아 본 연구에서 사용하기 곤란하다.

Yamamoto and Isogai[11]는 잠자리 모델에 대

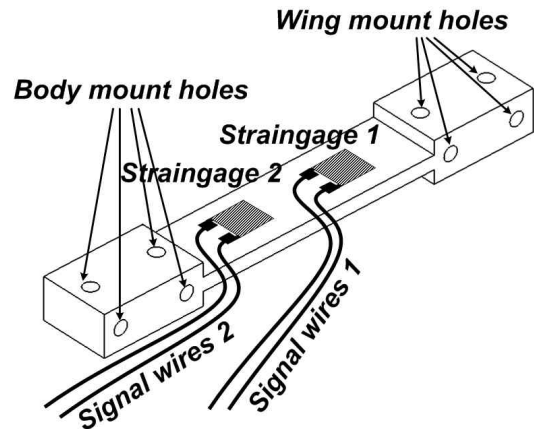


Fig. 3. Schematic of the loadcell

한 공력측정을 위해 직렬 배치된 스트레인 게이지의 굽힘 모멘트(bending moment)에서 수직력을 추출하는 방법을 소개한 바 있다. 본 연구에서는 Fig. 3에 제시한 바와 같이 방수용 스트레인게이지(LE11-350Z, HBM)를 부착하여 각각의 위치에서 측정되는 굽힘 모멘트를 측정할 수 있는 로드셀을 자체적으로 설계·제작하였다. 로드셀 표면에는 RTV실리콘을 도포하여 추가적인 누전가능성을 차단하고 알루미늄의 응답성(responsibility)을 유지하였다.

각 게이지는 신호 증폭기(strain amplifier)내부의 서킷과 연결하여 휘트스톤 브리지로 구성되었으며, 온도에 의한 교정함수 변화를 최소화하기 위해 최저전압인 2V의 전압을 인가하고 하드웨어 저역필터를 통해 신호를 수집하였다. 모델의 날갯짓 주파수는 최대 0.35Hz로 구동되므로 저역필터는 10Hz로 고정하여 저역필터에 의한 신호의 지연·감쇠가 나타나지 않도록 처리하였다.

제작된 로드셀의 선형 교정곡선(calibration curve)을 얻어내기 위한 방법으로 총 네 번에 걸친 정상상태의 반복실험을 수행하였다. 모든 경우에서 기울기는 전압기준 소수점 둘째자리까지 일치되어 나타나는 것을 확인하였다.

Fig. 4는 공력측정을 위해 구성된 주요 부품과 신호측정 방법을 나타내는 실험장치의 개략도이다. 약 1톤의 물을 저장할 수 있는 수조(water tank)를 설치하고, 모델을 수조 내부에 장착하였다. 수조는 날개에 비해서는 매우 큰 수준인데, 이것은 벽면에 의한 간섭효과를 배제하기 위함이다. 벽면에 의한 효과는 Dickinson *et al.*[4]이 보고한 바 있는 기준을 따랐으며, 적용된 수조는 벽면에서부터 시위길이 기준 10배 수준으로 크게 제작하였다.

낮은 레이놀즈수 환경을 충족하기 위해 모델은 수조 내부에서 움직이며 스테핑모터는 모델

상부에 장착하고 웜기어와 샤프트를 통해 모델을 구동하였다. 신호 수집은 SSH(Simultaneous Sampling and Holding)를 지원하는 DAQ 보드(PCI-6143, NI)를 적용하였으며, 모든 경우에서 주기당 144개의 데이터가 획득되도록 샘플링 주파수를 조절하였다. 모든 실험은 200회 이상 반복하여 측정되었으며, 스트로크 초기에 나타나는 후류효과[12]를 피하기 위해 10회 이상의 스트로크 후에 측정을 수행하였다.

모델이 구동하면, 날개에는 공력은 물론 관성력(inertia force), 중력, 부력 등이 동시에 작용한다. 중력과 부력은 벡터장(vector field)이므로 날개의 자세에 대한 테어 측정(tare measurement)을 통해 쉽게 제거할 수 있지만, 관성력은 쉽게 제거하기 어렵다. 본 연구에서는 모델의 각위치와 날개의 중량, 도심(centroid) 등을 알고 있으므로 이를 통해 관성력을 계산하였다. 이렇게 계산된 관성력을 압력계수로 환산하면 모든 경우에서 10^{-5} 의 범위로, 무시 가능한 수준을 보였다.

실험을 수행하는 동안 수조 내부에서의 온도는 15.1°C로 유지되었으며, 스테핑 모터의 해상도는 0.01°로 날갯짓 한주기당 36,000 스텝으로 분해된다. 또한 날갯짓은 최소 0.278Hz에 해당하는 높은 속도로 움직이므로 기어의 백래쉬, 제작공차 등에 의한 오차도 거의 나타나지 않았다. 따라서 이러한 외부요인은 불확실도(uncertainty) 해석 대상에 포함하지 않았다. DAQ 시스템에서 나타나는 전원노이즈 등은 하드웨어 저역필터를 통해 해결하였으며, 절삭오차(cut-off error), 화이트노이즈 등은 랜덤 오차로 가정하였다. 결론적으로 본 연구의 공력측정에서 나타난 최대 불확실도는 95%의 신뢰수준(confidence)에서 4.87%였다.

III. 결과 및 토론

Fig. 5는 본 연구에서 제작된 플라핑 모델의 날갯짓 움직임을 나타낸다. Han *et al.*[10]이 제시한 바와 같이 모델은 한 쌍의 4절 링크가 구속된 형태를 갖고 있으므로, 4절 링크의 페루프 벡터 해석을 통해 스트로크각과 받음각의 변화를 얻을 수 있었다. 모델은 126°의 스트로크 크기와 ±44°의 받음각을 갖도록 제작되었으며, 날개를 부착하는 크랭크에 따라 선행회전과 후행회전을 유도하였다.

본 모델은 제자리 비행을 기준으로 움직이므로 날개회전타이밍에 관계없이 다운스트로크와 업스트로크가 동일한 움직임을 보이는 것을 알 수 있다. 이에 따라 다운스트로크와 업스트로크

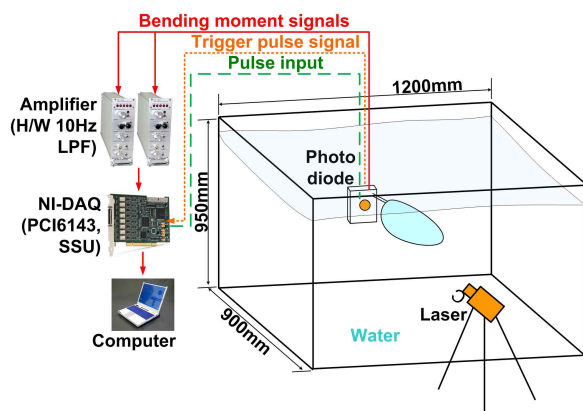


Fig. 4. Schematic of experimental setup

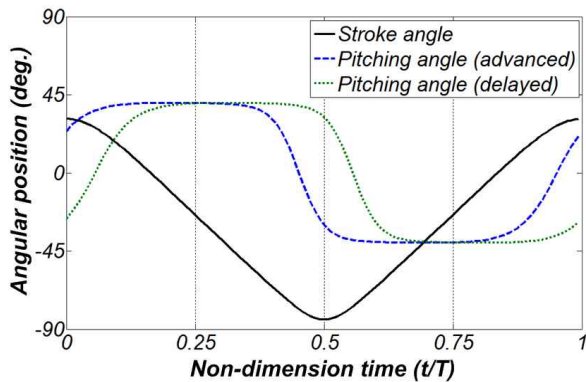


Fig. 5. Kinematics of the wing

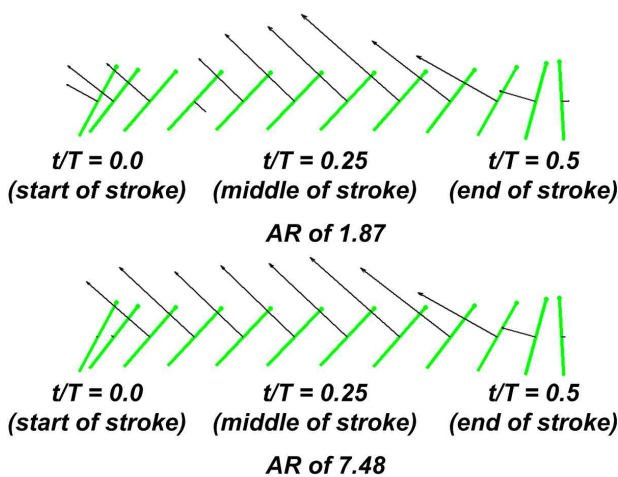
에서 나타나는 공력특성은 동일한 추이를 보였다. 따라서 본 논문에 제시된 모든 그래프는 반주기($t/T=0.5$)만을 나타내었다.

Fig. 6은 플래핑 모델이 선행회전(advanced rotation)하는 경우에 따른 결과를 나타낸 것으로 (a)는 날개의 위치에서 나타나는 알짜힘(net force)을 날개의 시위와 위치에 따라 나타낸 그림이다. 선행회전은 날개가 스트로크 끝단에 닿기 이전부터 회전을 시작하는 것을 의미한다. 따라서 다음 스트로크를 시작하는 순간에, 날개의 회전운동은 거의 마무리된다. 실험 변수 중 가로세로비 3.74의 경우를 제외하고 결과가 크게 차이를 보이는 가로세로비 1.87과 7.48에 대해서만 도시하였다. 가로세로비가 낮은 1.87의 경우, 날개가 순간적으로 멈추는 경우를 포함해 스트로크 초기에 공력 피크가 나타난다. 이후 날개가 스트로크를 진행함에도 불구하고 역방향의 공력이 미소구간에서 나타나는 것이 확인된다. 가로세로비 7.48의 경우에는 날개가 회전하는 동안은 거의

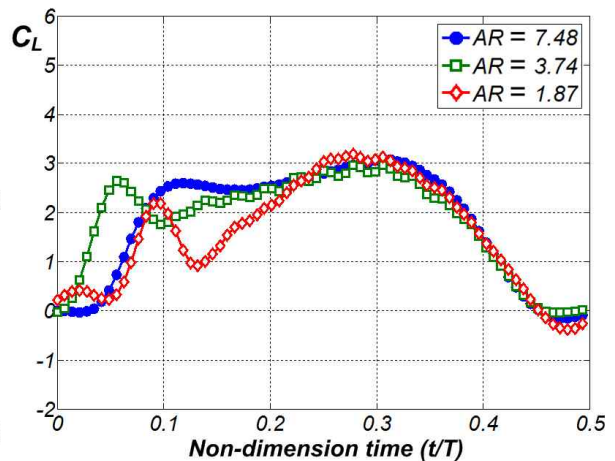
공력이 생성되지 않는다.

Fig. 6 (b)는 플래핑 모델이 선행회전하는 경우 양력계수 변화를 무차원시간에 따라 나타낸 그래프다. 가로세로비 1.87에서의 스트로크 초기 양력은 어느 정도 증가하여 피크를 갖지만, 이후 크게 감소한다. 이것은 스트로크 초기 날개가 후류의 영향을 받아 양력이 증가하는 효과가 나타났지만, 날개가 LEV를 형성할 만큼의 스트로크 속도를 회복하지 못해 양력을 유지하지 못했음을 의미한다. 이후 스트로크가 진행되면서 양력은 점차 회복된다. 따라서 스트로크 초기의 이러한 피크는 후류포획(wake-capture)에 의한 비정상 효과로 판단할 수 있다.

후류는 이전 스트로크가 완료되면 빠르게 소산하는데, 날개가 선행회전의 움직임에 갖는다면 스트로크 끝단에서 날개가 회전하면서 후류를 더욱 끌어당기는 효과를 갖는다. 이후 스트로크를 진행하면서 후류에 의해 밑면의 동압이 추가되는 것은 물론 앞전과 뒷전에는 후류가 유입되면서 와류가 형성된다. 앞전에서 형성된 상기 와류가 지속적으로 유지된다면 날개는 높은 후류효과를 보일 수 있겠지만, Lentink and Dickinson[9]의 결과에서 알 수 있듯 가로세로비가 낮으므로 로스비수(Rossby number) 역시 낮다. 따라서 유동장의 코리올리 힘이 충분치 않으므로 비록 LEV와 유사하다 하더라도 강도(vorticity)를 유지하지 못한 채 빠르게 소산된다. 이후 날개가 스트로크 속도를 회복하면서 LEV는 새롭게 형성되고, 후류에 의해 형성된 와류를 밀어낸다. 그러므로 피크후의 빠른 감쇠 역시 후류포획으로 보는 것이 타당하며, 전반적인 경향 역시 후류에 의한 비정상 효과가 크게 나타난다고 판단할 수 있다.



(a) Net forces



(b) Lift coefficients

Fig. 6. Advanced rotation (선행회전)

가로세로비 3.74의 경우 역시 1.87의 경우와 유사한 양상을 보인다. 스트로크 초기 피크가 형성되고, 이후 약간의 감쇠를 보인 뒤 양력을 유지하게 된다. 상기 두 경우가 보이는 일련의 공력특성은 Dickinson *et al.*[4]이 보고한 연구결과와도 상통하는 결과다.

그러나 가로세로비 7.48의 경우, 양력계수 변화는 준정상 해석(quasi-steady analysis) 결과와 유사하며, 스트로크 초기 후류포획에 의한 양력 피크도 나타나지 않는다. 이것은 날갯짓에 의한 공력특성이 비정상 효과, 즉 후류의 영향에서 벗어났음을 의미한다. 가로세로비가 크다는 것은 로스비수가 높고, 날개 윗면에 형성된 LEV의 와류강도(vorticity) 역시 높다는 것을 의미한다. 이에 따라 LEV와 내려흐름(downwash)을 구분 짓는 분할 유선(dividing streamline)이 날개 뒷전까지 확장된 것으로 예상된다. 이때 높은 와류강도를 갖는 LEV는 날개가 스트로크를 끝내면서 회전하더라도 날개면에 지속적으로 유지되면서 후류 및 내려흐름을 차단하는 효과를 보이고, 따라서 후류는 날개 면에 닿지 못하게 된다.

이러한 내용을 정리하면, 본 연구에서는 선행회전의 경우 가로세로비가 증가함에 따라 비정상 효과가 감소되는 결과를 얻었다. Lentink and Dickinson[9]의 정의에 따라 구심 가속도수 및 로스비수는 가로세로비에 정비례한다. 따라서 높은 가로세로비를 갖는 날개는 LEV가 더욱 안정적으로 유지된다고 볼 수 있다. 그러므로 가로세로비가 큰 날개일수록 높은 와류강도의 LEV를 형성하며, 이것이 후류효과를 차단한다

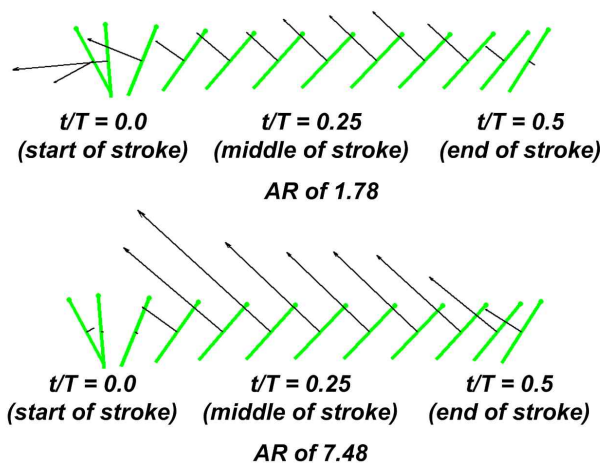
고 해석할 수 있다.

Fig. 7은 플레핑 모델이 후행회전(delayed rotation)하는 경우를 나타낸 것으로 (a)는 알짜힘을 스트로크의 위치별로 나타낸 그림이고, (b)는 양력계수 변화를 각각 나타낸다. 후행회전의 경우는 날개가 스트로크를 마치는 순간까지 날개회전을 수행하지 않는다. 이후 스트로크가 진행되면서 동시에 회전을 수행하게 된다.

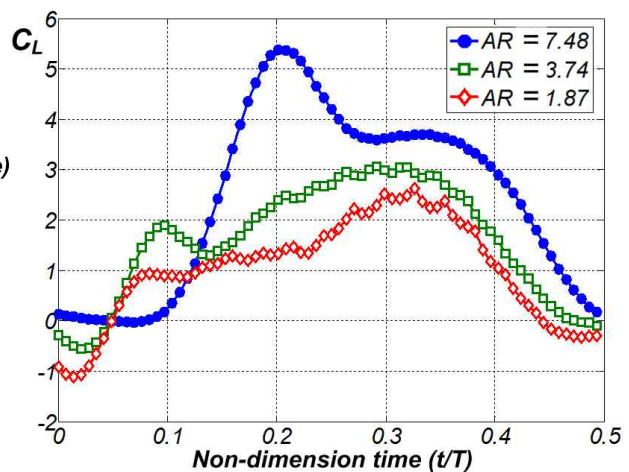
Fig. 7 (a)에서와 같이, 가로세로비 1.87의 경우 날개가 회전과 스트로크를 동시에 진행하면서 양력의 반대방향으로 높은 공력이 생성된다. 이후 알짜힘은 스트로크 방향의 반대방향으로 유지되다가 스트로크가 끝나면 후류에 의해 음(-)의 방향을 갖는 알짜힘이 미약하게 나타나는 것이 확인된다. 그러나 가로세로비 7.48의 경우는 스트로크가 끝나는 시점에서 양력을 유지하는 것을 알 수 있으며, 날개가 회전하는 스트로크 초기의 경우 알짜힘 자체가 약해지는 특성을 보인다.

Fig. 7 (b)는 이러한 후행회전의 양력계수 변화를 나타낸 그래프다. 가로세로비 1.87의 경우 스트로크 초기 높은 음(-)의 피크가 나타나고 이후 스트로크가 진행되더라도 충분한 양력을 생성하지 못한다. 가로세로비 3.74의 경우는 가로세로비 1.87보다 공력성능이 일부 개선된 듯 보이지만 전체적인 경향은 1.87과 유사하다. 그러나 가로세로비 7.48의 양력계수는 5를 상회하는 최대 피크가 무차원 시간 0.2 부근에 형성된다.

가로세로비가 낮은 1.87과 3.74에서의 양력은 일반적인 후행회전에서 알려진 경향과 일치한다. Dickinson *et al.*[4]은 날개회전 타이밍에 따른 양력계수의 변화를 실험적인 방법을 통해 얻어내



(a) Net forces



(b) Lift coefficients

Fig. 7. Delayed rotation (후행회전)

고, PIV를 통한 가시화를 통해 후류가 날개면에 미치는 영향을 보고한 바 있다. 이들의 결과에 의하면 후류가 이미 회전이 끝난 날개 밑면에 동압을 추가하는가, 아니면 회전이 시작되지 않은 날개 윗면에 동압을 추가하는가에 따라 공력특성이 크게 달라진다. 후행회전의 경우 후류는 날개의 윗면을 가압하는 효과를 지닌다. 따라서 스트로크 끝단에서 나타나는 음(-)의 피크는 일반적으로 알려진 후류포획 메커니즘과 상통한다. 그러나 가로세로비 7.48의 경우 이러한 음(-)의 피크는 나타나지 않았으며, Dickinson *et al.*[4]의 결과와도 부합하지 않았다.

앞서 설명한 바와 같이 후행회전의 음(-)의 피크 역시 후류에 의한 비정상 효과가 기인하며, 가로세로비가 작은 경우 로스비수와 구심 가속도수가 낮으므로 LEV에 의한 후류의 차단효과가 미약하다. 따라서 이러한 스트로크 초기의 음(-)의 피크는 쉽게 이해될 수 있다. 더불어 가로세로비 7.48의 경우, LEV 유지에 기여하는 무차원수들이 높으므로 준정상 상태와 유사한 특성을 지니는 것이 타당하다. 또한 이러한 해석은 선행회전의 물리적인 설명과 일치한다.

주목할 만한 사실은 가로세로비 7.48의 경우, 선행회전보다 후행회전의 양력생성량이 크게 높다는 사실이다. 특히 다른 경우와 달리 스트로크 시작 부근에 나타나는 음(-) 피크는 관찰되지 않고 오히려 높은 피크가 지연된 채 나타난다. 이러한 원인은 날개가 회전하면서 동시에 스트로크를 수행하는 후행회전의 특성상 회전양력과 스트로크에 의한 양력이 동시에 나타난 것으로 파악되지만, 명확한 설명을 위해 유동가시화를 수행할 필요성이 있다.

Fig. 8의 그래프는 플래핑 날갯짓 모델의 평균 양력계수, 평균항력계수 및 양항비를 각각 나타낸다. 여기서 양항비는 일반적인 항공기의 날개가 의미하는 양항비와 유사한 의미를 지니지만, 항력계수가 양력계수와 상응하는 수준의 값이 나타나므로 에어포일과의 정량적 비교는 불가능하다. 평균양력계수는 날개회전타이밍에 관계없이 가로세로비에 따라 증가하고, 선행회전에 비해 후행회전의 증가폭이 더욱 크다. 양항비는 선행회전이 대체로 높은 구간에 위치하지만, 가로세로비 7.48의 후행회전에 비해서는 낮다.

사실, MAV 설계에 있어서 선행회전은 구현하기 어려운 문제점이 있다. 곤충 모방형 날갯짓 MAV의 경우 각 스트로크 끝단에서 날개를 회전시켜야 하는데, 선행회전의 경우 날개를 회전시키기 위한 구동기의 중량이 MAV의 중량한계를

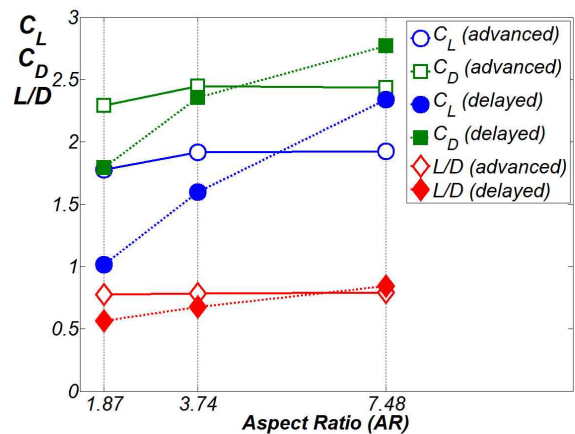


Fig. 8. Mean Lift and Drag coefficient, L/D

넘어서게 할뿐더러, 구조적으로 복잡해지는 문제들을 야기한다. 이를 해결하고자 Whitney and Wood[13]는 수동회전(passive rotation)을 활용하는 방안을 제시한 바 있다. 수동회전은 날개의 관성에 의한 이동방향과 스트로크를 유도하는 크랭크의 관성방향이 서로 엇갈리는 시점에 날개를 회전시키는 메커니즘으로, 날개회전타이밍을 기반으로 볼 때 후행회전에 해당한다.

현재까지 보고된 데이터를 기반으로, 대부분의 공학자들은 수동회전방식이 고양력 발생에 불리한 방식이라고 예측한 것이 사실이었다. 그러나 본 연구를 통해 충분한 가로세로비가 확보된다면 후행회전에서 우수한 공력특성을 가질 수 있음을 알 수 있었다.

가로세로비가 크다는 것은 동일한 스패ن길이를 기준으로 날개의 면적이 좁거나, 동일한 면적을 위해 스패ん 길이가 길어야 한다는 것을 의미한다. 따라서 앞으로 개발될 MAV의 개념설계에서는 상기 관계를 조율하여 큰 가로세로비를 갖는 날개를 설계하는 것을 고려할 필요가 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 4절 링크 모델을 이용해 곤충 모방 플래핑 날개의 가로세로비가 공력특성에 미치는 영향을 조사하였다.

날개회전 타이밍에 관계없이 가로세로비가 작은 날개는 유동장의 비정상도가 증가해 후류포획 메커니즘이 나타나는 것을 알 수 있었으나, 가로세로비가 큰 경우는 준정상 해석 결과와 유사한 양상을 나타낸다는 것을 확인하였다. 이것은 가로세로비가 클수록 후류와 비정상 효과에서 벗어난다는 것을 의미한다. 특히 가로세로비 7.48의

후행회전에서는 후류의 영향에서 벗어남으로써 선행회전에 비해서도 높은 양력과 양항비를 생성함을 알 수 있었다. 상기의 결과는 비록 본 연구 범위에 한정되지만, 가로세로비가 클수록 양력이 높고 효율이 뛰어나는 것을 의미한다. 따라서 곤충모방형의 MAV를 제작하기 위해서는 가로세로비를 늘리는 방안을 모색할 필요가 있다는 것을 알아내었다.

가로세로비가 크다는 것은 동일한 스펜길이에 서 날개면적이 좁거나, 동일한 날개면적에서 스펜길이가 길어야 한다는 것을 의미한다. 따라서 제한된 설계요구조건에서는 날개면적이 줄어든다는 의미가 되고, 그렇지 않으면 더욱 높은 날갯짓 주파수를 인가하여 MAV의 중량을 이겨낼 수 있는 양력을 유도하여야 한다. 따라서 설계요구 중량과 날갯짓 주파수, 최대크기, 날개면적 등을 고려한 최적의 가로세로비를 찾아내는 것이 곤충모방형 MAV의 공력성능을 증대할 수 있는 방안으로 풀이된다.

후 기

이 논문은 2009년도 한국항공대학교 교비지원 연구비에 의하여 지원된 연구의 결과임

참고문헌

1) C. P. Ellington, "The Novel Aerodynamics of Insect Flight: Applications to Micro-Air Vehicles", *J. Exp. Biol.*, Vol. 202, pp. 3439-3448

2) T. Weis-Fogh, "Quick Estimates of Flight Fitness in Hovering Animals, Including Novel Mechanisms for Lift Production", *J. Exp. Biol.*, Vol. 59, pp. 169-230

3) C. P. Ellington, C. Berg, A. P. Willmott and A. L. R. Thomas, "Leading-edge Vortices in Insect Flight", *Nature*, Vol. 384, 1996, pp. 626-630

4) M. Dickinson, F-O Lehmann, S. P. Sane,

"Wing Rotation and the Aerodynamic Basis of Insect Flight", *SCIENCE*, Vol. 284, pp. 1954-1960

5) W. Shyy, Y. Lian, J. Tang, D. Viiiru and H. Liu, *Aerodynamics of Low Reynolds Number Flyers*, Cambridge University Press, New York, 2008

6) Wang, "Two Dimensional Mechanism for Insect Hovering", *Phys. Rev. Lett.* Vol. 85, pp. 2216-2219

7) M. Sun and J. Tang, "Unsteady aerodynamic force generation by a model fruit fly wing in flapping motion", *J. Exp. Biol.*, Vol. 205, 2002, pp. 55-70

8) D. Lentink and M. H. Dickinson, "Biofluiddynamic scaling of flapping, spinning and translating fins and wings", *J. Exp. Biol.*, Vol. 212, pp. 2691-2704

9) D. Lentink and M. H. Dickinson, "Rotational accelerations stabilize leading edge vortices on revolving fly wings", *J. Exp. Biol.*, Vol. 212, pp. 2705-2719

10) Jong-seob Han, Jo won Chang, In-mo Kang and Sun-tae Kim, "Flow Visualization and Force Measurement of an Insect-based Flapping Wing," AIAA Paper 2010-66, 48th AIAA Aerospace Sciences Meeting Including The New Horizons Forum and Aerospace Exposition, 4-7 Jan 2010, Orlando, Florida.

11) M. Yamamoto and K. Isogai, 2005, "Measurement of Unsteady Fluid Dynamic Forces for a Mechanical Dragonfly Model," *AIAA Journal*, Vol. 43, No. 12, pp. 2475-2480

12) F-O Lehmann, S. P. Sane, and M. Dickinson, "The Aerodynamic Effects of Wing-wing Interaction in Flapping Insect Wings," *J. Exp. Biol.*, Vol. 208, 2005, pp. 3075-3092

13) J. P. Whitney and R. J. Wood, "Aeromechanics of passive rotation in flapping flight", *J. Fluid Mech.*, Vol. 660, pp. 197-220