

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.7.647

저 레이놀즈 수 영역에서 날갯짓 비행체 공력 모델의 실험적 검증

이준성*, 김대관**, 한재홍***

Experimental Validation of Ornithopter Aerodynamic Model in Low Reynolds Number Regime

Jun-Seong Lee*, Dae-Kwan Kim** and Jae-Hung Han***

ABSTRACT

In this study, an efficient ornithopter aerodynamic model, which is applicable to ornithopter wing design considering fluid-structure interaction or ornithopter flight dynamics and control simulation, was proposed and experimentally validated through the wind tunnel experiments. Due to the ornithopter aerodynamics governed by unsteady low Reynolds number flow, an experimental device was specially designed and developed. A part of the experimental device, 2-axis loadcell, was situated in the non-inertial frame; the dynamic calibration method was established to compensate the inertial load for pure aerodynamic load measurements. The characteristics of proposed aerodynamic model were compared with the experimental data in terms of mean and root-mean-square values of lift and drag coefficients with respect to the flow speed, flapping frequency, and fixed angle of attack.

초 록

본 연구에서는 날갯짓 비행체 날개의 유체-구조 연계를 고려한 설계나 날갯짓 비행체의 비행 동역학 및 제어 시뮬레이션에 적용 가능한 효율적인 공력모델을 제안하고, 풍동 실험을 통해 공력모델의 특성을 검증하고자 한다. 날갯짓 비행체는 저 레이놀즈 수 영역의 비정상 유동장의 지배를 받기 때문에, 이 영역에서 날개 운동에 따른 공력을 효과적으로 측정할 수 있도록 풍동실험장치를 설계 및 개발하였다. 본 연구의 실험장치 특성상 힘을 측정하는 2축-로드셀은 비관성계에 있기 때문에, 순수한 날개의 공력을 측정하기 위해서는 관성력을 보정해주어야 하며, 이에 대한 방법론을 수립하였다. 최종적으로 유동속도, 날개의 운동 주파수 및 고정 받음각에 따라 날개에 작용하는 양력 및 항력의 평균값 및 평균 제곱근 값을 비교함으로써 실험결과와 공력모델의 특성을 비교 검증하였다.

Key Words : Ornithopter(날갯짓 비행체), Aerodynamic Model(공력모델), Low Reynolds Number (저 레이놀즈 수), Unsteady Flow(비정상 유동), Wind Tunnel Testing(풍동 실험)

기 호

Re : 레이놀즈 수
 k : 무 차원 진동수

$C(k)$: Theodorsen Kernel
 $C'(k)$: Modified Theodorsen Kernel
 U : 유동 속도
 V : 유동 및 날개 운동의 합성 속도
 \dot{h} : 플러징(plunging) 운동 속도
 $\dot{\theta}$: 피칭(pitching) 운동 속도
 $\bar{\theta}_a$: 평균 피치 자세각

† 2010년 3월 30일 접수 ~ 2010년 5월 14일 심사완료
 * 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과
 ** 정회원, 한국항공우주연구원 위성제어시스템부
 *** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과
 교신저자, E-mail : jaehunghan@kaist.edu
 대전광역시 유성구 과학로 335

α	: 날개 3/4-시위에서 합성 받음각	γ	: 날개 1/4-시위에서 합성 받음각
α_0	: 캠버에 의한 받음각	HOT_{ij}	: 사인함수의 고차 급수항, $\theta_{ij}^3/3! - \theta_{ij}^5/5!$
α_1	: 정적 실속 받음각	아래첨자	
α_2	: 동적 실속 받음각	i	: 날개 길이 방향 i 번째 공력면
ξ	: 동적 실속 영역 계수	j	: j 번째 시간 단계

1. 서론

새 정도 크기의 자연계 비행체가 수평 순항 비행 시 겪게 되는 유동장은 $10^4 \sim 10^5$ 정도의 저 레이놀즈 수 영역이며, 비행 유지를 위해 특정 주파수로 주기적인 날갯짓 운동을 함으로써 비정상 유동 특성을 갖는다. 비정상 유동 특성을 나타내는 무 차원 진동수 (reduced frequency), k 는 0.01~0.1 정도 값을 가지며, Fig. 1에서와 같이 저 레이놀즈 수 영역의 비정상 유동 영역은 현재 까지도 활발히 연구되고 있는 분야 중 하나이다 [1]. 자연계 비행체의 날갯짓 운동은 회전익 기의 로우터 블레이드나 고정익 기의 조종면 등에서 발생하는 공력탄성학적 현상과는 달리, 날개의 시위나 길이에 비해 매우 큰 진폭을 갖는 운동이 인가되기 때문에, 기존에 이론적으로 기술된 공력 모델을 사용함에 있어 적용된 가정 및 근사에 대한 재조명이 필요하다.

큰 진폭의 날개 운동을 통해 날개 주변에 생성되는 저 레이놀즈 수 비정상 유동장은 큰 교란을 가지며, 기존의 고정익이나 회전익 연구에 적용되었던 비정상 패널 해석 방법이나 전산유체역학 기법 등을 확장하여, 저 레이놀즈 수 비정상 유동장에서 실험적으로 관찰된 다양한 공력 증대 메커니즘을 이해하기 위해 활발한 연구가 진행

중에 있다[2-4]. 하지만, 이와 같은 수치 기법은 날갯짓 비행체 날개의 유체-구조 연계나 비행 동역학 및 제어 성능 예측에 적용되기에는 계산 환경 구축 및 소요 시간 등에 따른 어려움이 있기 때문에, 저 레이놀즈 수 비정상 유동 특성을 비교적 잘 예측할 수 있는 효율적인 공력모델을 필요로 하게 된다.

유인 날갯짓 비행체 설계 및 개발에 사용되어 그 효용성이 검증된 날갯짓 비행체 공력 모델은 Modified Strip Theory(이하 MST)로 불리는 준 실험적 모델로 DeLaurier[5]에 의해 처음 제안되었다 (이하 MST-Low). 하지만, 이 MST-Low 모델은 날개의 운동이나 국부적 변형이 작은 경우에 적용이 가능하며, 공력 증대 메커니즘과 같은 저 레이놀즈 수 영역의 비정상 유동 특성이 포함되어 있지 않다. 김대관[6] 등은 큰 진폭을 갖는 날갯짓 운동에 적용 가능하도록 MST-Low를 수정 및 보완하였으며, 본 연구에서는 [6]에서 개선된 MST (이하 MST-Stall)의 특성을 큰 진폭을 갖는 날개 운동이 있는 경우에 대하여 풍동 실험을 수행함으로써 공력모델의 타당성을 실험적으로 검증하고자 하였다.

본 연구에서 날갯짓 비행체 공력모델의 검증을 위해 개발된 실험장치는 크게 1) 날갯짓 운동 생성장치, 2) 저 레이놀즈 수 영역의 공력 측정을 위한 2축 로드셀 어셈블리로 나뉘며, 날개에 작용하는 순수한 공력을 측정하기 위해 가속 환경 하(비관성계)에서 로드셀에 작용하는 관성력을 보정하는 방법에 대해 설명하기로 한다. 최종적으로, 유동속도, 날개의 운동 주파수, 평균 고정 받음각에 따라 날개에 작용하는 양력 및 항력의 평균값 및 평균 제곱근 값을 비교함으로써 풍동실험결과와 MST-Low 및 MST-Stall 공력모델의 특성을 비교 검증하였다.

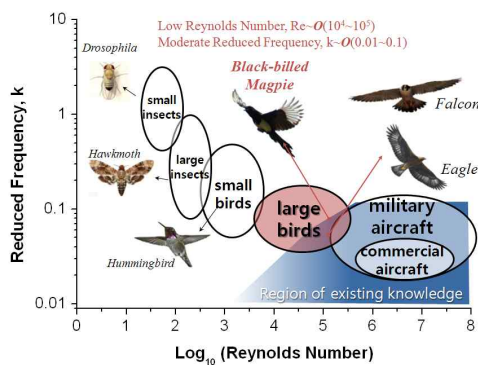


Fig. 1. Unsteady low Reynolds number characteristics of nature's flyers[1]

II. 본론

2.1 날갯짓 비행체 공력 모델

날갯짓 비행체의 날갯짓 운동(flapping)은 Fig. 2에서와 같이 날개 길이 방향의 특정 단면에

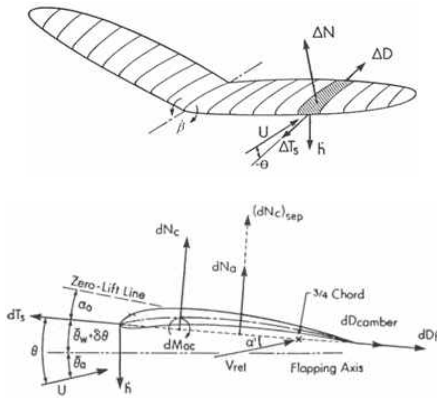


Fig. 2. Wing kinematics and free-body diagram of a wing strip of the ornithopter[5]

서 크게 플러징(plunging)과 피칭(pitching)운동의 조합으로 나타낼 수 있다. 일반적으로 이러한 날개의 운동에 준정상 공력 모델(Quasi-steady Thin-airfoil Theory)을 적용하기 위해서는 날개 단면의 플러징(\dot{h}) 및 피칭($\dot{\theta}$) 운동 속도, 및 유동 속도(U)로부터 합성 속도 성분(V)과 합성 받음각($\hat{\alpha}$)을 계산할 수 있게 된다. 날개 단면의 공력 특성은 무 차원 공력계수(C_F)로 받음각과 유동속도(혹은 레이놀즈 수, Re)의 변화에 따라 주어지며, 이러한 정적 공력 특성을 이용하여 식(1)과 같이 날개 단면에 작용하는 힘(F)을 계산하게 된다.

$$F = C_F(Re, \hat{\alpha}) \cdot 0.5\rho V^2 \cdot S \quad (1)$$

날갯짓 비행체 날개의 경우, 날개의 구조적 비등방성 때문에 날갯짓 운동 주파수에 따라 구조 동역학적 변형(passive pitching motion)이 발생하고, 각 단면에 추가적으로 캠버(camber)가 생성된다. 즉, 날갯짓 비행체 날개 익형은 얇은 평판이지만, 날개 전체 구조 동역학적 특성에 따라 생성되는 국부적인 피칭 운동 및 캠버의 특성을 반영 해줄 수 있도록 합성 받음각이 계산되어야 한다. 하지만, 날갯짓 비행체의 공력 예측에 있어 이러한 준정상 공력모델은 무 차원 공력계수(C_F)가 익형의 정적 공력 특성만을 반영하는 한계점을 가지며, 합성받음각 계산에 있어 날개의 운동에 따라 생성되는 비정상 후류 효과 역시 고려하지 못하기 때문에 실제 물리현상과 동떨어지게 된다[7]. 날갯짓 운동에 의해 매순간 생성되는 shedding 및 tip vorticies 등은 날개에 작용하여 downwash 분포에 영향을 주며, 결과적으로 날개에 작용하는 합성속도의 크기와 방향을 바꾼다.

다. 준정상 공력모델을 기반으로 비정상 후류 효과를 고려하기 위해서는 Theodorsen[8]이 제안한, Theodorsen Kernel $C(k)$ 를 도입하여 2차원 날개의 조화운동에 의해 생성되는 후류에 대해 고려할 수 있다. 즉, 진폭이 작은 운동 (완전 부착 유동)의 경우, $C(k)$ 를 통해 k 가 증가 할수록 2차원 평판 날개의 공력 계수가 저감되고, 날개의 운동에 대한 공력의 위상차가 발생하는 것을 확인할 수 있다. 이러한 $C(k)$ 를 Jones[9]는 3차원 평판 날개로 확장하였으며, 새롭게 정의된 $C'(k)(=F'(k)+iG'(k))$ 는 종횡 비 AR 의 함수로 표현 되어[10] MST-Low[5]에 적용되었다. MST-Stall[6]에서는 MST-Low에서 비선형 항을 표현하는데 사용된 1차-근사를 고차-근사로 수정하였으며, 큰 합성 받음각을 갖는 경우 circulatory force는 section normal force 성분뿐만 아니라 tangential force 성분 역시 커지기 때문에 이에 대한 고려가 추가되었다. 식(2)는 MST-Stall에서 사용되는 합성 받음각의 정의를 나타낸 것으로, 3차원 비정상 후류 효과와 순간적으로 생성되는 캠버를 고려하며 공력계수 결정에 사용된다. MST-Stall에서 사용되는 무 차원 공력계수는 준정상 공력모델에서와 같이 실험적으로 획득된 정적 공력계수를 함수화하여 식(2)에 계산된 합성 받음각 γ_{ij} 에 해당되는 공력계수 값을 매칭 하여 사용하나, 다음 식(3-5)와 같이 a) 부착 흐름 구간, b) 동적 실속/지연 실속 구간, c) 실속 후 구간의 3가지 유동으로 구분하여 각각 다른 힘과 모멘트를 정의한다. 특히, 동적 실속/지연 실속 구간은 부착 흐름 구간의 최대 2배까지 확장될 수 있으며, 식(6)의 동적 실속 영역 계수 ξ 에 의해 유동속도, 날갯짓 운동학적 변수에 따라 결정된다. 또한, MST-Low 및 MST-Stall은 circulatory force 이외에 저 레이놀즈 수 영역의 유동 특성을 반영할 수 있도록 non-circulatory force의 무 차원 공력 계수들을 날개의 정적 풍동 실험 데이터로부터 획득하여, 날개의 운동이 있는 동적 공력 계산에 사용되도록 하였으며, 자세한 내용은 2.3절에서 다루기로 한다. 보다 자세한 MST-Low, MST-Stall 공력 모델에 대한 내용은 참고문헌[5-6]을 참고하기 바란다.

$$\alpha_{ij} = \frac{1}{U} \left[\dot{h}_{ij} \cos(\theta_{ij} - \bar{\theta}_a) + 0.75c_i \dot{\theta}_{ij} + U \sin(\theta_{ij} - \bar{\theta}_i) \right] \quad (2)$$

$$\alpha'_{ij} = \frac{AR}{2+AR} \left[F'_i \alpha_{ij} + \frac{c_i}{2Uk_i} G'_i \dot{\alpha}_{ij} \right]$$

$$\gamma_{ij} = \tan^{-1} \left[\frac{U(\alpha'_{ij} + \bar{\theta}_i + HOT_{ij} - 0.5c_i \dot{\theta}_{ij})}{U \cos \theta_{ij} - \dot{h}_{ij} \sin(\theta_{ij} - \bar{\theta}_a)} \right]$$

MST-Stall 유동 경계 조건

a) 부착 흐름 구간

$$\gamma_{ij} \in [(\alpha_1)_{\min}, (\alpha_1)_{\max}] \quad (3)$$

b) 동적 실속/자연 실속 구간

$$\gamma_{ij} - 0.75c_i \dot{\theta}_{ij} / U \in \left(\begin{array}{l} [(\alpha_2)_{\min}, (\alpha_2)_{\max}] \\ - [(\alpha_1)_{\min}, (\alpha_1)_{\max}] \end{array} \right) \quad (4)$$

c) 실속 후 구간

$$\gamma_{ij} \notin [(\alpha_2)_{\min}, (\alpha_2)_{\max}] \quad (5)$$

$$\alpha_2 = \xi \alpha_1$$

$$\xi(U, h_{ij}, \theta_{ij}) \in [1, 2] \quad (6)$$

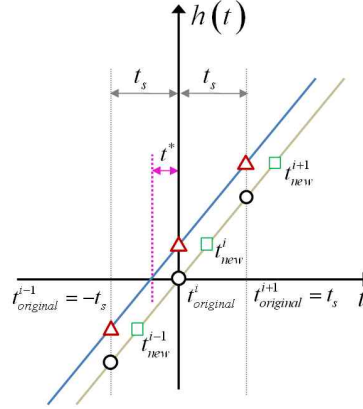


Fig. 3. Data synchronization based on the plunging motion as a reference signal

2.2 풍동 실험장치 개발 및 검증 절차

본 연구에서는 2.1절에서 기술된 날갯짓 비행체 공력모델 MST-Low와 MST-Stall을 풍동실험을 통해 획득된 공력데이터와 비교함으로써 상기 공력모델의 특성을 실험적으로 검증하고자 한다.

풍동 실험에 사용된 날개 모델은 NACA0012 (중형 비 4, 날개 길이 18cm)를 익형으로 갖는 유한 날개이며, 검증 실험은 크게 1) 정적 풍동 실험, 2) 동적 풍동 실험으로 나뉘어 수행 되었으며, 동적 풍동실험의 경우 관성력 보정을 위해 2-1) 유동이 0인 경우($U=0$)와 2-2) 유동이 0이 아닌 경우($U \neq 0$)의 순으로 수행되었다.

MST 공력모델은 정적 풍동실험 데이터로부터 저 레이놀즈 수 특성을 나타내는 공력계수(Table 1)를 추출하기 때문에 유동속도 4, 6, 8, 10, 15m/s (약 12,000 ~ 45,000의 레이놀즈 수 영역)에서 받음각 -10° 에서 40° 까지 양력 및 항력 계수를 측정하였다. MST-Stall은 높은 합성받음각에 대해 동적 실속 모델을 도입함으로써 MST-Low와 차별성을 갖기 때문에, 동적 풍동실험에서는 고정 받음각(θ_{SA} 혹은 $\bar{\theta}_a$)을 0, 5, 10, 15° 로 변화시켜가며 실험영역이 식(3-5)에 골고루 포함되도록 하였다. 날개의 운동은 플러징 조화 운동으로 주파수(f)는 1Hz 간격으로 1~10Hz까지 변화시켰으며, 진폭(h_1)은 1.2c로 고정하였다.

공력 측정에 사용되는 2축 로드셀 어셈블리(KTOYO 651AQ)는 동적 풍동실험 시, 비관성계에 놓여 플러징 운동에 의한 가속도가 양력 측정 방향의 로드셀 고유 관성질량 및 로드셀 측정 부에 인가된 날개 및 날개 고정부 등의 질량에 의해 관성력으로 측정된다. 또한, 결합된 추력 방향의 로드셀은 구조 연성 등에 의해 수직방향의 관성력의 일부가 측정된다. 이러한 관성력을 정확

하게 보정해주어야 날개에 작용하는 순수한 공력을 추출해 낼 수 있다.

본 연구에서는 이러한 관성력 보정을 위해 식 (7)을 사용하였으며, 이를 적용하기 위해서는 플러징 운동을 기준으로 목표 트리거 지점($h=0, h>0$)를 정확하게 지나는 시점부터 5주기의 시간에 해당되는 로드셀 데이터의 정확한 동기화가 이루어져야 한다. 하지만, Fig. 3의 삼각형 심볼과 같이 플러징 운동이 항상 정확하게 목표 트리거 지점을 통과할 때부터 데이터 샘플링을 시작하는 것이 아니기 때문에 정확하게 이 점을 통과하는 점은 샘플링 시작 이전이나 이후의 t^* 만큼의 시간 지연이 발생한다. 1차 보간법을 통해 t^* 를 계산할 수 있으며, 본 실험에서는 샘플링 시간이 0.5ms로 매우 작기 때문에 적용 가능하다.

$$C_s(t_j) = \frac{S^*(t_j)|_{U \neq 0} - S^*(t_j)|_{U=0}}{0.5\rho U^2 \cdot Area} \quad (7)$$

$$S^*(t_{original}^{j+1}) = S(t_{new}^{j+1}) + \dot{S}(t_{new}^{j+1})(t_{original}^{j+1} - t_{new}^{j+1}) \quad (8)$$

기존 시간 벡터에 t^* 를 합하면 Fig. 3의 사각형 심볼과 같이 평행이동을 하며 목표 트리거 지점을 지나게 된다. 시간 영역에서 '관성력' 및 '관성력+공력' 로드셀 신호의 차를 통해 공력을 추출하기 위해 식(8)과 같이 1차 보간법을 재 적용하여 최종적으로 새로운 데이터 집합(원형 심볼)을 생성하여 Fig. 4와 같이 로드셀의 관성력을 보정하였다(식(7-8)의 S^* 는 L 또는 T).

식(7-8)을 통한 관성력 보정을 위해서는 몇 가지 조건을 만족해야 하는데 첫 번째는 관성력의

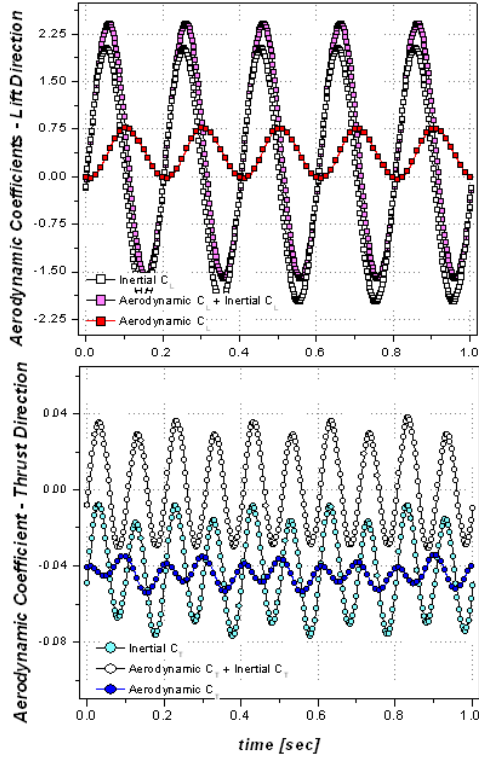


Fig. 4. Time history of inertial and pure aerodynamic forces ($U=15\text{m/s}$, $\theta_{SA}=5^\circ$, $f=5\text{Hz}$)

크기에 의해 로드셀 용량이 결정되는데, 지나치게 용량이 큰 로드셀을 선정할 경우, 관성력 보정에 의해 측정된 순수한 공력의 크기가 로드셀의 불확도보다 작을 수 있기 때문에 본 연구에서 사용된 로드셀과 같이 불확도가 충분히 작은 로드셀을 사용해야 한다. 두 번째로 로드셀 어셈블리의 첫 번째 고유진동수가 200Hz 이상이어야 하며, 양력 및 추력 방향의 로드셀 간의 구조 동역학적 연성이 200Hz 이하에서 나타나서는 안 된다. 세 번째로 플러징 운동 주파수를 결정하는 구동 모터의 회전 속도는 0.1rpm 이상의 정확도로 유지되어야 하며, 주파수의 불확도는 식(7)의 두 신호의 위상차를 야기하기 때문에 본 연구에서는 2kW급 AC 서보모터를 적용하여 속도 제어를 통해 위와 같은 조건을 만족하였다.

날갯짓 운동 생성장치 및 로드셀은 Fig. 5와 같이 KAIST 아음속 풍동(30(W)x30(H)x100(L)cm)에 장착 되었으며, 데이터 획득 및 신호 처리는 dSPACE Inc.社의 DS1103 DSP board가 사용되었다.

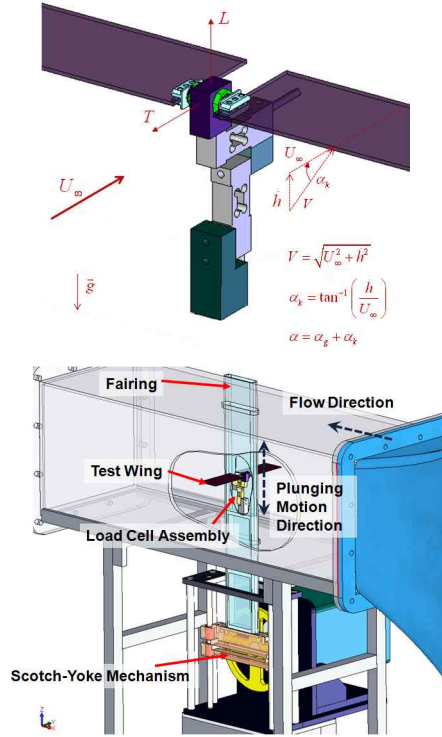


Fig. 5. 2-axis load cell assembly (top) and experimental device installed in the KAIST low-speed wind tunnel (bottom)

2.3 정적 풍동 실험 결과 및 고찰

MST 공력모델에서는 저 레이놀즈 수 영역의 유동 특성을 반영하기 위해 정적 풍동실험결과와 MST의 정적 계산결과와 최소화승을 이용하여 Table 1과 같이 공력계수 최적화를 수행한다. 이렇게 획득된 공력계수는 날개 운동이 있는 경우, 저 레이놀즈 수 효과를 고려하여 동적 공력 특성을 계산할 수 있도록 한다. 일례로 Fig. 6은 유동속도가 15m/s, 레이놀즈 수가 약 50,000 인 경우, 정적 풍동실험결과와 MST 공력모델의 공력계수 최적화를 통해 계산된 결과를 비교한 것이

Table 1. MST Aerodynamic Parameters

U	eAR	η_s	$(C_D)_f$	$(C_D)_{cf}$	α_1
4	1.6	0.35	0.065	1.38	6.7°
6	2.4	0.31	0.050	1.63	7.7°
8	2.0	0.37	0.045	1.62	7.0°
10	2.5	0.59	0.042	1.65	7.8°
15	3.5	0.77	0.038	1.80	9.0°

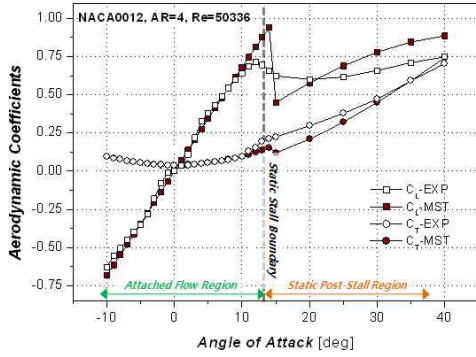


Fig. 6. Static aerodynamic coefficients of NACA0012 from wind tunnel testing and MST aerodynamic model (AR=4, Re=50336, f=0)

다. 참고로 MST-Low와 MST-Stall 모두 동일한 공력계수 최적화 과정을 거치며, 정적풍동실험이나 난류모델을 고려한 전산유체역학 기법을 통해 획득된 데이터를 통해 최적화된 MST 공력모델은 일종의 저차 공력모델로서 활용 가능하게 된다.

MST 공력모델의 부착 흐름 구간에서 날갯짓 운동이 없는 경우 날개 수직 방향 공력 계수로 Prandtl의 elliptic planform을 갖는 유한 평판 날개의 공력 계수를 따른다. 따라서 다양한 날개의 형상 및 저 레이놀즈 수 영역에서 부착 흐름의 특성을 사상(mapping)하기 위해 유효 종횡 비(eAR)를 도입하였으며 기하학적 종횡 비(AR)보다 항상 작은 값을 갖게 된다.

유동 속도가 클수록, 즉 레이놀즈 수가 높아질수록 정적 풍동실험 결과는 포텐셜 유동 특성을 따라가며, 유효 종횡 비 값은 기하학적 종횡 비에 가까워지며, 앞선 흡입 계수 (η_s) 역시 1에 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 양력이 0인 경우의 항력 계수, (C_D)는 레이놀즈 수가 커짐에 따라 그 값이 작아지는 것을 확인할 수 있으며, 실속 후 유동 특성을 나타내는 공력 계수, (C_D) $_{st}$ 와 정적 실속각, α_1 은 유동속도가 증가함에 따라 커지는 경향을 가짐을 확인할 수 있다.

참고로 Fig. 6의 정적 실속각 근처에서 MST 공력모델의 불연속성은 정적 실속각 근처에서 생성되는 유동 박리와 같은 비정상 효과가 MST의 정적 모델에 충분히 반영되지 않았기 때문이다. 이와 같은 천이 모델은 MST 공력모델과 같은 저차 모델에 적용하기 매우 어려우며, 한 주기의 날갯짓 운동에서 30도 이상 받음각이 변화하는

날갯짓 비행체의 경우 실속각 근처의 작은 범위에서의 모델 불확도는 전체 공력계수 크기에 큰 영향을 미치지 않는다[11].

2.4 동적 풍동 실험 결과 및 고찰

2.3절의 정적 풍동 실험 결과로부터 추출된 Table 1의 MST 공력 계수는 MST-Low 및 MST-Stall에 적용되어, 날개의 운동에 의해 생성되는 동적 공력 특성을 예측하는데 사용된다.

일례로 Fig. 7은 플러징 운동 주파수가 1Hz의

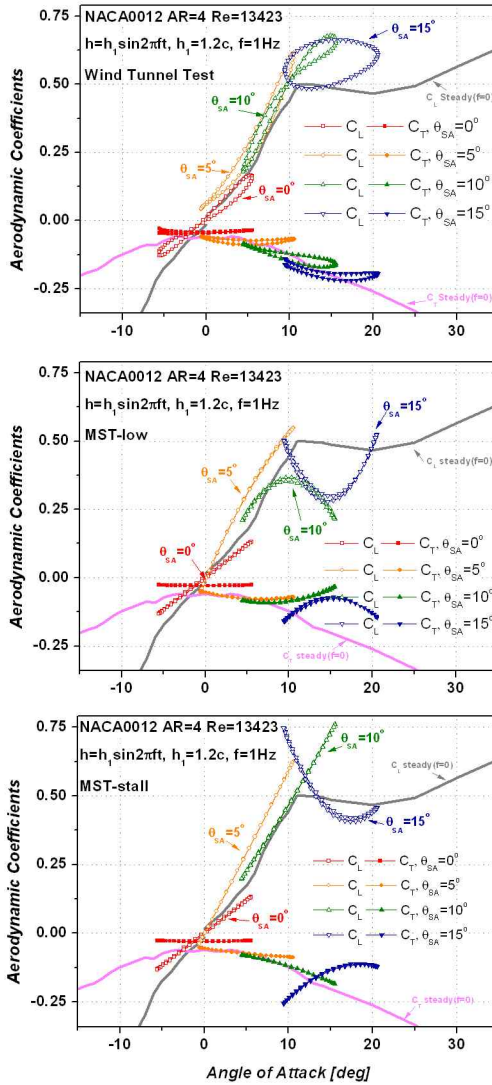


Fig. 7. Aerodynamic coefficients (Top) Experiment, (Middle) MST-Low, (Bottom) MST-Stall (U=4m/s, f=1Hz, Re=13423, k=0.04)

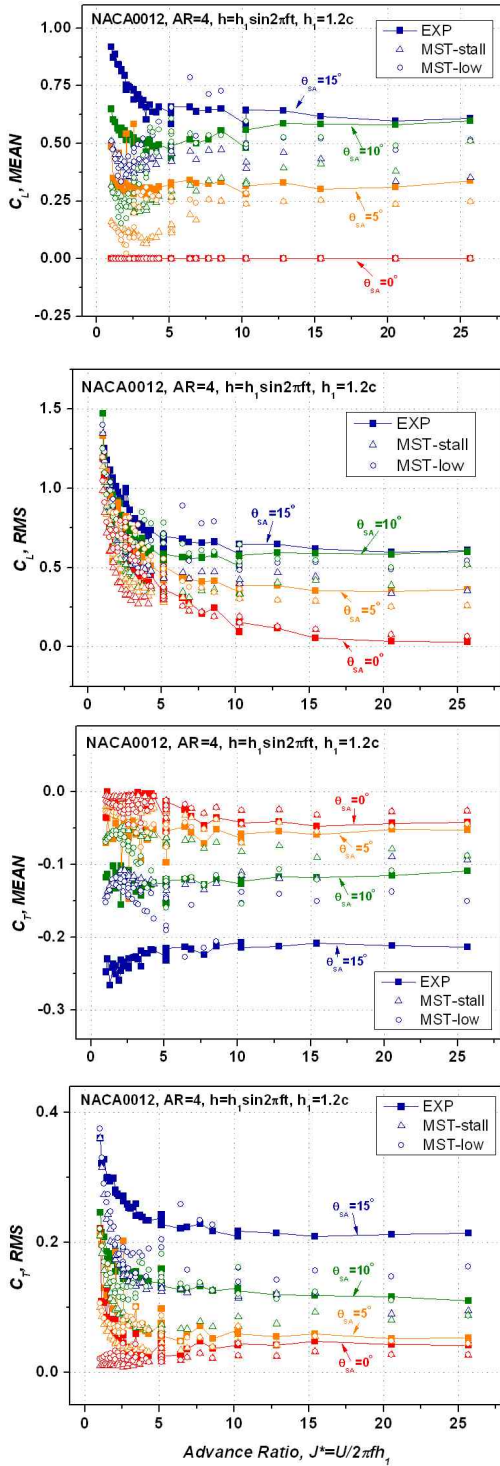


Fig. 8. Mean and Root-Mean-Square values of lift and thrust coefficients (NACA0012, AR=4, $f=1 \sim 10$ Hz, $Re=12,000 \sim 45,000$)

준정상 상태에서 큰 받음각 변화를 갖는 경우, 풍동실험 결과와 MST 공력모델 계산 결과를 비교한 것이다. Fig. 7의 실선은 정적 풍동 실험 데이터를 나타내며, 고정 받음각 θ_{SA} 가 0° 및 5°인 경우 MST-Stall과 MST-Low는 공력계수에 이력 고리 없이 풍동실험결과와 비교적 동일한 특성을 가짐을 확인할 수 있다.

고정 받음각 θ_{SA} 가 10°인 경우 정적 실속각 근처에서 실속현상이 발생하지 않고 부차 흐름 구간 특성이 유지되는 것을 동적 풍동실험결과를 통해 확인할 수 있다. MST-Low의 경우 실속각 근처에서 정적 풍동 실험결과를 따라가지 못하는 것을 확인할 수 있으나, MST-Stall에서는 높은 합성 받음각에 대해 식(4)와 같이 동적 실속/지연 실속 구간이 모델링되었기 때문에 MST-Low와는 달리 풍동실험결과와 유사한 경향성을 갖게 됨을 확인할 수 있다.

고정 받음각 θ_{SA} 가 15°인 경우, 풍동실험결과 매우 큰 이력고리가 발생되며, 이와 같은 비선형 특성에 대해 MST-Stall은 풍동실험 결과보다 다소 큰 경향성을 보이나, MST-Low보다는 풍동실험결과와 근사한 특성을 가짐을 알 수 있다.

2.2절에 기술된 공력모델 검증 실험 영역(유동 속도, 플러징 운동 주파수, 고정 받음각)에서 Fig. 8과 같은 결과를 획득하였으며, 플러징 운동 5주기에 해당되는 공력데이터의 양상을 평균을 통해 양력 및 추력 계수의 평균값 및 평균제곱근 값을 계산하였다. 두 개의 실험변수, 유동 속도와 플러징 운동 주파수는 전진 비(advance ratio) J^* 를 통해 한 개의 물리적 변수로 표현할 수 있으며, 전진 비는 무 차원 진동수와 같이 비정상 유동의 특성을 나타내는 무 차원 수로 여기서는 유동속도와 플러징 속도의 비로 표현된다. 전진 비 J^* 값이 작아질수록 비정상 효과가 커진다고 할 수 있으며, 전반적으로 양력계수와 항력계수의 평균값 및 평균 제곱근 값은 고정 받음각 θ_{SA} 가 증가함에 따라, J^* 값이 감소함에 따라 커짐을 확인할 수 있다. 또한, θ_{SA} 가 10°보다 작고, J^* 값이 5이상인 경우에 대해 MST-Stall은 MST-Low와 비교하여 실험결과와 유사한 경향성을 가짐을 본 연구를 통해 알 수 있었다.

III. 결론

본 연구에서는 날갯짓 비행체 공력모델 (MST-Stall)의 특성을 실험적으로 검증하기 위해 풍동실험장치를 개발하였으며, 비관성계에 위치

한 로드셀에 작용하는 관성력을 보정하기 위해 관성력 보정 방법론을 수립하였다. 정적 풍동실험을 통해 추출된 MST 공력모델의 공력계수는 저 레이놀즈 수 영역의 특성을 반영하여 효과적으로 동적 공력 예측에 적용 가능함을 확인하였다. 최종적으로 유동속도, 날개의 플러징 운동 주파수, 평균 고정 받음각에 따라 날개에 작용하는 양력 및 항력의 평균값 및 평균 제곱근 값을 비교함으로써 실험결과와 공력모델의 특성을 비교 검증하였으며, 높은 합성 받음각을 갖는 날갯짓 운동에 MST-Stall이 효과적으로 적용될 수 있음을 확인하였다.

후 기

이 논문은 2007년 정부(교육인적자원부)의 재원으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 수행된 연구임(KRF-2007-313-D00122).

참고문헌

- 1) Han, J.-H., Lee, J.-S., and Kim, D.-K., "Bio-inspired Flapping UAV Design: A University Perspective", Proceedings of SPIE, Vol. 7295, 2009, pp. 72951I-1-12.
- 2) Smith, M. J. C., Wilkin, P. J., and Williams, M. H., "The advantage of an unsteady panel method in modelling the aerodynamic forces on rigid flapping wings", Journal of Experimental Biology, Vol. 199, 1996, pp. 1073-1083.
- 3) Vest, M. S. and Katz, J., "Unsteady Aerodynamic Model of Flapping Wings", AIAA Journal Vol.34, No.7, 1996, pp. 1435-1440.
- 4) Liu, H. and Aono, H., "Size effects on insect hovering aerodynamics: an integrated computational study", Bioinspiration and Biomimetics, Vol. 4, 2009, pp. 015002-1-13.
- 5) DeLaurier, J. D., "An Aerodynamic Model for Flapping-wing Flight", The Aeronautical Journal of the Royal Aeronautical Society, 1993, 125-130.
- 6) Kim, D.-K., Lee, J.-S., Lee, J.-Y., and Han, J.-H., "An Aeroelastic Analysis of a Flexible Flapping Wing using Modified Strip Theory", Proceedings of SPIE, Vol.6928, 2008, pp. 69281O1-O8.
- 7) Ellington, C. P., "The aerodynamics of hovering insect flight: I. The Quasi-steady analysis", Philosophical Transactions of the Royal Society of London, Series B, Biological Sciences, Vol. 305, No. 1122, 1984, pp. 1-15.
- 8) Theodorsen, T., "General Theory of Aerodynamic Instability and the Mechanism of flutter", NACA Technical Report, 496, 1935.
- 9) Jones, R. T., "The Unsteady Lift of a Wing of Finite Aspect Ratio", NACA Technical Report, 681, 1939.
- 10) Scherer, J. O., "Experimental and Theoretical Investigation of Large Amplitude Oscillating Foil Propulsion System", U.S. Army Engineering R&D laboratories, contract #: DA-44-009-AMC-1759, 1968.
- 11) Shyy, W., Lian, Y., Tang, J., Viiaru, D., and Liu, H., "Aerodynamics of Low Reynolds Number Flyers", Cambridge University Press, 2007.