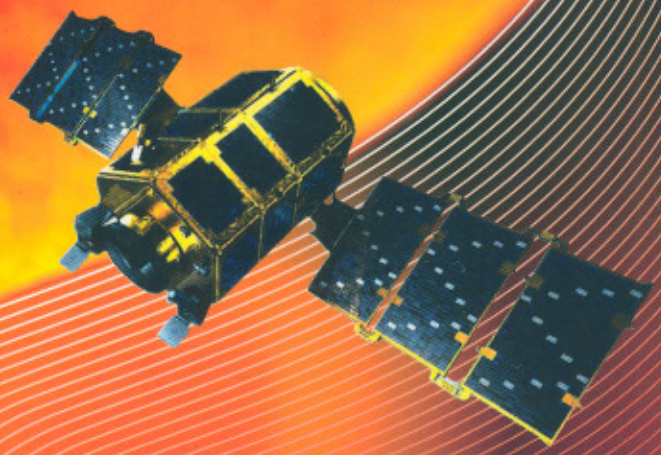
창립 40 주년 기념



2007 추계 학술발표회 논문집 I

□ 공기역학 및 응용
□ 비행체 설계
□ 항공기 체계
□ 항공전자
□ 회전익기 체계

Proceeding
of the 2007 KSAS Fall Conference

일시 2007년 11월 15일(목)-16일(금)
장소 라마다프라자 제주호텔

주최 한국항공우주학회
후원 한국학술진흥재단
유콘시스템(주)
경주전장(주)
한남상사
건국대(BK21 ST·IT, IRH)

- Body+Tail 형상의 초음속 유도탄 기저항력 연구 ····· 165
  강경태*, 김민규, 선 철, 이광섭, 홍승규(ADD)
- Lifting Shoe를 장착한 공기부상 전동운행체 공기부양 시스템의 전산유체해석 ····· 169
  김태령, 김병곤*, 최나리, 안 존(세종대)
- 정지비행시 VR-11X 에어포일을 가진 헬리콥터 로터 블레이드의 비정상 유동해석 ····· 173
  느고덕콩*, 제상언, 김도준, 양영록, 명노신, 조태환(경상대)
- 이중 스월분류에 대한 전단 유동제어 효과 ····· 177
  이원중*, 강상훈(KARI)
- 날갯짓 비행체 개발을 위한 공력모델의 실험적 검증 ····· 181
  이준성*, 김대관, 이진영, 한재흥(KAIST)
- 공력 최적화에 대한 형상 함수 비교 연구 ····· 185
  임동균*, 김균석, 이재훈, 권장혁(KAIST)
- 저레이놀즈수 에어포일 형상 최적설계 연구 ····· 189
  정경진*(ADD), 이재훈, 권장혁(KAIST)
- 이중쐐기 초음속 유동장의 CFD 모델 효과 ····· 193
  후종민*, 양영록, 김문석, 명노신, 조태환(경상대)
- 소형제트기 윙렛 특성 고찰 ····· 197
  이용교*, 김철완, 심재열(KARI)
- 이상 전자기유체 유동 해석을 위한 AUSM 계열의 수치기법 ····· 201
  한상훈*, 이정일, 김규홍(서울대)
- 측추력과 초음속 흐름의 상호 작용에 대한 유동 해석 및 실험 결과 분석 ····· 205
  김민규*, 홍승규, 이광섭(ADD)

비행체 설계 및 시스템통합기술

- 스마트무인기 조종장치 링키지 설계 ····· 209
  신윤상*, 안오성(KARI)
- 상용 FCC와 플랫폼을 이용한 무인 헬리콥터 시스템 구축 및 실험 ····· 213
  천주홍*, 박중원, 김재민, 송우진, 강범수(부산대)
- 소형 로터 시험장치를 활용한 무인 헬리콥터 로터 블레이드의 성능평가시험에 관한 연구 ····· 217
  김상덕*, 변영섭, 이병언, 송우진, 강범수(부산대)
- 동축반전형 무인항공기 성능개선을 위한 구조설계 변경 ····· 221
  변영섭*, 이재원, 이관중, 구태완, 송우진, 강범수(부산대)
- 상용 자동비행장치를 적용한 동축반전형 무인 항공기 시스템 구축 및 시험비행 결과 ····· 225
  송준범*, 변영섭, 이병언, 김상덕, 송우진, 강범수(부산대)
- 스마트무인기 드라이브장치 개발 (I) - 설계/해석(3) ····· 229
  김근태*, 김재무(KARI)
- 카티아 V5 자동화 기술을 이용한 항공기 외형설계 및 분석 프로그램 개발에 대한 연구 ····· 234
  노신백*, 윤성현, 김상엽, 백승호, 이재화(국방기술품질원)
- KAI-비행체 신속형상개발시스템(RAVSIM) 구축 개념 입증 ····· 238
  김지홍*, 정훈화, 이영호, 김상균, 손창현, 서지한(KAI), 심정환(인지니어스 코리아)

KSAS07-3105

날갯짓 비행체 개발을 위한 공력모델의 실험적 검증

Experimental Evaluation of Flapping-wing Aerodynamic Model for Flapping-wing Flight Application

이준성*, 김대관, 이진영, 한재흥(한국과학기술원)

1. 서 론

2000 년대 초반 프랑스 항공우주국에서 기획된 REMANTA(REsearch program on Micro vehicle And New Technologies Application) 프로젝트를 시작으로 세계 각국에서 날갯짓 형태의 생체 모방 형 소형 비행체 개발을 위한 사전 조사 및 기초 연구가 활발히 진행되고 있다.[1]

날갯짓 형태의 소형 비행체는 새나 곤충의 비행방식에서 알 수 있듯이 제자리 비행 및 좁은 공간에서의 비행 등 성능 면에서 다른 형태의 비행체보다 우수하고 효율적이다. 하지만 현재까지 탑재 장비의 소형화 및 비행체가 운용되는 저 레이놀즈 수 영역에서의 항공역학에 대한 연구가 날갯짓 형태의 소형 비행체를 설계 및 개발하기에 불완전하다. 그렇기 때문에, 국내·외 일부 연구 그룹에서는 비행 실험을 통해 반복적인 시행착오로 개발하고 있는 실정이다. 이와 같은 날갯짓 비행체에 추가적인 임무 기능을 부가하고, 센서, 구동기, 및 탑재 마이크로프로세서 등을 통해 외부의 조작 없이 자동 비행이나 원하는 궤적에 따라 비행하는 고기능의 소형 비행체를 개발하기 위해서는 보다 체계적인 개발방식이 필요하다.

새나 곤충의 날갯짓 운동 시 생성되는 비정상 유동장에 대한 연구는 Weis-fogh[2], Ellington[3], Dickinson[4] 등에 의해 유동장 가시화를 통한 비정상 공기역학적 현상을 관측하고 이를 설명하고자 하는 가설을 제시하였다. 이는 실제 날갯짓 비행체 설계 시 필요한 공기역학 데이터를 예측하지 못하는 한계가 있으며, 특정 생물체의 날개를 모델링 하였기 때문에 그 적용가능성이 제한적이다.

Smith[9] 등은 Unsteady Panel Method 를 활용하여 Moth 의 날개를 모델링 한 뒤, 그 공력 특성을 해석하고자 하였다. 하지만 이 같은 CFD 기법은 초기 설계과정에서 사용하기에는 비용이 많이 들고 현재까지 해석할 수 있는 유동 영역 등에 한계가 있기 때문에 날갯짓 비행체 개발에 사용하기 어렵다.

따라서 날갯짓 비행체의 효율적인 설계 및 개발을 위해서는 날개의 동역학적 변수 및 유동의 조건 등을 반영하여 실시간으로 공력을 예측할 수 있어야 한다. 이는 날갯짓 비행체의 비행제어알고리즘의 핵심 도구로 사용될 수 있으며, 새나 곤충의 날개 구조와 공력모델을 통해 예측된 공기력을 이용하여 실제 비행체의 날개의 최적화 설계 및 제작에 사용될 수 있다.

따라서 종래의 날갯짓 비행체보다 향상된 성능을 갖는 비행체 개발을 위해서는 공력모델 개발이 선행되어야 하며, 이는 실험적으로 충분히 검증이 이루어져야만 한다.

본 연구에서는 DeLaurier[5]에 의해 제안되고, 김대관[8] 등에 의해 수정 보완된 효율적인 날갯짓 비행체 개발을 위한 공력모델, 즉, MST(Modified Strip Theory)을 이용한 공력모델의 검증을 수행하기로 한다. 이를 위해서 날개의 형상, 날개의 움직임, 유동 조건 등을 자유롭게 변화시켜가며 양력 및 추력을 측정하여 다양한 영역에서 공력모델을 검증하기 위한 실험장치 설계 및 개발이 필수적이다.

2. 실험장치의 제작 및 실험

새나 곤충의 날갯짓은 크게 플런징과 피칭 모션의 조합으로 단순화하여 그 공기역학적 특성을 표현할 수 있다. Sunada[6], Okamoto[7] 등은 플런징-피칭 모션 구현 실험장치를 제작하여 공력 데이터를 획득하였으나 플런징 및 피칭의 진폭 및 주파수 영역이 매우 제한적이기 때문에 비교적 넓은 영역에서의 데이터를 필요로 하는 본 연구의 목적에 부합하지 않는다. 또한, 날갯짓 비행체 개발을 위한 효율적인 공력모델 개발이 아닌 특정 모델에 대한 공력 특성 파악에 제한을 두고 있었기 때문에, 큰 진폭과 빠른 주파수를 갖는 플런징-피칭 모션 구현실험장치를 통해 공력데이터를 수집하고 이를 공력모델 검증에 활용해야 한다.

2.1 플런징-피칭 모션 구현실험장치

그림 1 은 Okamoto[7]가 제안한 실험장치를 바탕으로 MST 공력모델을 검증하기 위해 플런징-피칭 모션의 진폭 및 주파수 대역 확장 등을 위해 새롭게 설계한 실험장치의 개념도이다.

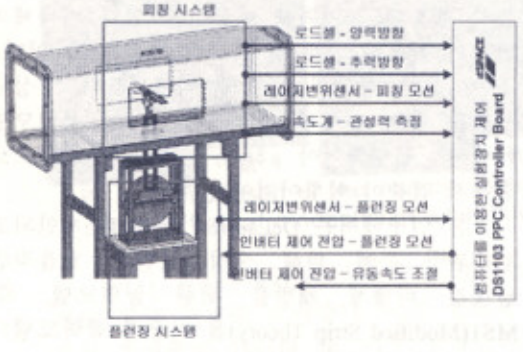


그림 1 실험장치의 개념도

본 실험장치는 로드셀(651AQ-5kgf) 2 개를 사용하여 양력과 추력 방향의 힘을 측정하고, 레이저변위센서(LB-301) 2 개를 사용하여 플런징 및 피칭 모션을 측정하며, 가속도계(PCB)를 장착하여 플런징 모션에 의해 발생하는 관성력을 보정한다. 이와 같은 센서의 신호처리와 풍동 속도 및 플런징 주파수 조절을 위한 외부제어신호는 dSPACE 의 DS-1103 Controller board 을 사용하여 수행되었다. 표 1 은 본 연구에서 설계된 실험장치의 주요 사양이다.

표 1 실험장치의 주요사양

Tunnel Type		Wind Tunnel
Free Stream Velocity		1 ~ 10m/s
Plunging	진폭	0.02 ~ 0.08m
	주파수	1 ~ 10Hz
Pitching	진폭	0 ~ 90°
	주파수	1~10Hz
Plunging 및 Pitching 위상 차		-180 ~ 0°
Pitching 모션 제어		Active & Passive

2.2 플런징-피칭 모션 풍동 실험

한국과학기술원 풍동실험실에 설치된 토출식 풍동 (Test Section: 30x30x100cm, Flow Range: 1~30m/s)에 본 연구에서 설계 및 제작된 플런징-피칭 모션 구현실험장치를 설치하여 Modified Strip Theory 를 이용한 플래핑 날개의 공력 모델을 검증하기 위한 실험을 수행하였다.

실험장치는 플런징 및 피칭 모션의 진폭 및 주파수, 피칭 모션의 제어 방식(passive, active)에 따라 많은 변수를 가지고 있기 때문에, 체계적인 접근이 필요하다.

먼저 실험장치의 성능 평가를 하기 위해 날개를 장착하지 않은 상태에서 플런징 진폭 h=0.02~0.08m 에서 0.02m 간격으로 변화하였고, 플런징 주파수 f=1~10Hz 로 1Hz 간격으로 변화시키면서, 레이저변위센서와 로드셀에서 측정되는 신호를 분석하였다. 센서 신호의 노이즈를 제거하기 위해 Cut-off frequency 는 플런징 주파수의 2.5 배를 사용하였고, 모든

파형이 설계한대로 사인 형태로 나타남을 확인할 수 있었다.

실험장치의 성능 평가를 수행한 뒤, 플런징 모션에 의한 관성력 효과를 보정해주기 위해 추가 실험을 수행하였다. 날개를 장착하지 않아도 로드셀 자체의 질량에 의해 플런징 모션 시 관성력이 측정되며, 이를 정확히 모델링 하여 예측해야만 추후 날개를 장착한 뒤 순수한 공력데이터를 얻을 수 있다. 플런징 진폭 및 주파수를 변화시켜가면서 획득되는 가속도계 신호 및 양력 방향의 로드셀 신호의 RMS(Root Mean Square) 값을 통해 등가질량을 계산하였고 이는 주파수와 진폭에 따라 크게 변화하지 않음을 확인할 수 있었다. 이 등가 질량을 각 해당 실험 조건의 가속도계 센서 신호에 곱하여 양력방향의 로드셀 신호에서 차감시키면 순수한 공력데이터를 얻을 수 있게 된다.

본 실험에서 사용된 유한 날개는 실험장치의 검증 차원에서 Okamoto[7]에서 사용된 모델을 참조하여 제작하여 사용하였고, 유동에 의한 구조 변형 효과를 방지하기 위해 강체로 제작하였다.

표 2 실험 날개 형상[7]

Span	180mm	**AR**	6
Chord	30mm	**Thickness**	1.5mm

3. 공력모델 검증 및 고찰

앞서 Modified Strip Theory 를 이용하여 수립한 큰 진폭을 갖는 플래핑 날개의 공기역학 모델[8]을 적용하기 위해 다음과 같이 날개의 움직임이 없는 정적 상태에서 풍동 실험을 수행하여 양력 및 항력 계수를 추출해야 한다. 풍동 속도 V=0~10m/s 로 2m/s 간격으로 변화시켰고, 날개의 받음각은 -20°에서 +20°까지는 2° 간격으로, ±20°에서 ±40° 까지는 5° 간격으로 양력 및 항력을 측정하였다. 그림 2 는 그 결과를 나타낸 것으로 ±10° 이후 실속 현상이 발생하는 부분을 제외하면 실험결과와 비교적 잘 일치함을 알 수 있다. 이를 바탕으로 최소자승 법을 이용하여 식 (1) 과 같이 MST 를 이용한 공력 예측 Simulation 을 수행하기 위한 입력 변수 값을 결정하였다.

$$\eta_s=0.1924,\ (C_d)_c=2.9804,\ (C_d)_f=0.0912,\ \alpha_0=0°,\ (\alpha_{stall})_{max}=8.019°,\ (\alpha_{stall})_{min}=-8.019° \quad (1)$$

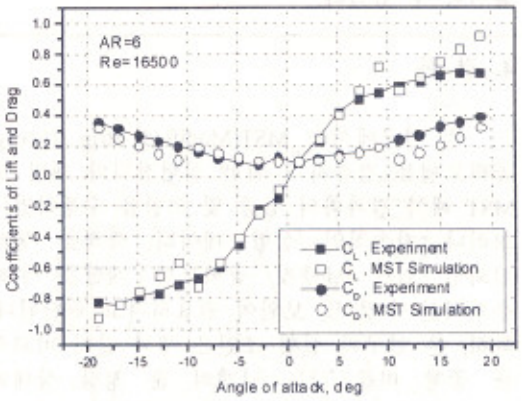


그림 2 유한 평판 날개의 양력 및 항력 계수

식(1)의 변수를 이용하여 날개의 플런징 및 피칭 모션이 있는 경우, 시간에 따른 양력 및 항력 계수를 예측할 수 있다.

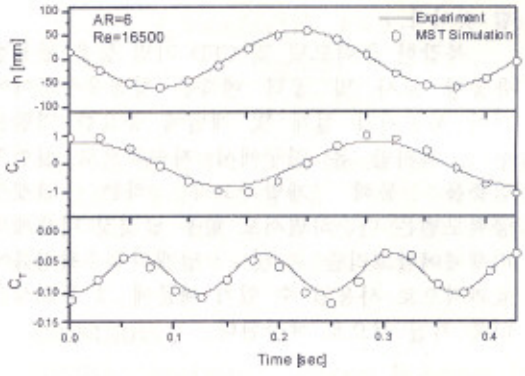


그림 3 실험데이터 및 MST 해석결과 비교
(V=8m/s, AOA=0°, f=4Hz, h=0.06m)

그림 3 은 레이놀즈 수가 16500 인 저 레이놀즈 수 영역에서 받음각이 0°로 고정된

상태에서 플런징 진폭 0.06m, 플런징 주파수 4Hz 로 움직일 경우의 MST 해석결과와 실험 데이터를 함께 나타낸 것이다. 플런징 모션이 중립점을 지난 때, 양력 계수 최대값을 갖게 되지만 이 부분에서 실속 현상이 발생하기 때문에 상대적으로 작은 해석 결과를 보이지만 전반적으로 실험결과와 정확하게 일치함을 확인할 수 있었다.

4. 결 론

본 연구에서는 MST(Modified Strip Theory) 공력모델을 검증하기 위한 실험장치의 개발 및 MST 해석 결과와의 검증 및 고찰을 수행하였다. 그러나 지속적인 실험 데이터 축적을 통해 신뢰성 있는 날갯짓 공력모델 개발을 위해 추가적인 수정 및 보완이 필요하다고 판단된다. 특히, 본 연구의 실험 조건은 새와 같이 비교적 큰 종횡 비를 갖는 날개의 준 정상 상태의 공기역학적 특성에 초점을 맞췄기 때문에 상대적으로 순항비행에 사용되지 않는 비정상 공기역학적 효과에 대한 고려가 체계적으로 이루어지지 않은 실정이다. 이를 보완하기 위한 추가 실험 및 공력모델 수정이 이루어져야 한다. 또한, 실험을 통해 예측되는 식(1)과 같은 변수들의 경향성을 분석하여 실험식을 수립해야 할 것이다.

복잡한 공력모델 및 CFD 기법 등을 활용한 유동장 모사 및 공력 예측은 항공우주분야에 있어 항공기의 설계 및 개발에 중요한 역할을 한다. 하지만 본 연구에서 지속적으로 실험적 검증을 통해 개발하고자 하는 날갯짓 공력모델은 단순하면서도 향후 날갯짓 비행체의 비행제어알고리즘 및 날개의 최적화에 효과적으로 사용될 수 있기 때문에 그 중요성은 더욱 커질 것으로 예상된다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 기초연구과제 (R01-2005-000-10848-0)의 연구비 지원에 의한 연구 결과이며, 제 1, 2, 3 저자는 2007 년도 2 단계 두뇌한국(BK)21 사업의 지원에 감사 드립니다.

참고문헌

[1] A. Luc-Bouhali and O. Dessornes, The REMENTA project on MAV with flapping wings, Office National d'Études et de Recherches Aérodpatiales(ONERA).

[2] T. Weis-fogh, Quick estimates of flight fitness in hovering animals, including novel mechanisms for lift production, Journal of experimental biology, vol.59, 1973, pp.169-230.

[3] C. P. Ellington, 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, pp.145-181, 1984.

[4] M. H. Dickinson, and Karl G. Gotz, Unsteady aerodynamic performance of model wings at low Reynolds numbers, Journal of experimental biology, Vol.171, pp.45-64, 1993.

[5] J. D. DeLaurier, An aerodynamic model for flapping-wing flight, Aeronautical Journal, April 1993.

[6] S. Sunada, A. Sakaguchi, Unsteady forces on a two-dimensional wing in plunging and pitching motions, AIAA Journal, Vol.39, No.7, July 2001.

[7] M. Okamoto, A. Azuma, Experimental study on aerodynamic characteristics of unsteady wings at low Reynolds number, AIAA Journal, Vol.43, No.12, December 2005.

[8] 김대관, 한재홍, Modified Strip Theory 를 이용한 플래핑 날개 비행체의 공기역학 모델, pp.25-28, 2007 춘계학술발표회 논문집, 한국항공우주공학회.

[9] M. J. C. Smith, P. J. Wilkin, M. H. Willliams, The advanced of an unsteady panel method in modelling the aerodynamic forces on rigid flapping wings, Journal of Experimental Biology, vol.199, pp1073-1083, 1996.