

2007 추계

학술발표회 논문집 **II**

- 구조역학 및 응용
- 유도항법제어
- 추진
- 인공위성 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)

• 지능소자 구동을 위한 제어기 설계	811
송무준*, 하르디안 레자, 강태삼, 윤광준(건국대), 우기영(ADD)	
• 압축하중을 받는 압전작동기 구동형 날갯짓 기구의 작동특성	815
박훈철*, 구엔쿠옥비엣, 구남서, 변도영, 윤광준(건국대)	
• 지능소자 구동을 위한 MIPAD의 전원 장치 개선	819
유관우*, 송무준, 강태삼, 구남서, 윤광준(건국대), 우기영(ADD)	
• 곤충모방날개 제작 및 날갯짓 특성에 대한 실험적 연구	823
박준혁*, 김형진, 홍승균, 윤광준(건국대)	
• 유연한 플래핑 날개에 대한 유체-구조 연계해석	827
김대관*, 이준성, 김홍일, 한재홍(KAIST)	
• 병렬 다중프론트 해법을 이용한 시간 영역 열전달 해석의 구현	831
문종근*, 김승조(서울대), 김진희, 김선원(KARI)	
• 병렬 컴퓨팅 환경에서 Block Lanczos 해법을 이용한 고유치 해석의 성능 개선	835
변완일*, 김승조(서울대), 박시형(MIDAS IT)	
• IPSAP을 이용한 항공기 구조 설계 시 다중하중조건을 가진 유한요소 모델 신속 계산	839
백세일*, 문종근, 조성환, 김승조(서울대)	
• 굽힘 하중을 받는 박판 혼혈 요소의 Kirchhoff 구속조건 연구	843
강치행*, 조환기(공군사관학교), 김인걸(충남대)	
• 초음속 유도탄 날개 내열구조시험 연구	847
이경용*, 김종환, 이기범, 김호연(ADD)	
• 고온환경에 노출된 구조물의 변형률 측정기법	852
김종환*, 이기범, 이경용(ADD)	
• 복합적층 원뿔형 쉘 구조물의 열 좌굴 해석	857
우지혜*, 노진호, 이 인(KAIST)	
• 영역/경계 분할 정식화에 의한 열기계학적 연계 해석의 효율화	861
김용언*, 김성준, 신의섭(전북대)	
• 안테나 내장 스킨 구조 조사 연구	865
전우철*, 박병훈(ADD)	
• 과학기술위성 3호 예비모델 진동모드해석	869
조희근*, 서정기, 차원호, 김형명(SaTReC, KAIST)	
• 날개/외부장착물 필터 특성 평가 및 능동 제어 연구	873
강래형*, 이종원, 이승준, 한재홍, 이 인(KAIST)	
• FEM Analysis of Piezoelectric Fiber Composites	877
Yun Li(난정대), Xing Shen*(난정대/KAIST), 이 인(KAIST)	
• 비행 마하수 변화에 의한 불확정성 공력탄성학 해석	881
정찬훈*, 신상준(서울대), 김태현(The Boeing Company)	
• 볼테일형 경항공기의 필터 특성	885
백승길*, 이상욱(KARI)	
• 분할형 기체 구조물의 실험적 동특성 해석	890
강위원*, 전병희, 양명석(ADD)	

유연한 플래핑 날개에 대한 유체-구조 연계해석

Fluid-Structure Interaction Analysis for Flexible Flapping Wings

김대관*, 이준성, 김홍일, 한재홍(한국과학기술원)

1. 서 론

자연계에 존재하는 생물학적 비행체인 새, 박쥐, 곤충 등과 이러한 비행방식을 모방하는 Ornithopter 들은 날갯짓을 통하여 비행에 필요한 양력과 추력을 얻는다. 이러한 날갯짓 비행체에서의 공기역학적 특성은 고정익 및 회전익에서 보다 까다롭다. 날개 자체의 plunging, pitching, 그리고 twisting 등과 같은 동적운동과 준정상 또는 비정상 상태의 공력특성을 고려해야 하기 때문이다. 특히, 일반적인 고정익 및 회전익과는 달리 날갯짓 비행체들의 날개는 날개 전체에 대한 효과적 받음각 분포, 관성력 감소 그리고 다양한 적응 및 능동 날개운동 등을 유발하기 위한 날개길이방향-시위방향의 비등방성 유연구조로 이루어져 있다. 이러한 문제의 복잡성에 의해 날갯짓 비행체에 대한 설계 및 제작은 아직까지 시행착오를 통하여 이루어지고 있다. 따라서 체계화된 날갯짓 비행체의 설계 및 비행제어를 위해서는 위에서 언급한 동적 공력특성을 고려한 공력해석 방법과 날개의 유연성을 고려할 수 있는 구조해석 방법이 서로 연계된 해석적 연구를 통해서 수행되어야 한다.

플래핑 날개의 유체-구조 연계해석을 통한 연구는 문제의 복잡성으로 인하여 아직까지는 소수의 연구들만 진행되어왔다. CFD 기법을 이용한 유체구조 연계해석으로서 Ho[1] 등은 CFD-ACE 와 FEMSTRESS 를 이용하여 유연날개 구조를 해석하였으며, Hamamoto[2] 등은 ALE(Arbitrary Lagrangian-Eulerian) 방법을 이용하여 잠자리 날개에 대한 해석을 수행하였다. 그러나 이러한 CFD 기법을 이용한 해석은 아직까

지 많은 계산시간 및 자원이 요구되는 접근법이라 할 수 있다. 해석적 공력모델을 이용한 연구로서 DeLaurier[3]은 MST(Modified Strip Theory)를 이용하여 2.5m 급 Ornithopter 날개를 해석하여 실험과 비교하였으나, heaving 운동만을 고려하였다. Smith[4]는 패널법을 이용하여 나방날개를 해석하였으며, Liu 와 Bose[5]는 시간영역 패널법을 이용하여 길이방향으로 유연성을 갖는 날개에 대하여 heaving 운동 해석을 수행하였다. Liani[6] 등은 2 차원 비정상 패널법을 이용하여 plunging 과 pitching 운동을 하는 플래핑 날개의 유연성 효과를 해석하였다. 하지만 실질적인 유연날개의 플래핑 운동에 대한 유체-구조 연계해석에 대한 연구가 제한적으로 이루어지고 있으며, 특히 실험적 자료 및 검증이 매우 부족한 실정이다.

따라서 본 연구에서는 날갯짓 비행체의 체계적 설계와 성능예측 그리고 비행제어에 활용 가능한 유연날개 구조에 대한 효과적인 유체-구조 연계해석법을 개발하였다. 이를 위하여 플래핑 날개에 대한 효율적 공력모델을 수립하였으며, 큰 변위와 다자유도의 구조해석을 위한 다물체 동역학을 이용한 유체-구조 연계해석법을 정립하였다. 또한 실질적 유연 날개구조의 플래핑 운동에 대한 실험적 검증을 수행하였다.

2. 플래핑 날개 공력 모델

유한한 유연 날개의 공력모델 수립을 위하여 MST 를 이용하여 큰 상대 받음각을 고려할 수 있는 플래핑 날개의 공력모델을 수립하였다 [7]. 동적 날개운동의 공력예측을 위하여 유한

날개를 여러 개의 strip 으로 나누고 각각의 strip 에 대한 비선형 공력을 계산하게 된다. 각 단면의 공력분포는 그림 1 과 같으며, 주요 공력 성분은 다음과 같다.

$$dN_c = 2\pi(\alpha' + \alpha_0 + \bar{\theta}) \cos \gamma \frac{\rho UV}{2} c dy \quad (1)$$

$$dN_a = \frac{\rho \pi c^2}{4} \dot{v}_2 dy \quad (2)$$

$$dD_c = -2\pi\alpha_0(\alpha' + \bar{\theta}) \cos \gamma \frac{\rho UV}{2} c dy \quad (3)$$

$$dT_s = \eta_s 2\pi \left(\alpha' + \bar{\theta} - \frac{1}{4} \frac{c\dot{\theta}}{U} \right) \cos \gamma \frac{\rho UV}{2} c dy \quad (4)$$

$$dD_f = (C_d)_f \frac{\rho V_a^2}{2} c dy \quad (5)$$

여기서, dN_c , dN_a , dD_c , dT_s , dD_f 는 각각 날개단면의 순환에 의한 수직력, 결보기질량에 의한 수직력, 캠버에 의한 수평력, 앞전 흡입력, 시위방향의 마찰력을 의미한다. 또한 실속조건은 식(6)과 같으며, 실속조건에서의 공력성분은 식(7) 및 식(8)과 같다.

$$\alpha_{s_{min}} < \left(\gamma - \frac{3}{4} \frac{c\dot{\theta}}{U} \right) < \alpha_{s_{max}} \quad (6)$$

$$(dN_c)_{sep} = (C_d)_c \frac{\rho \dot{V} V_n}{2} c dy \quad (7)$$

$$(dN_a)_{sep} = \frac{\rho \pi c^2}{8} \dot{v}_2 dy \quad (8)$$

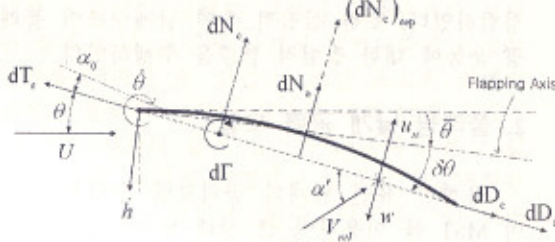


그림 1. 날갯짓 비행체의 플레핑 축 및 공기력.

보다 자세한 내용은 참고문헌[7]을 통해서 확인할 수 있다. 식(1)-(8)의 단면 공력성분을 이용하여 단면의 양력 및 추력을 계산하기 위해서는 다음과 같은 각 날개 단면의 공력계수값을 알아야 한다.

$$\eta_s, (C_d)_f, \alpha_0, (C_d)_c, \alpha_{s_{min}}, \alpha_{s_{max}} \quad (9)$$

이러한 계수값들은 날개의 정적실험결과로부터 추정될 수 있다.

3. 플레핑 운동을 위한 다물체 동역학

다자유도의 유연한 날개구조의 플레핑 운동과 같은 큰 변위를 갖는 날개에 대한 거동 해석을 위하여 유연 다물체 동역학(flexible multi-body dynamics) [8]을 적용하였다. 그림 2 와 같이 전체 좌표에 대하여 임의의 α 번째 구조에서 점 P_b 의 위치 및 속도는 일반화된 좌표를 적용하여 다음과 같이 표현된다.

$$R_{ab}^\alpha = R^\alpha + A^\alpha \left(u_{ab,0}^\alpha + \Phi_n^\alpha \xi_{ab,f}^\alpha \right) \quad (10)$$

$$\dot{R}_{ab}^\alpha = \dot{R}^\alpha + A_\theta^\alpha r_{ab}^\alpha \dot{\theta}^\alpha + A_r^\alpha \dot{\xi}_{ab,f}^\alpha \quad (11)$$

여기서, A^α , A_θ^α , Φ_n^α , $\xi_{ab,f}^\alpha$ 는 구조 회전각 θ 에 대한 변환행렬 및 미분행렬, 정규모우드 행렬 그리고 일반화된 자유도를 의미한다.

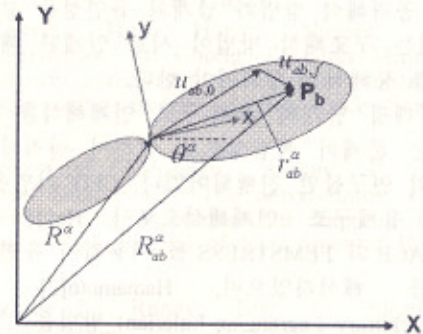


그림 2. 다물체 구조의 일반화된 좌표.

식(10)와 (11)을 이용하여 α 번째 구조물에 대한 비선형 운동방정식을 구하면 식(12)와 같이 표현할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} m_{rr}^{\alpha} & m_{r\theta}^{\alpha} & m_{re}^{\alpha} \\ m_{\theta r}^{\alpha} & m_{\theta\theta}^{\alpha} & m_{\theta e}^{\alpha} \\ m_{er}^{\alpha} & m_{e\theta}^{\alpha} & m_{ee}^{\alpha} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \ddot{R}^{\alpha} \\ \ddot{\theta}^{\alpha} \\ \ddot{\xi}_{ab,f}^{\alpha} \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & 0 \\ 0 & 0 & k_{ee}^{\alpha} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} R^{\alpha} \\ \theta^{\alpha} \\ \xi_{ab,f}^{\alpha} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} \dot{Q}_R^{\alpha} \\ \dot{Q}_{\theta}^{\alpha} \\ \dot{Q}_{ab,f}^{\alpha} \end{bmatrix} \quad (12)$$

여기서, 질량행렬의 성분은 구조물의 변위에 대한 비선형 성분으로 구성되며, 우변항 힘벡터는 일반화된 외력벡터 Q_e^{α} 와 운동에너지의 미분으로부터 생성되는 이차속도벡터 Q_v^{α} 의 합으로 표현된다.

4. 유연날개 모델 및 풍동실험

앞절에서 제시한 플레핑 날개의 공력모델과 다물체 동역학을 이용한 유체-구조 연계해석의 검증에 위하여 그림 3 과 같이 유연날개 구조로 이루어진 플레핑 날개 및 구동장치를 제작하였다. 또한 한국항공우주연구원(KARI)의 1m 급 아음속 풍동에서 정적 및 동적 공력실험을 수행하였다. 플레핑 날개는 복합재료 프레임과 PVC 필름 스킨으로 구성되며, 날개길이 $b=54\text{cm}$, 시위길 $c=9.67\text{cm}$ 의 직사각형 형상을 갖는다.

유체-구조 연계해석에 사용될 유연날개 구조 모델을 수립하기 위해 MSC/NASTRAN 을 이용하였으며, 모우드 실험결과와의 비교를 통하여 검증하였다. 수립된 구조모델의 고유주파수 및 모우드 형상에 대한 MAC(Modal Assurance Criterion) 비교는 표 1 과 같다.

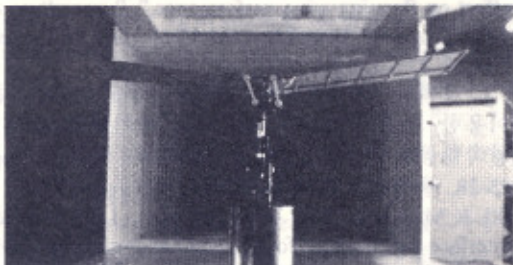


그림 3. 유연 플레핑 날개 및 풍동 시험부.

표 1. 유연 날개의 고유 진동수 및 MAC 비교.

Mode No.	Exp. (Hz)	NASTRAN (Hz)	Error (%)	MAC
1	8.925	8.921	-0.04	0.983
2	27.63	27.18	-1.63	0.980
3	34.63	35.51	2.54	0.952

5. 유연날개의 유체-구조 연계해석

직사각형의 유연 플레핑 날개에 대한 유체-구조 연계해석을 수행하였다. 플레핑 운동은 구동장치와 구속되는 날개 앞전을 수직 및 수평방향으로 구속시키고 플레핑 축에 수직하게 사인 가진을 적용하였다. 또한 시위의 $3c/4$ 지점에서 조인트 조건을 적용하여 병진운동에 대한 구속을 부과하였다. 이러한 강제운동을 해석하기 위해서 LMT(Lagrange Multiplier Technique)를 적용하였으며, 수치적분을 위해서 Newmark Beta Method 를 이용하였다.

유체-구조 연계해석은 유동속도 $U = 6 \text{ m/s}$ 그리고 플레핑 피치각 $\bar{\theta}_a = 0^\circ$ 에 대하여 수행하였다. 우선적으로 플레핑 공력모델의 적용을 위해서 정적실험결과에 대하여 최소자승법을 적용하여 식(9)의 공력계수값들을 다음과 같이 결정하였다.

$$\eta_s = 0.9, (C_d)_f = 0.02, (C_d)_c = 2.0, \\ \alpha_0 = 0^\circ, \alpha_{s_{\min}} = -9.8^\circ, \alpha_{s_{\max}} = 8.0^\circ \quad (13)$$

이러한 공력계수를 이용하여 예측된 정적 공력계수 비교는 그림 4 와 같이 양의 실속각 영역을 제외하고 잘 일치함을 알 수 있다.

동적 공력해석의 검증은 플레핑 주파수 $f = 0 \sim 6\text{Hz}$ 에 대하여 수행하였으며, 결과 비교는 그림 5 와 같다. 그림 5 는 플레핑 운동에 따른 평균 양력 및 추력을 보이고 있다. 양력의 경우 플레핑 주파수가 증가할수록 약간의 감소를 보이고 있으며, 이러한 감소의 원인은 빠른 날갯짓에 의해 실속영역이 증가함에 의한 것으로 판단되며, 참고문헌[7]에서 제시한 것과 같이 동적 실속에 대한 추가적 모델 수립을 수행할 예정이다. 추력의 경우 수행된 주파수 영역에

대하여 평균값이 잘 일치함을 확인할 수 있다. 이러한 동적 결과의 비교를 통하여 본 연구에서 제시한 유체-구조 연계해석의 유효성을 확인할 수 있다.

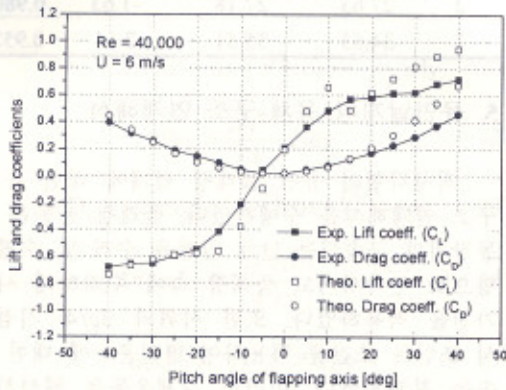


그림 4. 정적 양력 및 항력 계수 비교.

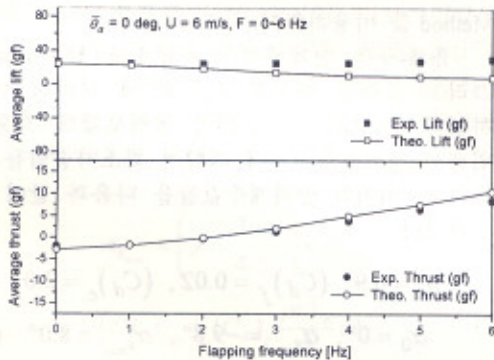


그림 5. 동적 양력 및 추력 비교.

6. 결론

본 연구에서는 날갯짓 비행체의 체계적 설계 및 비행제어에 활용가능한 효과적 공력 모델과 유체-구조 연계해석에 대한 연구를 수행하였다. 플레핑 날개의 공력모델로서 MST를 개선하여 빠른 날갯짓과 큰 변위에서 발생하는 큰 상대적 받음각에 대한 공력모델을 제시하였다. 또한 큰 변위를 이용하는 플레핑 날개 운동의 거동해석을 위해 유연 다물체 동역학을 적용하였으며, 플레핑 공력모델과의 연계해석을 수행하였다.

또한 이러한 연계해석은 유연 플레핑 날개에 대한 정적 및 동적 실험결과와의 비교를 통하여 검증되었다. 본 연구에서 수행한 유연한 플레핑 날개에 대한 유체-구조 연계해석법은 체계적인 날갯짓 비행체 개발에 유용하게 활용될 것으로 기대된다.

후 기

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

참고문헌

- [1] S. Ho, H. Nassef, N. Pornsin-sirirak, Y.C. Tai, and C.M. Ho, "Unsteady aerodynamics and flow control for flapping wing flyers," *Progress in Aerospace Science*, vol. 39, pp. 635-681, 2003.
- [2] M. Hamamoto, Y. Ohta, K. Hara, and T. Hisada, "Application of fluid-structure interaction analysis to flapping flight of insects with deformable wings," *Advanced Robotics*, vol. 21, no. 1-2, pp. 1-21, 2007.
- [3] J.D. DeLaurier, "The development of an efficient ornithopter wing," *The Aeronautical Journal*, vol. 97, no. 965, pp. 153-162, 1993.
- [4] M. Smith, "Simulating moth wing aerodynamics: towards the development of flapping-wing technology," *AIAA Journal*, vol. 34, no. 7, pp. 1348-1355, 1996.
- [5] P. Liu, and N. Bose, "Propulsive performance from oscillating propulsors with spanwise flexibility," *Mathematical, Physical and Engineering Sciences*, vol. 453, no. 1963, pp. 1763-1770, 1997.
- [6] E. Liani, S. Guo, and G. Allegri, "Aeroelastic effect on flapping wing performance," *Proceedings of 48th Structural Dynamics and Materials Conference*, Hawaii, 23-26 April, 2007.
- [7] 김대관, 한재홍, "Modified Strip Theory를 이용한 플레핑 날개 비행체의 공기역학 모델," 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, pp. 25-28, 용평리조트, 4월 2006.
- [8] K.M. Liew, S.E. Lee, and A.Q. Liu, "Mixed-interface substructure for dynamic analysis of flexible multibody systems," *Engineering Structures*, vol. 18, no. 7, pp.495-503, 1996.