

창립 40주년 기념

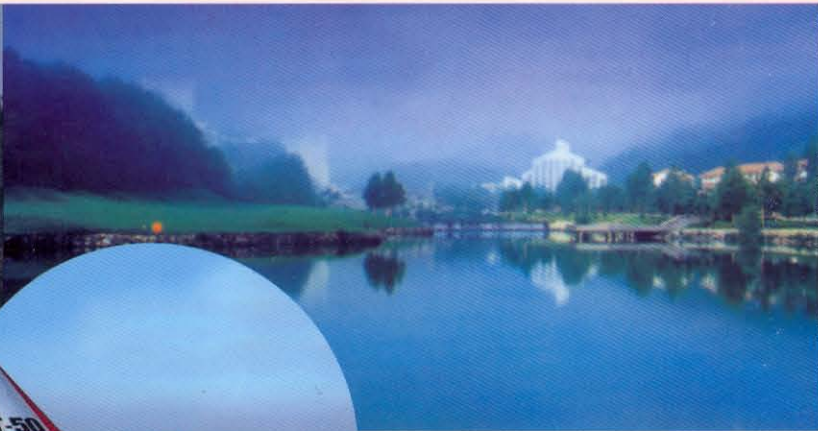
2007

춘계학술발표회 논문집

Proceeding of the 2007 KSAS Spring Conference

일시 : 2007년 4월 12일(목)-13일(금)

장소 : 용평리조트(타워콘도)



주최 : 한국 항공 우주 학회

후원 : 한국과학기술단체총연합회

(주) 세 트 렉 아 이

L I G 넥 스 원 (주)

한국 항공 우주 연구원

건대ST·IT융합BK21사업단

목 차

특별강연

- The Research Building for the Future Aerospace and Air Transport System 17
Prof. Joachim Szodruch(President of the German Society of Aeronautics and Astronautics)
- 건설교통 R&D 로드맵과 항공선진화사업 21
김창세 원장(한국건설교통기술평가원)

공기역학 및 응용

- Modified Strip Theory를 이용한 플래핑 날개 비행체의 공기역학 모델 25
김대관*, 한재홍(KAIST)
- 자연계에서의 비행과 헤엄침(1) ; 새와 곤충의 공기 중 비행 29
손명환*(공군사관학교)
- 자연계에서의 비행과 헤엄침(2) ; 수중 동물의 헤엄침 35
손명환*(공군사관학교)
- NREL Phase VI 로터의 Navier-Stokes 유동해석 41
이 철*, 조창열(울산대), 김태승(자동차부품연구원), 정현주(ATES)
- KA32T 헬기 시뮬레이터 개발을 위한 공력 DB 작성 45
김철완*, 장병희(KARI)
- GUI 환경의 로터 블레이드 익형 공력 해석 자동화 프로그램 개발 49
김태우*, 이관중, 이재원, 오세종(부산대), 강희정(KARI)
- 틸트로터 파워풍동시험 동압보정 54
조태환*, 최성욱, 김양원, 장병희(KARI)
- 초고속 궤도 운행체를 위한 공압/공력 혼합 부상 모델 구성 58
곽민규*, 천세범, 장근형, 이영재(건국대), 조진수(한양대), 안 존(세종대)
- 군산대학교 저엔탈피 팽창 터널의 설계 및 보정 62
노태현*, 장세명(군산대)
- 풍력발전 블레이드의 공력해석과 풍동 실험 기법 66
심호준*, 이동환(울산대)
- 항공무장 안전분리 검증을 위한 풍동실험연구 70
윤용현*, 백승욱, 조환기, 정형석, 조동현(공군사관학교)
- 반실험적 기법을 이용한 자유회전 테일핀을 가진 커나드 조종 미사일의 테일핀 회전을 계산 74
양영록*, 이진희, 명노신, 조태환(경상대), 박찬혁, 박민수, 황종선(한화)

Modified Strip Theory를 이용한 플래핑 날개 비행체의 공기역학 모델

An Aerodynamic Model of Flapping-wing Aircraft Using Modified Strip Theory

김대관*, 한재홍(한국과학기술원)

1. 서 론

21세기 미래전장에서는 야전 및 시가전 등의 전투선단에서 병사의 휴대장비로서 초소형 무인기(MAV)는 관심영역의 정찰 및 감시를 수행하는 주요한 기능을 담당할 것으로 예상된다. 따라서 현재의 MAV 개발과정에서는 보다 실질적인 임무를 수행하기 위하여 비행체의 크기와 비행속도의 감소가 요구되고 있다. 이러한 조건에서 기존의 고정익 또는 회전익 비행체에 적용되던 항공역학 및 설계방식의 적용은 매우 제한적이다. 따라서 기존의 고정익/회전익 형태의 초소형 무인기와는 달리 새 또는 곤충의 날개운동을 응용한 소음이 거의 없는 특징을 지닌 생체모방형 비행체는 기술적 난이도는 높지만 효율성이 크기 때문에 이미 미국을 비롯한 선진국에서는 이에 대한 개발소요가 증대되고 있다.

그러나 일반적인 고정익/회전익 비행체에 비하여 플래핑 비행체는 공기에 대한 전진운동 뿐만 아니라 유연한 날개구조에 의한 flapping, twisting, folding, plunging, sweeping, rotating 운동 등과 같은 다양한 날개운동들이 종합적으로 이용된다[1]. 이러한 다자유도의 날개운동에 의해 날개 표면에 발생하는 leading edge vortex, delayed stall, 3D-wing effect, viscous effect, wing flexibility, wake capture 등과 같은 복잡한 공기역학적 특징들과 저 레이놀즈수(Reynolds number)의 비정상 유동장 특징 등이 유발되어 공기역학적 해석이 매우 어려운 실정이다. 특히 전산유체해석(CFD) 기법을 이용한 이러한 공력해석은 많은 계산시간과 자원을 필요로 하고 있으며 제한적 해석이 가능한 실정이다[2].

따라서 생체모방 비행체형상 및 비행제어 설계를 위한 확보핵심기술로써 생물학적 비행체들의 날개운동 및 공력특성에 관한 연구[3]뿐만 아니라, 보다 실질적 활용이 가능한 플래핑 날개의 공력모델 수립에 대한 사전연구가 우선적으로 이루어져야 한다.

본 연구에서는 Modified Strip Theory를 이용하여 플래핑 날개의 공력예측 및 유연 날개의 유체구조 연계해석에 적용이 가능한 공력모델 수립에 관한 연구를 수행하였으며, 실험적 결과와의 비교를 통하여 공력모델의 검증 및 보완 가능성을 제시하였다.

2. 플래핑 날개 공력모델

2.1 공력예측을 위한 해석적 모델

플래핑 날개의 공력모델 개발을 위한 연구는 크게 낮은 날갯짓 속도에서 정의 되는 준정상모델(quasi-steady model)과 wake effect를 고려한 비정상모델(unsteady model)로 구분할 수 있다. 대표적인 준정상 모델로서 Betteridge와 Archer[4]는 양력선 이론(lift-line theory)를 이용하였으며, Norberg[5]는 하나의 대표점을 이용하여 공력모델을 근사화 하였다. 비정상 모델로서 Philips 등[6]은 불연속 와류 모델을 이용하였으며, Lighthill[7]은 일련의 closed ring vortex를 이용하였다. DeLaurier[8]는 modified strip theory를 제안하여 날개의 비틀림 효과를 분석하였으며, Vest[9]는 Panel Method를 이용한 비정상 포텐셜 유동을 해석하였다. Hall과 Hall[10] 그리고 Fritz와 Long[11]은 Vortex Lattice Method를 이용하였다.

본 연구에서는 최적화된 날개설계 및 유체구

조 연계해석에 적용 가능한 공력모형을 개발하기 위해 modified strip theory[8]를 이용한 공력모형을 빠른 날갯짓 운동에 의한 큰 받음각과 실질적 실속조건을 고려할 수 있게 개선하였으며 실험적인 검증을 수행하였다.

2.2 Modified Strip Theory를 이용한 공력모형

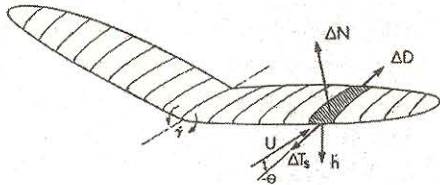
일반적 플래핑 날개의 단면 및 공기력 분포는 그림 1과 같이 표현할 수 있다. 날개에 분포된 각 단면의 운동은 플러지 운동(plunging motion)인 h 과 피치 운동(pitching motion)인 θ 으로 구성되어 있다. 날개 주위의 유동에 의해 발생하는 단면 수직력은 다음과 같이 표현된다.

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

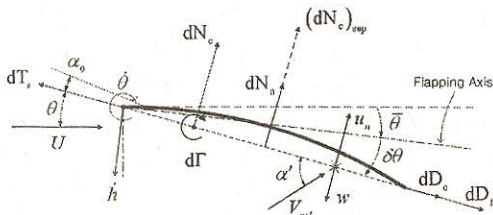
여기서 ρ , U , α_0 는 각각 밀도, 비행속도, 영양력 받음각을 의미하며, $\bar{\theta} = \bar{\theta}_a + \bar{\theta}_w$ 로서 플래핑각과 평균 피치각의 합을 의미한다.

상대적 받음각 α' , 시위의 1/4 지점에서의 상대적 유동속도 V 그리고 플러지 속도와 비행속도의 합성속도 각인 γ 는 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$\alpha' = \frac{ARF(k) + \frac{cAR}{2Uk} \dot{\alpha} - 2(\alpha_0 + \bar{\theta})}{2 + AR} \quad (2)$$



(a) 플래핑 날개 및 단면 공력 분포



(b) 날개단면 운동변수 및 공기력

그림 1 플래핑 공력모형 개요도

$$V = \left\{ [U \cos \theta - \dot{h} \sin(\theta - \bar{\theta}_a)]^2 + [U(\alpha' + \bar{\theta}) - 0.5c\dot{\theta}]^2 \right\}^{1/2} \quad (3)$$

$$\gamma = \tan^{-1} \left[\frac{U(\alpha' + \bar{\theta}) - 0.5c\dot{\theta}}{U \cos \theta - \dot{h} \sin(\theta - \bar{\theta}_a)} \right] \quad (4)$$

여기서, AR , c , k 는 가로세로비, 단면 시위 그리고 reduced frequency를 의미한다.

식 (2)에서 와류(wake)에 의한 유한 날개의 비정상 효과를 나타내는 함수인 $F'(k)$ 과 $G'(k)$ 을 근사식을 이용하여 식 (5)와 (6)과 같이 표현할 수 있으며, 시위의 3/4 지점의 상대적 받음각인 α 는 식 (7)과 같다.

$$F'(k) = 1 - \frac{C_1 k^2}{(k^2 + C_2^2)} \quad (5)$$

$$G'(k) = -\frac{C_1 C_2 k}{(k^2 + C_2^2)} \quad (6)$$

$$\alpha = [\dot{h} \cos(\theta - \bar{\theta}_a) + 0.75c\dot{\theta} + U \sin \delta\theta] / U \quad (7)$$

여기서, $C_1 = \frac{0.5AR}{2.32 + AR}$ 와 $C_2 = 0.181 + \frac{0.772}{AR}$ 이며, $\delta\theta = \theta - \bar{\theta}$ 로서 동적 피치각을 의미한다.

그림 1. (b)에서의 공력 성분인 dN_a , dD_c , dT_s , dD_f 는 각각 겉보기 질량(apparent mass)에 의한 수직력, 캠버에 의한 시위방향 항력, 앞전에서의 흡입력(suction force), 표면 마찰력에 의한 항력을 의미하며 다음과 같이 표현된다.

$$dN_a = \frac{\rho \pi c^2}{4} \dot{v}_2 dy \quad (8)$$

$$dD_c = -2\pi \alpha_0 (\alpha' + \bar{\theta}) \cos \gamma \frac{\rho UV}{2} c dy \quad (9)$$

$$dT_s = \eta_s 2\pi \left(\alpha' + \bar{\theta} - \frac{c\dot{\theta}}{4U} \right)^2 \cos \gamma \frac{\rho UV}{2} c dy \quad (10)$$

$$dD_f = (C_d)_f \frac{\rho V_a^2}{2} c dy \quad (11)$$

여기서, \dot{v}_2 는 중간 시위의 수직속도 변화이다. 또한 η_s 와 $(C_d)_f$ 는 각각 앞전 흡입력 계수와 마찰 항력 계수를 의미한다.

플래핑 날개운동의 실속조건은 식(12)와 같이 가정하였으며, 이때 시위방향의 공력이 작용하지 않는다고 가정하였다.

$$(\gamma - 3c\dot{\theta}/4U) > \alpha_{stall} \quad (12)$$

이때 실속조건에서의 수직력은 다음과 같이 표현된다.

$$(dN_c)_{sep} = (C_d)_c \frac{\rho \hat{V} V_n}{2} c dy \quad (13)$$

$$(dN_a)_{sep} = \frac{\rho \pi c^2}{8} v dy \quad (14)$$

여기서, \hat{V} 과 V_n 은 각각 중간 시위점에서의 합성속도와 수직 속도성분을 의미한다.

따라서 각 단면의 수직력과 수평력은 각각 $dN = dN_c + dN_a$ 와 $dF_a = dT_s - dD_c - dD_f$ 가 된다. 따라서 각 단면에서의 양력, 추력, 모멘트는 다음과 같이 표현되며, 날개전체의 공력은 단면 공력의 적분에 의해 구할 수 있다.

$$dL = dN \cos \theta + dF_a \sin \theta \quad (15)$$

$$dT = dF_a \cos \theta - dN \sin \theta \quad (16)$$

$$dM_{aero} = dM_{ac} - dN_c(0.25c - e) - dN_a(0.5c - e) + dM_a \quad (17)$$

$$(dM_{aero})_{sep} = -[(dN_c)_{sep} + (dN_a)_{sep}] \left(\frac{1}{2} c - e \right) \quad (18)$$

3. 공력모델 검증 및 보완

본 연구에서 제시한 플래핑 공력모델의 검증을 위하여 평판날개에 대한 실험결과[12]와의 비교를 수행하였다. 실험모델은 $AR=6$, $c=30mm$, $t=1.5mm$ 의 평판모델이다.

공력예측에 필요한 계수 값들은 그림 2와 같이 평판모델의 양력 및 항력계수의 실험결과와 최소자승법을 이용하여 추정하였으며, 추정된 계수 값들은 식 (19)와 같다.

$$\eta_s = 0.07, (C_d)_c = 2.6, (C_d)_f = 0.072, \alpha_0 = 0^\circ, (\alpha_{stall})_{max} = 8.4^\circ, (\alpha_{stall})_{min} = -8.4^\circ \quad (19)$$

그림 4는 같은 평판모델의 동적실험 결과(실선)를 보이고 있다. 실험조건은 피치각 $\theta=6^\circ$, 플런지 $h(t) = 14.7 \cos(80.16t)mm$ 이며, $30Hz$ 의 저주파 필터를 사용하였다. 식 (19)의 계수 값들과 동일한 날개운동 조건을 이용하여 공력예측을 수행하였으며, 그림 4의 결과(점선)에서와 같이 받음각이 실속각 이내의 영역에서는 실험치를 잘 예측하는 반면 실속조건에서는 실제 공력과 차이를 보이고 있음을 알 수 있다. 이러한 차이는 동적실속 조건에서의 공력분포인 식

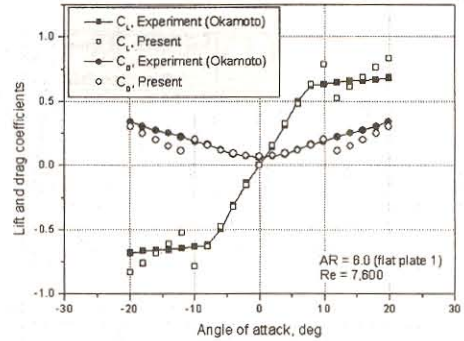


그림 2 평판모델의 양력 및 항력계수

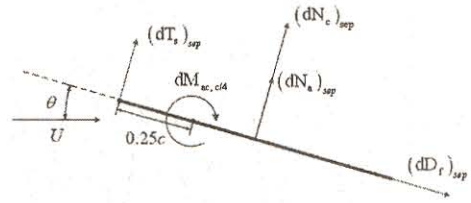


그림 3 동적실속조건에서의 공력분포

(13)과 (14)의 수직력 만으로는 공력예측이 어렵다는 것을 의미한다.

따라서 본 연구에서는 그림 3과 같이 추가적으로 동적실속 조건에서 앞전와류에 의한 흡입력 $(T_s)_{sep}$ 와 앞전와류 주위 유동의 재부착에 의한 저항인 $(dD_f)_{sep}$ 를 고려하였다. 그림 4의 결과(별표)와 같이 실속조건에서 양력 및 추력 오차만을 최소화하는 흡입력 및 저항력 계수인 $\eta_s^{stall} = 1.49$ 와 $(C_d)_f^{stall} = 0.065$ 를 구하였으며, 이러한 개선은 그림 4.C와 같이 모멘트를 일치시키는 합당한 가정임을 확인하였다.

4. 결론

본 연구에서는 플래핑 날개의 공력예측과 유체구조 연계해석의 적용을 위하여 플래핑 날개의 공력모델에 관한 연구를 수행하였다. 기존의 공력모델을 빠른 날갯짓 운동에 의한 큰 받음각과 보다 실질적 실속상태를 고려할 수 있는 실속조건을 제안하였으며, 실험적인 검증을 수행하였다. 그러나 아직 이러한 공력모델의 추가적 검증 및 보완을 위한 낮은 레이놀즈수 영역의 실험적 결과가 매우 부족한 실정이며, 향후 추가적 실험을 통한 검증을 수행할 예정이다.

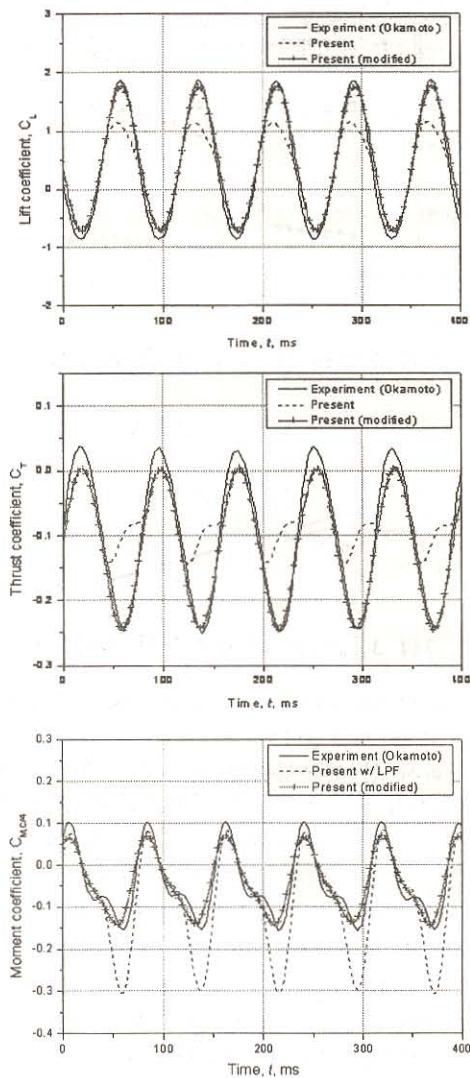


그림 4. 평판실험 결과 및 공력예측 비교

후 기

본 연구는 한국과학재단의 기초연구과제 (R01-2005-000-10848-0)의 연구비 지원에 의해 연구 결과입니다.

참고문헌

1) Shyy, W., Berg, M., and Ljungqvist, D., "Flapping and Flexible Wings for Biological and

Micro Air Vehicles," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 35, 1999, pp.455-505.

2) Sane, S.P, "The Aerodynamics of Insect Flight," Journal of Experimental Biology, vol. 206, pp. 4191-4208, 2003.

3) 김대관, 권기정, 김홍일, 한재홍, "유연한 플래핑 날개의 공력특성에 관한 실험적 연구," 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, pp. 107-110, 11월 2006.

4) Betteridge, D.S., and Archer, R.D., "A Study of the Mechanics of Flapping Wings," Aeronaut Q, pp. 129-142, May 1974.

5) Norberg, U.M., "Evolution of Vertebrate Flight: An Aerodynamic Model for the Transient from Gliding to Active Flight," American Naturalist, vol. 126, no. 3, pp. 303-327, September 1985.

6) Philps, P.J., East, R.A., and Pratt, N.H., "An Unsteady Lifting-line Theory of Flapping Wings with Application to the Forward Flight of Birds," Journal of Fluid Mechanics, vol. 112, pp. 97-125, 1981.

7) Lighthill, S.M., "Some Challenging New applications for Basic Mathematical Methods in the Mechanics of Fluids that were Originally Pursued with Aeronautical Aims," Aeronautical Journal, vol 94, pp. 41-52, 1990.

8) DeLaurier, J.D., "An Aerodynamic Model for Flapping-wing Flight," Aeronautical Journal, vol. 97, no. 964, pp. 125-130, 1993.

9) Vest, M.S., and Katz, J., "Unsteady Aerodynamic Model of Flapping Wings," AIAA, vol. 34, no. 7, pp. 1435-1440, 1996.

10) Hall, K., and Hall, S., "A Rational Engineering Analysis of the Efficiency of Flapping Flight," Fixed and Flapping Wing Aerodynamics for Micro Air Vehicles, AIAA, pp. 249-274, 2001.

11) Fritz, T., and Long, L., "Object- Oriented Unsteady Vortex Lattice Method for Flapping Flight," Journal of Aircraft, vol. 41, no. 6, pp. 1275-1290, 2004.

12) Okamoto, M. and Azuma, A., "Experimental Study on Aerodynamic Characteristics of Unsteady Wings at Low Reynolds Number," AIAA, vol. 43, no. 12, pp. 2526-2536, 2005.