



2008 추계

학술발표회 논문집 I

- ① 공기역학 및 응용
- ② 구조역학 및 응용
- ③ 비행체 설계 및
시스템 통합기술
- ④ 항공 전자
- ⑤ 회전익기 체계

Proceedings of the 2008 KSAS Fall Conference



일시 2008년 11월 20일(목)-21일(금)

장소 라마다프라자 제주호텔

주최 한국항공우주학회
후원 한국과학기술단체총연합회
한국항공우주산업(주)
(주)대한항공
유콘시스템(주)
(주)세트렉아이
삼성테크윈(주)
(주)탐엔지니어링
순천대기계우주항공교육사업단

• 최대 사거리를 위한 유도 로켓의 커나드 형상 최적설계	473
허상범*, 양영록(경상대), 황의창(한화), 박찬우(경상대)	
• 유연 날개를 가지는 날갯짓 비행체의 모델링과 동특성에 대한 연구	477
이진영*(KAIST), 김대관(KARI), 이동훈, 한재홍(KAIST)	
• 공중모의 비행시험기 제조 개발 사례 연구	481
고준수, 이용표, 최 섭, 안종민*(ADD)	
• 소형항공기 조류충돌 안전성에 관한 해석적 연구	485
박일경*, 최익현, 손현철, 이상중, 장재원, 안석민(KARI)	
• 시장분석 및 경쟁기종분석을 통한 BASA인증기 초기 개발요구도 정의	490
김광해*, 윤준영, 고대우(KAI)	
• X-51A 스크램제트 엔진 기술 실증기 체계 고찰	494
최정열*, 노진현, Bernard Parent(부산대)	
• DARPA의 극초음속 항공기 개발 전략 고찰	498
최정열*, 노진현, Bernard Parent(부산대)	
• 항공기 외부 장착물의 반력 해석에 관한 연구	502
이승진*, 조영환, 강동석(LIG Nex1), 정상준(ADD)	
• KSLV-I 상단부 VEB 조합체 이송시험 시 이송 구간별 가속도 계측 이벤트 발생빈도 분석	506
박종찬*, 최상현, 전영두, 정의승, 박정주, 조광래(KARI)	
• 상단부 지상시험용 Line-TLM DPS의 Field Test	511
김광수*, 서진호, 이수진, 정의승(KARI)	
• 헬리콥터 꼬리로터 시험설비를 위한 회전체 데이터 수집에 관한 연구	515
손종대*, 정순배, 김태화(스마텍), 박진국, 최희주(피스텍), 김승범, 송근용(KARI)	
• KSLV-I 상단부에 대한 신뢰성 관리	519
조상연*, 신명호, 오승협, 김인선(KARI)	
• KSLV-I 단조립용 기계장비 제작성능시험	523
진승보*, 정의승, 박정주, 조광래(KARI)	
• T-50 항공기의 자기 나침반 오차지시 사례를 통한 최적 설계 연구	527
이진표*, 김영우, 김맹근(KAI), 김상엽(기술품질원)	
• 효율적인 공탄성 해석을 위한 역설계법을 이용한 날개-동체 모델의 공력 근사	533
이승준*, 임동관, 이 인(KAIST)	

항공 전자

• 중고도급 무인기 임무컴퓨터 다중화 연구	537
이재익*, 김영일(ADD)	
• 중거리미사일 탑재 항공기 소프트웨어 최적화 연구	541
조한상*, 임성신, 송재일(KAI)	
• 건국대학교 KU-UAV 시스템 제작	545
윤석환*, 이병진, 원대회, 정상경, 이영재, 강태삼(건국대)	

유연 날개를 가지는 날갯짓 비행체의 모델링과 동특성에 대한 연구

Modeling and Flight Dynamics of Flapping-wing Flight Considering Wing Deformation

이진영*(KAIST), 김대관(KARI), 이동훈, 한재홍(KAIST)

1. 서 론

무인기 개발의 일환으로서 제작되는 오늘날의 날갯짓 비행체(ornithopter)는 wing span 이 약 15cm 미만인 초소형에서부터 wing span 이 약 1m 에 이르는 크기까지 다양하게 제작되고 있다. 인간이 제작한 Ornithopter 는 자연계에 존재하는 곤충의 날개 형태와 새의 날갯짓과 유사성을 보인다. 첫째, 날개의 구조는 곤충의 날개처럼 날갯살과 얇은 막으로 만들어지며, wing root 부분을 중심 축으로하여 날갯짓을 하는 것이 새와 유사하다. 이제까지의 날갯짓 비행체 제작 방식은 시행착오를 통한 반복적인 시도에 의존하였으나, 실험적 검증은 거친 공력 모델과 연계하여 동특성을 예측한다면 실질적으로 날갯짓 비행체의 체계적인 개발에 활용될 수 있을 것이다.

항공기의 설계 과정에 있어서 요구 이륙중량, 양력, 추력 등의 목표 성능을 충족시키기 위하여 전산유체역학 (CFD, Computational Fluid Dynamics)을 이용한 유동장 모사가 이루어지고 있으며, 유동장 가시화 실험을 통한 검증, 특정 날개 형상에 대한 공력 측정을 위한 풍동 실험 등이 수행되고 있다[1]. CFD 는 정확도가 뛰어나지만, 많은 계산량에 따르는 막대한 비용 부담과 소요 시간으로 설계와 제어 목적에는 효용성이 떨어진다. 따라서 정확도가 다소 떨어지더라도 날갯짓 비행체의 공력특성을 반영할 수 있는 효율적인 공력 모델이 설계 및 제어를 위해서는 유리하다고 볼 수 있다.

DeLaurier 는 날갯짓 비행체의 공력 모델로서 Modified Strip Theory(MST) 를 제안한 바

있다[2]. 이에 대하여 김대관은 이러한 공력 모델을 실험적으로 검증하고 또한 제한적으로 적용되었던 공력 모델의 적용 범위를 넓히기 위하여 큰 받음각(high angle of attack) 조건, 동적 실속(dynamic stall) 조건을 고려한 수정된 모델을 수립하고 풍동실험을 통하여 검증하였다[3].

본 연구의 목표는 유연한 날개를 가진 날갯짓 비행체에서 설계 변수를 선정하고, 비행 및 날갯짓 조건에 따라 공력을 계산하여 동특성을 예측할 수 있도록 하는 것이다.

2. 통합 시뮬레이션의 구성

날갯짓 비행체의 동역학적 특성을 예측하기 위하여 날갯짓 비행체의 날개 변형과 날갯짓에 따른 공력 모델, 그리고 동역학 모델을 연계하여 시뮬레이션을 구성하였다.

2.1 날갯짓 운동의 공력 모델

날갯짓 비행체의 양력 발생 원리는 고정익의 원리와 차이가 있다. 준정상 상태(quasi-steady)의 가정 하에서 받음각을 정의하기 위해서는 비행체의 비행속도는 물론, 날갯짓에 의한 유동의 상대 속도와 날개의 국부적인 변형에 의한 영향을 고려해야 하기 때문이다.

본 연구에서는 날갯짓 비행체의 공기역학 모델로서 DeLaurier 가 제안하고 김대관이 수정 보완한 MST 를 사용하였다. 이 공력 모델은 날개를 시위 방향으로(chordwise) 가느다란 strip 으로 나누고, 각 날개 단면에서 날갯짓에 의한 상하 운동(plunging)과 날개의 변형에 의한 pitching 을 고려하여 각 strip 에 대한 공력을

계산하는 방식이다. 각 strip 에서 계산된 결과로부터 날개 전체에 작용하는 양력, 항력을 추정할 수 있다.

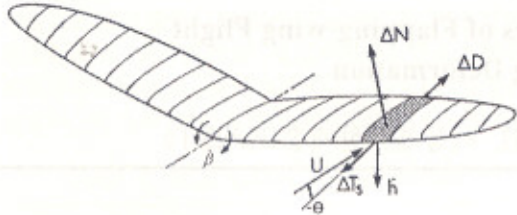


Fig. 1 Root flapping wing and aerodynamic forces [2].

이 방식은 유연한 날개에 있어서 날개의 휘어짐이 길이방향(spanwise)에 걸쳐 다르게 나타나는데, 이러한 현상을 국부적 받음각으로 가정하여 날개의 받음각에 고려한다. 날개의 휘어짐은 wing root 에서는 매우 미비하지만 끝단으로 갈수록 그 효과가 크게 나타난다(Fig. 1).

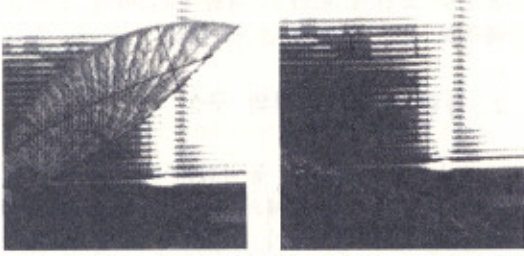


Fig. 2 Wing deformation in downstroke and upstroke(Cybird P2™, Neuros).

2.2 날갯짓과 날개 변형

날갯짓 비행체에서는 모터의 회전운동을 링크장치로 전달하여 왕복운동으로 전환하여 날개의 앞전과 연결하여 날갯짓으로 연결한다. 그러나 현재 연구 단계에서는 이 부분에 대한 기구학적 모델은 차치하고 날갯짓을 정현파 주파수로 단순하게 가정하였다. 또한 구조적으로 유연한 날개에서는 날갯짓뿐만 아니라, 날개의 끝단(wing tip)으로 갈수록 휘어짐에 의한 영향을 많이 받는데, 휘어지는 정도가 선형적으로 분포한다는 가정 하에서 다음과 같이 날갯짓과 날개 변형에 대한 변수를 가정하였다.

$$\theta_{flapping} = \theta_1 \sin(2\pi f t) + \theta_0 \quad (1)$$

$$\delta\theta = \beta_0 \sin(2\pi f t + \psi) \quad (2)$$

여기서 f 는 날갯짓 구동 주파수, t 는 시간이고, $\theta_{flapping}$ 은 날갯짓 각도(flapping angle)로서, θ_0 는 날갯짓의 중립 지점(neutral point)이 수평에 대하여 이루는 각도를 뜻하고, θ_1 은 날갯짓의 stroke angle 이다. 날개 변형에 대한 parameter 로서 $\delta\theta$ 는 날개의 국부적인 받음각을 나타내는데, 날개의 끝단(wing tip)에서의 변형각을 β_0 라 하고, wing root 에서는 변형은 없다고 가정하였다. ψ 는 날갯짓에 대한 날개 변형의 위상차를 나타낸다.

Fig. 2 는 날개의 하강운동(downstroke)과 상승운동(upstroke)을 고속 카메라로 촬영하여 1/4 주기 시점에서의 날개 형상을 보여주고 있다. 날개의 끝단(wing tip)이 최고 지점에서 최저 지점에 이르는 하강운동 동안에 날개의 국부적인 변형을 살펴보면, 최고 지점에서는 국부적인 변형이 거의 존재하지 않지만, 이는 점점 증가하여 1/4 주기를 지날 무렵, 국부적인 변형이 최고조에 이른다. 하강운동에서는 날개의 변형 정도가 점차 줄어들어 상승운동으로 반전(reversal)이 일어날 무렵, 즉, 날개 끝단이 최저 지점에 있을 때에는 날개 변형이 거의 나타나지 않는다.

Table 1 Parameters for Flapping Motion.

Component	Symbol	Range
Flapping stroke angle	θ_1	20 ~ 45°
Neutral point	θ_0	-5 ~ 5°
Max. pitch angle	β_0	0 ~ 45°
Phase	ψ	45 ~ 315°

비행 속도(V_f)와 날갯짓 주파수(f)는 각각 10m/s 와 8Hz 로 가정하고, 동체의 받음각(비행 속도에 대하여 날갯짓 중심축이 이루는 각도)을 0 ~ 35° 내에서 5° 씩 증가시키면서 Table 1. 에 기술한 매개변수 범위 내에서 수평 비행을 위한 충분한 평균 양력을 발생시키면서 최대 양항비를 나타내는 조건을 탐색하였다. 동체의 받음각이 커질수록 평균 양력이 증가하는 경향을

보이지만, 항력 성분도 증가하기 때문에, 단순히 양력이 큰 경우보다는 양항비가 최대인 경우를 기준 조건으로 선택하였다.

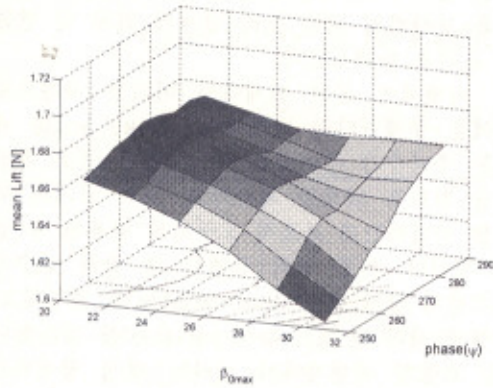


Fig. 3 Mean lift when $V_T=10\text{m/s}$, $f=8\text{Hz}$, $\theta_1=44^\circ$, $\theta_0=-4^\circ$.

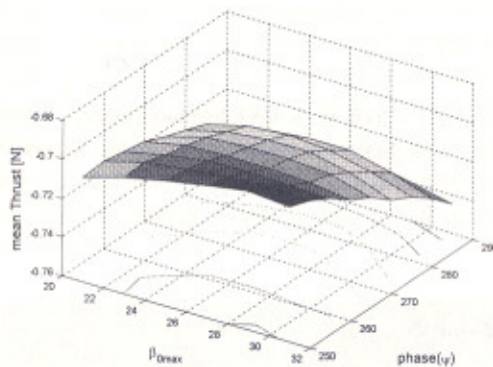


Fig. 4 Mean thrust when $V_T=10\text{m/s}$, $f=8\text{Hz}$, $\theta_1=44^\circ$, $\theta_0=-4^\circ$.

해석 결과 동체의 받음각이 25° 일 때, $\theta_1=44^\circ$, $\theta_0=-4^\circ$, $\beta_0=23^\circ$, $\psi=255^\circ$ 인 조건에서 최대 양항비를 나타내었다(Fig. 3, 4).

2.3 날갯짓 비행체의 동역학 모델

본 연구에서는 날갯짓 비행체의 예비 설계 및 제어 모델을 구성하기 위한 초기 단계로서, 비행체 전체를 하나의 동체(body)로 가정하고, 날개와 동체, 꼬리 날개의 질량이 각각의 질량 중심에 질점으로 분포한다고 가정하였다(Table 2). 날개는 Fig. 5 에서 보이는 것처럼

직사각형 형태의 단순한 모델로 가정하였고, 날갯짓에 의하여 매순간 질량 분포가 약간씩 변화한다. 이에 따라 동체의 관성모멘트(moment of inertia)가 변하는데, 이를 종운동에 대한 비행체 모델을 구성하였다.

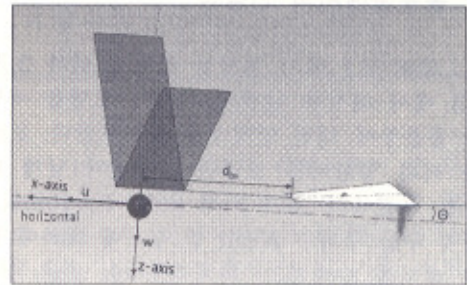


Fig. 5 The scheme of the ornithopter model.

Table 2 Mass Components.

Component	Mass	Value
Main wing	m_1	7.05g
Body	m_2	271.00g
Tail wing	m_3	3.86g
Total	m_{total}	288.96g

날갯짓 비행체의 6 자유도 운동 방정식을 다음과 같이 구성하였다.

$$\begin{bmatrix} mI & 0 \\ 0 & I \end{bmatrix} \begin{Bmatrix} \dot{\mathbf{V}}_B \\ \dot{\boldsymbol{\omega}}_B \end{Bmatrix} + \begin{bmatrix} \mathbf{V}_B \times m\mathbf{V}_B \\ \boldsymbol{\omega}_B \times I\boldsymbol{\omega}_B \end{bmatrix} = \begin{Bmatrix} \mathbf{F}_B \\ \boldsymbol{\tau}_B \end{Bmatrix} \quad (3)$$

여기서 m 은 기체 전체의 질량이고 I 는 3×3 의 항등행렬 (identity matrix), $\mathbf{V}_B = [U_B \ V_B \ W_B]^T$ 는 기체좌표계에서의 속도벡터, $\boldsymbol{\omega}_B = [P \ Q \ R]^T$ 는 각속도(angular rate) 벡터를 나타낸다. I 는 식 (4) 로 표현되는 관성모멘트 행렬이다.

$$I = \begin{bmatrix} I_{xx} & -I_{xy} & -I_{xz} \\ -I_{yx} & I_{yy} & -I_{yz} \\ -I_{zx} & -I_{xz} & I_{zz} \end{bmatrix} \quad (4)$$

비행체에 작용하는 힘과 토크는 \mathbf{F}_B , $\boldsymbol{\tau}_B$ 로 나

타내었다. 날갯짓 비행체의 종운동(longitudinal motion)은 날갯짓에 의하여 발생하는 공력과 꼬리날개에서 발생하는 공력, 그리고 중력의 총합으로 계산하였다.

3. 종운동에서의 안정성

앞서 2.1 에서 설명한 공력 모델과 2.2 와 2.3 에서 제시한 날갯짓 비행체 모델을 바탕으로 종운동에 대한 안정성을 살펴보았다. 2.2 에서 최대 양항비를 보였던 날갯짓과 날개 변형 조건 부근에서 초기 비행 속도 $V_1=10\text{m/s}$, 날갯짓 구동 주파수 $f=8\text{Hz}$ 인 경우에 대하여 동역학 해석을 수행하고, 피치각(pitch angle)에 대한 결과를 살펴보았다.

비행체의 주 날개에 작용하는 공력이 주기적으로 변화하므로 트림 조건(trim condition)에서도 주기성을 가지고 자세각이 변한다는 것을 알 수 있(Fig. 6). 동일한 조건에서도 꼬리 날개의 위치(Fig. 5 에서 d_{tw})와 받음각 조건에 따라 과도기 특성, 피치각의 오차 범위가 달라지기 때문에 안정 상태에서 피치각이 오차 범위(error band)가 5° 이내에서 진동하는 조건으로 보았다.

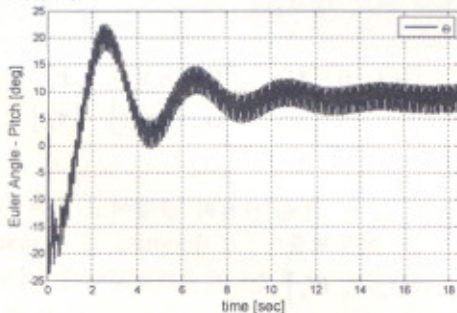


Fig. 6 Pitch attitude when initial velocity $V_1=10\text{m/s}$, $f=8\text{Hz}$, $\theta_1=40^\circ$, $\theta_0=-5^\circ$, $\beta_0=25^\circ$, $\psi=270^\circ$.

4. 결 론

본 연구에서는 날갯짓 비행체의 동역학 특성을 예측하기 위하여 공력 모델을 선정하고, 날갯짓 비행체의 시스템 모델링을 위하여 날갯짓과 날개 변형을 정현파 함수로 구성하여 매개

변수를 정의하였다. 물리적으로 구현 가능한 매개변수 범위 내에서 최대 양항비를 나타내는 조건을 탐색하고, 해당 조건에서 비행체의 종안정성을 보장하기 위한 꼬리 날개의 위치 및 받음각 조건을 탐색하였다.

비행체의 설계 단계에서 이러한 과정으로 해석을 수행한다면 날갯짓의 stroke angle 과 구동 주파수가 주어졌을 때, 적합한 구조 유연성을 갖도록 날개를 제작하고, 꼬리 날개의 위치를 선정하는데 보조적 도구로써 활용될 수 있을 것이다. 또한 공력 모델의 입·출력 변수가 시스템의 상태 변수(state variable)로 표현되고, 적합한 제어 변수(control variable)를 정의한다면, 고정익 비행체에서 쓰이는 제어 방식과는 다를찌라도 체계적인 날갯짓 비행체 제어 방법을 연구하는 발판이 될 수 있을 것으로 기대한다.

후 기

본 연구는 2008 년 KAIST InstituteComplex System 설계 연구소(KI for Design of Complex System)의 기초연구과제의 연구비 지원에 의한 연구결과이며 지원에 감사드립니다.

참고문헌

[1] J. S. Lee, J. H. Kim, and C. Kim, "Numerical Study on the Unsteady-force-generation Mechanism of Insect Flapping Motion," AIAA Journal, vol. 46, pp. 1835-1848, Jul 2008.

[2] J. D. DeLaurier, "An aerodynamic model for flapping-wing flight," Aeronautical Journal, Vol. 97, No.964, pp. 125-130, 1993.

[3] D.-K. Kim, J.-S. Lee, J.-Y. Lee and J.-H. Han, "An aeroelastic analysis of a flexible flapping wing using modified strip theory," 15th SPIE International Symposium Smart Structures/NDE, San Diego, CA, USA, Mar. 2008.