

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.7.637

시간영역 패널법을 이용한 융합익기 형상 초소형 무인기의 공력해석

박진한*, 조이상**, 조진수**

Aerodynamic Analysis of the Blended Wing Body Type MAV
using the Time-Domain Panel Method

Jin-Han Park*, Lee-Sang Cho** and Jin-Soo Cho**

ABSTRACT

A time-domain panel method based on the potential flow theory and the time-stepping method is developed to predict the steady/unsteady aerodynamic characteristics of FM07, which is the BWB (Blended-wing body) type MAV. In the aerodynamic analyses, we used two types of the initial model(Case I) and the improved model(Case II), which is moved the gravity center toward the rear and has larger aspect ratio. In the steady aerodynamic analyses, it is revealed that improved model has higher lift to drag ratio(L/D) and more stable pitch characteristic than those of the initial model. In the unsteady aerodynamic analyses for sudden acceleration motion similar to the launch phase of MAV, it seemed that there is a rapid increase of the lift coefficient after the launch and unsteady results are good agreed compare with steady results in just a few times. In the analysis for pitch oscillation motion, which is occurred at the cruise condition of the FM07, it shows that unsteady aerodynamic coefficients looped around steady results and the improved model has more sensitive aerodynamic characteristics.

초 록

포텐셜 기저 패널법과 시간전진법을 통합한 시간영역 패널법을 이용하여 융합익기 형상 초소형 무인기 FM07에 대한 정상/비정상 공력해석을 수행하였다. 융합익기 형상 무인기인 FM07의 공력해석에는 초기 설계형상(Case I)과 가로세로비를 증가시키고 무게중심을 후방으로 이동시킨 개선형상(Case II)이 사용되었다. 정상 공력해석을 통해 FM07 무인기의 개선형상이 초기형상에 비하여 보다 큰 양항비와 높은 피칭 안정성을 나타냄을 확인하였다. FM07의 비정상 급가속(발사체 이륙단계)을 나타낸 공력해석에서는 초기 급격한 증가를 보이는 공력계수들이 수초 후에 안정화되어 정상상태에 근사한 값을 나타내었다. FM07의 순항시 발생할 수 있는 피치진동운동에 대한 해석을 수행하여 진동에 따른 공력계수의 이력현상을 확인하였으며, 개선형상이 보다 큰 민감도를 갖는 것을 확인하였다.

Key Words : BWB(Blended Wing Body, 융합익기), Time-domain panel method(시간영역 패널법), Sudden accelation(급가속), Pitch oscillation(피치진동), MAV(Micro Air Vehicle, 초소형 비행체)

† 2010년 5월 10일 접수 ~ 2010년 6월 17일 심사완료

* 정회원, 한양대학교 기계공학과 대학원

** 정회원, 한양대학교 기계공학부

교신저자, E-mail : jscho@hanyang.ac.kr
서울특별시 성동구 행당동 17번지

I. 서 론

전세계적으로 정찰 및 공격의 군사목적이나 교통, 환경감시 등의 민간목적의 용도로 무인항

공기에 대한 관심이 증대되고 있다. 그 중 초소형 무인기(Micro Air Vehicle, MAV)는 중대형 무인항공기에 비해 소형, 경량으로 개인휴대가 가능하여 소규모 군사용도 및 정찰, 감시 분야에 활용 가능성이 크고 공해, 소음 및 연료소비 등으로 부터 비교적 자유롭다는 장점이 있다[1]. 그러나 초소형 무인기는 중량 및 크기가 제한되어 보다 높은 공력성능을 확보하기 위해 동체와 날개가 일체형으로 통합된 미래형 항공기로 공기역학적 성능이 개선된 융합익기(BWB) 형상의 연구가 수행되고 있다[2]. 융합익기는 Northrop사의 B-2 Spirit과 같은 전익기(Flying wing)에서 발전한 형상으로 에어포일형태의 통합된 동체를 바탕으로 고양력의 발생과 항공기 중량을 저감시킬 수 있어 소형화 및 경량화가 필수적인 초소형 무인항공기 분야에 효율적으로 활용이 가능하다.

전익기는 공력성능 향상을 위해 날개와 동체가 결합된 항공기의 형태로 Hugo[3]에 의해 처음 연구가 수행되었다. Katz와 Byrne[4]은 풍동 실험을 통해 에어포일 단면의 동체와 날개에 대한 공력특성을 연구하였다. Liaquat와 John[5]은 다양한 형태의 전익기 형상과 융합익기 형상에 대하여 공력설계 및 전산해석을 수행하였다.

국제적으로 차세대 항공기 형상인 융합익기는 미국을 중심으로 연구가 활발히 이루어지고 있다. Northrop사의 YB-49이 융합익기 형상으로 개발되었으며, NASA와 보잉의 공동연구팀이 기존 항공기 형상에 비해 공력 성능 향상을 통한 연료소모율 감소가 가능한 융합익기 플랫폼의 X-48B를 개발하였다[6]. 국내에서는 대한항공에서 융합익기 형상의 근접감시용 무인기를 개발하였으며[7], 한양대학교에서는 임의의 3차원 융합익기 형상에 대한 공력해석을 수행하였다[8]. 또한 (주)마이크로에어로봇은 군사용으로 초소형 무인기인 FM07을 개발 중이다.

본 연구에서는 시간영역 패널법을 이용하여 초소형 무인기 FM07의 초기모델인 Case I과 개선모델인 Case II 형상에 대한 정상/비정상 공력 특성 해석을 수행하여 개선된 공력성능 확보가 가능하도록 공력설계를 수행하고자 한다. 시간영역 패널법은 유동장 해석을 수행하는 전산유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)에 비하여 외부 유동 영역에 대한 격자를 생성할 필요가 없고, 수치적으로 빠른 시간 내에 공력특성을 예측할 수 있다는 장점이 있다. 따라서, 사용자가 필요로 하는 공력 데이터를 신속히 추출할 수 있어 초소형 무인기의 초기 개념설계 및 상세설계 단계의 공력설계에서 넓은 활용성이 기대된다.

II. 연구내용 및 방법

2.1 시간영역 패널법

2.1.1 지배방정식

아음속 비행을 하는 3차원 물체 주위의 유동장이 비압축성(incompressible), 비점성(invscid), 비회전(irrotational)인 포텐셜 유동에서 식 (1)과 같이 속도포텐셜을 정의하고, 연속방정식은 비압축성유동이므로 Laplace 방정식의 형태로 식 (2)와 같이 나타낼 수 있다.

$$\nabla \times \vec{V} = 0, \quad \vec{V} = \nabla \Phi \quad (1)$$

$$\nabla \cdot \vec{V} = \frac{\partial V_1}{\partial x_1} + \frac{\partial V_2}{\partial x_2} + \frac{\partial V_3}{\partial x_3} = 0 \quad (2)$$

Laplace 방정식은 유동장에 대한 Green 정리에 의해 유동장 내부 임의의 점 $P(x, y, z)$ 에서의 포텐셜과 물체의 표면과 후류 그리고 지면에 분포된 용출강도(source strength ; σ)와 중첩강도(doublet strength ; μ) 사이의 관계식으로 다음과 같이 유도된다.

$$\Phi(P) = -\frac{1}{4\pi} \int \int_{body} \left[\sigma \frac{1}{r} - \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) \right] dS + \frac{1}{4\pi} \int \int_{wake} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS + \Phi_{\infty}(P) \quad (3)$$

2.1.2 경계조건

물체고정 좌표계에서 Dirichlet 경계조건을 적용하면 식 (3)은 다음과 같이 표현된다.

$$-\frac{1}{4\pi} \int \int_{body} \sigma \frac{1}{r} dS + \frac{1}{4\pi} \int \int_{body} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS + \frac{1}{4\pi} \int \int_{wake} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{1}{r} \right) dS = 0 \quad (4)$$

식 (1)은 시간항이 포함되어 있지 않기 때문에 물체 표면에서의 수직속도 경계조건인 식 (5)를 사용하여 비정상 운동을 표현한다. 여기서 V_o 와 Ω 는 물체고정좌표계의 원점 속도 및 각속도이다. 또한 v_{rel} 은 물체의 상대속도, r 은 패널 제어점의 위치를 나타낸다.

$$\frac{\partial \Phi}{\partial n} = (V_o + v_{rel} + \Omega \times r) \cdot n = 0 \quad (5)$$

2.1.3 용출 및 중첩 강도

Dirichlet 경계조건에서 내부 포텐셜을 Φ_{∞} 로 고정시킴으로써 결합된 용출-중첩 패널의 강도는

식 (6)과 같이 결정된다. 중첩강도는 고정된 용출 강도와 식 (4)를 이산화 함으로써 식 (7)과 같이 구할 수 있다. 여기서 N 은 물체의 총 패널수, M 은 후류의 총 패널수이다.

$$\sigma = -n \cdot (V_o + v_{rel} + \Omega \times r) \quad (6)$$

$$[A_{NN}] \begin{bmatrix} \mu_1 \\ \mu_2 \\ \vdots \\ \mu_N \end{bmatrix} = [B_{NN}] \begin{bmatrix} \sigma_1 \\ \sigma_2 \\ \vdots \\ \sigma_N \end{bmatrix} + [C_{NM}] \begin{bmatrix} \mu_{w1} \\ \mu_{w2} \\ \vdots \\ \mu_{wM} \end{bmatrix} \quad (7)$$

후류패널의 중첩강도는 Morino Kutta 조건 ($\Gamma_{T,E}=0$)인 식 (8)을 사용하여 최근 생성된 후류패널에서 매시간 계산되며, 그 강도는 Helmholtz 정의에 의해 시간에 따라 일정강도를 유지하게 된다. 관성좌표계상의 자유후류방법을 적용하기 위해 후류패널 모서리 (X, Y, Z)를 물체와 후류에 의해 유도된 국부속도 (U, V, W)에 의해 이동시킨다. 실제 물리적 후류는 연속적이므로 후류패널 이산화시 최근 생성된 패널은 Fig. 1에서와 같이 이미 생성된 다른 후류패널 거리의 0.2~0.3배 거리를 갖게 한다. 또한 본 연구에서는 식 (9)에서와 같이 이전 시간의 후류강도와 평균을 내어 최근 후류강도를 결정하므로 주기적 비정상운동에 대해 날개 뒷전에서 Kutta 조건을 더욱 정확히 적용하고 따라서 날개 뒷전에서 압력차를 최소화 하였다.

$$\phi_{wake} = \phi_{upper} - \phi_{lower} \quad (8)$$

$$\phi_{average} = \frac{\phi_{wake}(t) + \phi_{wake}(t - \Delta t)}{2} \quad (9)$$

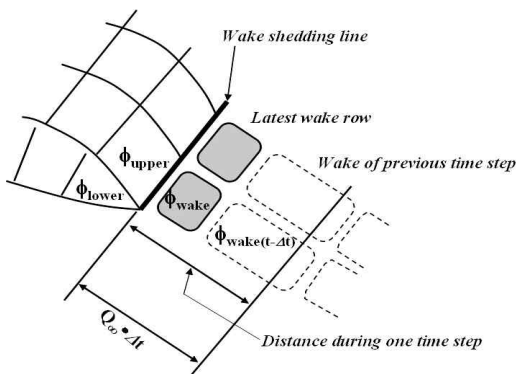


Fig. 1. 후류 생성기법

2.1.4 표면속도 및 압력계산

포텐셜 기저 패널법을 통하여 표면속도와 압력을 계산할 수 있다. 패널 표면의 접선방향 교란 속도는 Fig. 2에서와 같이 패널 국부좌표계의 각 접선방향에 대해 미분함으로써 구할 수 있다. 패널면의 제어점 k 에서의 총 속도는 교란속도 식 (10)과 운동속도 식 (11)을 더한 총 속도 식 (12)와 같다. 여기서 l, m, n 은 패널좌표계의 각 방향이다. 압력은 비정상 베르누이 방정식을 이용하여 계산하였다.

$$v_l = \frac{\partial \mu}{\partial l}, \quad v_m = \frac{\partial \mu}{\partial m} \quad (10)$$

$$v_n = -\sigma \quad (11)$$

$$Q_k = V_{kine} \cdot (l, m, n)_k + (v_l, v_n, v_m)_k \quad (12)$$

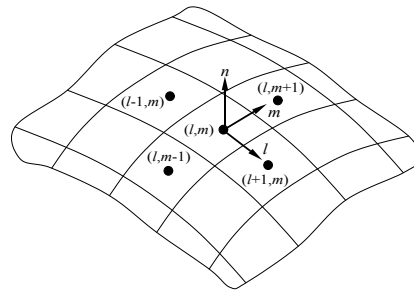


Fig. 2. 속도포텐셜 이산화에 사용된 국부좌표계

2.1.5 후류 말림(Wake Rollup)

후류의 형상에 의해 전체 유동장에서의 유도속도가 바뀔 수 있으므로 후류의 형상은 속도장을 계산하는데 중요성을 가지게 된다. 후류패널 각각의 모서리가 국부 자유류를 따라 움직이는 것은 외력자유(force-free) 때문이다. 결국 국부 자유류의 속도는 물체의 운동에 기인된다. 후류패널 모서리 (X, Y, Z)를 물체와 후류에 의해 유도된 국부속도 (u, v, w)에 의해 이동시켜 관성좌표계에서 자유 후류방법을 적용한다. 따라서 임의의 후류패널 모서리 l 에 대해 다음과 같은 관계가 성립된다.

$$(u, v, w)_l = (u, v, w)_{l,body} + (u, v, w)_{l,wake} \quad (13)$$

$$(\Delta X, \Delta Y, \Delta Z)_l = (u, v, w)_l \cdot \Delta t \quad (14)$$

$$\begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix}_l = \begin{bmatrix} X \\ Y \\ Z \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \Delta X \\ \Delta Y \\ \Delta Z \end{bmatrix} \quad (15)$$

2.2 형상 모델링

FM07의 공력해석에 사용된 두가지 모델을 Table 1에 나타내었다. 초기형상인 Case I과 개선형상인 Case II 모두 스위프각(sweep angle) 23°와 테이퍼비(taper ratio) 0.876을 가지며, 날개형상 단면은 NACA25008 익형을 사용하도록 설계되었다. 개선형상은 양항비, 장기체공성 등의 공력성능을 향상시키기 위하여 wing chord를 15% 줄여 가로세로비를 증가시켰다. 그에 따라 가로세로비(AR)가 2.203에서 2.591로 17.6% 증가되었으며, 무게중심 위치를 앞전(leading edge)부터 35.5% 지점(Case I)에서 39.1% 지점(Case II)으로 변경시켰다.

Table 1. 모델 형상 및 제원

Model	Case I	Case II
Airfoil model	NACA25008	
Wing root chord	290mm	246.5mm
Wing tip chord	254mm	215mm
C.G (@root chord)	103.12mm	96.337mm
Taper ratio	0.876	0.876
Aspect ratio	2.203	2.591
Cruise speed	15m/s	
Reynolds number, Re	2.95×10^5	2.51×10^5

III. 연구 결과

3.1 정상 공력 해석

3.1.1 정상상태 기법 검증

초소형 무인기 FM07에 대한 정상공력해석을 수행하기 위하여 시간영역 패널코드에 대한 검증을 수행하였다. Fig. 3은 Moran[9]이 제시한 받음각(AOA; α)이 8.3도, 가로세로비가 무한대인 2차원 NACA0012 에어포일에 대한 압력계수 분포를 시간영역 패널법의 정상상태 결과와 비교하여 나타낸 것이다. 본 연구에서 시간영역 패널법 검증용으로 사용된 날개는 Moran이 사용한

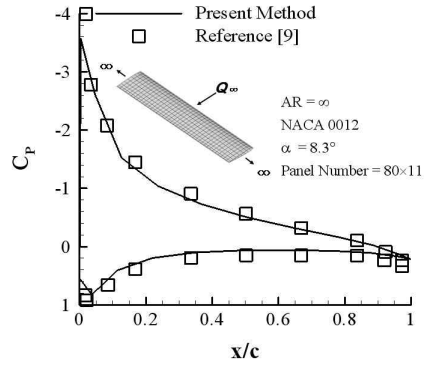


Fig. 3. 사각날개의 압력계수 비교

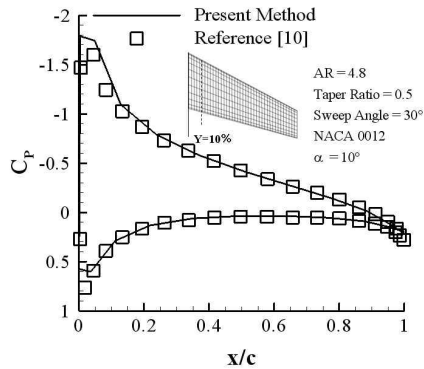


Fig. 4. 테이퍼날개의 압력계수 비교

단면과 동일한 익형을 가진 3차원 날개로 2차원 익형의 효과를 구현하기 위하여 가로세로비를 1,000으로 구성하였다.

Fig. 4에는 NACA0012 단면의 에어포일을 가진 가로세로비가 4.8인 테이퍼날개에 대한 시간영역 패널법의 압력계수 결과를 Hess[10]의 계산결과와 비교하여 나타내었다. 시간영역 패널코드의 압력계수 결과와 참고자료의 결과는 잘 일치하였으며, 이는 본 연구에 사용된 정상상태 패널코드가 날개의 공력특성을 잘 반영하고 있음을 나타낸다.

3.2.2 FM07의 정상상태 공력 해석

FM07의 공력중심(AC)의 위치를 확인하기 위하여 받음각과 공력중심점의 위치 변화에 따른 피칭모멘트계수를 Fig. 5와 Fig. 6에 나타내었다. 받음각의 변화에도 일정한 피칭모멘트계수를 갖는 공력중심점은 항공기 전체 시스템 구성 시 비행체에 추가될 요소장치에 대한 무게 및 위치를 설정하는데 매우 중요한 역할을 한다. 초기형상인 Case I은 앞전에서 약 44% 지점에, 개선형상인 Case II는 약 51% 지점에 위치하였다.

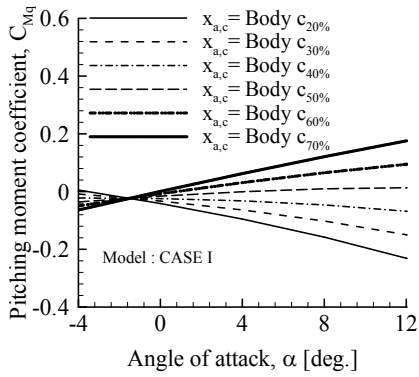


Fig. 5. Case I 모델의 공력중심에 따른 피칭모멘트계수

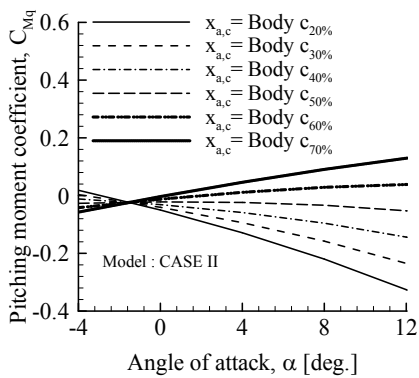


Fig. 6. Case II 모델의 공력중심에 따른 피칭모멘트계수

Fig. 7은 두 모델의 양력과 항력의 비를 나타낸 양항비(lift to drag ratio, L/D)를 나타낸 것이다. FM07의 익형이 매우 얇기 때문에 받음각 -4도에서 12도까지만 비교하였다. 가로세로비 증가에 따라 양항비도 증가하는 일반적인 결과를 나타내었으며, 날개의 면적이 감소하였음에도 Case II 모델의 양항비가 Case I 모델에 비하여 약 7~17% 증가된 계산 결과를 나타내었다.

Fig. 8은 두 형상의 정적 세로안정성을 평가하기 위하여 피칭모멘트계수와 양력계수를 그래프로 나타낸 것이다. 정적 세로안정성은 받음각에 따른 피칭모멘트 계수의 기울기인 $dC_{mq}/d\alpha$ 의 부호로 판단할 수 있으며, 기울기가 음(-)으로 나타나 받음각 변화에 대한 복원력인 정적 세로안정성을 갖추었다고 평가할 수 있다. 날개의 안정성은 공력중심과 무게중심의 위치관계에 의해 결정된다. 계산에 사용된 모델의 무게중심의 위치는 각각 앞전에서 35.5%와 39.1%지점이고, 공력중심

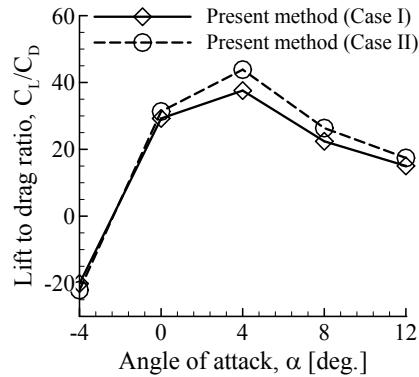


Fig. 7. 받음각 변화에 따른 양항비 비교

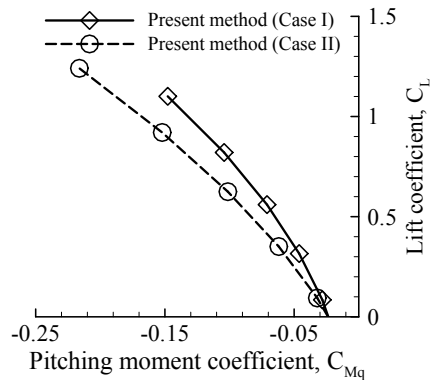


Fig. 8. 받음각에 따른 피칭모멘트계수 비교

의 위치는 44%와 51%지점으로 공력중심의 위치가 무게중심의 후방에 위치하기 때문에 정적 세로 안정성을 가지게 된다.

3.3 비정상상태 공력 해석

3.3.1 비정상 급가속운동 기법 검증

비정상상태 패널코드의 급가속운동의 검증을 수행하기 위하여 Katz와 Plotkin[11,12]의 급가속운동에 대한 해석 결과와 비정상 패널코드에 따른 양력계수 계산 결과를 함께 나타내었다. 급가속운동은 정지 상태에서 일정속도로 가속하는 운동을 말하며, Katz와 Plotkin은 캠버가 없는 사각날개에 대한 급가속 운동 시의 양력계수를 계산하였다. 급가속운동 검증에는 받음각 5도, 무차원된 시간간격 1/16으로 설정된 80x11개의 패널면을 갖는 NACA0012의 날개단면의 사각날개가 사용되었다.

Fig. 9는 사각날개의 급가속운동에 따른 공력계수의 변화를 나타낸다. 정지상태에서 급가속운동으로 인하여 초기 급격한 양력계수 증가를 나

타내나, 시간이 지날수록 안정화되어 일정한 값으로 수렴하는 경향을 나타낸다. 계산 초기인 무차원된 시간 0~2 구간에서는 본 연구에 사용된 패널코드의 결과가 참고결과에 비해 작은 양력계수를 나타내었으나, 무차원된 시간 3 내외 구간부터는 참고결과와 거의 유사한 경향을 나타내어 대체적으로 잘 일치하였다고 판단된다. 급가속운동 후 무차원된 시간 7이 되는 시점에서의 양력계수 차이는 받음각이 4도인 경우 1.3%, 받음각이 8도인 경우엔 0.05%의 차이를 보였다.

Fig. 10은 초소형 무인기 FM07의 비정상 해석을 위해 사용된 비정상 패널코드의 검증용으로 사용된 사각날개의 급가속 운동에 대한 후류 형상을 나타낸다. 비정상 급가속운동은 가속도가 없는 일정 속도를 가진 운동을 의미한다. 그림에 나타낸 바와 같이, 날개의 끝단에 발생하는 날개 끝 와류(Wing tip vortex)와 날개 후방에서 발생하는 시작와류(Starting vortex) 탈립현상을 확인할 수 있다.

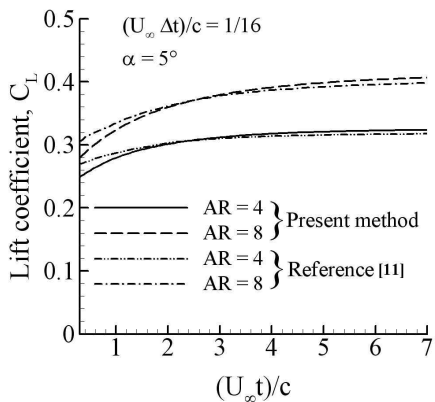


Fig. 9. 시간에 따른 양력계수 비교

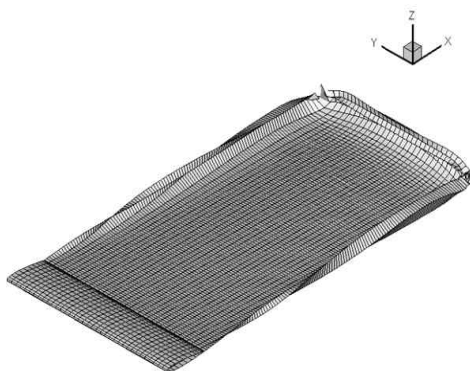


Fig. 10. 급가속운동에 의한 사각날개의 후류

3.3.2 FM07의 비정상 급가속운동

사각날개를 이용하여 검증을 수행한 비정상 급가속운동 패널코드를 이용하여 FM07이 발사체를 이용하여 이륙하는 경우에 대한 비정상 공력 해석을 수행하였다. 받음각이 4도인 경우에 대하여 시간간격을 1/20으로 설정하여 총 계산시간 9초까지의 양력계수, 항력계수 및 피칭모멘트계수의 변화를 살펴보고, 그 계산 결과를 정상상태에서의 공력계수 결과와 비교하였다.

Fig. 11은 Case I 모델이 급가속운동을 할 때 시간에 따른 양력계수와 항력계수의 선도를 나타낸 것이다. 받음각을 4도로 정지상태에서 가속되어 점차 정상상태의 공력계수 값에 근접하게 증가하는 경향을 확인하였다. 양력계수는 출발 후 급격하게 증가하여 약 6.4초 후 정상상태 양력계수와 동일한 수준인 0.0844에 도달하며, 항력계수는 점차 줄어들어 7.85초 후에 정상상태 항력계수의 수준인 0.00847을 나타내었다.

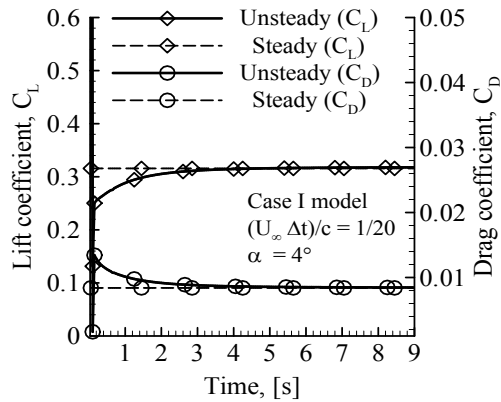


Fig. 11. Case I 모델의 급가속운동에 따른 양력계수 및 항력계수 변화

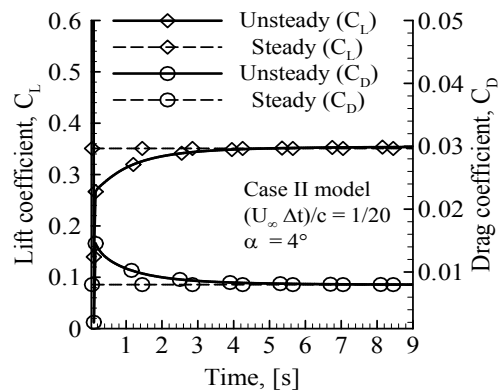


Fig. 12. Case II 모델의 급가속운동에 따른 양력계수 및 항력계수 변화

Fig. 12는 Case II 모델의 양력계수와 항력계수를 나타낸 것이다. Case I 모델과 유사한 경향을 확인할 수 있으며, 정상상태 공력계수 값과 거의 동일한 결과를 보이는 시점은 양력계수가 4.1초, 항력계수가 7.45초로 Case I 모델의 결과에 비하여 빠르게 나타났다. 그러나 두 모델 모두 출발 후 9초가 된 시점에서의 양력계수는 증가폭이 둔화되지만 정상상태 값을 초과한 계산 결과를 나타내었으며, 항력계수 또한 미세하지만 지속적으로 감소하는 경향을 나타내었다.

Fig. 13은 급가속운동에 따른 양항비의 변화를 나타낸 것이다. 받음각 4도인 정상상태에서 양항비는 각각 37.583(Case I)과 43.850(Case II) 이다. Case I 모델의 경우 발사 후 양항비가 지속적으로 증가하여 9초에 정상상태 양항비의 99.9% 수준을 보이며, Case II 모델의 경우엔 7.15초에서 동일 수준을 보인다.

Fig. 14는 Case II 모델의 급가속운동에 따른 후류의 형상을 나타낸 것으로 사각날개의 후류와 동일한 날개끝 와류와 시작와류 말림현상을 확인할 수 있다. Case I 모델의 급가속운동에 따른 후류 형상은 Case II 모델과 거의 유사한 형상을 나타내어 별도로 나타내지는 않았다.

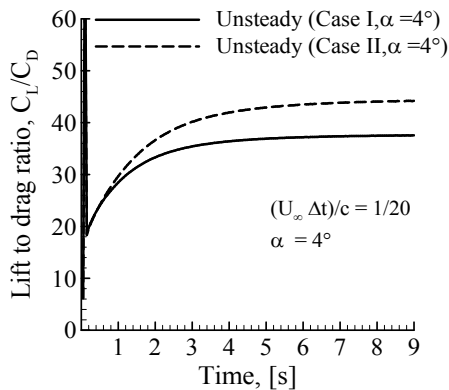


Fig. 13. 급가속운동에 따른 양항비 비교



Fig. 14. 비정상 급가속운동에 의한 후류형상

3.3.3 비정상 피치진동운동 기법 검증

비정상 패널코드의 피치운동에 대한 검증을 수행하기 위하여 Katz와 Maskew[13]이 제시한 받음각이 주기적으로 변화하는 비정상 피치진동운동에 따른 공력계수의 변화를 확인하였다. Katz와 Maskew가 피치진동운동 구현에 사용한 익형은 캠버가 없는 NACA0012의 섹션 단면을 가진 가로세로비가 무한대인 2차원 모델이다. 3차원 날개에 대한 비정상 패널코드 기법 검증을 위하여 2차원 익형 대신 가로세로비가 1,000인 NACA0012의 단면을 가진 날개를 사용하였다.

Fig. 15와 Fig. 16은 각각 무차원된 시간간격이 0.1이고 받음각이 -7도에서 13도로 변화하는 피치진동운동에 따른 양력계수와 피칭모멘트계수를 나타낸 것이다. 받음각이 사인함수의 형태로 변화함에 따라 동일 받음각에서 양력계수와 피칭모멘트계수가 이력현상(hysteresis)을 나타내며 일정한 루프를 그리는 경향을 나타내었다. 비정상

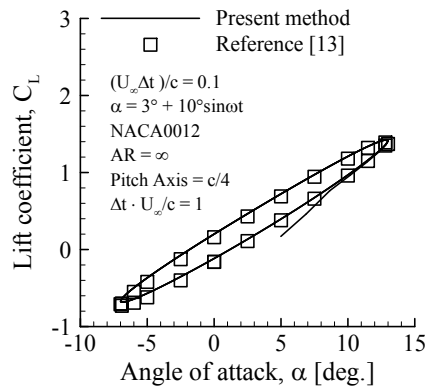


Fig. 15. 사각날개의 비정상 피치진동운동에 따른 양력계수

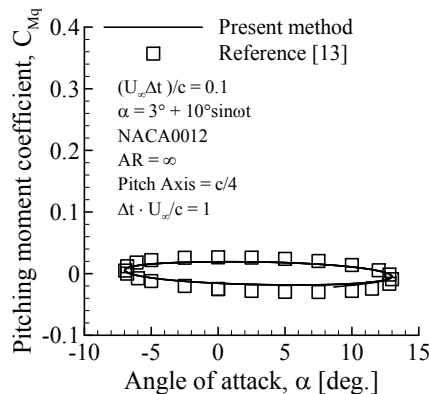


Fig. 16. 사각날개의 비정상 피치진동운동에 따른 피칭모멘트계수

패널코드 검증을 위한 참고자료 결과와 본 연구에 사용된 비정상 피치진동운동에 따른 계수결과가 잘 일치하고 있음을 확인할 수 있으며, 여러 주기가 반복된 후에도 동일 결과값을 나타내며 동적 중첩을 나타내었다.

3.3.4 FM07의 비정상 피치진동운동

NACA0012 단면의 사각날개를 이용하여 검증을 수행한 비정상 패널코드를 이용하여 초소형 무인기 FM07의 피치진동운동에 대한 항력계수의 변화를 확인하였다. 비정상 패널코드에 사용된 무차원된 시간간격은 1/20이며, 받음각은 -5도에서 15도 사이에서 진동하도록 설정하였다.

Fig. 17은 피치진동운동을 하는 Case I과 Case II 두가지 형상에 대한 양력계수의 변화를 나타낸다. 양력계수 선도는 Katz와 Maskew의 결과와 같이 타원형의 궤적을 그리며, 진동운동의 중심각(받음각 10도) 구간에서 가장 큰 격차를 발생시키는 것을 확인할 수 있다. Case I 모델의 경우 받음각 5도에서 비정상 피치진동운동에 의

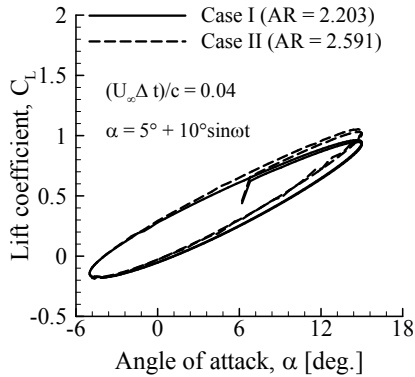


Fig. 17. FM07의 비정상 피치진동운동에 따른 양력계수

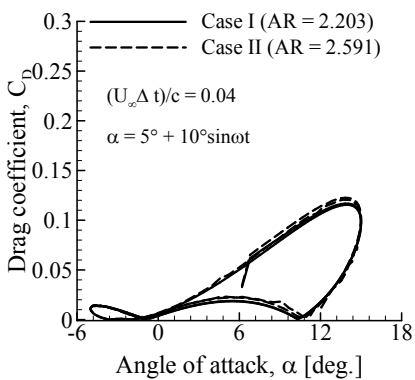


Fig. 18. FM07의 비정상 피치진동운동에 따른 항력계수

한 양력계수는 정상상태 양력계수 0.3755와 큰 차이를 나타내었다. 받음각이 증가하는 경우에는 0.5689의 양력계수 결과를 나타내었으며, 받음각이 감소하는 경우엔 0.1991의 양력계수를 나타내어 동일한 받음각 5도에서 0.3698의 격차가 발생되었다. Case II 모델의 경우 받음각 5도에서 정상상태 양력계수는 0.4175 이었으며, 비정상상태에서는 받음각이 증가하는 경우 0.6054, 받음각이 감소하는 경우 0.2330을 나타내어 0.3724의 양력계수 차이를 나타내었다.

Fig. 18은 피치진동운동을 하는 두 형상의 받음각의 변화에 따른 항력계수를 나타낸 것이다. 피치진동운동에 따른 항력계수의 이력현상은 확인할 수 있으나, 형상에 따른 전면면적의 변화가 거의 없기 때문에 항력계수 결과는 큰 차이를 나타내지는 않았다.

Fig. 19는 피치진동운동을 하는 두가지 형상에 대한 피칭모멘트계수의 변화를 나타낸 것이다.

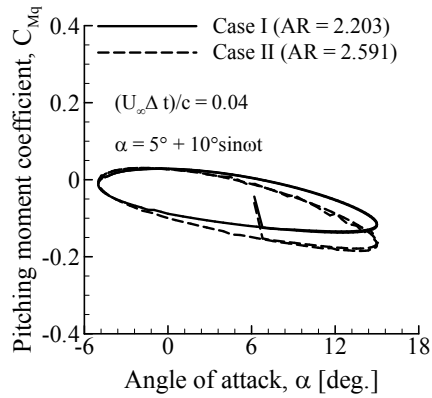


Fig. 19. FM07의 비정상 피치진동운동에 따른 피칭모멘트계수

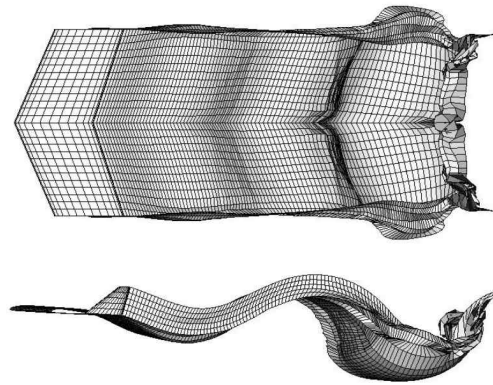


Fig. 20. Case II의 피치진동운동에 따른 후류형상

Case I의 경우 받음각 5도에서의 피칭모멘트계수의 차이는 0.1275이며, Case II의 경우엔 0.1430의 차이를 나타내었다. 피칭모멘트계수의 비교결과, 날개 루트부분의 길이를 줄여 가로세로비를 높인 Case II 모델에서의 이력현상이 크게 나타나는 경향을 확인할 수 있으며, 이를 통하여 Case II 모델이 받음각에 대한 민감도가 높다는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 20은 Case II 모델의 피치진동운동에 따른 후류의 형상을 나타내고 있다. Case II 모델 후방에서는 완만했던 후류가 진동을 하며 진폭이 크게 증가하는 현상을 나타냈다. 비정상 패널코드에 사용된 무차원된 시간간격은 1/20이며, 받음각은 -5도에서 15도 사이에서 사인함수 형태의 피칭운동을 하도록 설정하였다. Case I 모델도 동일한 조건을 설정하여 Case II 모델과 거의 동일한 후류형상을 나타내었다.

Fig. 21과 Fig. 22는 보다 우수한 공력성능을 나타낸 Case II 모델의 정상상태와 비정상 피치진동운동상태에서의 받음각에 따른 양력계수와

피칭모멘트계수를 비교한 결과이다. 비정상 피치진동운동으로 정상상태 공력계수 결과를 축으로 양력계수 결과와 피칭모멘트계수 결과가 이력되어 루프 형상의 분포를 보임을 확인할 수 있다. 이러한 이력현상은 받음각의 변화로 발생된 국부 속도에 의하여 발생하는 것으로 받음각의 변화량이 큰 진동운동의 중심구간에서 가장 큰 이력현상을 나타냄을 확인하였다.

IV. 결 론

본 연구에서는 시간영역 패널법을 이용하여 현재 개발 중인 초소형 무인기 FM07에 대한 정상 공력계수 도출 및 비정상 급가속운동/피치진동운동에 따른 공력 데이터를 도출하였으며, 기존의 초기모델(Case I)과 개선모델(Case II)에 대하여 공력 특성의 비교 및 평가를 수행하였다.

정상상태 패널코드를 이용하여 융합익기 형상의 초소형 무인기 FM07의 받음각 변화에 따른 공력계수를 계산한 결과, 가로세로비가 증가되고 무게중심 및 공력중심이 동체 뒷전으로 이동된 개선모델이 초기모델에 비하여 높은 양항비와 피칭 안정성을 나타내었다.

비정상상태 패널코드를 이용하여 초소형 항공기의 이륙단계에서의 공력계수의 변화를 확인하였다. 정지상태에서 일정속도로 가속하는 급가속운동 모사를 통하여 발사단계에서의 공력계수를 계산한 결과, 초기 급격한 변화를 보이던 양력, 항력 및 피칭모멘트 계수들은 점차 안정화되어 정상상태의 공력계수들과 매우 근사한 결과를 나타내었다.

초소형 무인기 FM07의 순항시 발생할 수 있는 피치진동운동에 대한 해석을 수행하여 진동운동에 의한 공력계수의 이력되어 루프 형상의 분포를 나타내는 경향을 확인하였으며, 날개의 루트부의 길이를 줄여 가로세로비를 높인 개선모델이 보다 큰 민감도를 갖는 것을 확인하였다.

후 기

이 논문은 2009년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국과학재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2009-009072).

참고문헌

1) Wilson, J, R, "The Blended Wing Takes Flight", *Aerospace America*, AIAA, August. 2008, pp. 26-31.

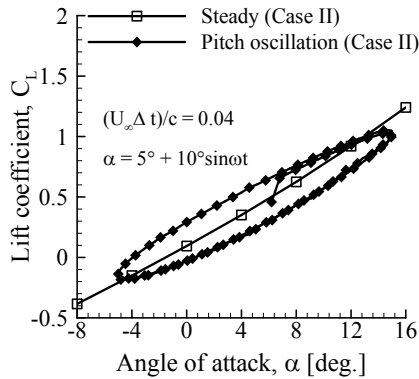


Fig. 21. FM07의 받음각에 따른 정상/비정상 양력계수 비교

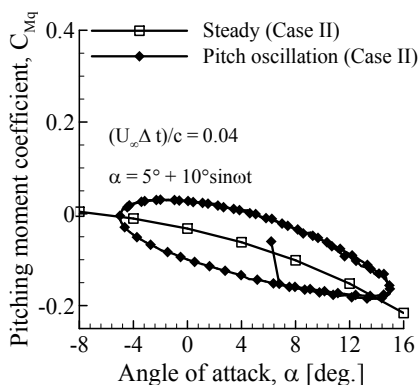


Fig. 22. FM07의 받음각에 따른 정상/비정상 피칭모멘트계수 비교

- 2) Andre, S., Hans, B., "The AC20.30 Blended Wing Body Configuration : Development & Current Status 2006", 25th International Congress of the Aeronautical Science, ICAS, 2006.
- 3) http://en.wikipedia.org/wiki/Flying_wing
- 4) Katz, J., and Byrne, S., "Stall Resistance Features of Lifting Body Airplane Configurations", 36th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA-1998-760-221.
- 5) Liaquat, U., and John, P., "Application of an Integrated Approach to the UAV Conceptual Design", 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting, AIAA-2008-144.
- 6) Sara. B., "Blended Wing UAV", CompositesWorld, May. 2007.
- 7) "2009/2010 UAS Yearbook - UAS: The Global Perspective", 7th Edition, June 2009, pp. 105-107.
- 8) 이세욱, 양진열, 조진수, "패널법을 이용한 임의의 3차원 BWB 형상 항공기에 대한 공력해석", *한국항공우주학회지*, 제37권, 제11호, 2009, pp. 1066-1072.
- 9) Moran, J., *Theoretical and Computational Aerodynamics*, John Wiley & Sons, New York, 1984.
- 10) Hess, J. L., "Calculation of Potential Flow about Arbitrary Three-Dimensional Lifting Bodies", Final Technical Report, McDonnell Douglas Report, Oct. 1972.
- 11) Katz, J., and Plotkin, A., *Low-Speed Aerodynamics*, McGraw-Hill, New York, 1991.
- 12) Katz, J., "Calculation of the Aerodynamic Forces on Automotive Lifting Surfaces", *ASME Journal of Fluids Eng.*, Vol. 107, 1985, pp. 438-443.
- 13) Katz, J., and Maskew, B., "Unsteady Low-Speed Aerodynamic Model for Complete Aircraft Configurations", AIAA Paper 86-2180, *Journal of Aircraft*, Vol.25, No.4, 1988, pp. 302-310.