

論文

복합재료 초소형 비행체의 하중 및 구조해석

구교남*

Load and Structural Analyses of Composite Micro Aerial Vehicle

Kyo-Nam Koo*

ABSTRACT

Most analyses and researches on Micro Aerial Vehicle(MAV) have focused upon propulsion, automatic control, aerodynamic configuration in low Reynolds number region, and miniaturization of telemetric parts. In the present study, a structural concept for MAV is designed by using the composite material suitable for light flight structures. In order to study the load path and stress state of the MAV, the load and structural analyses are simultaneously performed by the aeroelasticity module of MSC/NASTRAN. The stability derivatives of the MAV are obtained for three symmetric, two antisymmetric, and four unsymmetric maneuvering conditions. Although the aerodynamic theory in MSC/NASTRAN could not be proper for MAV analysis, it provides an traditional and effective tool for trim and load analyses and may be corrected with the results by more accurate theory or test. The results show that the inertial load due to payloads has a more effect on stress rather than the aerodynamic load.

초 록

초소형 비행체에 대한 연구는 주로 추진, 제어, 저 레이놀즈 수에서의 고양력 형상, 무선통신 부품의 소형화 및 경량화 등의 문제에 초점이 맞추어져 왔다. 본 연구에서는, 경량의 비행체 구조에 적합한 복합재료를 적용하여 초소형 비행체의 구조 개념설계를 수행하였다. 설계된 초소형 비행체 구조의 하중경로와 응력분포를 파악하기 위해 MSC/NASTRAN의 공탄성 모듈을 이용하여 하중 및 구조해석을 동시에 수행하였다. 3개의 대칭기동, 2개의 반대칭기동, 4개의 비대칭기동 조건들에 대해 초소형 비행체의 안정미계수를 추출하였다. MSC/NASTRAN의 공력이론은 초소형 비행체 해석에 적합하지 않을 수 있으나 균형해석과 하중해석에 전통적으로 사용된 방법으로 매우 효과적인 방법이며 보다 정교한 이론이나 실험결과에 기초한 보정으로 보완될 수 있다. 구조해석 결과 공기력 보다는 탑재체에 의한 관성력이 주요 하중임을 확인할 수 있었다.

Key Words : Micro Aerial Vehicle(초소형 비행체), Load(하중), Structural Analysis(구조 해석), Composite Material(복합재료), Stability Derivative(안정미계수)

1. 서 론

† 2004년 11월 5일 접수 ~ 2005년 4월 12일 심사완료

* 정회원, 울산대학교 항공우주공학과
연락처, E-mail: knkoo@mail.ulsan.ac.kr
울산광역시 남구 무거2동 산 29번지

미국 DARPA에 따르면 초소형 비행체(Macro Aerial Vehicle: MAV)는 최대 특성길이가 15 cm 이하이며 중량이 100g 이하인 무인 비행체로 정

의된다. 초소형 비행체 개발의 최대 난제는 작은 비행체 크기와 낮은 비행속도(10~20 m/s)로 인해 저 레이놀즈 수 영역(~10⁵)에서 비행한다는 점이다[1].

초소형 비행체에 대한 연구는 주로 공력특성과 형상설계 위주로 진행되고 있으며 구조설계와 관련된 하중해석이나 구조해석은 찾아보기가 쉽지 않다[1-8]. AeroVironment사의 Black Window의 구조는 국부적으로 보강된 발포수지(foam)로 제작되어 가장 취약한 하중이 취급하중(handling load)으로 보고하고 있다[2]. Notre Dame 대학에서는 개발초기에 복합재료로 제작하였으나 중량요구조건을 만족시키지 못해 발사(balsa) 나무를 주재료로 하고 기수, 앞진, 날개끝단 등을 탄소 또는 유리 직조복합재료로 보강하여 초소형 비행체를 제작하였다[3]. 국내에서는 주로 발사 나무 또는 수지를 기본으로 제작되었으며[4-7] 최근 들어 건국대학교에서 발사 나무와 케블라 섬유복합재료를 혼용하여 제작하였다[10]. Florida 대학은 일방향 탄소섬유 복합재료 스트립과 라텍스 고무를 이용한 유연한 날개를 제작하여 우수한 비행특성을 갖는 초소형 비행체를 제작하였다[11].

앞서 언급한 바와 같이 초소형 비행체의 개발은 추진, 제어, 무선통신 부품의 소형화 및 경량화, 저 레이놀즈 수에서의 고양력 형상 등에 초점이 맞추어져 하중과 구조해석과 관련된 연구는 체계적으로 수행되지 못했다. 본 연구에서는 내구성과 경량화에 적합한 섬유강화 복합재료를 적용하여 초소형 비행체의 구조개념 설계를 수행하였다. MSC/NASTRAN의 정적 공탄성 모듈을 이용하여 설계된 초소형 비행체에 대한 하중 및 구조해석을 동시에 수행하였으며 각 기동 조건별 균형해, 공력계수, 안정미계수, 압력분포, 변형을 분포 등을 제시하였다. 본 연구에서는 다른 기동 조건은 대칭기동 3개, 반대칭기동 2개, 비대칭기동 4개를 포함한다.

II. 본 론

2.1 재료선정 및 구조설계

기존의 국내에서 제작된 초소형 비행체의 구조는 발사나무와 발포수지를 사용하여 제작되어 왔으나 그 강도와 내구성이 떨어져 착륙하중에 취약한 특성을 보이며 여러 번 사용했을 때 파손의 위험이 있어 왔다. 고강성 및 고강도의 탄소 섬유강화 복합재료를 사용하면 추가적인 무게의 증가 없이 강도와 내구성을 모두 충족시킬 수 있

표 1. DMS 2288 복합재료의 물성치 (carbon/epoxy cloth - plain weave - type2 - grade B)

E_1	7,312 kgf/mm ²	ν_{12}	0.049
E_2	7,312 kgf/mm ²	ϵ_{tu}	9,000 $\mu\epsilon$
G_{12}	581 kgf/mm ²	ϵ_{cu}	6,500 $\mu\epsilon$
t	0.21082 mm	γ_{su}	10,000 $\mu\epsilon$
ρ	1.6×10^{-6} kg/mm ³		

표 2. 초소형 비행체의 질량분포

Parts	Mass
Motor/Propeller	15 g
Battery	2 x 15 g
Servo	2 x 2.4 g
etc.	25 g
Structure	20.8 g
Total	95.6 g

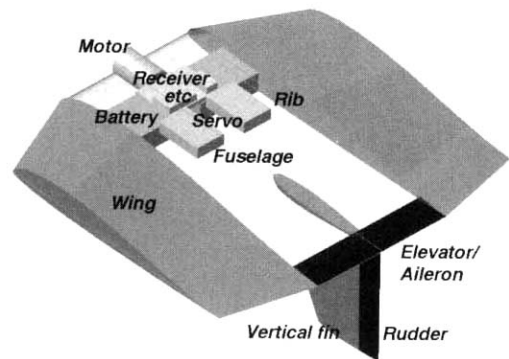


그림 1. 초소형 비행체 형상 및 배치

는 구조설계가 가능하다. 일방향섬유 복합재료는 섬유각을 조절하여 원하는 방향으로 강도를 보강할 수 있는 장점이 있으나 한 장만을 사용하면 섬유의 수직한 방향으로는 강도가 매우 떨어지므로 대칭적응을 위해서 세 장 이상 적층해야 한다. 이는 초소형 비행체의 중량요구조건을 만족시킬 수 없게 한다. 따라서 초소형 비행체의 구조설계를 위해서는 직조복합재료를 사용하는 것이 최적이라고 판단된다. 본 연구에서 미국 MD사의 재료규격 중 탄소/에폭시 평직 재료인 DMS 2288 Type 2 Grade B를 사용하였으며 물성치는 표 1과 같다. DMS 2288을 사용하여 구조설계를 수행한 결과, 표 2에 나타난 것과 같이 구조물의 질량은 약 20.8 g으로 추정되며 탑재체를 포함하는 비행체 전체 질량은 95.6 g으로 DARPA가 제시한 제원[1]을 만족한다.

비행체 설계개념은 참고문헌 7에 제시된 형상 및 탑재체 배치를 따랐으며 그림 1과 같다. 복합 재료를 비행체 외피에 전체적으로 배치하고 날개와 동체 사이에 리브를 추가한 구조에 대해 하중 전달 및 응력분포를 파악하였다.

2.2 하중해석

하중해석에서는 기동해석을 통해 초소형 비행체의 균형상태를 찾아내고 이 때의 공력하중과 관성하중 등 외부하중을 계산해야 한다. 본 연구에서는 대칭기동 3 개, 반대칭기동 2 개, 비대칭기동 4 개에 대한 하중해석을 수행하였다.

강성행렬을 $[K_{aa}]$, 질량행렬을 $[M_{aa}]$ 라고 하면 강체운동과 조종면 처짐을 고려한 지배 방정식은 다음과 같이 된다.

$$([K_{aa}] - \bar{q}[Q_{aa}])\{u_a\} + [M_{aa}]\{\ddot{u}_a\} = \bar{q}[Q_{ax}]\{u_x\} + \{P_a\} \quad (1)$$

여기서 \bar{q} 는 동압, $\{u_a\}$ 와 $[Q_{aa}]$ 는 구조절점의 변위와 그의 공력영향행렬, $\{u_x\}$ 와 $[Q_{ax}]$ 는 강체운동 및 조종면의 처짐 변위와 그의 공력영향행렬, $\{P_a\}$ 는 기타 작용하중이다.

일반적으로 비행체의 항력계산을 위해서 점성을 고려하여 보다 정밀한 해석이 요구되지만 선형 퍼텐셜 이론을 사용하면 타당한 양력분포를 얻을 수 있으므로 항공기 설계개발 시에 구조 하중해석에는 선형 패널법을 채택하고 있다. 그러나 저 레이놀즈 수 영역에서는 다른 양력분포를 줄 수 있으므로 이를 고려한 전산유체해석이나 풍동시험 결과를 이용하여 보정할 수 있으며 다음과 같은 관계식을 이용할 수 있다.

$$\{P_k\} = [W_{kk}][S_{kj}]\{f_j\} + [S_{kj}]\{f_j^e\} \quad (2)$$

여기서 $\{P_k\}$ 는 양력과 모멘트 등으로 이루어진 공력 벡터, $[W_{kk}]$ 는 보정행렬, $[S_{kj}]$ 는 패널의 면적행렬, $\{f_j\}$ 는 패널법에 의한 압력 벡터, $\{f_j^e\}$ 는 특정 받음각에서 보정된 압력 벡터이다. 따라서 식 (2)에서 첫 번째 항을 이용해 압축성 효과를 보정할 수 있고 두 번째 항을 이용하면 점성 효과를 보정할 수 있다.

앞서 언급한 바와 같이 균형조건을 찾는 하중 해석을 위해서는 선형이론을 사용하는 것이 효율적이고 현실적이므로 패널법을 이용하여 공력 데이터를 얻은 후에 정교한 공력해석 결과나 시험 결과를 이용하여 보정하는 것이 일반적인 절차이

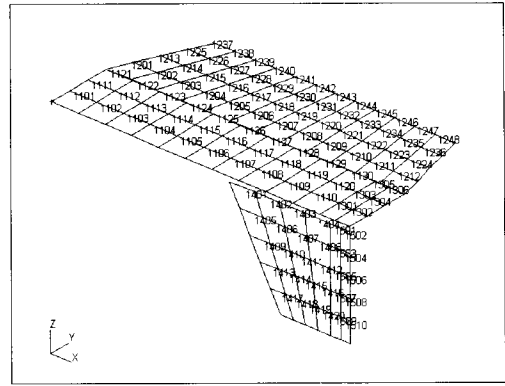


그림 2. 반대칭기동 해석을 위한 공력 패널

다. 본 연구에서는 MSC/NASTRAN을 이용해 정적 공탄성해석을 수행하여 패널의 압력 벡터 $\{f_j\}$ 를 얻는다.

식 (1)을 이용하여 자유비행(free flying) 비행체의 균형위치를 구하기 위한 공력계수는 중운동 ($-C_Z$: 양력계수, C_m : 피칭 모멘트 계수)과 횡운동 (C_Y : 측력계수, C_l : 롤링 모멘트 계수, C_n : 요잉 모멘트 계수)에 대해 각각 다음과 같이 구한다[12].

$$C_Z = C_{Z_0} + C_{Z_\alpha}\alpha + C_{Z_{\delta_e}}\delta_e + C_{Z_{\dot{\alpha}}}\frac{\dot{\alpha}}{2V} + C_{Z_{\dot{\alpha}}}\frac{\dot{\alpha}}{2V} \quad (3)$$

$$C_m = C_{m_0} + C_{m_\alpha}\alpha + C_{m_{\delta_e}}\delta_e + C_{m_{\dot{\alpha}}}\frac{\dot{\alpha}}{2V} + C_{m_{\dot{\alpha}}}\frac{\dot{\alpha}}{2V} \quad (4)$$

$$C_Y = C_{Y_\beta}\beta + C_{Y_{\delta_a}}\delta_a + C_{Y_{\delta_r}}\delta_r + C_{Y_p}\frac{pb}{2V} + C_{Y_r}\frac{rb}{2V} \quad (5)$$

$$C_l = C_{l_\beta}\beta + C_{l_{\delta_a}}\delta_a + C_{l_{\delta_r}}\delta_r + C_{l_p}\frac{pb}{2V} + C_{l_r}\frac{rb}{2V} \quad (6)$$

$$C_n = C_{n_\beta}\beta + C_{n_{\delta_a}}\delta_a + C_{n_{\delta_r}}\delta_r + C_{n_p}\frac{pb}{2V} + C_{n_r}\frac{rb}{2V} \quad (7)$$

여기서 하첨자는 0은 영(zero) 받음각, $(\dot{\quad})$ 는 시간에 대한 미분; α 는 받음각, β 는 옆미끄럼(sideslip) 각, δ_e 는 승강타(elevator) 각, δ_a 는 에일러론(aileron) 각, δ_r 는 방향타(rudder) 각; p , q , r 은 각각 롤(roll), 피치(pitch), 요(yaw)에 대한 속도(rate); \bar{c} 는 기준 시위(chord) 길이, b 는 날개 스패(span)를 나타낸다.

안정미계수(stability derivative)들은 동체 1/4 시위선 부근의 절점에 위치한 표준 NACA 동체 좌표계(standard NACA body axis system)를 사용하여 계산되었으며 이 좌표계의 x 축은 전진방향, z 축은 아랫방향으로 정의된다.

본 연구에서 초소형 비행체는 $\bar{c} = 15 \text{ cm}$, $b = 15 \text{ cm}$ 를 가지며 사용된 익형은 S5010이다. 공력 패널 모델에서 익형의 두께는 고려되지 않으며 캠버만 고려된다. 공력하중을 위한 공력 패널은 대칭기동에 대해서는 수직미익을 제외하여 우측 동체 및 날개 만 모델링 하였으며, 반대칭기동을 위해서는 대칭기동 모델에 수직 미익을 추가하였다. 비대칭 기동 모델에는 좌우측 날개와 수직미익을 모델링 하였다. 설계된 초소형 비행체에서는 같은 조종면에 에일러론과 승강타의 역할을 하므로 별도로 모델링이 불가능하여 같은 공력 패널에 두 개의 조종면을 정의하였다. 반대칭기동 해석을 위한 공력 패널을 그림 2에 제시하였다.

구조물의 유한요소 모델링에는 CQUAD4 요소를 사용하였으며 필요한 곳에 CTRI3 요소를 최소로 사용하였다. 대칭 및 반대칭 기동조건에 대해서는 동체의 중심면에 변위 구속조건을 적절히 적용하였다. 탑재체의 질량은 집중질량(CONM2)

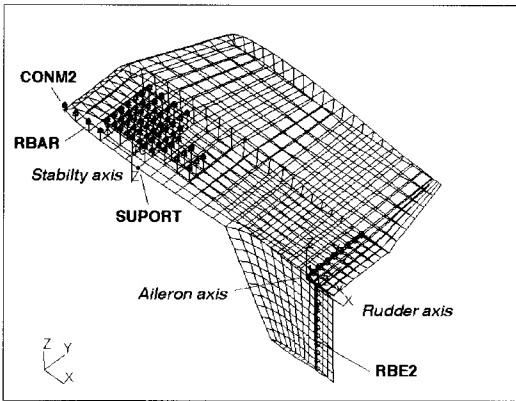


그림 3. 반대칭기동 해석을 위한 유한요소 모델

으로 모델링 하였으며 각 질량은 동체와 강체요소(MPC)로 연결하였다. 자유비행 중인 조건을 모사하기 위해 SUPPORT 명령에 의해 동체 중심선의 1/4 시위선에 해당하는 질점의 자유도를 해제시켰다. 그림 3에 반대칭기동 해석을 위한 유한요소 모델을 나타내었다.

1/4 시위선에 대한 강체 비행체의 안정미계수는 표 3과 같다. 비행체의 변형을 고려한 탄성 비행체의 안정미계수는 탄성변형이 매우 작게 나타나므로 표 3에 제시된 값과 차이가 거의 없음을 확인할 수 있었다.

본 연구에서는 최대속도 $V = 15 \text{ m/s}$ 로 비행시 다음 조건에 대해 해석을 수행하였다.

- 대칭기동(symmetric maneuvering)
 - 순항(cruise)
 - 정상 피치(steady pitch)
 - 급 피치(abrupt pitch)
- 반대칭기동(antisymmetric maneuvering)
 - 정상 롤(steady roll)
 - 급 롤(abrupt roll)
- 비대칭기동(unsymmetric maneuvering)
 - 정상 롤링 풀아웃 (steady rolling pullout)

표 3. 안정 미계수

C_{z_0}	0.005019	C_{y_p}	-0.2486	C_{l_b}	0.02851
C_{z_a}	1.6377	C_{y_f}	0.01675	C_{l_s}	-0.01484
C_{z_b}	0.4084	C_{y_r}	0.3405	C_{n_p}	0.1231
C_{z_j}	1.8653	C_{y_b}	0.05456	C_{n_r}	0.009784
C_{m_0}	0.01034	C_{y_s}	0.1508	C_{n_r}	-0.1764
C_{m_a}	0.08905	C_{l_d}	0.01563	C_{n_s}	-0.03091
C_{m_b}	0.1919	C_{l_f}	-0.12297	C_{n_s}	-0.09471
C_{m_j}	0.4855	C_{l_r}	-0.02331		

표 4. 대칭기동시의 균형상태 및 공력계수

공력 변수	α	δ_e	$\bar{q}\bar{c}/2V$	\dot{q}/g	$n = -\dot{z}/g$	C_z	C_l	C_m	C_n
순항	9.1°	7.5°	(0)	(0)	(1)	-0.3202	6.62×10^{-2}	-5.05×10^{-4}	-1.06×10^{-2}
정상 피치	23.7°	(-15°)	0.204	(0)	(3)	-0.9607	1.98×10^{-1}	-1.52×10^{-3}	-8.70×10^{-2}
급 피치	14.9°	(-15°)	(0)	4.33×10^{-2}	(1)	-0.3169	7.30×10^{-2}	8.34×10^{-2}	-1.94×10^{-2}

표 5. 반대칭 기동시의 균형상태 및 공력계수

공력 변수	β	δ_a	δ_r	$\bar{p}\bar{c}/2V$	$\bar{r}\bar{c}/2V$	\dot{y}/g	
정상 롤	1.62°	(15°)	-3.22°	7.11×10^{-2}	(0)	(0)	
급 롤	-6.54°	(15°)	-14.0°	(0)	(0)	(0)	
공력 변수	\dot{p}/g	\dot{r}/g	C_Y	C_Z	C_l	C_m	C_n
정상 롤	(0)	(0)	0	0.02295	9.40×10^{-4}	3.33×10^{-2}	0
급 롤	7.89×10^{-3}	(0)	5.84×10^{-3}	0.05998	-1.30×10^{-2}	3.19×10^{-2}	-9.75×10^{-4}

- 급 롤링 폴아웃 (abrupt rolling pullout)
- 스냅 롤 진입 (entry into snap roll)
- 정상 상승선회 (steady climbing turn)

대칭, 반대칭, 비대칭 기동에 대한 균형상태 및 공력계수를 각각 표 4, 5, 6에 제시하였다. 각 표에서 괄호로 표시된 값은 고정된 비행조건을 나타내며 그 이외의 값은 계산 결과이다. MSC/NASTRAN에서 정적 공탄성해석(SOL 144)을 사용하면 비행체의 공력계수, 안정미계수와 균형해를 제공하며 이와 관련된 설명은 참고문헌 12에 제시되어 있다.

예를 들어, 표 4에서 정상 피치 기동조건으로 $\delta_e = -15^\circ$, $\dot{q}/g = 0$, $n = -3$ 을 설정하였다. 종 운동에서는 전후 운동을 제외하면 피치와 상하 운동 2개의 자유도를 가지므로, 정의된 변수 5개 중 3개의 변수에 값을 설정해 주어야 한다. 승강타의 처짐각 δ_e 는 뒷전이 내려갈 때 (+)로, 방향타의 처짐각 δ_r 은 뒷전이 좌측으로 갈 때 (+)로 정하였다. 에일러론의 처짐각 δ_a 은 비행체의 롤링 모멘트를 (+)로 만들어줄 때 즉, 우측 에일러론의 뒷전이 올라가고 좌측 에일러론이 내려갈 때를 (+)로 정하였다. 표 4를 살펴보면 순항 조건과 급 피치 조건에서 같은 하중계수 값 $n = 1$ 에 대해 C_z 값이 다른 이유는 C_z 가 동체좌표계에 따라 정의되었기 때문에 $-C_z/\cos\alpha$ 로 계산하면 같은 양력계수 값을 얻을 수 있다. 정상 피치의 균형상태에서 $\alpha = 23.7^\circ$ 로 매우 큰 받음각을 갖는데 실제 유동에서는 박리가 일어날 것으로 예상되며 이를 고려해야 할 것이다. 표 5에서 반대칭기동 시의 C_z 값이 모두 양수를 가지므로 양력이 아랫방향으로 작용한다.

표 6에서 정상 롤링 폴아웃의 피치 각속도 $q = (n-1)g/V$ 로 계산되었으며 스냅 롤의 받음

각은 순항시의 받음각이 입력되었다. 정상 상승선회의 상승률과 선회율은 각각 $R/C = 100$ mm/s, $\omega = 30^\circ/s$ 로 가정되었으며 기타 변수는 참고문헌 13에 제시된 공식을 이용하였다. 정상 롤링 폴아웃과 급 롤링 폴아웃에서의 받음각은 $\alpha = 28.9^\circ$ 로 정상 피치에서 보다 크게 나오고 있으며 보다 정확한 공력 데이터를 이용해 검증이 필요가 있다.

그림 4에는 기동조건에 따른 압력분포를 표시하였다. 압력은 패널 내에서 일정한 값으로 패널의 1/2 스팬의 1/2 시위선 상에 작용한다. 대칭, 반대칭, 비대칭 조건 별로 공력 모델링을 확인할

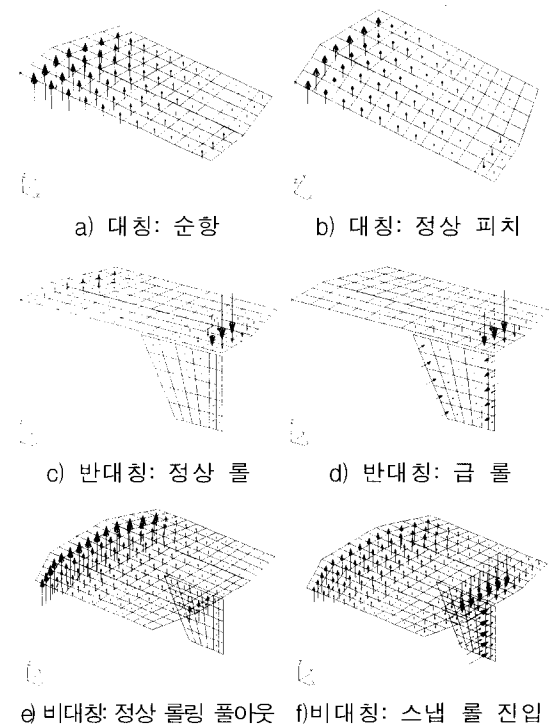


그림 4. 공력 패널에서의 압력분포

표 6. 비대칭 기동시의 균형상태 및 공력계수

공력 변수	α	β	δ_e	δ_a	δ_r	$\bar{p}c/2V$	$\bar{q}c/2V$	$\bar{r}c/2V$	\dot{y}/g
정상 롤링 폴아웃	28.9°	1.6°	16.1°	(15°)	-3.2°	7.11×10^{-2}	(6.53×10^{-3})	(0)	(0)
급 롤링 폴아웃	28.9°	-6.6°	16.1°	(15°)	-14.0°	(0)	(6.53×10^{-3})	(0)	(0)
스냅 롤 진입	9.1°	(0°)	(-15°)	(0°)	(15°)	(0)	(0)	(0)	1.28×10^{-1}
정상 상승선회	11.9°	0.24°	8.4°	-0.12°	-0.06°	(-5.50×10^{-4})	(3.13×10^{-3})	(3.90×10^{-3})	(0)
공력 변수	n	\dot{p}/g	\dot{q}/g	\dot{r}/g	C_Y	C_Z	C_l	C_m	C_n
정상 롤링 폴아웃	(3)	(0)	(0)	(0)	-1.31×10^{-2}	-0.9607	-4.28×10^{-5}	-1.52×10^{-3}	-2.38×10^{-8}
급 롤링 폴아웃	(3)	7.89×10^{-3}	(0)	(0)	5.87×10^{-2}	-0.9607	-8.40×10^{-3}	-2.49×10^{-3}	3.63×10^{-3}
스냅 롤 진입	0.481	-2.97×10^{-3}	3.85×10^{-2}	-8.26×10^{-3}	3.95×10^{-2}	-0.1512	7.76×10^{-3}	7.44×10^{-2}	2.39×10^{-2}
정상 상승선회	(1.28)	(0)	(0)	(0)	-3.52×10^{-4}	-0.4103	-2.72×10^{-6}	-6.47×10^{-4}	-1.16×10^{-8}

수 있으며 표 4, 5, 6에 표시된 조종면의 처짐과 압력의 작용방향이 일치하고 있다. 대칭기동에서는 앞전에 공력하중이 크게 작용함을 알 수 있으며 특히 피치기동에서는 승강타에서의 하중이 아랫방향으로 작용하고 있다.

반대칭 롤 기동에서는 양력이 거의 작용하지 않고 에일러론에 롤링 하중이 크게 작용하고 있음을 알 수 있다. 비대칭기동 중에 정상 롤링 폴아웃과 스냅 롤 진입에 대한 압력분포만 나타내었는데 급 롤링 폴아웃의 압력분포는 수직미익에 압력이 크게 나타는 것을 제외하고는 정상 롤링 폴아웃과 유사하다. 스냅 롤 진입조건에서는 승강타 주변에 하중 아랫방향으로 크게 작용하며, 방향타를 이용하므로 수직미익 하중에 크게 나타나고 있다.

2.3 구조해석

하중해석에서 언급한 기동조건들에 대한 구조해석을 수행하였다. MSC/NASTRAN의 정적 공탄성 모듈에서는 표면보간법(surface spline)을 이용해 공력하중이 구조 질점하중으로 변환되어 구조해석이 진행되므로 별도의 작업이 필요 없다.

표 7에 각 기동조건별 최대변형률을 나타내었다. 3g 정상 피치기동시의 최대 주변형률(max. principal strain) ϵ_1 는 113 $\mu\epsilon$ 수준이다. 1g 순항비행시의 변형률 분포는 이와 유사하며 최대 주변형률을 비교하면 약 1/3 작다. 이 값들은 표 1에 제시된 변형률 허용치 ϵ_{tu} , ϵ_{cu} , γ_{su} 와 비교했을 때 안전여유(margin of safety)가 지나치

표 7. 기동조건별 최대 변형률($\mu\epsilon$)

기동조건	ϵ_{xx}	ϵ_{yy}	γ_{xy}	ϵ_1
순항	-10.3	7.59	-3.77	37.7
정상 피치	-30.5	22.8	113	113
급 피치	-14.4	8.98	-47.2	47.7
정상 롤	0.925	2.04	3.74	4.10
급 롤	-4.94	-2.72	6.67	6.65
정상 롤링 폴아웃	-29.6	-29.6	114	114
급 롤링 폴아웃	-29.5	-29.7	-116	116
스냅 롤 진입	-8.32	-8.23	-27.5	27.4
정상 상승선회	-12.7	-12.7	-48.7	48.7

게 많아 구조물의 중량을 줄일 여지가 많음을 확인할 수 있다.

그림 5는 비행체 구조의 변형형상을 보여준다. 공력하중 보다는 탑재체의 관성하중에 의한 변형이 크게 나타나고 있다. 또한 정상 피치와 정상 롤링 폴아웃의 경우에 최대 처짐은 1/4시위선 부근의 밑면 외피에서 나타나고 있는데 이는 탑재체의 질량이 1/4시위선 부근에 집중적으로 분포하고 있기 때문이다. 그림에는 과장되게 표현되었으나 최대 변위는 0.1 mm보다 작은 정도이므로 비행체의 공력성능에 미치는 영향은 무시해도 좋다. 정상 롤 기동에서는 좌우 에일러론에 하중이 반대칭으로 작용하므로 이들에서 변형이 크게 나타나고 있으며 스냅 롤 진입기동에서는 하중계수가 작아 변형도 작게 나타나고 있다.

주변형률 ϵ_1 의 분포를 그림 6에 제시하였다. 대칭기동의 세 종류 모두 유사한 주변형률 분포를 갖는다. 정상 피치의 경우 3g 기동으로 주변형률이 동체 앞전의 밑면 외피 부근에서 최대로

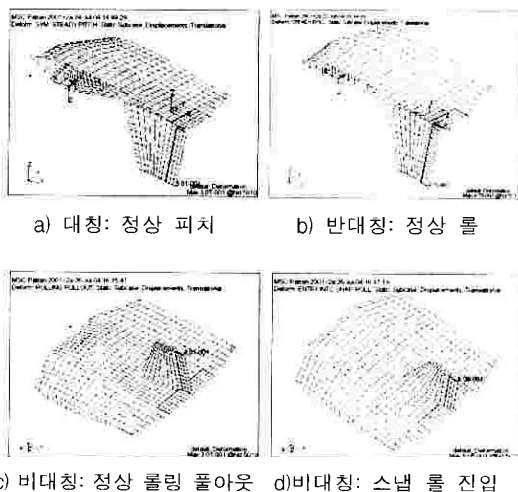


그림 5. 비행체 변형형상

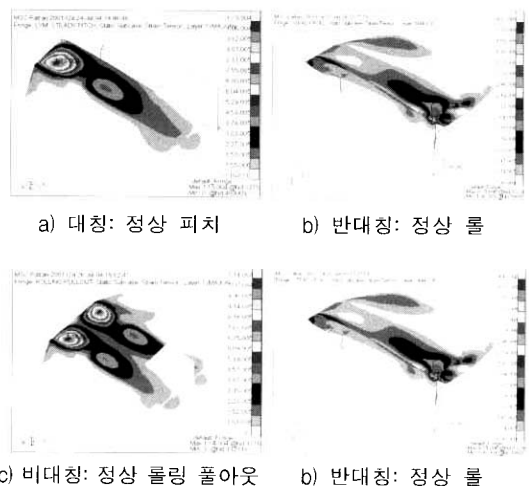


그림 6. 주변형률(principal strain), ϵ_1

나타나고 있으며, 정상 롤인 경우에는 비행체 전 영역에서 매우 작은 변형률을 보이며 동체 뒷전 승강타 부근에서도 응력집중 현상이 보이나 최고치는 변형률 허용치의 약 1/50 수준보다 작게 나타나고 있다. 비대칭기동의 경우에 주변형률의 분포의 비대칭성은 매우 약하게 나타나고 있다. 이는 ϵ_{xx} 와 ϵ_{yy} 분포가 강한 비대칭성을 나타내지만 표 7에서 알 수 있듯이 이들에 비해 상대적으로 큰 값을 갖는 γ_{xy} 가 대칭적 분포를 갖기 때문이다.

III. 결 론

본 연구에서는 복합재료를 이용하여 초소형 비행체의 구조에 대한 예비설계를 수행하였으며 MSC/ NASTRAN의 공탄성 모듈을 이용하여 다양한 기동조건에 대한 하중해석과 구조해석을 동시에 수행하였다.

계산에 사용된 공력이론은 저 레이놀즈 영역에서는 적절하지 않은 것으로 판단되나 초기설계 단계에서 유용한 비행체의 균형상태를 구하였으며 공력분포를 파악할 수 있었다. 점성을 고려한 전산유체역학 또는 풍동시험 결과와 비교한 공력 보정법을 개발 중에 있으며 이를 통해 보다 정교한 하중해석을 수행할 예정이다.

구조해석 결과, 공기력보다는 탑재체에 의한 관성력이 주요 하중이며 변형률 허용치에 비해 매우 낮은 변형률(약 1/50 이하)을 나타내고 있어 안전여유가 매우 큼을 확인할 수 있었다. 따라서 고강성 및 고강도의 탄소섬유강화 복합재료를 사용하면 추가적인 무게의 증가 없이 강도와 내구성을 모두 충족시킬 수 있는 구조설계가 가능하다고 판단된다.

후 기

본 연구는 한국과학재단 특정기초연구사업(R01-2002-000-00329-0)의 지원에 의해 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 윤광준, 이재우, 이영재, 변영환, "초소형 비행체(MAV)의 현황 분석 및 개발방향", 한국항공우주학회지, 제26권, 제7호, 1998. 11, pp. 170-179.
- 2) Grasmeyer J. M. and Keennon M. T., "Development of the Black Widow Micro Air Vehicle", AIAA-2001-0127, AIAA, 2001.
- 3) Torres, G. and Mueller, T. J. "Micro Aerial Vehicle Development: Design, Components, Fabrication, and Flight Testing", AUVSI Unmanned Systems 2000 Symposium and Exhibition, Orlando, FL, July 2000.
- 4) 류태규, 정인재, "고정의 초소형 비행체 형상설계 및 검증", 한국항공우주학회지, 제28권, 제4호, 2000. 6, pp. 136-142.
- 5) 안존, "초소형 항공기(MAV)의 개발 현황 및 전망", 한국항공우주학회지, 제28권, 제7호, 2000. 10, pp. 145-154.
- 6) 윤광준, 황희철, "초소형 비행체(MAV) 2001 국제경연대회 소개 및 관련기술 분석", 한국항공우주학회지, 제29권, 제4호, 2001. 6, pp. 129-134.
- 7) 박문희, 이정상, 김종암, 노오현, "초소형 비행체 설계 및 제작기술 개발", 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집, 2002, pp. 54-57.
- 8) 이원범, 김우례, 김종암, 노오현, "초소형 비행체의 공력특성에 관한 실험적 연구", 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집, 2002, pp. 74-77.
- 9) 김영훈, 김우례, 이정상, 김종암, 노오현, "Multi-Block 격자기법을 이용한 초소형 비행체 주위 공력 특성 해석", 한국항공우주학회지, 제31권, 제6호, 2003. 8, pp. 8-16.
- 10) 정대근, 황희철, 김종현, 박훈철, 윤광준, "고정의 초소형비행체 "BATWING 시스템" 개발", 한국항공우주학회지, 제32권, 제2호, 2004. 3, pp. 82-87.
- 11) Ifju, P. G., Ettinger, S., Jenkins, D. A., and Martinez, L., "Composite Materials for Micro Air Vehicles", Society for the Advancement of Materials and Process Engineering Annual Conference, Long Beach, CA, May 6-10, 2001.
- 12) Rodden, W. P. and Johnson, E. H., MSC/NASTRAN ver. 68; Aeroelastic Analysis User's Guide, The MacNeal-Schwendler Corporation, California, 1994.
- 13) Etkin, B., Dynamics of Atmospheric Flight, JohnWiley & Sons, New York, 1972.