소형 장기체공형 무인기 날개의 구조 개량 설계

이정진*

Modified Design of Wing Structure for Long-endurance UAV

Jung-Jin Lee*

Abstract

In this study, the structural design method for the modified long-endurance UAV is presented. Composite materials using room temperature curing method and wet lay up procedure is applied to all wing structures. The modified wing is composed of 3-piece component for improvement of ground handling. As the sandwich structure is efficient for light weight and high stiffness, all skin is used the sandwich consisting of glass/ epoxy fabric and balsa wood. The proof test is performed up to limit load corresponding to 4g load condition for the modified wing structure

초 록

본 연구는 장기체공성 향상을 위한 개량형 무인기의 구조설계에 관한 방법 및 절차를 소개한 것이다. 상온 경화용 복합재료를 날개 전체에 적용하였다. 운반 및 보관의 용이성을 고려하여 날개 구조물을 3개로 분리하였고, 구조물의 경량화 및 강성의 증가를 위하여 샌드위치 구조물을 스킨 전영역에 적용하였고, 제한하중 4g에 해당되는 하중조건에서 구조강도시험을 수행하여 구조설계와 제작성을 점검하였다.

키워드 : **구조설계** (structrual design), **무인기** (UAV), **복합재료** (composite material)

1. 서 론

항공기의 경량화는 성능의 향상 및 탑재물의 증가를 위한 설계 요건으로 많은 연구가 진행되고 있다. 특히 복합재료는 다른 금속재료에 비하여 비강성과 비강도가 높고, 적층각의 형태에 따라 설계 하중을 크게 할수 있는 장점 때문에 항공기 구조물에 많이 적용하고 있다.

본 연구에서는 소형 장기체공형 무인기[1]의 경량화와 지상 운용의 편의성을 위하여 개량 설계를 수행하였다. 무게의 감소는 복합재료의 적층각을 조절하여 수행하였고, 날개 구조물을 3개의 부분으로 분리함으로써 지상 운용의 보관 및 운반, 조립이 용이하도록 하였다. 또한 무인기 날개 전체에 대하여 상온경화용 복합재료를 적용함으로써 복합재료 구조물제작에 필요한 설비 및 제작 절차를 간소화하였고, 이로 인해 비용 절감의 효과를 거두었다.

* 체계종합그룹/ ljung@kari.re.kr

본 연구에서 사용된 복합재료는 국내에서 조달이 가능하고, 물성치에 대한 정보 접근이 용이하며 다른 구조물에 널리 사용되고 있는 것으로 하였다.

본 연구의 신뢰성 검증을 위하여 제작 후 제한하중(limit load)하에서의 구조 강도시험이 수행되었다.

2. 본 론

2.1 설계요건 및 구조물 형태

2.1.1 설계요건

항공구조물의 설계는 강성(stiffness)과 강도(strength) 요건이 만족하여야 한다. 강성요건은 제한하중하에서의 구조물의 처짐으로 인한 다른 구성품과의 간섭이 없어야 하며, 하중을 제거시 소성변형이 없이 원래대로 복원되어야 한다. 강도요건은 제한하중에 안전계수를 곱한 하중 즉 극한하중(ultimate load)에서 최소한 3초 동안은 파손이 일어나지 않아야 한다.

본 연구에서는 안전계수를 1.8로 하였다[2]. 일반 금속재나 나무의 경우 안전계수는 1.5를 사용하나[3], 상온에서 경화하는 복합재료의 경우 재료의 불확실성을 고려하여 보수적인 값을 채택하였다.

2.1.2 설계요건 구조물 형태 및 재료

날개 구조물 내부 형태는 익형 코드의 25%에 위치한 단일 스파와 조종면(에일러론, 플랩)의 경계면에 위치한 리브들로 이루어졌으며, 좌굴에 의한 구조물의 파손을 방지하기 위해 스킨의 두께를 증가하기 보다는 리브를 추가로 설치하여 무게의 감소에 초점을 두었다.

스킨의 구조물은 샌드위치 형태로 하였다. 샌드위치 구조물은 굽힘 강성은 물론이고 압축에 의한 좌굴 하중을 크게 증가시킬 수 있다. 날개 스킨은 면재로서 한국화이바(주)에서 생산되는 FG612 그래스/에폭시 직물을 사용하였고, 심재는 두께가 1.5mm인 발사를 적용하였다.

스파 구조는 항공합판과 발사(5mm)로 구성된 웨브와 위/아래 면에 카본 로빙(carbon roving)을 적층한 부위를 스파 캡의 역할을 수행하도록 하여, 이들 각각이 날개의 전단하중과 날개 굽힘하중을 감당하도록 하였다.

복합재료의 경우 재료에 따라 열팽창계수가 달라지기 때문에 가능한 단일 재료를 사용하는 것이 바람직하다. 따라서 가능한 날개구조물 전체에 대하여 유리섬유 계열의 복합재료를 채택하며, 특별히 강도가 요구되는 부분 즉 스파 캡의 경우에 한하여 탄소 계열의 일방향 로빙을 적용하였다. 참고로 탄소 계열의 일방향 로빙의 열팽창계수는 $0-1\times10^{-6}mm/mm/^{\circ}C$이고, 유리섬유 계열의 복합재료 섬유의 열팽창계수는 $5.5\times10^{-6}mm/mm/^{\circ}C$이다 [4].

본 연구에서 적용한 재료의 물성치는 표 1에 나타나 있다.

표 1. 재료의 물성치

	UD Roving	FG 612	Balsa	Ply Wood	Styro foam
E1 (Gpa)	120	23.9	3.4	14	20.96 x10-3
E2 (Gpa)	6.2	23.9		11	
G12 (Gpa)	4.8	5.11		1.5	
ν12	0.25	0.141	0.3	0.15	0.2
t (mm)	0.34	0.18	5	3	
X (Mpa)	1000	182	8	84	0.16
Y (Mpa)	40	140	5	67	0.16
S (Mpa)	62	27	2	18	0.16
ρ (kg/m3)	1520	1900	96	680	32

2.1.3 설계 기준 사항

개량형 무인기 구조물은 경량화 및 실제 제작

성을 고려하여 아래와 같은 기본적인 설계 기준 사항을 정하였고, 구조 해석을 수행하여 구조 안전성이 확보되지 않은 경우 즉 안전계수가 0 미만일 때 그 부위를 추가적으로 보강을 하는 방법을 취한다.

- 날개 설계 영역을 2부분으로 구분한다.

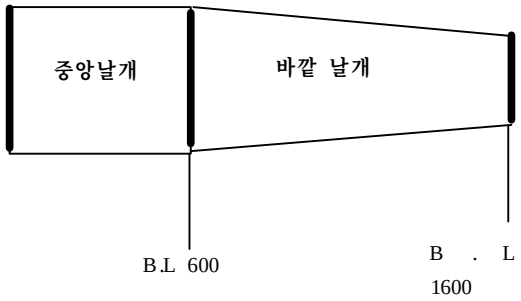

그림 1. 날개 구분

- 중앙날개의 스킨 구조물의 기본 적층판은 [±45/발사(1.5mm)/∓45]이다.
- 바깥 날개는 날개 전체에서 볼 때 하나의 샌드위치 구조물로 형태이며, 기본 적층판은 [±45/폼/±45]이다.
- 날개 코드의 25%에 위치한 단일 스파에서 날개의 굽힘모멘트를 전부 감당하도록 하며, 구조 형태는 [발사/카본직물/ply wood/카본직물/발사]로 되었으며, 발사의 두께는 5mm이고, 항공합판(ply wood)의 두께는 3mm이다. 굽힘 강성과 강도를 증가시키기 위하여 위/아래면에 카본 로빙을 적층한다.
- 리브는 조종면의 경계를 따라 위치하며, 조종센서를 장착시키기 위한 부위에는 추가적으로 설치한다. 중앙날개의 경우 큰 하중을 받아 좌굴에 의한 파손 가능성이 있기 때문에 리브를 추가적으로 설치한다. 모든 리브는 5mm 발사를 사용한다.
- 유리섬유의 설계 강도는 206 MPa이며, 변형율은 $\pm 3500 \times 10^{-6} (mm/mm)$이다.

2.2 하중조건

2.2.1 V-n 선도

V-n 선도는 항공기의 운항 가능한 영역에서의 구조적인 안전성을 보장하는 운용경계선이다. V-n 선도상의 영역을 벗어나는 운용조건은 구조적으로 안전성을 신뢰할 수 없기 때문에 V-n 선도상의 경계점과 선이 주요 설계 하중의 극점이 된다. 따라서 설계 하중 조건은 주요 극점에 대한 운용조건(공력 분포, 자세, 조종면 각도 등)에서의 내력 분포이다. 내력 분포는 공력 및 관성에 의해 결정되며, 그 결과물은 전단력, 굽힘/비틀림 모멘트 선도이다.

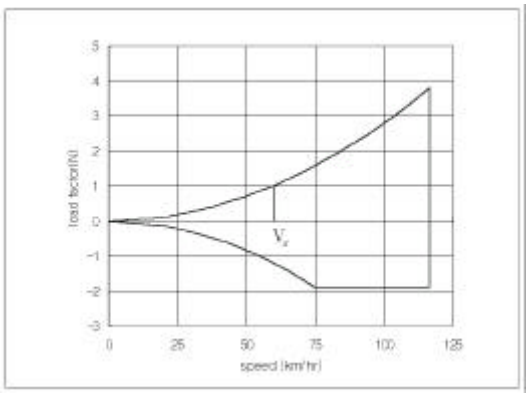

그림 2. 무인기 V-n 선도

무인기의 V-n 선도는 일반 항공기와는 다른 양상을 보이고 있다. 일반 항공기의 경우 순항속도(V_c)가 최대양력속도(V_a)보다 1.6배 빠르게 하고 있으나, 본 연구의 무인기는 순항속도가 최대양력에 의한 조건에서의 속도(V_B)보다 느리다. 이 결과 무인기의 V-n 선도는 그림 2와 같다.

돌풍하중에 의한 V-n 선도의 경우, 돌풍하중 계수를 구하는 고전적인 방법을 적용할 때 [3] 돌풍계수는 본 무인기의 최대 양력계수의 영역을 벗어난다. 따라서 본 연구에서는 돌풍에 의한 하중조건은 고려하지 않았다.

2.2.2 공력 및 내부하중분포

V-n 선도에 의하면 최대하중계수는 3.8g에 해당되나, 본 연구에서는 4g를 최대하중계수로 하였다. 그림 3은 개량형 무인기의 각각의 임무 조건에 따른 공력분포를 나타낸 것이며, 그림 4는 4g 요건의 공력분포에 의한 내부 하중 분포 즉 날개의 굽힘 모멘트 선도와 전단력 선도이다.

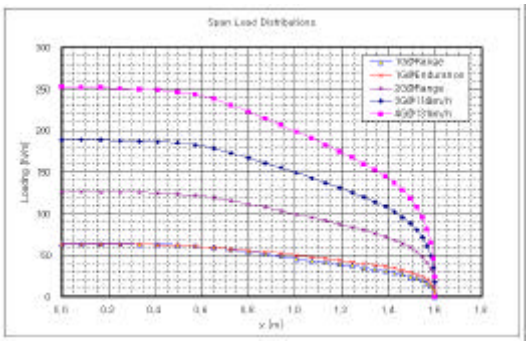

그림 3. 개량형 무인기의 공력분포

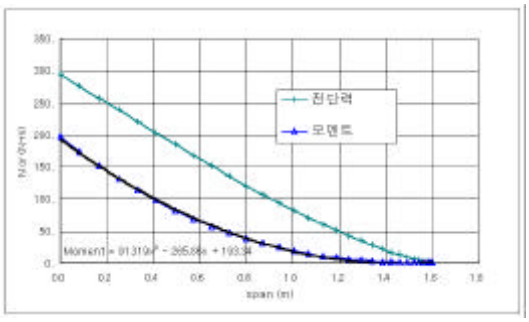

그림 4. 개량형 무인기의 최대 내부하중분포

2.3 기본 사이징

2.3.1 스킨 최대하중

초기 스킨의 두께를 결정하는 방법으로 2.1.3에서 정한 스킨의 기본 적층판의 최대 인장/ 압축 하중을 먼저 결정해야 한다. 최소 두께에 의한 적층을 고려한 관계로 이 적층판의 최대 허용 하중을 샌드위치판의 등가유효강성(equivalent effective modulus)에 의거하여 정했다. 스킨의 최대하중을 결정하는 방법은 아래와 같다. 여기서 변형율의 허용값을 3500 μmm/mm로 가정하였으며, 날개 익형 두께의 평균값($\bar{h}$)은 익형 코드의 25%와 75%에서의 두께를 기준으로 하였다.

단계 1) 스킨의 기본 적층판은
[±45/발사/∓45]의 유효 강성값 계산
- $E_{eff} = \sum E_i A_{eff} / \sum A_i$=5.68 GPa

단계 2) 제한하중에서의 최대인장 하중계산
- ε = 3500 μmm/mm로 가정
- $P_{tl} = \varepsilon A_{eff} E_{eff}$ = 6.66 KN

단계 3) 굽힘에 의한 스킨에 작용하는 하중
- $P_{app} = M / \bar{h}$

단계 4) 바깥 날개의 최대인장 계산
- 바깥 날개는 적층판은 샌드위치 형태의 [±45/폼/±45]임.
- $E_{eff} = \sum E_i A_{eff} / \sum A_i$=1.02 GPa
- $P_{tl} = \varepsilon A_{eff} E_{eff}$=2.88 KN

단계 5) 설계 하중 판정(그림 5 참조)

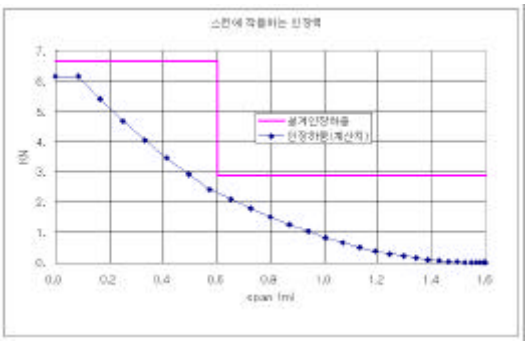

그림 5. 날개 설계하중 선도

단계 6) 설계 안전율
- 안전계수(safety factor)=1.8
- $M.S. = \frac{F_{tu}}{f_{tu}} - 1$
- M.S. > 0 임.

2.3.2 스파

스파는 굽힘 모멘트와 전단력을 감당하기 때문에 스파의 웨브는 전단력을 받고, 캡은 굽힘 모멘트를 지지한다고 가정하였다. 스파 웨브 및 캡의 사이징 방법은 아래와 같다.

단계 1) 웨브 사이징
- 웨브는 전단력을 감당.
- 전단력: $q = \frac{V}{h}$ =294/ 30=9.8 N/ mm
- 두께 결정: $t = S.F \times \frac{q}{S_{\text{발사}}}$
  =1.8 x 9.8/ 2=8.82 mm

단계 2) 캡 사이징
- 캡은 날개의 굽힘 모멘트 감당
- 인장/ 압축력 계산

$P = \frac{M}{h}$ =193.34/ 30=6.445 KN

- 캡 단면적 결정

$A = S.F. \times \frac{P}{X_{\text{카본로빙}}}$

=1.8 x 6.445 x 1000/ 1000=11.6 mm^2

단계 3) 스파 사이징
- 스파 웨브은 발사 10mm
- 스파 캡은 카본 로빙의 너비가 10mm 이고 4장인 $[0_4]$ 로 적층

단계 4) 하중 계산
- $E_{eff} = \sum E_i A_{eff} / \sum A_i$ =13.72 GPa
- $P_{tl} = \varepsilon A_{eff} E_{eff}$ =7.38 KN

단계 5) 안전율 계산
- 스파 캡 = 0.32
- 스파 웨브 =0.13

2.3.3 구조배치

그림 5에서 보여주는 것처럼 스파는 익형 코드의 25%에 위치하며, 리브는 조종면과의 경계면과 꼬리 날개를 연결시켜주는 붐을 지지하도록 설치하였다.

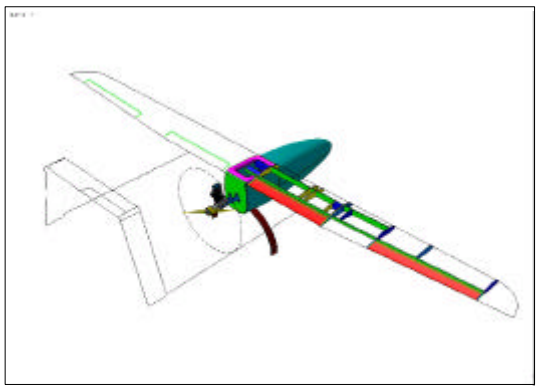

그림 5. 개량형 무인기 구조 배치도

중앙 날개와 바깥 날개의 연결을 위하여 2개의 튜브 관이 사용되었으며, 전방에 위치한 튜브관은 4mm 볼트를 사용하여 기계적인 체결방법을 채택하였고, 후방에 위치한 튜브는 움직임만을 방지할 목적으로 기계적인 체결은 하지 않았다. 주익과 동체 연결은 4개의 5mm볼트를 이용하여 동체의 윗면과 체결되도록 하였다.

2.3.4 무게계산

개량형 무인기의 날개 구조설계 무게는 표 2에 보여주는 것처럼 약 2.04 Kg으로 계산되었다. 스킨이 전체 무게의 약 50%에 해당하며, 스치로폼의 무게 역시 약 12%를 차지한다. 날개의 익형의 코드 두께가 큰 경우 무게의 감소를 위해선 스치로폼을 사용하기 보다는 스킨에서의 샌드위치 구조물로 설계하는 방안이 더 효과적일 것으로 보인다.

표 2. 개량형 날개의 무게 분포

스킨	998	48.9%
스파	240	13.1%
리브	122	6.0%
스치로폼	240	11.7%
보강부위	244	12.0%
기타	168	8.2%
합	2039 (g)	100%

일반적으로 복합재료 구조물의 무게를 정확하게 산출하기 위해선 에폭시의 양과 복합재료 제단이 정확하여야 하기 때문에 실제 측정값과는 차이가 발생할 수 있다. 실제 측정 무게는 2.1 Kg로 계산치보다 조금 증가하였다.

2.3.5 구조시험

구조 강도시험은 설계안전성을 확인하기 위하여 제한하중인 4g 상태의 조건을 선택하여 4g까지만 하중을 점차적으로 부가하였다. 구조시험은 극한하중까지 해야하나, 이 시험은 제한하중하에서 제작성 입증시험(proof test)이며, 구조물의 변형에 의한 간섭 여부와 하중제거시 원래대로 복원되는 것을 보고자 한 것이다. 따라서 날개 끝단에서의 처짐과 스킨에서의 좌굴 현상이 발생하는지를 육안으로 검사하였고 변형율은 측정하지 않았다. 그림 6은 4g 하중에서의 구조시험장면을 보여주고 있다. 300g의 모래주머니를 이용하여 그림 3의 공력 분포를 구현하였다.

그림 6. 제한하중하의 구조시험

육안으로 관찰한 결과 스킨의 모든 부위에서 좌굴 현상은 보이지 않았으며, 4g인 하중에서 날개 끝단의 처짐은 10cm였다. 초기의 무인기 1호기의 경우 날개 끝단에서의 처짐은 15cm였다 [5]. 날개의 강성이 약 1.5배 정도 증가하였다. 이는 날개의 3개의 구성품중 중앙날개 스파의 굽힘강성이 크고, 연결부에서의 보강에 의한 것으로 판단된다.

3. 결 론

완전 상온 경화용 복합재료를 사용하여 개량형 무인기 날개의 구조설계를 수행하였다. 또한 구조관계식에 의한 설계 방법을 기술하였다. 초기 1호기에 비하여 약 5%정도의 무게 감소가 이루어졌다. 본 연구의 날개 익형(FX63-137)의 코드 두께비가 1호기의 익형(SD7032)의 것에 비해 큰 관계로 [6], 바깥 날개의 경우 스치로폼보다는 발사를 이용한 샌드위치 스킨 구조물이 효과적으로 보인다. 심재로 사용된 스치로폼에서 셀간 좌굴(intracell buckling)이 발생되기 쉽고, 또한 면재에서 윈크링(wrinkling)이 야기되기 때문이다. 본 연구에서는 안전계수 1.8을 곱한 극한하중까지 구조 시험을 수행하지 못한 관계로 구조의 강성과 강도의 정량적인 평가는 어려움이 있다. 구조 경량화를 위해선 무엇보다도 먼저 재료의 정확한 물성치 시험과 부분적인 구조강도 시험(적층판 시험)을 통하여 설계 강도의 허용치(allowable)를 알아야 하는데, 본 연구에서는 이와 같은 선행 시험을 수행하지 못했다. 그리고 상온 경화용 복합재료의 경우 작업의 숙련도에 따라 제품의 품질이 결정되기 때문에 허용 강도가 크게 달라질 수 있다. 시제기 개념이 아닌 양산 개념의 설계를 위해서는 작업 공정의 표준화와 재료의 데이터 베이스 구축이 필수적이다.

참 고 문 헌

1. 구삼옥외, 장기체공형 무인기 핵심기술 연구(Ⅰ), 한국항공연구연구소 연구보고서, 2000, pp. 1-138.
2. Design Standards: Unmanned Aerial Vehicles - Aeroplanes Ver. 2.2, Civil Aviation Safety Authority Australia, 2000, pp. 1-65.
3. FAR PART 23 - Airworthiness Standards: Normal, Utility, Acrobattic, and Commuter Category Airplanes.
4. Michael Chun-Yung Niu, "Composite Airframe

Strcutures, Hong Kong, Conmilit Press Ltd., 1992, pp. 1-664.

5. **구삼옥, 이정진, 김중욱외**, 15kg**급 장기체공형 무인기 날개 구조시험**, KARI-UA-TM -2000-008, 2000, pp. 1-14.
6. **황수정, 구삼옥외**, 15kg**급 장기체공형 무인기 항공기 날개 형상 최적화 연구**, KARI-UA-TM-2000-013, 2000, pp. 1-25.