

# 풍하중에 대한 무인항공기 등가 모델 주익의 구조안전성 분석

## Structural Stability Analysis Method for the Main Wing of an Equivalent Model of an Unmanned Aerial Vehicle against Wind Load

손 동 훈<sup>†\*</sup> · 이 명 식<sup>\*</sup> · 김 준<sup>\*</sup> · 유 구 현<sup>\*</sup> · 이 동 근<sup>\*\*</sup>

Dong-Hun Son<sup>†\*</sup>, Myung-Sik Lee<sup>\*</sup>, Joon Kim<sup>\*</sup>, Gu-Hyun Ryu<sup>\*</sup> and Dong-Keun Lee<sup>\*\*</sup>

(Received March 4, 2021 ; Revised April 12, 2021 ; Accepted April 12, 2021)

**Key Words :** Unmanned Aerial Vehicle(무인항공기), Wind Load(풍하중), Finite Element Analysis(유한요소 해석), Dynamic Characteristics(동적 특성), Vortex Shedding(와류 진동)

### ABSTRACT

The advantage of unmanned aerial vehicles (UAVs) is that the performance and capability of the platform can be enhanced by manufacturing an airframe with various mission profiles of a UAV. Military UAVs are being developed in various fields, with diverse operational purposes and types. For military UAVs, it needs to be verified whether the mounting equipment has structural stability against wind loads. Wind loads are continuously applied to an equivalent model of UAV during performance testing. Thus, the effects of wind speed conditions on testing should be defined by analyzing the structural stability of an equivalent model of UAV and the dynamic characteristics of the main wing. Therefore, this study suggests a standard for analyzing the structural stability of UAVs and mounting equipment and proposes an engineering procedure to verify that the performance satisfies for the requirements.

### 기 호 설 명

- $A$  : 투영면적
- $C$  : 풍력계수
- $E$  : 영률
- $V$  : 체적
- $v_w$  : 풍속
- $St$  : 스트로우홀 수
- $\nu$  : 푸아송 비
- $\rho$  : 밀도
- $\rho_\alpha$  : 공기 밀도

$\psi$  : 체적 분율

### 1. 서 론

무인항공기(이하 “무인기”, unmanned aerial vehicle)는 지상에서 원격으로 통제하여 임무를 수행하도록 개발된 항공체를 의미한다. 무인항공기는 조종사가 탑승하지 않은 채 비행할 수 있고 목적에 맞는 크기와 성능으로 제작할 수 있으며 화산 지역, 정글, 원자력 발전소 사고지역 등 다양한 곳에서 운용할 수 있는 장점

† Corresponding Author ; Member, LIG Nex1, Researcher  
E-mail : donghun.son@lignex1.com  
\* Member, LIG Nex1, Researcher  
\*\* Agency for Defense Development, Researcher

# A part of this paper was presented at the KSNVE 2021 Annual Spring Conference  
‡ Recommended by Editor Jong Seok Oh  
© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

이 있다. 이에 힘입어 시장의 수요는 가파르게 상승 중이며 필요한 공급은 10년 주기로 2배 이상 성장할 것으로 시장은 예측하고 있다. 민수용무인기의 개발 분야로는 감시, 통신, 영상정보 획득 등이 있고, 군사용 무인기는 감시정찰 분야를 위주로 개발이 시작되어 정밀타격 분야로 그 영역이 확장되고 있다. 군사용무인기의 운용 목적은 전술급 위주의 개발에서 고고도 장기체공형 무인기로, 형태는 고정익 위주에서 헬기, 멀티콥터 및 복합형 무인기 등으로 발전하여 다양화되는 추세이다<sup>(1)</sup>.

군사용무인기를 목적에 맞게 활용하기 위해서는 무인기 내/외부에 전자장비와 같은 구성품을 탑재하는 소요가 발생할 수 있는데 이런 경우 탑재 구성품에 대한 기계적·전기적 성능을 사전에 충분히 검증하여야 한다. 구성품 성능 검증을 위한 방법은 시뮬레이터를 활용한 방법과 실제와 유사한 환경을 모의하여 수행하는 방법이 있다. 성능 구현의 가능성을 확인하는 단계에서는 시뮬레이터를 활용하는 방법이 가능하지만 종래에는 실제 운용 환경을 모의한 조건에서 시험을 수행하여야 하므로 무인기와 동일한 크기로 등가 모델을 제작하여 시험 환경을 구축하는 과정이 필요하다. 이 연구에서 수행한 시험은 개활지에서 오랜 기간 진행하여야 하는데 개활지에서 시험을 수행하면 순간 돌풍을 포함한 풍하중이 등가 모델에 지속적으로 인가될 수 있다. 풍하중에 의해 발생하는 주익의 구조적 변위는 탑재 구성품의 성능 검증에 악영향을 끼치는데 태풍과 같은 강풍이 발생하는 경우에는 안전 문제까지 추가로 발생할 수 있어서 시험 수행이 가능한 조건에 대한 검증이 필요하다. Ryu, H. G. et al.<sup>(2)</sup>은 대형 무인기를 고소작업대에 장착한 시험 시설이 강풍에 노출될 경우에 발생할 수 있는 상황을 가정하여 풍하중에 대한 시험 시설의 안전성을 검토하였다. 이와 같은 목적으로 시험 시설을 구성하는 무인기의 크기가 대형이면 풍하중에 대한 등가 모델 및 주익의 구조안전성도 검증하여야 한다.

등가 모델의 구조안전성과 주익의 동적 특성을 확인하여 풍속 조건이 시험에 미치는 영향을 분석하기 위해서는 우선 시험 지역에서 발생하는 풍속 조건을 검토하여야 한다. 국가에서 지정한 강풍주의보 발령 기준은 풍속 14 m/s이다<sup>(3)</sup>. 여기서 풍속은 24시간 동안의 평균 풍속을 의미하는데 순간 풍속은 평균 풍속을 상회할 수 있으므로 시험체에 가해지는 풍하중을 검토할

때에는 순간 돌풍에 의한 풍속 역시 고려하여야 한다. Yun, S. W은 무인항공기 운용 환경조건의 시험절차 수립에 대한 연구에서 미군사규격의 시험조건을 활용하여 무인기의 성능 충족 여부에 대해 검증할 것을 제안하였다<sup>(4)</sup>. MIL-STD-810G w/Change 1, method 506.6, 2.3.4 wind velocity를 보면<sup>(5)</sup> 강우 시험에 동반되는 풍속 시험의 기준 조건이 18 m/s인데 순간 돌풍은 이 조건을 상회할 수 있으므로 이 연구에서는 20 m/s를 등가 모델의 성능 검증 규격으로 설정하였다. 등가 모델은 폭이 17미터에 달할 정도로 대형구조물이고 구성품 성능 확인을 위해 무인기와 지면의 각도를 최대 60°까지 기울여야 할 경우도 있으므로 등가 모델의 구조안전성을 검증하고 와류에 의해 발생하는 주익의 동적 응답을 분석하여 등가 모델 및 주익의 성능 충족 여부를 검증하도록 한다.

## 2. 유한요소 모델 구축

주익 탑재품의 성능을 검증하기 위하여 제작한 등가모델의 개략 형상은 Fig. 1과 같다. 등가모델의 구조를 확인하면 동체는 원형과 유사한 형태로 풍하중에 대한 영향을 적게 받지만 주익은 폭과 길이가 두께에 비해 긴 구조이므로 풍하중에 노출될 경우 정적 및 동적 하중에 의해 변위가 발생하고 일부 구간에 응력이 집중될 수 있다. 외란에 의해 발생하는 주익의 변위 및 응력 집중이 탑재품의 성능 검증에 끼치는 영향을 확인하기 위해 정적 및 동적 하중에 대한 응답을 분석하고자 Solid 186, Solid 187, Shell 181요소를 사용하여 주익의 유한요소 모델을 구축하였다. 그 결과는



Fig. 1 The shape of the equivalent structure for UAV



Fig. 2 The mesh shape of the main wing

Fig. 2, Table 1과 같고, 해석에 적용한 소재의 물성은 Table 2에 나타내었다.

등가 모델을 구성하는 품목 중에 스킨은 고강도 및 경량화를 위해 carbon fiber로 구성된 복합소재를 적용하였다. Fig. 3에 적층 구조를 도시하였는데 층별로 적층 방향을 달리하였음을 확인할 수 있다. 모든 층의

**Table 1** Nodes and elements of FEM for the main wing

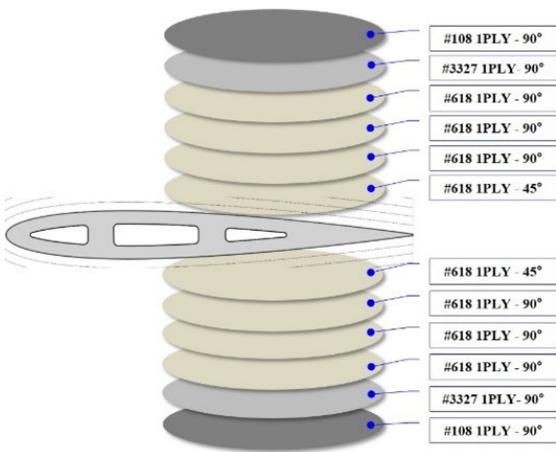
Components	Value
Nodes	198 919
Elements	90 275

**Table 2** Material properties of components for the main wing

Properties	Plywood	Balsa wood	SK5	SCM440	AL7075-T6
Density [kg/m <sup>3</sup> ]	719	149	8000	7850	2730
Young's modulus [GPa]	8.2	2.7	190.0	205.0	71.0
Poisson's ratio	0.24	0.38	0.27	0.29	0.33

Properties	CF #3327	CF #1114	CF #730	CR #108	CR #618
Density [kg/m <sup>3</sup> ]	1816	1816	1816	1856	1856
Young's modulus [GPa]	52.0	55.0	100.1	20.2	20.2
Poisson's ratio	0.055	0.055	0.312	0.13	0.15



**Fig. 3** The lamination structure of the carbon skin

정보를 반영한 해석 모델을 구축하고 그에 대한 물성을 적용할 수도 있으나 효율적으로 해석을 수행하기 위해 점근적으로 계산하는 적층 carbon fiber의 식을 사용하여 복합소재의 등가 물성을 계산하였다. 유한요소 해석에 사용되는 carbon skin의 물성치는 다음의 변수로 계산할 수 있다. 적층 구조체의 carbon skin 계산은<sup>(6)</sup> 식 (1)~(4)에 의해 결정된다. 식 (1)은 등가 영률이고 식 (2)에서 계산된 각각의 체적 분율에 대한 영률 곱의 합으로 정의된다. 식 (3)의 등가 푸아송비와 식 (4)의 등가 밀도도 동일한 방식으로 계산할 수 있으며 계산된 적층 carbon skin의 물성치를 Table 3에 나타내었다.

$$E_{\text{equivalent}} = \sum E_i \psi_i \tag{1}$$

$$\psi_i = \frac{V_i}{\sum V_i} \tag{2}$$

$$v_{\text{equivalent}} = \sum v_i \psi_i \tag{3}$$

$$\rho_{\text{equivalent}} = \frac{\sum \rho_i V_i}{\sum V_i} \tag{4}$$

### 3. 하중 조건에 대한 주의의 특성 분석

#### 3.1 정적 하중에 대한 주의의 특성 분석

##### (1) 주의 입력 정하중 분석

등가 모델에 인가되는 하중은 등가 모델의 자중 및 풍하중에 의한 정적 하중과 와류에 의해 발생하는 동적 하중으로 정의할 수 있다. 풍하중에 의한 정적 하중은 등가 모델의 질량과 중력가속도에 비례하여 발생하는 자중과 바람에 의해 발생하는 풍하중으로 정의된다. 여기서 풍하중에 의한 정적 하중은 아래에 정의된 각각의 변수에 대한 데이터와 식 (5)를 활용하여 계산할 수 있다. 풍력계수는 풍속고도분포계수( $K_{zr}$ )

**Table 3** Material properties of the carbon fiber

Components	Value
$E_{\text{equivalent}}$	25.5 GPa
$v_{\text{equivalent}}$	0.135
$\rho_{\text{equivalent}}$	1849 kg/m <sup>3</sup>

와 지형계수( $K_{zt}$ ), 건축물의 중요도계수( $I_w$ )의 곱에 보수적인 분석을 위해 10%의 보정계수를 추가로 적용하여 도출하였다. 이 연구에서 설정한 최대 풍속 조건이 20 m/s임을 고려하였을 때 주익에 인가되는 최대 풍하중은 2354 N이 된다.

$$\begin{aligned} \rho_\alpha &= 1.29 \text{ kg/m}^3 \\ C &= K_{zr} K_{zt} I_w = 1.35 \\ K_{zr} &= 0.81 \\ K_{zt} &= 1.61 \\ I_w &= 0.95 \\ A &= 6.76 \text{ m}^2 \\ W &= \frac{1}{2} \rho_\alpha C v_w^2 A [N] \end{aligned} \tag{5}$$

(2) 정하중에 대한 주익 구조안전성 분석

주익에 인가되는 자중과 풍하중을 유한요소 모델의 입력조건으로 하여 static analysis를 수행해서 정하중에 대한 주익의 구조안전성을 분석하였다. 경계 조건은 Fig. 4에 나타내었고 주익 구성품 중에 정적 하중에 대한 영향을 가장 크게 받는 pin 파트를 집중적으로 분석하였다. Pin 파트는 Al과 SCM 440 재질로 제작되었으며 해석 결과는 Fig. 5와 같다. 20 m/s 풍속에 대해 pin 파트에서 발생하는 최대 응력은 Al 재질에서 416.62 MPa이고, SCM재질에서 184.94 MPa로 확인되었다. 소재의 항복응력을 기준으로 분석한 안전율은 Al 소재의 경우 1.09, SCM 소재의 경우 3.65로 확인되었는데 실제 운용 조건인 10 m/s를 상회하는 20 m/s에 대한 분석 결과이므로 주익이 정하중 조건에서 구조적으로 안전함을 확인할 수 있다.

3.2 동적 하중에 대한 주익의 특성 분석

(1) 와류 주파수 범위 연산

와류에 의해 발생하는 동적 하중을 구하기 위해서는 와류 진동 현상에 의해 유동이 구조물에 가하는 하중이 인가되는 주파수를 분석하여야 한다. 주파수는 스트로우홀 수( $St$ )와 구조물의 두께( $D$ ), 풍속( $v_w$ )에 의해 결정되고 관계식은 식 (6)과 같다.

$$f = St \frac{v_w}{D} \tag{6}$$

여기서 스트로우홀 수는 주기를 갖는 다양한 유동 현상에

대해서 실험적으로 평가해서 얻은 무차원 진동수를 의미한다. 스트로우홀 수는 와류 진동이 발생하는 유동 패턴 및 구조물의 형상에 따라 달라지는데 모든 형상에 대한 실험 데이터를 확보할 수는 없으므로 직사각형과 타원형의 스트로우홀 수를 기준으로 하여 주익의 단면 형상에 대한 와류 진동주파수의 범위를 추산하였다. 주익은 직사각형과 타 원형 사이의 단면 형상을 가지므로 직사각형과 타원형에 대한 스트로우홀 수를 계산하면 주익의 와류 주파수 범위를 설정할 수 있게 된다.

단면 형상에 대한 와류 진동 주파수의 증감 경향은 Fig. 6에 보이는 바와 같이 원형일수록 스트로우홀 수가 커져서 와류 주파수가 증가함을 알 수 있다. 실험적 방법으로 직사각형 실린더의 종횡비( $L/D$ )와 스트로우홀 수와의 상관관계를 정립한 결과를 Fig. 7에(7) 도시

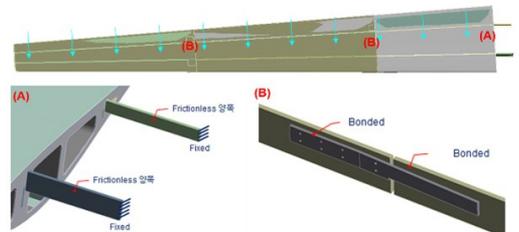


Fig. 4 Boundary conditions of static analysis for the main wing

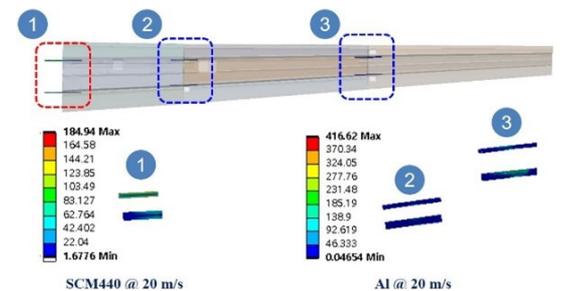


Fig. 5 Static analysis results for pin parts of the main wing

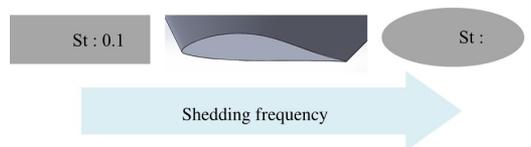


Fig. 6 Variation of the shedding frequency for a section shape

하였다. 여기서 직사각형 실린더의 종횡비에 따른 스트로우홀 수를 확인할 수 있다. 주익의 평균 두께( $D$ )는 89.7 mm, 길이( $L$ )는 501.2 mm이므로 종횡비는 5.59이고, Fig. 7을 통해 직사각형의 경우 스트로우홀 수가 0.1임을 알 수 있다. 타원형 에어포일의 경우 스트로우홀 수는 식 (7), (8)에 의해 결정되고 그 결과는 0.2로 산출되었다<sup>(8,9)</sup>.

$$Re = \frac{VL}{\nu} = 3.3e^5 \tag{7}$$

$$St = 0.198 \left(1 - \frac{19.7}{Re}\right) = 0.2 \tag{8}$$

앞서 정의한 운용 기준으로 풍속 조건을 설정하면 운용 기준은 10 m/s, 최대 풍속 조건은 20 m/s로 정의되고 식 (6)을 통해 계산한 풍속과 단면 형상에 대한 와류 주파수 분석 결과는 Table 4와 같다.

이와 같이 유동해석으로 분석한 하중과 스트로우홀 수로 얻은 와류 주파수를 입력 조건으로 고려하여 조화해석을 수행해서 주익 및 안테나 장착 위치의 최대 변형을 확인하는 절차로 이 연구를 진행하였다.

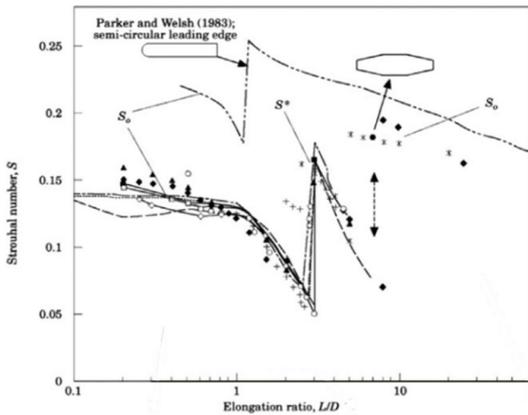


Fig. 7 Rectangular cylinder and strouhal number

Table 4 Results of the shedding frequency for section shapes and wind velocity

Section type	Strouhal number	Frequency @10 m/s	Frequency @20 m/s
Rectangular	0.1	11.1 Hz	22.3 Hz
Circular	0.1	23.4 Hz	46.8 Hz

(2) 주익 모드해석

등가 모델 주익의 모드해석을 수행하여 주익의 공진 주파수와 모드형상을 분석하였다. 모드해석을 수행하는 주파수 구간은 와류 주파수 범위인 11.1 Hz ~ 46.8 Hz를 포괄하는 범위에서 수행하였고 결과는 Fig. 8과 같다. 와류 주파수 범위 내에 4개의 공진주파수가 있음을 알 수 있고 이 결과를 조화해석을 수행하는 기초자료로 활용하도록 한다.

(3) 유동해석을 통한 와류 벡터 해석

와류 진동 현상에 의해 유동이 구조물에 가하는 하중은 풍속 조건이 구조물에 인가하는 압력을 유동해석으로 계산한 값과 압력이 인가된 면적의 곱으로 구할 수 있다. 유동해석의 control volume은 주익 길이인 8미터의 20배에 해당하는 160미터큐빅 크기의 정육면체로 설정하였고 shear stress transport(SST)의 해석 기법을 사용하여 난류로 인해 구조물에 인가되는 압력을 분석하였다. 해석을 위한 유한요소 모델의 구축 결과는 Fig. 9 및 Table 5와 같다. 와류가 작용하는

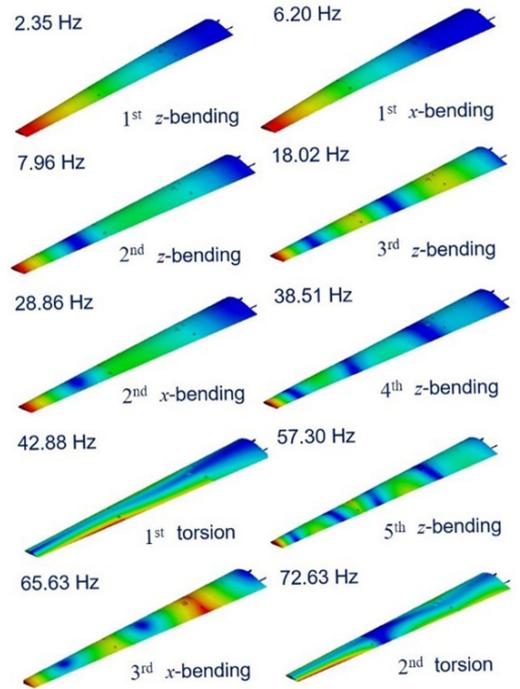


Fig. 8 Modal analysis results of the main wing

주익의 끝부분을 확대한 유동해석 결과를 Fig. 10에 나타내었다. 주익 윗면의 끝부분에서 와류 진동 현상이 발생하였고 와류에 의한 압력은 10 m/s에서 42 Pa, 20 m/s에서 222 Pa이 발생하였음을 알 수 있다. 압력이 인가된 면적은 10 m/s에서는 0.068 m<sup>2</sup>, 20 m/s에서는 0.0815 m<sup>2</sup>이므로 하중으로 계산한 결과는 10 m/s에서 2.8 N, 20 m/s에서 18.1 N임을 확인하였다.

(4) 조화해석을 통한 주익 응답 특성 분석

앞선 과정에서 분석한 와류 주파수와 등가 하중을 입력 조건으로 조화해석을 수행하여 풍속 조건에 대한 주익의 응답 특성을 분석하였다. 등가 모델 주익에서 발생한 최대 응력과 변위를 분석하였고, 주익에 장착되는 전자장비 장착 위치에서의 최대 변위를 추가로 분석하였다. 풍속 조건에 따라 와류 주파수 구간이 다르므로 구간 별로 나누어 분석하였고 보수적인 접근을 위해 주익에 와류가 발생한 면적(real vortex area)을 2배로 확장(expanded vortex area)하여 분석한 결과를 Fig. 11과 Table 6에 나타내었다. 10 m/s 풍속에서 발생하는 최대

응력과 변위는 105.7 MPa, 12.4 mm, 20 m/s 풍속에서 발생하는 최대 응력과 변위는 144.2 MPa, 16.3 mm로 도출되었다. 안전율은 최대 응력이 발생한 소재의 항복응력을 기준으로 산정하였고 결과는 10 m/s에서 4.35, 20 m/s에서 3.23으로 계산되어 풍속 조건에 대해 주익 구조가 내구성을 보유하였음을 확인하였다. 주익에 장착되는 전자장비는 성능 검증을 위해 풍속 조건에서 발생하는 변위를 확인할 필요가 있다. 그 결과는 10 m/s에서 7.2 mm, 20 m/s에서 17.7 mm로 확인되었고 안전계수(S.F)는 식 (9)를 활용하여 산출하였다. 조화해석으로 검증한 내용은 전자장비 성능 검증을 위한 기초 자료로 활용하도록 한다.

$$S.F = \frac{\sigma_u}{\text{Max. stress}} \tag{9}$$

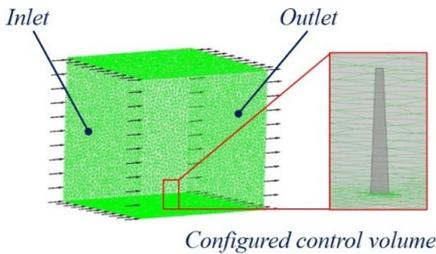


Fig. 9 Pre-processed shape of main wing and configured control volume for CFD

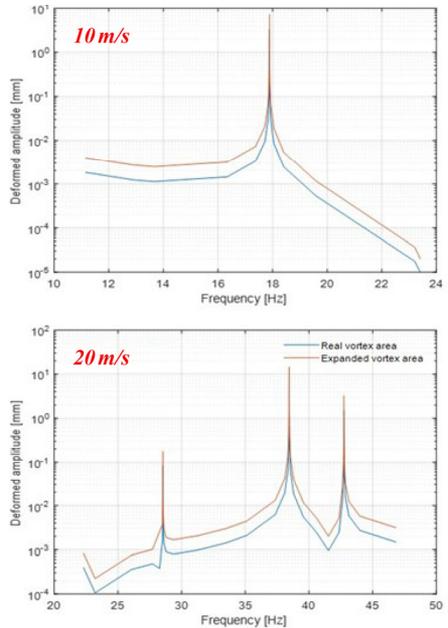


Fig. 11 Harmonic analysis results at receiver points

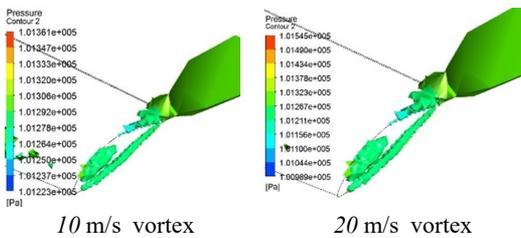


Fig. 10 CFD analysis results

Table 5 Nodes and elements of FEM for CFD

Components	Value
Nodes	166 732
Elements	760 078

Table 6 Results of the harmonic analysis for wind velocity

Wind velocity	Max. Stress (S.F)	Max. disp	Disp @ receiver
10 m/s	105.7 MPa (4.35)	12.4 mm	7.2 mm
20 m/s	144.2 MPa (3.23)	17.7 mm	16.3 mm

#### 4. 주익 모달 테스트

주익 해석 결과의 신뢰성을 확보하기 위해 제작된 등가 모델의 모달 테스트를 수행하였다. 모드해석에서 확인한 모드형상을 획득할 수 있는 위치에 Fig. 12와 같이 가속도센서를 부착하여 주익의 동적 특성을 확인



Fig. 12 Modal test of the main wing

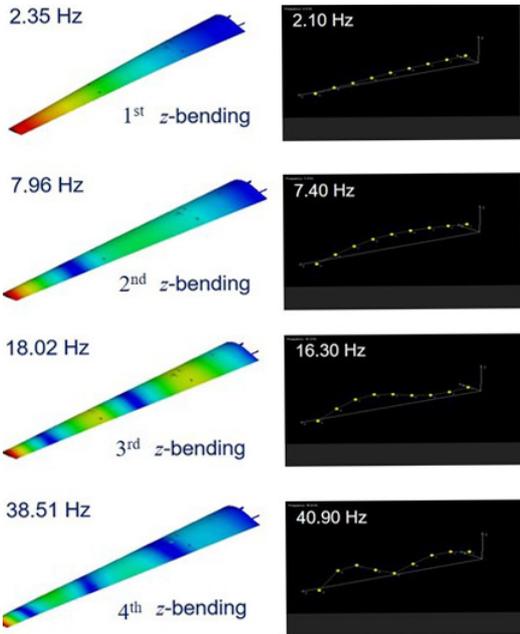


Fig. 13 Modal test results of the main wing

Table 7 Modal test results of the main wing

	1st mode	2nd mode	3rd mode	4th mode
Simulation	2.35	7.96	18.02	38.51
Test	2.10	7.40	16.30	40.90
Error rate	10.64 %	7.04 %	9.55 %	6.21 %

하였다. 지면에 수직인 축 방향이 주익에 탑재되는 전자장비의 성능에 가장 영향을 끼치므로 해당 축에 대한 모달 테스트 수행 결과를 Fig. 13 및 Table 7에 나타내었다. 4차 모드까지의 동적 특성 분석 결과가 10.64 %의 오차를 보이지만 해석과 실험에서 발생 가능한 오차 범위인 15 %를 감안했을 때 신뢰할 만한 결과가 도출되었다고 판단된다.

#### 5. 결 론

이 연구에서는 폭 길이가 17 m에 달하는 무인기 등가 모델이 풍하중에 대한 구조안전성을 보유하고 있는지 확인하기 위한 분석 기준을 제안하고 기준 조건에 대한 요구 성능의 충족 여부를 공학적 절차로 검증하는 방안을 제시하였다. 등가 모델을 활용하여 개발지에서 오랜 기간 성능시험을 수행하면 순간 돌풍을 포함한 풍하중이 등가 모델에 지속적으로 인가되므로 등가 모델의 구조안전성과 주익의 동적 특성을 분석하여 풍속 조건이 시험에 미치는 영향을 정의할 필요가 있다.

우선 시험을 수행하는 지역에 대한 최근 10년간 풍속 데이터를 분석해서 시험 운용을 위한 풍속 기준 조건과 등가 모델의 운용이 가능한 최대 풍속 조건을 제안하였다. 구조안전성을 해석적인 방법으로 분석하고자 등가 모델 주익의 유한요소 모델을 구축하였고 복합재료로 구성된 주익의 소재별 물성 정보를 활용하여 등가 물성을 계산하는 방법을 적용하여 해석 시간을 효율적으로 단축하였다. 주익에 인가되는 정적 하중을 수치해석으로 분석하여 정적 하중에 대한 주익의 구조안전성을 분석하였다. 주익에 인가되는 동적 하중은 주익의 단면 형상과 풍속에 따른 스트로우홀수의 변화를 분석하여 와류가 발생할 때 동적 하중이 인가되는 와류 주파수의 범위를 확인하였고 주익에 인가되는 하중은 유동해석으로 계산한 압력 결과값을 압력이 작용하는 면적에 입력하여 산출하였다. 이렇게 산출한 동적 하중과 와류 주파수에 대해 주익의 조화해석을 수행해서 최대 풍속 조건인 20 m/s에 대해 주익이 3.23의 안전율을 확보하였음을 확인하였다. 끝으로 해석 모델의 신뢰성을 검증하고자 제작된 시제의 모달 테스트를 수행해서 주익에 장착되는 전자장비의 성능에 가장 유효한 영향을 끼치는 지면에 수직인 방향에 대한 실험 결과가 해석과 10.64 %의 오차율을 보여 신뢰할 수 있음을 검증하였다.

대형 무인기가 강풍에 대해 구조적으로 안전한지에 대한 검증이 필요한 경우와 무인기에 장착되는 전자장비에 발생할 수 있는 구조적 변위를 반영한 성능 검증의 경계조건을 설정해야 할 경우, 이 연구의 결과가 성능 시험 조건과 검증 방안을 정립하는데 도움이 될 것으로 판단한다.

## References

- (1) Jang, D. H., Kang, W. G. and Kim, J. H., 2013, Global UAS Market Trends and Forecast, Proceedings of the Korean Society for Aeronautical & Space Science, pp. 1140~1145.
- (2) Ryu, H. G., Son, D. H., Kim, J., Lee, D. G. and Park, K. S., 2020, Structural Stability Analysis of Unmanned Aerial Vehicle on the Maintenance Lift According to the Gust Load Utilizing the Equivalent Airspeed, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 30, No. 5, pp. 482~489.
- (3) Condition of Meteorological Agency weather warning, [www.weather.go.kr/weather/warning/standard.jsp](http://www.weather.go.kr/weather/warning/standard.jsp).
- (4) Yun, S. W., 2019, A Study on the Establishment of Environmental Test Procedures for the UAV, Transactions of the Journal of Aerospace System Engineering, Vol. 13, No. 3, pp. 87~94.
- (5) MIL-STD-810G w/Change 1, Method 506.6, 2.3.4 Wind Velocity.
- (6) Umar, F. and Peter, M., 2017, Efficient Determination of Mechanical Properties of Carbon Fiber-Reinforced Laminated Composite Panels, APRN

Journal of Engineering and Applied Sciences, Vol. 12, No. 5, pp. 1375~1392.

(7) Parker, R. and Welsh, M. C., 1983, Effects of Sound on Flow Separation From Blunt Flat Plates, Transactions of the International Journal of Heat and Fluid Flow, Vol. 4, No. 2, pp. 113~127.

(8) Leontini, J. S., Jacono, D. L. and Thompson, M. C., 2015, Stability Analysis of The Elliptic Cylinder Wake, Transactions of the Journal of Fluid Mechanics, Vol. 763, pp. 302~321.

(9) Hiroshi, S. and Mikio, A., 1983, Vortex Shedding from a Rectangular Prism and a Circular Cylinder Placed Vertically in Turbulent Boundary Layer, Vol. 126, pp. 147~165.



**Dong-Hun Son** is a research engineer at Mechanical Engineering R&D Lab, LIG Nex1. He received the degree of master in Dept. of Mechanical Engineering from Yonsei University in 2011. His research interests are shock/vibration and dynamics.



**Joon Kim** is a research engineer at Mechanical Engineering R&D Lab, LIG Nex1. He received B.S., M.S. degrees in Dept. of Mechanical Engineering from Chungnam National University in 1996, and 1998. His research interests are shock/vibration and fatigue/fracture.