

# 항공기 외부 장착물 장착 경계조건의 중력 방향에 따른 동특성 영향 분석

## Analysis of Dynamic Characteristic According to the Gravity Direction of the Boundary Condition for Aircraft External Store

박지환<sup>†</sup> · 정회인<sup>\*</sup> · 이유허<sup>\*</sup> · 안선규<sup>\*</sup>  
Jihwan Park<sup>†</sup>, Hoein Jeong<sup>\*</sup>, Yukyoung Lee<sup>\*</sup> and Sungyu Ahn<sup>\*</sup>

(Received July 20, 2020 ; Revised September 25, 2020 ; Accepted September 28, 2020)

**Key Words :** Aircraft External Store(항공기 외부 장착물), Swaybrace(스웨이브레이스), Lug(러그), Dynamic Characteristic(동특성), ODS(작동 중 변형 형상), MIF(모드 식별 함수), MAC(모드 상관 계수)

### ABSTRACT

In order to verify durability in the vibration environment of the Swaybrace-Lug mounting type aircraft external store, vibration testing was carried out in accordance with the MIL-STD-810. The vibration test fixture transmits vibrations that began at the bottom of the test fixture in contrast to direct vibrations in the Swaybrace-Lug mounting structure. Therefore, the inherent frequency of vibration may vary due to the influence of the test fixture and the vibration applied to the store may become excessive. Additionally, reverse mount vibration test fixture was designed for direct attachment to the Swaybrace-Lug mounting structure. To confirm this hypothesis, the resonant frequency and resonant response of the forward mounting and reverse mounting were compared at the frequency of interest. Additionally, confirmation was done by applying the Modal Assurance Criterion to objectively identify dynamic differences in mode frequencies.

### 기 호 설 명

FRF : 주파수 응답 함수  
Grms : 가속도 표준편차 값  
MAC : 모드 상관 계수  
ODS : 작동 중 변형 형상  
TF : 전달 함수

### 1. 서 론

항공 산업에서 구조물의 경량화는 필수적인 설계 요소이다. 그렇지만 과도한 경량화는 구조물의 내구

성이 저하될 가능성이 크기 때문에 내구성을 평가하는 것은 항공기 안전에서 필수적인 절차이다. 방위 산업에서는 MIL-STD-810에서 제시하는 환경규격으로 구조물의 내구성을 평가하는 시험을 시행한다<sup>(1)</sup>.

항공기 외부 장착물 또한 MIL-STD-810의 절차를 따른 내구성 시험이 필요하다<sup>(2)</sup>. 항공기 외부 장착물은 MIL-STD-8591에서 제시하는 장착 조건을 가진다. 이중 스웨이브레이스-러그(swaybrace-lug) 장착구조는 크러치 볼트(crutch bolt)를 조임에 따라 스웨이브레이스가 항공기 외부 장착물을 축력 방향으로 밀고 항공기 외부 장착물의 러그(lug)는 반랙(bombrack)을 당기면서 고정되는 경계조건이다. 따라서 항공기 외부 장

<sup>†</sup> Corresponding Author ; Member, LIGNEX1, Research Engineer  
E-mail : jihwan.park@lignex1.com  
<sup>\*</sup> LIGNEX1, Researcher

<sup>‡</sup> Recommended by Editor Chan Jung Kim

© The Korean Society for Noise and Vibration Engineering

작물의 내구성을 시험하는 시험 장치는 실제 항공기의 장착 조건과 같은 경계조건이어야 한다. 그러나 진동시험을 시행하는 가진기의 작동 원리는 가진판을 축 방향으로 가진하여 진동을 전달하는 것이다. 시험 장치는 가진판과 볼트 체결을 하므로 스웨이브레이스-리그 장착구조에 직접적으로 진동을 전달하지 못하고 시험 장치 바닥에서 진동이 시작되어 전달된다.

따라서 진동시험을 시행할 때 시험 장치의 고유진동수로 인하여 가진기의 가진 제어가 어려울 수 있으며, 가진점과 제어점의 거리가 멀기 때문에 인가되는 가진이 과도해질 수 있다.

만약 스웨이브레이스-리그 장착 경계조건이 선형성을 나타낸다고 가정한다면 시험 장치는 중력 방향을 무시하고 설계할 수 있다. 그렇다면 시험 장치 고유진동수의 영향을 최소화할 수 있으며, 가진점과 제어점의 거리를 좁혀 가진 제어의 어려움을 해결할 수 있을 것이다. 이 논문에서는 스웨이브레이스-리그 장착구조에서 중력 방향에 따른 항공기 외부 장착물 장착 경계조건의 동특성 영향에 대해 분석하였다.

## 2. 본 론

### 2.1 스웨이브레이스-리그 장착구조

#### (1) 밤랙 구성

밤랙의 항공기에 장착되는 구조물이며 모서리에는 네 개의 크러치 볼트와 스웨이브레이스가 있다. 밤랙의 형상은 Fig. 1과 같다. 크러치 볼트는 밤랙을 정면에서 바라봤을 때 특정 각도의 대칭 형상으로 장착된다. 크러치 볼트는 Fig. 2와 같이 한쪽 끝이 구 형상으로 가공되어 스웨이브레이스와 압입된다. 크러치 볼트는 항공기 외부 장착물을 동축 방향으로 밀어낼 수 있다. 밤랙 하단부에는 장착물을 매달 수가 있는 두 개의 후크(hook)가 있다.

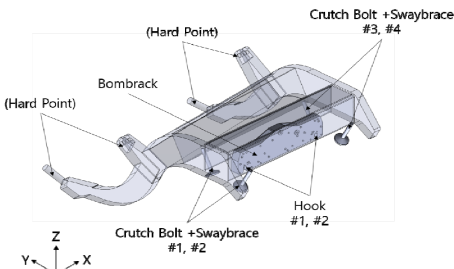


Fig. 1 Configuration of bombrack

#### (2) 스웨이브레이스 구성

스웨이브레이스는 밤랙의 구성품 중 하나로서 항공기 외부 장착물을 장착시켜주는 역할을 한다. 스웨이브레이스의 형상은 Fig. 2의 왼쪽과 같다. 스웨이브레이스의 한쪽 면은 바닥이 평평한 원통형 상이며 크러치 볼트와 압입되어 있는 반대쪽 면은 자유로운 회전이 가능하다.

#### (3) 리그 구성

리그는 MIL-STD-8591 규격을 만족하는 항공기 외부 장착물의 구성품 중 하나로서 밤랙과 결합하는 역할을 한다. 리그의 형상은 Fig. 2의 오른쪽과 같다. 외부 장착물을 장착할 수 있는 리그는 태핑 가공되어 항공기 외부 장착물의 탭과 결합한다. 항공기 외부 장착물의 윗면에는 두 개의 리그가 있으며, 항공기 외부 장착물을 측면에서 바라봤을 때 리그는 수직 방향으로 장착된다.

#### (4) 스웨이브레이스-리그 장착 구성

항공기 외부 장착물 상단부의 리그를 Fig. 3의 왼쪽과 같이 밤랙 하단부의 후크 아래에 위치시킨다. 리그를 후크에 매단 뒤, 크러치 볼트를 조작하여 스웨이브레이스가 항공기 외부 장착물에 맞닿게 한다. 크러치 볼트를 회전시켜 발생한 축력은 스웨이브레이스에서 항공기 외부 장착물을 밀어내는 힘이 되고 리그에서는 밤랙을 당기는 힘이 발생하기 때문에 Fig. 3의 오른쪽과 같이 구속된다.

### 2.2 가진기를 이용한 진동 ODS

#### (1) 시험 장치 및 구성

대상 항공기의 스웨이브레이스-리그 장착 조건을 최대한 모사하기 위해 항공기 외부 장착물의 리그 장

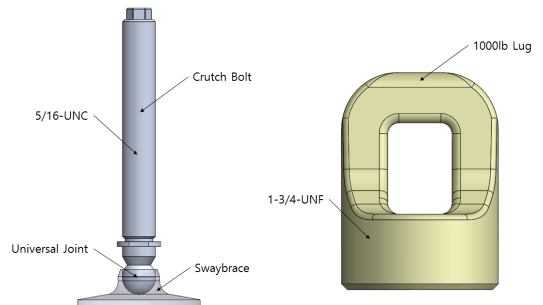


Fig. 2 Configuration of bombrack

착구조와 스웨이브레이스 형상, 서로의 간격과 각도를 함께 설계하였다.

정방향 장착(forward mounted) 시험 장치는 항공기 외부 장착물을 정방향으로 장착한 형상이며, 이는 Fig. 4와 같다. 정방향 장착 시험 장치는 항공기 외부 장착물 위에 설치되어야 하며, 이를 강건하게 유지할 지지대와 바닥 판이 필요하게 된다. 이는 시험 장치를 거대하고 구조적으로 불안정하게 만들어 가진 제어를 어렵게 만들 수 있다.

역방향 장착(reverse mounted) 시험 장치는 항공기 외부 장착물을 고정하는 스웨이브레이스-러그 장착구조를 따라가되, 구조물을 180° 회전시켜 직접적으로 가진판에 고정한 형상이다. 이는 Fig. 5와 같다. 역방향 장착 시험 장치는 간결하고 구조적으로 강건하기에 가진 제어가 상대적으로 원활하다.

(2) 계측 센서 위치 및 설정

센서는 3축 가속도계 10개를 사용하였다. 센서의 부착 위치는 Fig. 6과 같이 가장 변위가 크게 발생할 것 같은 양 끝단에 4개를 부착하였고, 중간 프레임 부분에 4개를 부착하였다. 진동이 원하는 가진값으로 항공기 외부 장착물에 제어 전달되는지 확인하기 위해 lug 주위에 2개를 부착하였다. 1번 센서를 기준으로 설정하였고 분석 기법은 주파수 응답 함수(frequency response function, FRF)를 이용한 작동

중 변형 형상(operation deflection shape, ODS)을 사용하였다.

(3) 가진 조건

가진 조건은 white noise random vibration PSD로 2.23 Grms이다. Grms (gravity root mean square)란 중력가속도 G와 root mean square의 RMS가 합쳐진 단위이며 가속도를 제공하여 평균을 내고 다시 제공근을 구한 값이다. 이는 가속도가 시간에 대하여 변화하는 경우의 가속도를 평균적으로 나타내는 값이다.

MIL-STD-810에 따르면 항공기 외부 장착물의 길이가 높이 혹은 너비의 4배 이상일 때 길이 방향의 진동시험을 배제할 수 있다고 기술되어있다<sup>(1,3)</sup>. 따라서 x축에 대한 동특성 시험은 제외한 y축, z축 각각 5분씩 2번 수행하여 데이터를 수집하였으며, 가진이 안정적으로 유지되는 중간 2분의 데이터를 추출하였다.

(4) MAC 분석 방법

동특성 변화를 객관적으로 확인하기 위해 모드 상관 계수(model assurance criterion, MAC)를 적용하였다<sup>(4)</sup>. 센서의 응답 기본 데이터(raw data)에서 비교하고자 하는 주파수에 대한 모드 형상(mode shape) 정보를 행렬(matrix)형태의 고유 벡터(eigen vector)로 정리하였고 이를 모드 상관 계수 함수식으로 계산하여 비교군

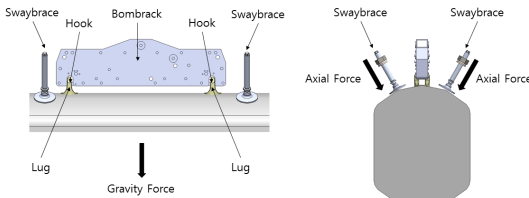


Fig. 3 Configuration of bombrack

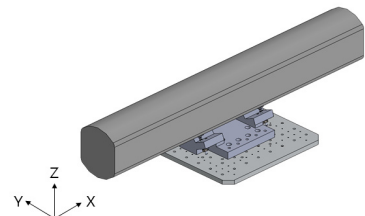


Fig. 5 Reverse mounted configuration

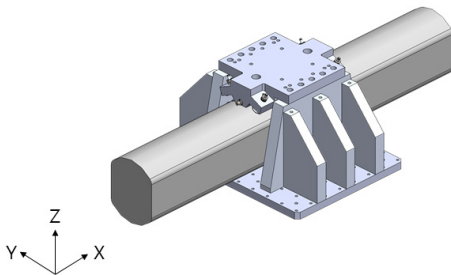


Fig. 4 Forward mounted configuration

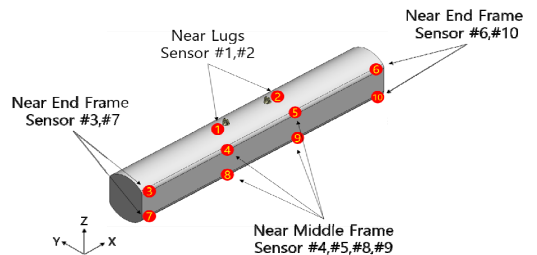


Fig. 6 Sensor instrumentation position

에 대한 상관관계를 확인하였다. 모드 상관 계수의 계산식은 식 (1)과 같다.

$$mac_{A,B} = \frac{(A^T B)^2}{(A^T A)(B^T B)} \tag{1}$$

A와 B는 모드 형상의 고유 벡터 행렬이며, A<sup>T</sup>와 B<sup>T</sup>는 켈레복소수의 전치행렬이다. 식 (1)은 A와 B가 대칭 행렬(symmetric matrix)일 경우 쉽게 계산할 수 있다. 그러나 현실 대부분은 비대칭 행렬(unsymmetric matrix)이다. 따라서 모드 상관 계수를 계산하기 위해 식 (1)은 변형이 필요하다. 대조군인 두 개의 서로 다른 모드를 식 (2)와 같이 고유 벡터 행렬로 표현할 수 있다.

$$A = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{12} & a_{13} \\ a_{21} & a_{22} & a_{23} \\ a_{31} & a_{32} & a_{33} \end{bmatrix} \quad A^T = \begin{bmatrix} a_{11} & a_{21} & a_{31} \\ a_{12} & a_{22} & a_{32} \\ a_{13} & a_{23} & a_{33} \end{bmatrix} \tag{2}$$

$$B = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{12} & b_{13} \\ b_{21} & b_{22} & b_{23} \\ b_{31} & b_{32} & b_{33} \end{bmatrix} \quad B^T = \begin{bmatrix} b_{11} & b_{21} & b_{31} \\ b_{12} & b_{22} & b_{32} \\ b_{13} & b_{23} & b_{33} \end{bmatrix}$$

a<sub>12</sub>는 1번 절점에서의 2차 모드 형상을 의미한다. 식 (1)의 분자 항은 식 (3)과 같이 계산된다.

$$A^T B = \begin{pmatrix} A_1 B_1 & A_1 B_2 & A_1 B_3 \\ A_2 B_1 & A_2 B_2 & A_2 B_3 \\ A_3 B_1 & A_3 B_2 & A_3 B_3 \end{pmatrix} \tag{3}$$

A<sub>1</sub>B<sub>1</sub>는 A의 1차 모드와 B의 1차 모드에서의 두 행렬의 곱을 의미한다. 계산된 행렬 구성은 A와 B의 동일 절점에서의 서로 다른 모드간의 모드 유사성을 나타낸다. 대각 행렬의 경우 A와 B의 동일 모드, 동일 절점에서의 모드 유사성을 표현한다. 식 (1)의 분모 항은 식 (4)와 같이 계산된다.

$$A^T A = \begin{pmatrix} A_1 A_1 & A_1 A_2 & A_1 A_3 \\ A_2 A_1 & A_2 A_2 & A_2 A_3 \\ A_3 A_1 & A_3 A_2 & A_3 A_3 \end{pmatrix} \tag{4}$$

$$B^T B = \begin{pmatrix} B_1 B_1 & B_1 B_2 & B_1 B_3 \\ B_2 B_1 & B_2 B_2 & B_2 B_3 \\ B_3 B_1 & B_3 B_2 & B_3 B_3 \end{pmatrix}$$

A<sup>T</sup>A와 B<sup>T</sup>B는 A와 B의 모든 모드의 상관성을 나타낸다. 모드 상관 계수를 적용할 때는 대각 행렬을 제외하고는 고려대상이 아니다. 따라서 식 (1)의 분모

에 대각 행렬을 적용하였고 계산식은 식 (5)와 같다.

$$diag(A^T A)diag(B^T B)^T = \begin{pmatrix} A_1^2 B_1^2 & A_1^2 B_2^2 & A_1^2 B_3^2 \\ A_2^2 B_1^2 & A_2^2 B_2^2 & A_2^2 B_3^2 \\ A_3^2 B_1^2 & A_3^2 B_2^2 & A_3^2 B_3^2 \end{pmatrix} \tag{5}$$

diag(A<sup>T</sup>A)는 A<sup>T</sup>A 행렬의 대각 행렬을 의미한다. 계산된 행렬은 A와 B의 동일 절점에서의 서로 다른 모드간에 모드 유사성 결과를 나타낸다. 대각 행렬의 경우 A와 B의 동일 모드, 동일 절점에서의 모드 유사성을 나타낸다. 따라서 수정된 모드 상관 계수 계산식은 식 (6)과 같다.

$$MAC_{A,B} = \frac{(A^T B)^2}{diag(A^T A)diag(B^T B)^T} \tag{6}$$

(5) 정방향 장착, y축/z축 시험 및 결과

항공기 외부 장착물을 Fig. 4와 같이 정방향 장착 y축, z축 진동시험을 수행하였다. 특정 주파수를 공진 주파수로 판단하기 위해서 가정이 필요하다고 생각하였다. 이에 전달 함수(transfer function, TF)의 모드 식별 함수(MIF)가 0.35 이상인 구간에서 최대 모드 식별 함수에 대한 주파수를 공진주파수로 가정하였다. 정방향 장착 y축 진동시험과 z축 진동시험 결과를 Table 1과 Table 2로 정리하였다.

(6) 역방향 장착, y축/z축 시험 결과

항공기 외부 장착물을 Fig. 5와 같이 역방향 장착 y축, z축 진동시험을 수행하였다. 정방향 장착과 동일하게 모드 식별 함수를 도출하였고 동일한 가정을 적용하여 역방향 장착 y축 진동시험과 z축 진동시험 결과를 Table 3과 Table 4로 정리하였다.

(7) 정방향 장착과 역방향 장착 시험 결과 비교

Fig. 7과 Fig. 8은 순서대로 정방향 장착과 역방향 장착의 y축 진동시험의 주파수에 대한 10개 가속도 센서 응답 그래프이다.

Fig. 9와 Fig. 10은 순서대로 정방향 장착과 역방향 장착의 z축 진동시험의 주파수에 대한 10개 가속도 센서 응답 그래프이다.

모든 진동시험 결과에 대해서 10개 각 센서에 대한 정방향 대비 역방향 장착 가속도 응답 Grms 차이를 Table 5에 정리하였다.

**Table 1** Forward mounted y-axis test result

Freq [Hz]	Forward mounted y-axis test sensor response [g/g]										MIF >0.35
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
50.67	1.00	1.01	4.90	3.92	3.73	5.44	14.19	12.99	12.96	14.79	0.94
109.17	1.00	1.02	2.57	0.75	0.76	3.66	1.75	0.52	0.77	1.34	0.58
141.70	1.00	1.58	42.32	0.74	2.46	26.79	11.98	11.22	10.81	10.43	0.96
255.56	1.00	1.01	0.59	4.27	4.18	0.39	10.32	9.63	9.73	10.06	0.96
484.54	1.00	1.47	0.98	1.35	2.25	1.33	1.43	1.08	1.41	0.32	0.50

**Table 2** Forward mounted z-axis test result

Freq [Hz]	Forward mounted z-axis test sensor response [g/g]										MIF >0.35
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
42.85	1.00	0.98	5.72	1.13	0.98	6.42	5.65	1.12	1.00	6.38	0.66
65.69	1.00	0.98	61.69	2.45	2.25	48.81	64.14	2.66	1.34	48.90	0.95
276.36	1.00	2.11	4.83	6.45	2.22	8.82	4.42	6.46	2.53	1.06	0.35
286.53	1.00	1.93	9.86	11.17	4.53	5.01	9.31	11.44	5.54	3.84	0.94
317.44	1.00	0.70	2.52	1.53	2.19	2.17	2.18	1.60	1.57	1.28	0.51
330.17	1.00	1.21	2.19	3.28	3.48	1.41	2.72	3.44	3.16	1.02	0.76
348.62	1.00	1.02	0.21	0.67	0.68	0.70	0.48	0.71	0.71	0.23	0.42
381.15	1.00	1.11	1.04	2.30	1.63	0.81	1.33	2.44	1.51	1.01	0.70
415.25	1.00	0.95	0.54	0.74	0.73	6.53	0.50	0.73	0.83	0.90	0.87
442.93	1.00	1.53	1.87	2.64	3.81	2.79	2.15	2.90	4.04	2.69	0.74

**Table 3** Reverse mounted y-axis test result

Freq [Hz]	Reverse mounted y-axis test sensor response [g/g]										MIF >0.35
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
50.36	1.00	1.00	5.51	4.41	4.34	6.27	15.90	14.70	14.74	16.94	0.97
113.55	1.00	0.98	2.45	0.74	0.62	2.59	1.12	0.53	0.74	0.92	0.36
141.86	1.00	1.57	46.28	0.80	2.66	28.56	12.82	12.17	11.63	11.30	0.97
256.03	1.00	1.01	0.63	4.66	4.57	0.36	11.22	10.60	10.77	10.96	0.97
488.13	1.00	1.21	1.02	1.41	1.80	0.82	1.28	1.17	1.19	0.30	0.44

**Table 4** Reverse mounted z-axis test result

Freq [Hz]	Reverse mounted z-axis test sensor response [g/g]										MIF >0.35
	1	2	3	4	5	6	7	8	9	10	
55.52	1.00	1.17	6.66	1.09	1.15	6.82	6.78	1.13	1.05	6.90	0.42
65.85	1.00	1.48	65.67	3.80	3.38	37.05	68.17	4.00	2.29	36.77	0.97
278.55	1.00	3.47	5.35	6.05	4.12	5.01	4.86	6.15	5.05	6.98	0.53
290.91	1.00	5.17	15.69	16.44	4.85	2.50	14.89	17.37	4.52	9.67	0.89
318.18	1.00	0.60	2.23	1.28	2.07	2.53	1.65	1.39	1.27	1.03	0.49
331.10	1.00	2.14	3.26	4.73	4.85	1.44	3.37	4.99	4.35	0.91	0.76
348.31	1.00	1.04	0.28	0.84	0.82	0.22	0.59	0.86	0.88	0.24	0.44
381.41	1.00	1.31	0.98	2.23	2.32	1.20	1.24	2.26	2.15	1.58	0.76
419.17	1.00	1.60	2.13	1.94	2.51	7.54	1.64	2.13	3.14	2.08	0.45
449.32	1.00	1.03	1.12	1.57	1.60	1.48	1.23	1.98	2.12	1.50	0.64

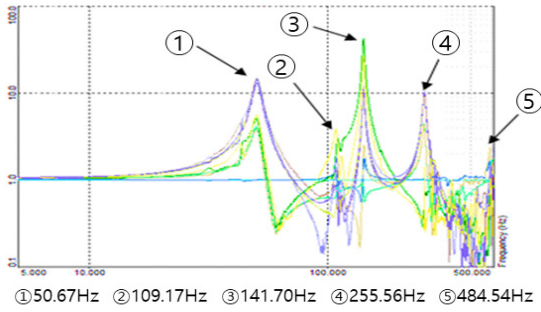


Fig. 7 Forward mounted y-axis test result

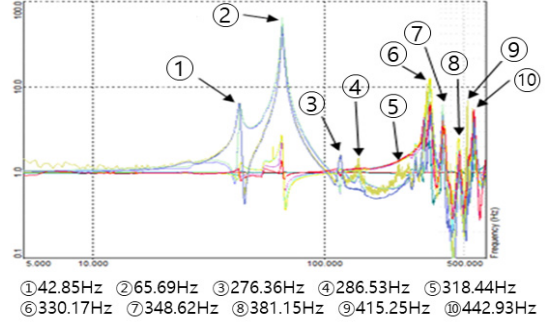


Fig. 9 Forward mounted z-axis test result

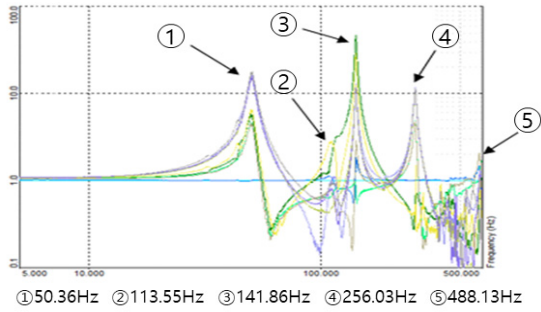


Fig. 8 Reverse mounted y-axis test result

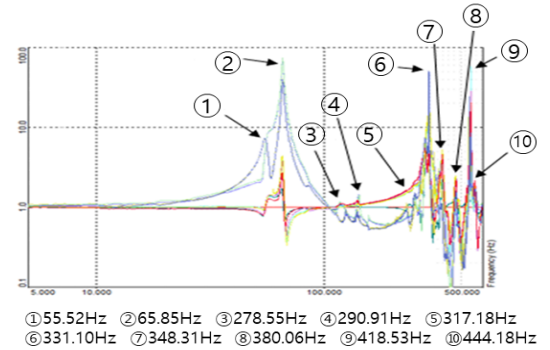


Fig. 10 Reverse mounted z-axis test result

Table 5 Comparison of sensor response Grms

Sensor no.	Sensor response Grms difference between forward mounted and reverse mounted					
	Y-axis excitation test			Z-axis excitation test		
	X response	Y response	Z response	X response	Y response	Z response
1	-0.25	-0.75	-0.55	0.48	0.12	0.12
2	-0.37	-0.91	-0.74	0.03	0.15	0.38
3	-0.06	-0.41	-0.11	0.19	0.18	0.82
4	-0.47	-0.46	-1.05	0.33	0.15	0.15
5	-0.49	-0.63	-0.82	0.01	0.26	0.62
6	-0.50	-0.03	-0.01	0.39	0.12	0.11
7	-0.01	-0.11	0.21	0.10	-0.05	0.05
8	-0.06	-0.31	0.27	0.89	-0.15	0.06
9	-0.23	-0.37	0.31	0.23	-0.02	0.05
10	-0.84	-0.15	0.31	0.61	-0.15	0.58

y축 진동시험의 경우 역방향 장착일 때 전체적으로 센서의 가속도 응답은 낮아졌다. 그러나 7번, 8번, 9번, 10번 센서의 z축 가속도 응답은 더 높게 측정되

었다. z축 진동시험의 경우 역방향 장착일 때 전체적으로 센서의 가속도 응답은 높아졌다. 그러나 7번, 8번, 9번, 10번 센서의 y축 가속도 응답은 더 낮게 측정되었다. 이 센서들은 스웨이브레이스-러그 장착구조에서 멀리 떨어진 항공기 외부 장착물 아랫부분에 위치하였기에 관성모멘트가 커져 다른 값을 나타낸 것으로 판단하였다. 정방향 장착과 역방향 장착의 공진주파수의 차이는 Table 6과 같다.

z축 진동시험의 첫 번째 공진주파수는 역방향으로 장착했을 때 12.67 Hz가 증가하였다. 그 외의 경우는 y축 진동시험과 z축 진동시험 모두 정방향 장착일 때와 역방향 장착일 때의 공진주파수가 크게 차이가 없었다. 공진주파수에 대한 상관관계를 확인하기 위해 공진주파수에 대한 모드 상관 계수를 적용하였다. Table 7는 정방향 장착 y축 진동시험의 각 센서 3축 응답을 고유 벡터 행렬로 정리하였다.

Table 8는 역방향 장착 y축 진동시험 중 각 센서의 3축 응답을 고유 벡터 행렬로 정리하였다.

Table 7과 Table 8의 고유 벡터 행렬들을 수정된 모

**Table 6** Comparison of resonance frequency

Excitation test	Forward mounted freq [Hz]	Reversed mounted freq [Hz]	Difference		Etc
			[Hz]	[%]	
Y-axis	50.67	50.36	-0.31	-0.61	MIF > 0.35
	109.17	113.55	4.38	4.01	
	141.70	141.86	0.16	0.11	
	255.56	256.03	0.47	0.18	
	484.54	488.13	3.59	0.74	
Z-axis	42.85	55.52	12.67	29.57	
	65.69	65.85	0.16	0.24	
	276.36	278.55	2.19	0.79	
	286.53	290.91	4.38	1.53	
	318.44	317.18	-1.26	-0.40	
	330.17	331.10	0.93	0.28	
	348.62	348.31	-0.31	-0.09	
	381.15	380.06	-1.09	-0.29	
415.25	418.53	3.28	0.79		
442.93	444.18	1.25	0.28		

드 상관 계수 계산식에 적용하면 y축 진동시험의 정방향으로 장착했을 때와 역방향으로 장착했을 때의 모드 유사성을 비교할 수 있다. 5개의 공진주파수를 비교군으로 계산한 값은 Table 9와 같으며, 이를 Fig. 11과 같이 3차원 그래프로 형상화하였다.

동일한 방식을 적용하여 정방향 장착과 역방향 장착 z축 진동시험의 각 센서 3축 응답을 고유 벡터 행렬로 정리하였다. z축 진동시험의 경우 총 10개의 공진주파수를 비교군으로 설정하였기 때문에 10×10 행렬의 고유 벡터를 적용하였다. 모드 상관 계수 계산식에 적용하여 계산한 값은 Table 10과 같으며, 이를 Fig. 12와 같이 3차원 그래프로 형상화하였다.

모드 상관 계수는 0에서 1사이의 값을 갖으며 모드 상관 계수가 0.9 이상일 때 두 비교군의 모드 유사성이 높다고 판단된다<sup>(5)</sup>. y축 진동시험 모드 상관 계수

**Table 7** Forward mounted sensor response eigen vector

Excitation test [y-axis]	Forward mounted sensor response eigen value [vector + phase]				
	1 <sup>st</sup> mode	2 <sup>nd</sup> mode	3 <sup>rd</sup> mode	4 <sup>th</sup> mode	5 <sup>th</sup> mode
Sensor1	1.14-0.47i	1.62-2.24i	1.36+0.72i	1.55-0.39i	1.84-2.19i
Sensor2	1.19-2.37i	1.50+4.34i	2.10-6.32i	1.70-1.56i	2.77+3.29i
Sensor3	10.55+1.52i	5.06-0.79i	75.11-1.66i	10.45-2.48i	1.76+1.32i
Sensor4	9.66+1.45i	2.34-1.56i	13.37-0.57i	7.81+1.73i	3.52-1.96i
Sensor5	9.67+4.53i	2.71+3.06i	9.68-1.92i	7.68+4.29i	4.84+2.56i
Sensor6	12.25-1.51i	6.98-3.97i	44.88-4.85i	9.16-1.62i	3.05+6.19i
Sensor7	20.06+1.15i	5.58+3.43i	37.05-1.58i	23.72-1.50i	2.10+3.63i
Sensor8	18.45+1.12i	3.56+1.72i	19.41-4.42i	12.93+4.91i	3.65-3.30i
Sensor9	18.79+1.09i	4.11-0.38i	18.16-1.79i	13.27+1.80i	5.54+2.81i
Sensor10	21.92-1.31i	6.12-1.27i	25.63-4.97i	22.91+1.66i	1.65+0.51i

**Table 8** Reverse mounted sensor response eigen vector

Excitation test [y-axis]	Reverse mounted sensor response eigen value [vector + phase]				
	1 <sup>st</sup> mode	2 <sup>nd</sup> mode	3 <sup>rd</sup> mode	4 <sup>th</sup> mode	5 <sup>th</sup> mode
Sensor1	1.16+0.92i	1.19+3.27i	1.19+0.49i	1.36+1.94i	1.29+1.10i
Sensor2	1.12-7.84i	1.13+2.12i	2.04-5.82i	1.43-7.52i	1.66+7.89i
Sensor3	11.99+1.79i	4.92-1.19i	82.11-1.43i	11.95-2.622i	2.12+6.59i
Sensor4	11.04+1.82i	1.91-1.99i	14.73-0.42i	9.22+1.27i	3.02-1.54i
Sensor5	10.76+2.97i	1.89+3.26i	10.40-1.79i	8.97+4.95i	3.36+2.79i
Sensor6	14.23-1.45i	5.95-3.72i	47.78-4.68i	10.11-1.67i	2.75+5.34i
Sensor7	22.73+1.30i	4.25+2.25i	40.28-1.47i	26.43-1.65i	2.42+3.06i
Sensor8	21.02+1.31i	2.54+0.02i	21.27-4.59i	14.86+4.44i	3.35-2.24i
Sensor9	20.54+1.30i	2.71-1.92i	19.17-1.35i	15.31+1.39i	4.15+2.66i
Sensor10	25.26-0.98i	5.02+3.29i	27.23-4.61i	25.36+1.48i	1.43+2.55i



의 대각 행렬의 경우 1번, 3번, 4번 모드에서는 0.98 이상의 값으로 모드 유사성이 높지만, 2번 5번의 모드는 0.7 정도의 값으로 모드 유사성이 높다고 판단하기 어렵다. z축 진동시험 모드 상관 계수의 대각 행렬의 경우 2번, 4번, 5번, 6번 모드에서는 0.9 수준의 값으로 모드 유사성이 높지만, 나머지 모드에서는 모드 유사성이 낮다. 따라서 정방향 장착의 동특성과

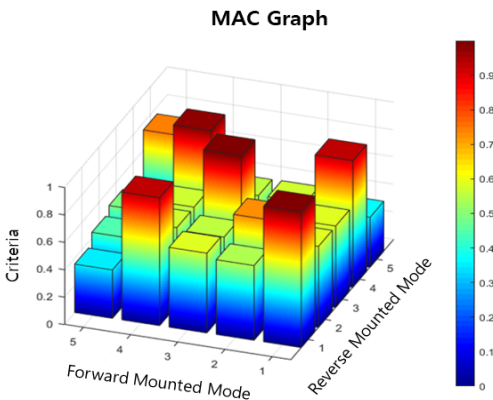
역방향 장착의 동특성은 유사하다고 하기에는 제한적이라고 판단된다.

시험 장치에 항공기 외부 장착물을 설치한 상태로 동특성 시험을 하게 되면 스웨이브레이스-리그 장착 구조로 되어 있는 시험 장치의 상단부가 y축과 z축 방향으로의 모드 형상이 발생하게 될 것이다. 정방향 장착 시험 장치의 경우 Fig. 13의 왼쪽과 같이 상단부의 모서리를 고정했기 때문에 스웨이브레이스-리그 장착구조 부분은 y축 z축 방향 모두 자유롭게 움직이는 모드 형상이 발생할 수 있다. 그러나 역방향 장착 시험 장치의 경우 Fig. 13의 오른쪽과 같이 상단부의 윗면을 가진판에 고정하였기 때문에 스웨이브레이스-리그 장착구조 부분의 y축 z축 방향 움직임에 제한이 걸리게 된다.

이에 y축 방향의 경우 모드 형상에 영향을 주게 될 것이며, z축 방향의 경우에는 가진판 방향으로 변형될 수 없는 경계조건이기 때문에 정방향 장착 시험 장치와는 다른 모드 형상이 발생할 것이다. 따라서 모드 상관 계수의 결과는 시험 장치 경계조건 변화에 의한 영향이 있을 것으로 판단하였다.

**Table 9** Sensor response MAC data (y-axis excitation)

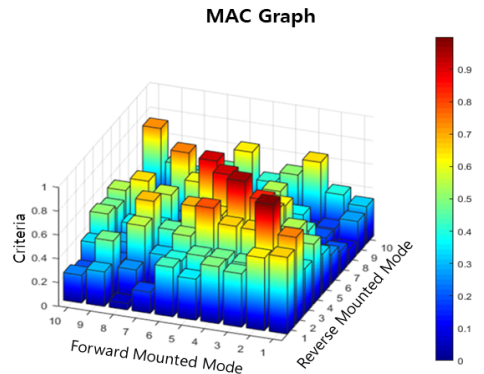
Mode	1	2	3	4	5
1	0.9871	0.5445	0.5814	0.9316	0.3529
2	0.5911	0.7292	0.5523	0.5681	0.4382
3	0.5934	0.5406	0.9997	0.5713	0.4872
4	0.9232	0.5652	0.5623	0.9823	0.2853
5	0.3643	0.2448	0.3156	0.2679	0.7459



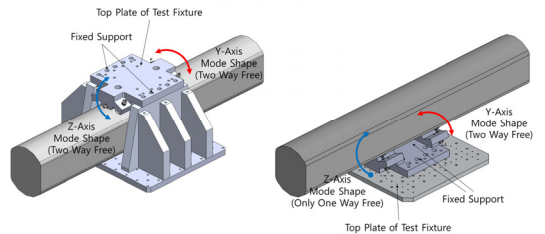
**Fig. 11** Sensor response MAC value (Y-Axis excitation)

**Table 10** Sensor response MAC data (z-axis excitation)

Mode	1	2	3	4	5
1	0.6450	0.6101	0.4490	0.4791	0.3454
2	0.7286	0.9739	0.4472	0.4594	0.4537
3	0.3816	0.4319	0.6433	0.6501	0.7734
4	0.5014	0.4876	0.8132	0.9426	0.6314
5	0.3346	0.5208	0.6356	0.5706	0.8833
Mode	6	7	8	9	10
6	0.8863	0.2906	0.5432	0.6303	0.5227
7	0.4149	0.5912	0.2500	0.2600	0.2862
8	0.3996	0.2494	0.7284	0.2365	0.3207
9	0.2367	0.3915	0.4269	0.2150	0.0907
10	0.6233	0.4421	0.3624	0.4333	0.7071



**Fig. 12** Sensor response MAC value (z-axis excitation)



**Fig. 13** Difference boundary condition of top plate of test fixture



### 3. 결 론

정방향 장착 시 스웨이브레이스-러그 장착구조를 모사한 시험 장치는 형상에 의한 영향으로 항공기 외부 장착물에 정확한 진동 레벨의 가진을 할 수 없기 때문에 직접적으로 가진 할 수 있는 역방향 장착 후 동특성 차이를 확인하였다. y축과 z축 시험 모두 정방향으로 장착했을 때와 역방향으로 장착하였을 때 주파수에 대한 센서 응답 그래프의 형상이 육안상으로 크게 다르지 않았다.

정방향 장착 대비 역방향 장착의 센서 가속도 응답은 특정 센서를 제외하고는 y축 진동시험에서는 낮아졌으며, z축 진동시험에서는 가속도 응답이 높아졌다. 스웨이브레이스-러그에서 상대적으로 멀리 위치하는 센서에서는 y축 진동시험 시 z축 응답이 높게 계측되었으며, z축 진동시험에서는 y축 응답이 낮게 계측되었다.

이를 확인하고자 공진 주파수에 대해 가속도 센서 응답을 비교하였고, z축의 첫 번째 공진 주파수를 제외하고는 전체적으로 정방향 장착 대비 역방향 장착의 주파수 값이 0%~5% 차이 범위 내에서 계측된 것을 확인하였다.

그러나 모드 상관 계수를 적용하여 정방향 장착과 역방향 장착의 모드 유사성을 확인하였고, 동특성이 유사하다고 하기에는 제한적이라고 판단하였다. 이는 시험 장치의 경계조건 변화가 원인이 되어 동특성이 변한 것으로 생각된다. 차이 확인과 원인 분석을 위해서라면 추가적인 시험이 필요할 것으로 판단하였다. 향후 진동시험에서 가속도 센서뿐만 아니라 응력 센서를 추가로 부착하여 동특성 분석에 내구성 분석을 추가하여 피로도 측면에서 비교한다면 더욱 타당성이 높은 결과가 나올 것으로 판단된다. 이 결과를

바탕으로 스웨이브레이스-러그 장착구조를 가진 다양한 항공기 외부 장착물의 장착 방향에 따른 동특성 예측 및 분석을 할 수 있을 것으로 생각한다.

### References

- (1) DOD, 2008, Department of Defense Test Method Standard for Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests, Method 514.6 Vibration, MIL-STD-810G.
- (2) Lee, J. H., Lee, Y. K., Kang, Y. S. and Kang, D. S., 2014, Acoustic Noise Durability Verification for a Jet Aircraft External Store, Proceedings of the KSNVE Annual Autumn Conference, pp. 42~47.
- (3) Jeong, H. I., Park, J. H., Son, D. H. and Jang, J. Y., 2019, Study on Fatigue Life Estimation of an Aircraft External Store under Dynamic Loads, Transactions of the Korean Society for Noise and Vibration Engineering, Vol. 29, No. 4, pp. 462~469.
- (4) Allemang, R. J., 2003, The Modal Assurance Criterion - Twenty Years of Use and Abuse, Sound and Vibration, Vol. 37, No. 8, pp. 14~20.
- (5) Paster, M., Binda, M. and Harcarik, T., 2012, Modal Assurance Criterion, Procedia Engineering 48, pp. 543~548.



**Jihwan Park** is Research Engineer at Mechanical Convergence System R&D Lab, LIG Nex1. He received B.S. degree in Aerospace Engineering from Konkuk University in 2014, and M.S degree in Aerospace Engineering from Konkuk University in 2016.