

## 프로펠러항공기 조종석계기의 진동영향성 분석

이 속<sup>1†</sup> 김경남<sup>2</sup> 김승일<sup>3</sup>

### 내용목차

1. 서론
2. 설계조건
3. 모드해석
4. 랜덤해석
5. 결론

---

1† 대한항공 기술연구원 대리

(저자 Tel: 042-868-6076 Fax:042-868-6128 E-mail: sook.lee@koreanair.com)

2 대한항공 기술연구원 차장

3 국방과학연구소 제7기술연구본부 2부 연구원

논문접수일: 2010년 10월 25일 게재확정일: 2010년 12월 24일

논문수정일 (1차: 2010년 12월 14일, 2차: 2010년 12월 23일)

## An Analysis on the Vibration Effects of Aircraft Instrument Panel

Lee, Sook<sup>1†</sup> Kim, Kyoung Nam<sup>2</sup> Kim, Seung Il<sup>3</sup>

### Abstract

There are various restrictions in the requirements of aircraft and instrument depending on their operational circumstances. Especially, strict vibration requirements are applied to aircrafts with high level of maneuvering.

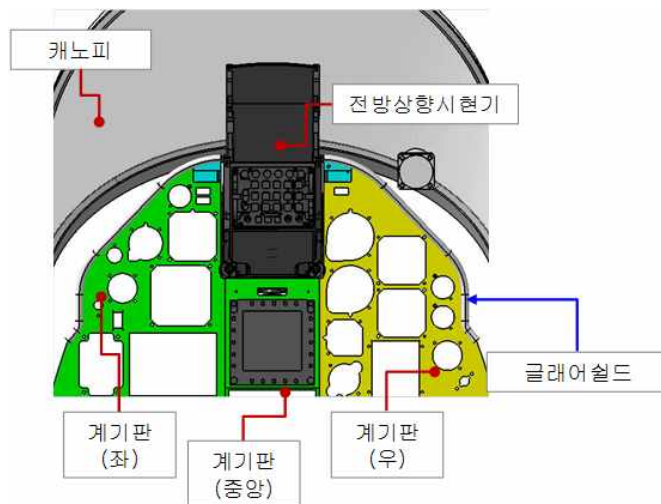
In this paper, new attachment was installed in the cockpit of a propeller aircraft which served a high level of maneuvering, and vibration influence caused by the new equipment was presented. Futhermore, the validity for design of the new equipment's supporting structures was verified by examining the vibration influence and by meeting the requirements.

The finite element analysis is an important tool in evaluating the dynamic characteristics of aircraft before and after its modification. The dynamic characteristics analysis was performed in two stages. In the first stage, mode analysis was performed to identify the natural frequency of the supporting structure and to derive the dynamic change of the instrument panel by installing the supporting structure and new equipment. And in the second stage, random vibrations which spectrum specified in MIL-STD-810G was applied to the FE model of before and after modification is carried out.

<Key Words> *Instrument panel, MIL-STD-810G, Mode analysis,  
Random vibration*

## 1. 서론

항공기 기체 및 탑재장비는 항공기가 운용되어지는 환경특성으로 인하여 요구조건이 규제되며 운용 조건에 따라 진동요구조건이 엄격하게 다루어진다[1]. 본 연구의 대상인 항공기는 프로펠러 항공기로 조종실에는 전방상향시현기(Head Up Display)등의 계기가 계기판과 지지구조에 장착되어 작전 임무를 수행할 수 있도록 조종사에게 정보를 제공하며, 계기판 상부에는 글래어 쉴드(Glare Shield)가 부착되어 항공기 운용 시 빛을 차단하여 조종사의 가시성(Visibility)을 보장한다(그림 1 참조). 본 연구에서는 글래어 쉴드 상부에 추가 장비 장착을 장착하고, 장착 전·후에 대해 각각 동특성 해석을 수행하여 글래어 쉴드 및 계기판의 동특성 변화 및 계기에 미치는 진동 영향성을 분석하고 장착 구조 설계에 대한 타당성을 제시한다.



<그림 1> 전방 조종석 형상

동특성 해석 수행 절차는 크게 두 단계로 나누어 수행하였다. 첫째, 추가 장비 장착 전·후의 계기판 및 계기 등을 포함한 유한요소모델을 구성하고 모드 해석을 수행하여 장착 전·후의 동특성 변화를 확인하였다. 다음 단계로 설계 요구조건에서 제시하는 스펙트럼을 인가하여 랜덤 해석을 수행하고 진동 수준을 확인 및 비교함으로써 추가 장비 장착구조가 계기에 미치는 진동영향성을 분석하였다.

## 2. 설계조건

본 연구의 대상인 프로펠러 항공기는 설계요구조건에서 규정하는 진동 요구조건을 만족하고 있다. 진동 요구조건은 미 군사규격(MIL-STD-810G[3]) 혹은 미연방항공국이 발행한 지침서(RTCA DO-160F[4])를 만족해야 한다.

진동 요구 조건의 충족 여부를 확인하기 위해 동특성 해석을 수행하며 이에 앞서 해석에 포함할 구조물의 범위 및 경계조건을 정의하고 유한요소모델을 구성한다.

### 2.1 요구조건

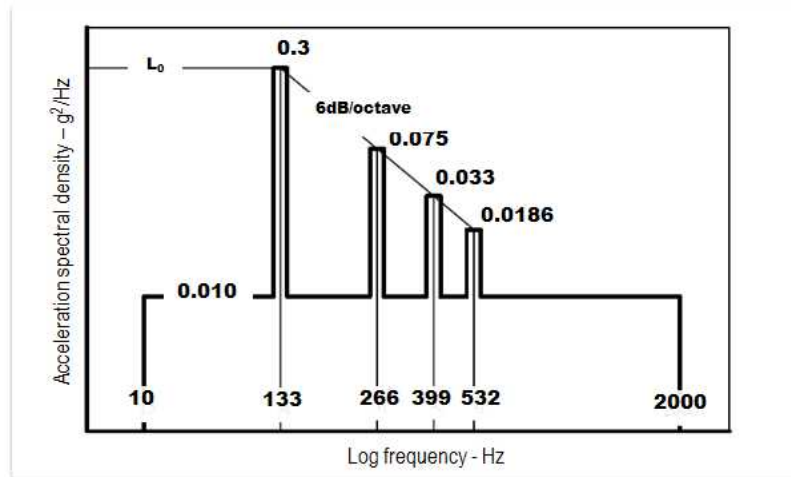
미 군사규격 진동 요구 조건에 따라 탑재장비 지지구조의 고유 진동수는 공진 방지를 위하여 항공기 중요 진동수(프로펠러 진동수)를 회피하여 탑재 장비에 진동을 전달하지 않아야 한다. 본 연구의 대상 항공기의 중요 진동수는 <표 1>과 같다.

<표 1> 대상 항공기의 중요 진동수

순번	진동수(Hz)
1	133
2	266
3	399
4	532

또한, 탑재장비 지지구조는 항공기에서 유발되는 진동외란에 대해 내구성이 있어야 한다. 프로펠러기의 진동 외란은 10~2000Hz 범위의 광대역 랜덤 가진원과 프로펠러에서 유발되는 <표 1>의 중요 진동수 근방의 협대역 랜덤 가진원과 조화 성분이며 <그림 2>에서 보이는 바와 같다. 해석 시, <그림 2>의 스펙트럼을 입력 진동 스펙트럼으로 이용하였다. 단, <그림 2>의 스펙트럼은 항공기 운용 시 계기의 진동 영향성을 위한 요구조건으로 기체 구조의 진동 영향성은

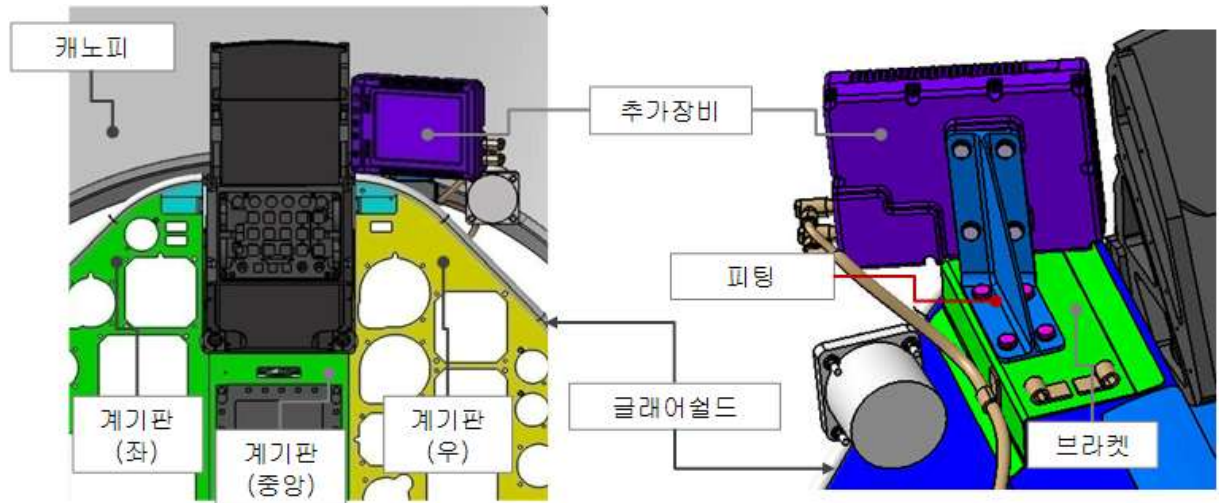
비행시험을 통해 얻어진 실제 항공기 진동 스펙트럼을 인가하여야 한다. 본 연구는 계기판 상단부위에 추가로 장비를 장착하게 된 경우 해당 장비가 기존 장비에 미치는 진동 영향성을 확인하기 위함이므로 미 군사규격의 스펙트럼만을 고려하였다.



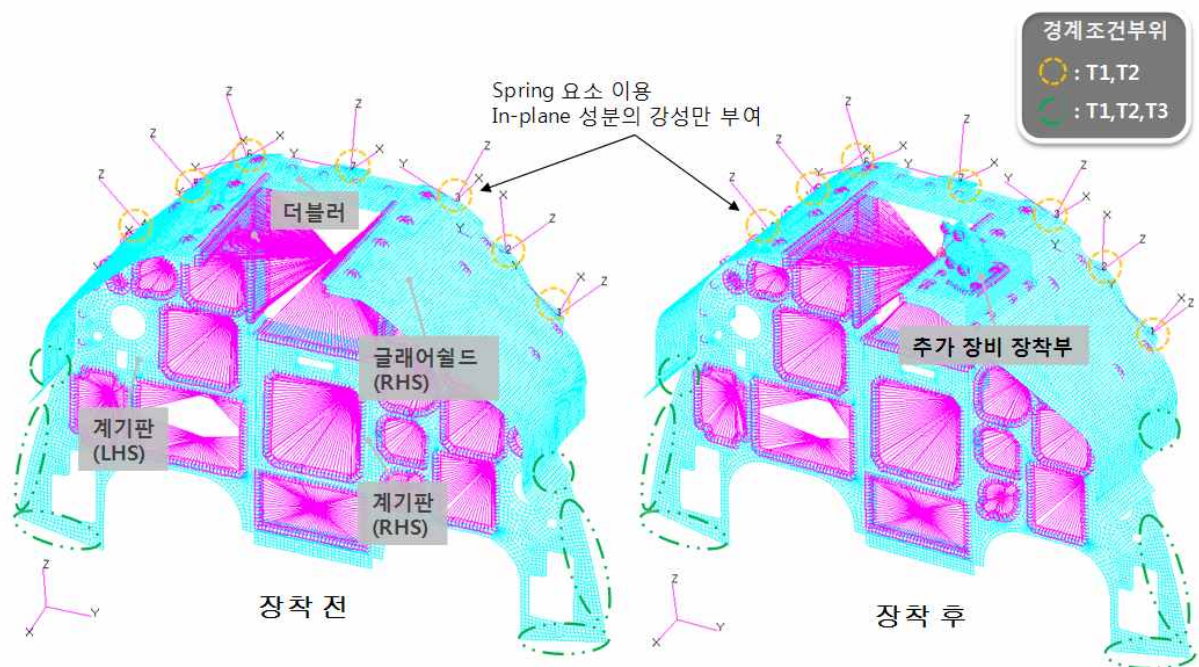
<그림 2> 프로펠러기 진동 스펙트럼(MIL-STD-810G)

## 2.2 해석조건

추가 장비는 피팅과 브라켓에 볼트로 고정하고 이를 전방 및 후방 조종석 글래어 쉴드 우측에 장착한다. 계기판 및 추가 장비 조립체 등의 형상은 <그림 3>에서 보는 바와 같다. 중앙 및 좌·우의 계기판은 체결류 또는 피팅 등을 이용하여 항공기 바닥 또는 주 구조물과 연결되어 있으므로 체결 부위에 경계조건을 정의하며, 정확한 동적 반응을 얻기 위하여 계기판에 장착되는 전자 장비의 질량을 모델링에 포함하였다. 추가 장비 장착 전·후의 유한요소모델 및 경계조건은 <그림 4>에서 확인 할 수 있다. 계기판 등은 셸(Shell) 요소로 전자 장비와 추가 장비는 집중 질량(Lumped mass)과 강체(RBE2)요소로 모델링하고 구조물 간 실제 장착부위는 MPC요소를 이용하여 완전 구속하였다.



<그림 3> 전방 조종석 계기판 및 추가 장비 장착 형상



<그림 4> 추가 장비 장착 전·후의 계기판/글래어 실드 유한 요소 모델 및 경계조건

### 3. 모드해석

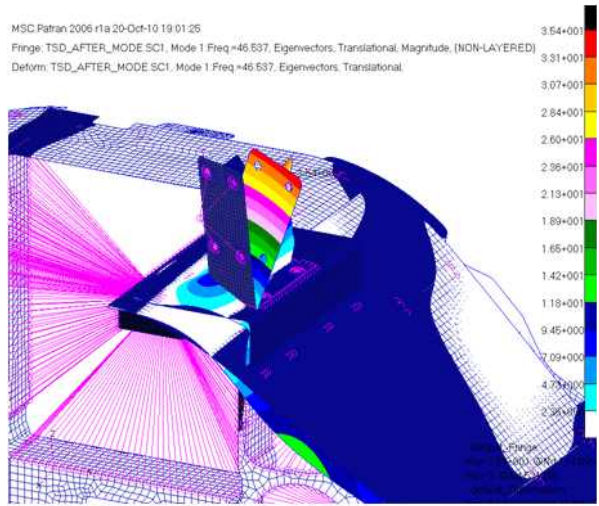
모드해석에는 MSC/NASTRAN(SOL 103)을 이용하였으며, 고유치 추출은 Lanczos 법을 사용하였다. 모드 해석 결과 추가 장비 지지구조의 고유진동수가

항공기의 중요 진동수를 회피하여 지지구조가 진동 설계요구조건을 만족하고 있음을 확인하였다. 하지만, 추가장비 지지구조가 장착되는 글래어 쉼드는 상대적으로 강성이 취약한 부위로 해당 부분의 동특성이 전체 시스템의 고유진동수에 영향을 주고 있으므로 장착 후 동특성의 변화를 살펴보아야 한다. 장착 전·후 해석 결과 비교는 <표 2>에 정리되어 있다. 추가 장비 장착부의 모드를 제외하고는 장착 전·후 구조는 동일한 모드 형상을 가지며, 고유진동수는 유사하거나 약간 상승하였음을 <표 2>에서 볼 수 있다. 이는 추가 장비로 인한 질량 증가보다 장착 구조로 인한 일부 강성 보강의 효과가 더 큼을 의미한다. 특히, 우측 글래어 쉼드의 단일모드(1차 굽힘모드) 고유진동수가 추가 장비 장착 후 약 12.0% 증가함은 장착으로 인해 해당 부위의 강성이 보강되었음을 의미하는 것이다. 추가 장비의 장착부의 모드 형상은 <그림 5>에서 확인할 수 있으며, 장착 전·후의 동일 모드 형상(계기판 1차 굽힘모드)을 <그림 6>에서 비교하고 있다.

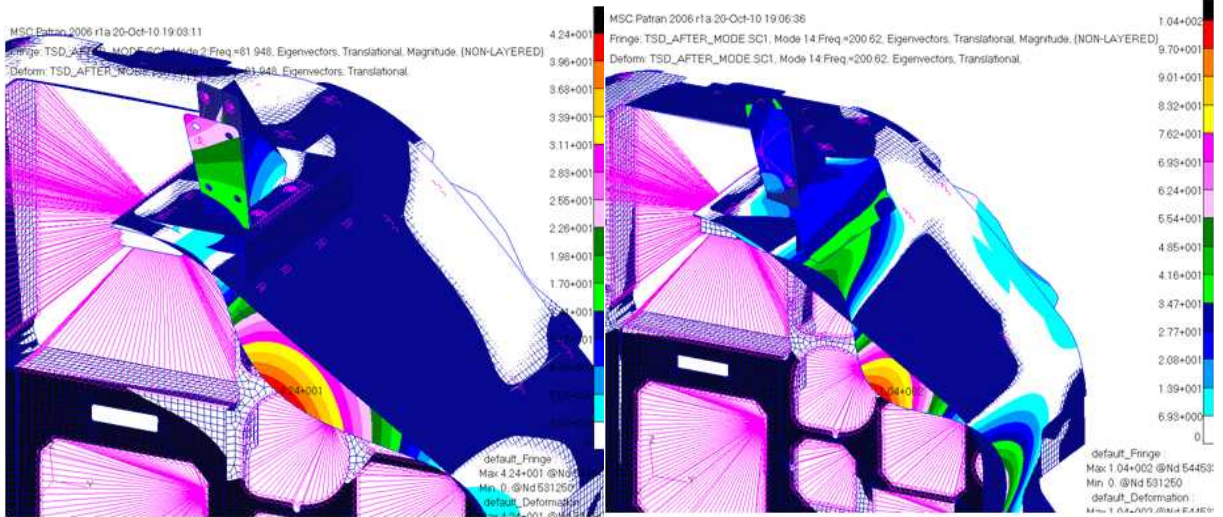
<표 2> 장착 전·후 모드 해석 결과 비교

모드	고유진동수 변화량(%)	모드 형상
1	-	추가장비 장착부 1차 모드
2	-	추가장비 장착부 2차 모드
3	0.02%	계기판(우) 1차 굽힘 모드
4	0.03%	글래어 쉼드(좌) 1차 굽힘 모드
5	0.03%	계기판/글래어 쉼드(우) 조합 모드
6	12.0%	글래어 쉼드(우) 1차 굽힘 모드
7	0.02%	계기판/글래어 쉼드 등 조합 모드
8	0.03%	계기판/글래어 쉼드(좌) 조합 모드
9	0.00%	글래어 쉼드(좌) 비틀림 모드
...		
14	-	추가장비 장착부 3차 모드

프로펠러항공기 조종석계기의 진동영향성 분석



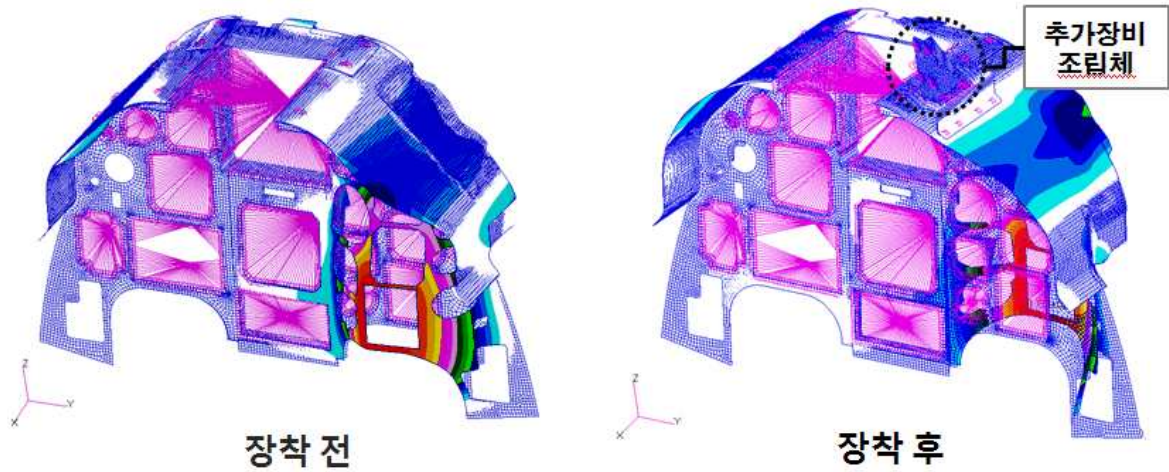
1차 모드



2차 모드

3차 모드

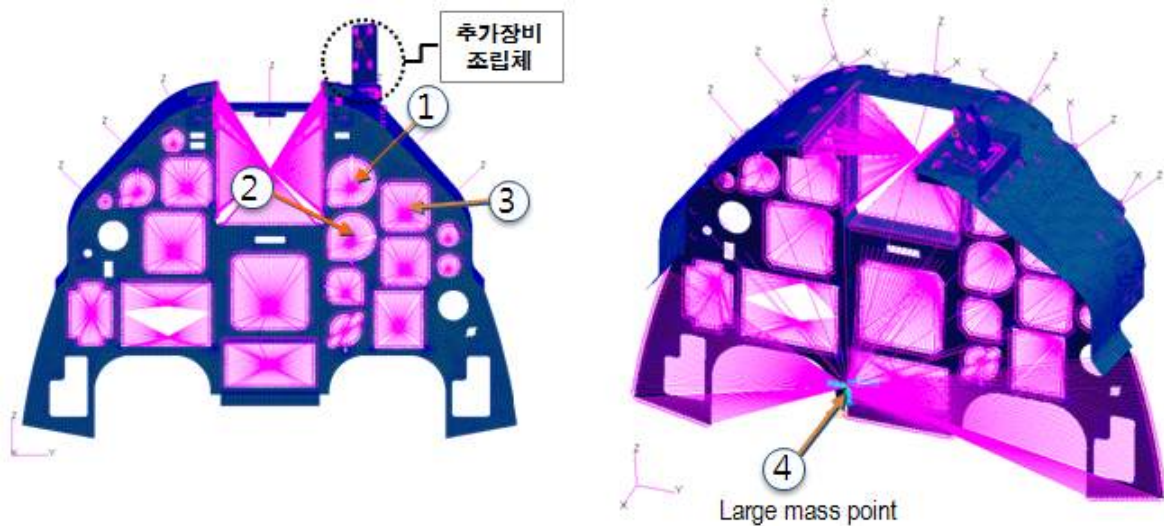
<그림 5> 추가 장비 장착부 모드 형상



<그림 6> 추가 장비 장착 전·후의 모드 형상(계기판(우)1차 굽힘 모드)

#### 4. 랜덤해석

랜덤해석은 MSC/NASTRAN(SOL 109)을 이용하여 large mass 법으로 적용하였다[5][6]. Large mass 법은 랜덤 해석을 수행하기 위한 하나의 기법으로 임의의 절점에 large mass를 생성하고 이 절점과 경계조건 절점을 강체 요소로 연결하여 진동하중을 인가하는 방법이다. 따라서 임의의 절점(large mass point)을 완전 구속하고 진동 스펙트럼을 가진하게 되면 진동이 전달되어 모델의 경계조건 절점을 가진하게 된다. 랜덤 해석을 수행하기 위해 <그림 2>의 진동 스펙트럼을 장착 전·후 모델의 large mass point(그림 7 Point④)에 X, Y, Z 방향으로 각각 인가하고 구조 감쇠는 3%를 적용하였다[2]. 추가 장비가 장착에 따라 동특성 변화가 예상되는 부위의 계기 질량 중심(CG)에서 응답을 추출하였고 위치는 <그림 7>에서 보이고 있다. 응답점에서 가속도와 변위의 RMS(Root Mean Square)를 구했고 RMS 벡터 합의 장착 전·후 변화량을 각각 <표 3>와 <표 4>에 정리하였다. RMS 벡터 합은 1 $\sigma$ 에 해당하는 값을 사용하였고 발생 빈도율은 68.3 % 이다[7].



<그림 7> 응답점 및 인가점 위치

가속도 RMS 변화량은 Z방향으로 가진 시 1번 응답점에서 9.33%로 가장 큰 값을 가진다. 이 변화량은 1번 Z방향 응답에 기인한 것으로 고차모드에서 장착 전 구조에는 보이지 않던 응답이 장착 후에 나타나고 Z방향 진동 수준이 X, Y방향보다 상대적으로 높아 발생한 것으로 여겨지며 <그림 16>에서 확인 할 수 있다. 이에 반해 Z방향으로 가진 시 1번 응답점의 변위 RMS의 변화량은 -0.22%로 오히려 감소하였는데 변위는 저차모드에 주효하므로 고차모드에 의한 영향이 미치지 않은 것으로 보인다. 앞서 모드 해석 결과에서 추가 장비 장착 후 고유진동수가 소폭 증가하여 강성이 보장됨을 알 수 있었다. 추가 장비 장착 후 계기판 및 글래어 쉴드는 부분적으로 강성이 보장되어 랜덤가진 시 저차모드에서 변위가 줄어들고 마찬가지로 변위 RMS값이 감소한 것으로 보인다. <그림 8>에서 <그림 16>은 1번 응답점의 X, Y, Z 방향 가진 시 각각의 응답을 보여주고 있다. 모든 응답 선도가 저차 모드에서 추가 장비 장착 전·후 구조 모두 동일한 양상으로 유사한 값을 가지고, 고차 모드에서 약간의 변화가 발생하였다. 2번과 3번 응답점에서도 이와 유사한 경향을 가진다.

따라서 장착 후 1,000Hz이상의 고차 모드에서 높은 진동이 나타나지만, 고주파 성분이고 해당 응답점의 변위 RMS 변화량은 1%미만으로 실제 구조물이 외

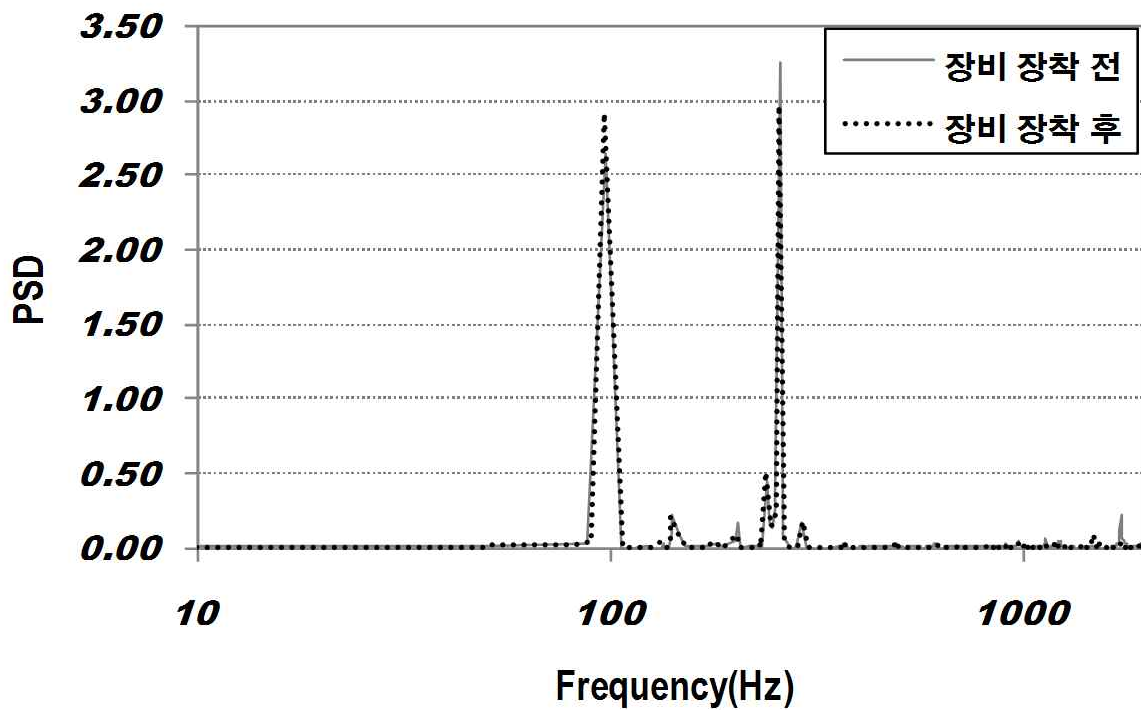
부 환경에 대해 크게 진동이 없을 것으로 판단된다. 또한, 항공기의 중요 진동수는 1,000Hz 미만에 존재하므로 저차 모드 변화량의 영향이 주로 반영되는 변위 가속도 RMS 변화량으로 진동 영향성을 판단하였다. 장착 전·후 변위 RMS의 변화량은 1% 미만 또는 음의 값을 가지므로 추가 장비 장착이 계기에 미치는 진동 영향성이 미미하고 추가 장비 장착으로 인해 부가적으로 강성이 보장되었음을 알 수 있다.

<표 3> 장비 장착 전·후의 응답점(계기) 가속도 RMS 비교

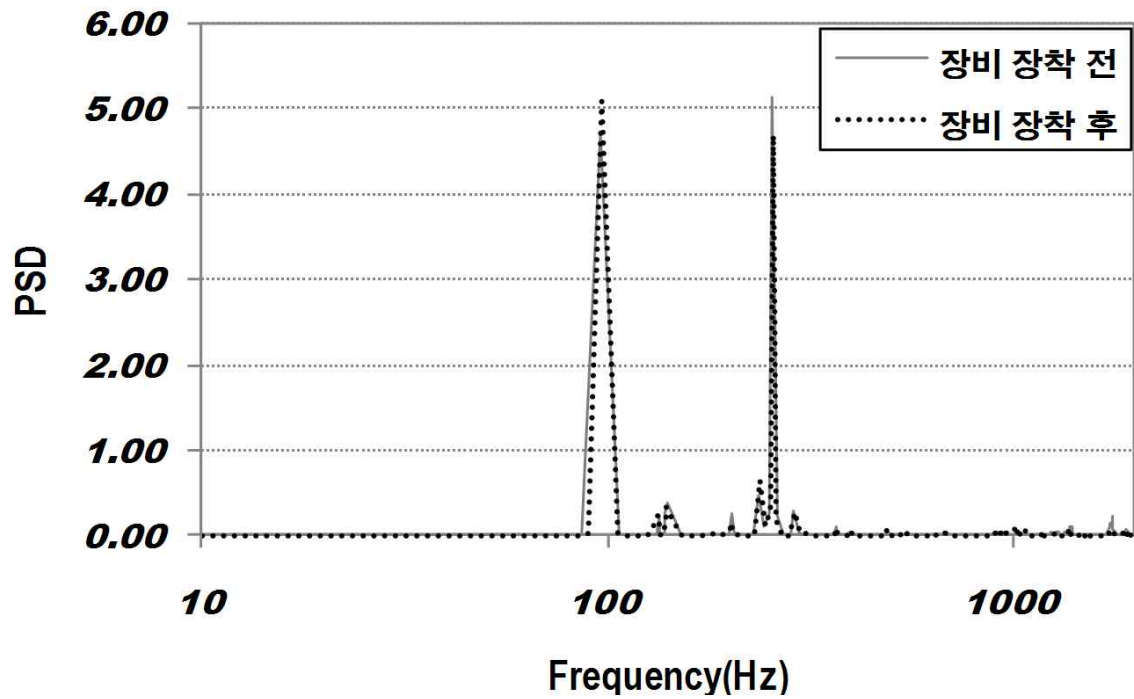
응답점	가진방향	가속도 RMS 변화량(%) (장착후/장착전)
1	X	3.86%
	Y	-15.03%
	Z	<b>9.33%</b>
2	X	-1.44%
	Y	1.60%
	Z	8.48%
3	X	-1.16%
	Y	-0.95%
	Z	0.78%
4	X	0.00%
	Y	0.00%
	Z	0.00%

<표 4> 장비 장착 전·후의 응답점(계기) 변위 RMS 비교

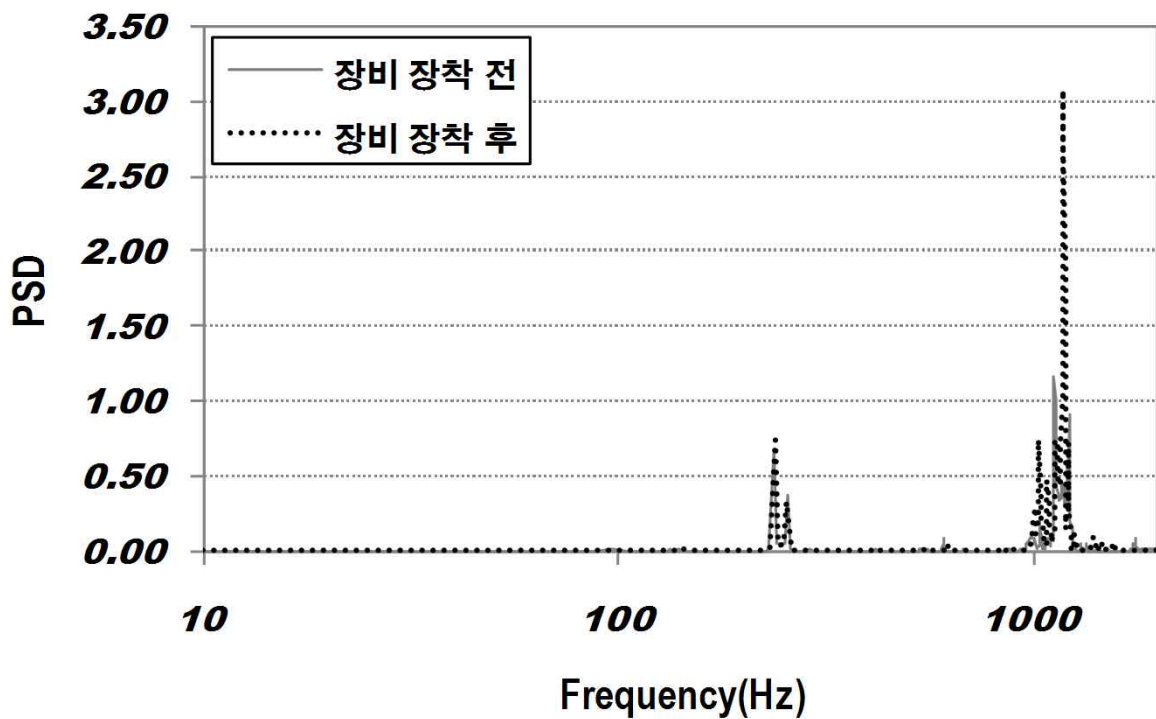
응답점	가진방향	변위 RMS 변화량(%) (장착후/장착전)
1	X	-1.53%
	Y	0.10%
	Z	-0.22%
2	X	-0.84%
	Y	-0.41%
	Z	-0.40%
3	X	-1.38%
	Y	0.27%
	Z	-0.06%



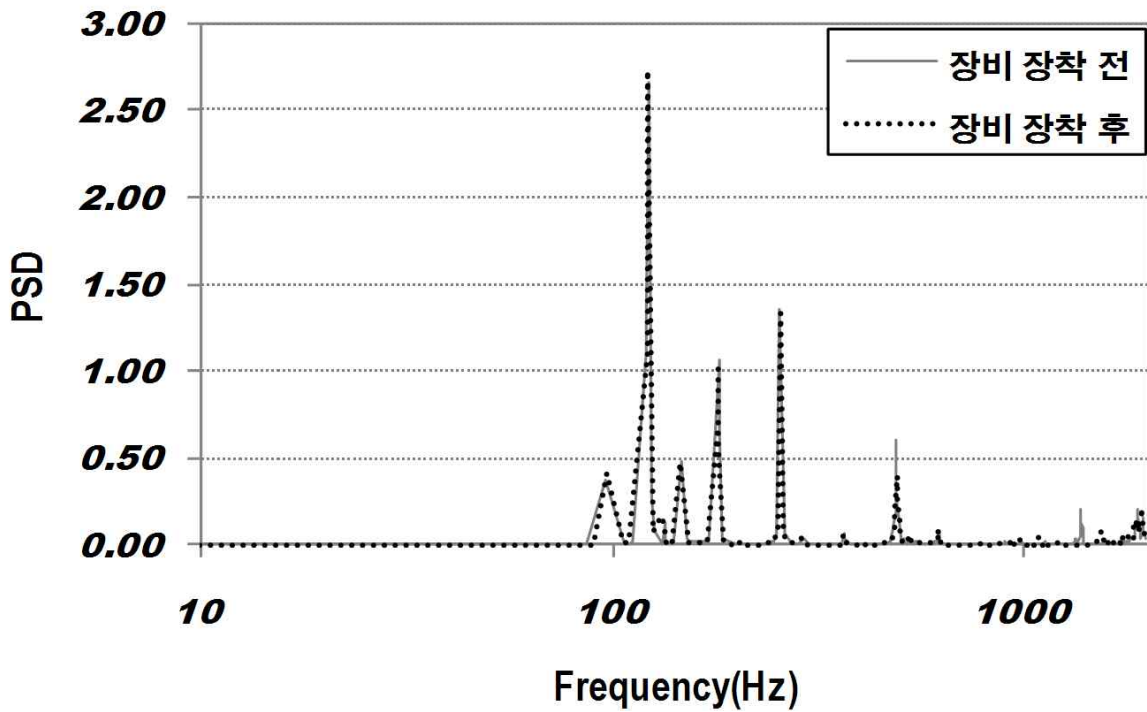
<그림 8> X 방향 가진 시 1번 응답점(계기)의 X 방향 응답



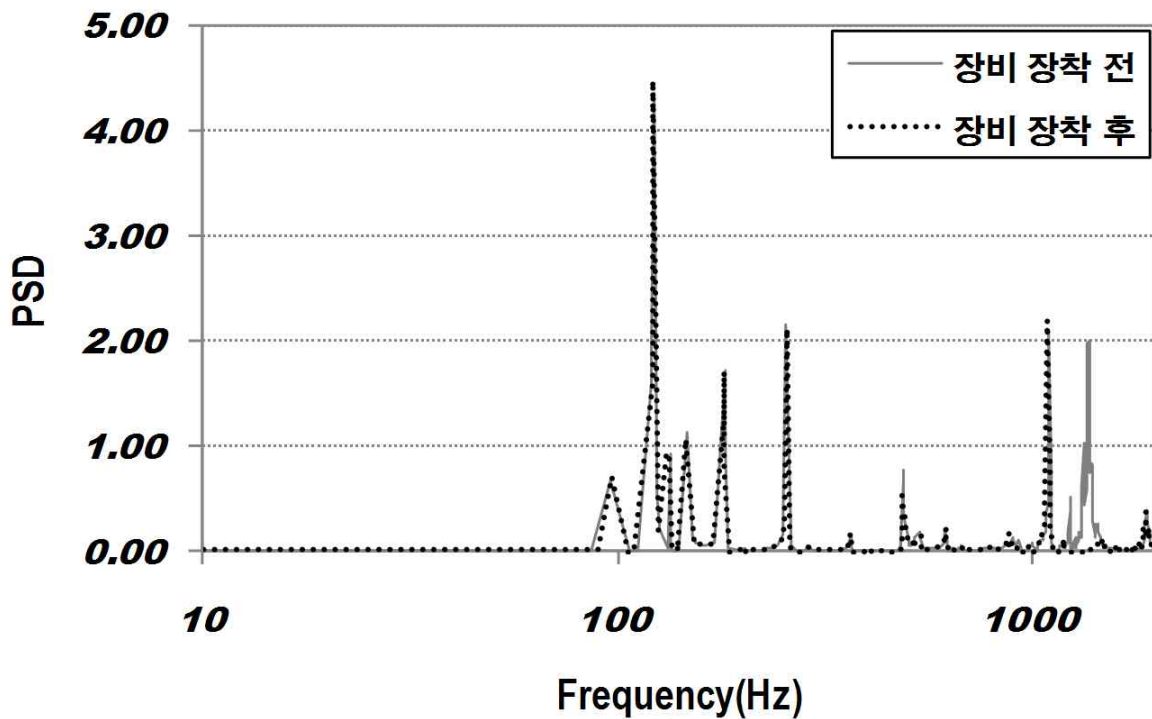
<그림 9> X 방향 가진 시 1번 응답점(계기)의 Y 방향 응답



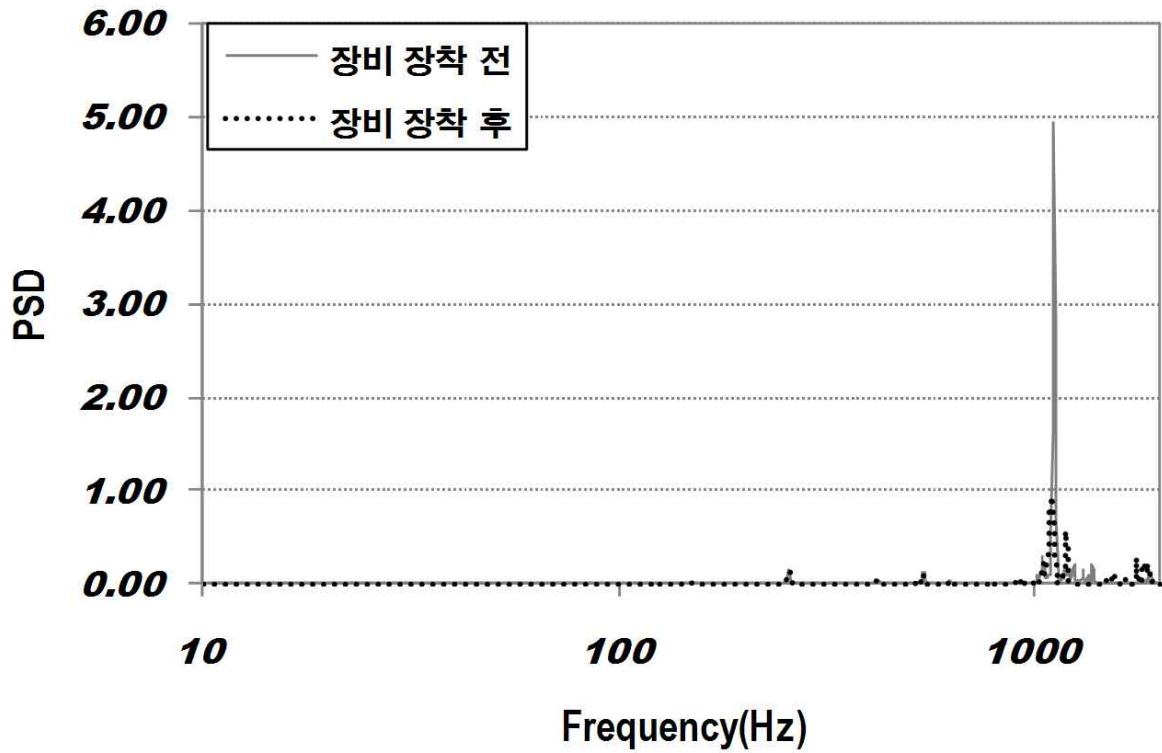
<그림 10> X 방향 가진 시 1번 응답점(계기)의 Z 방향 응답



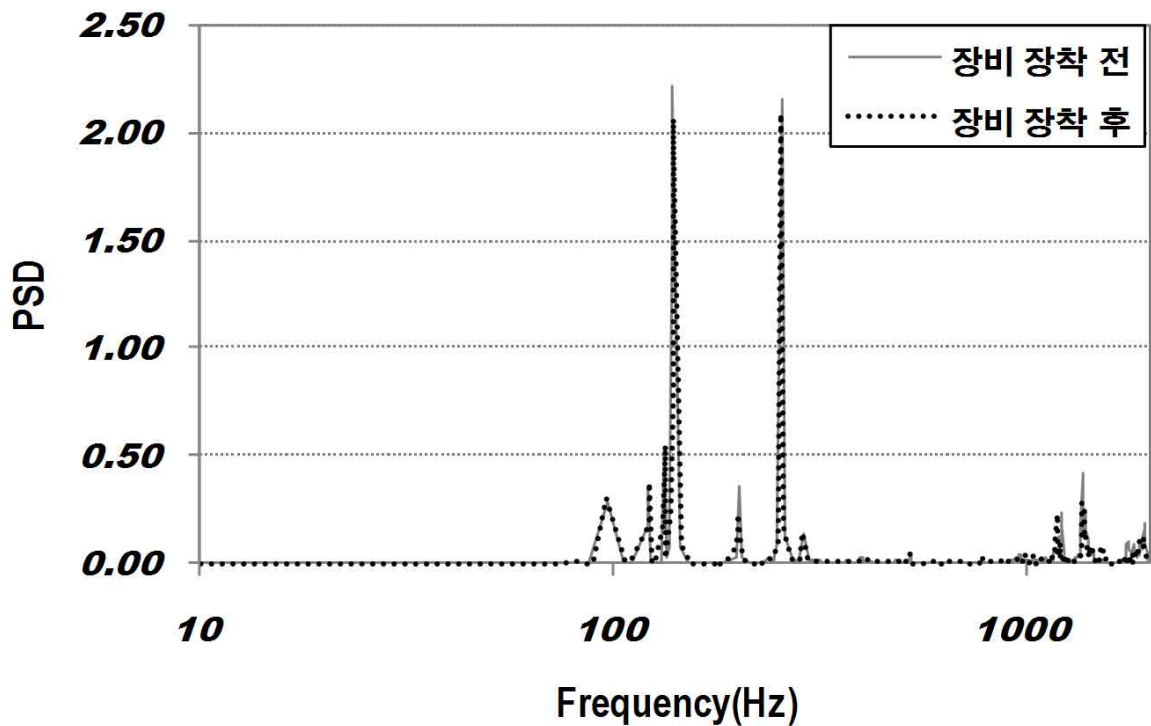
<그림 11> Y 방향 가진 시 1번 응답점(계기)의 X 방향 응답



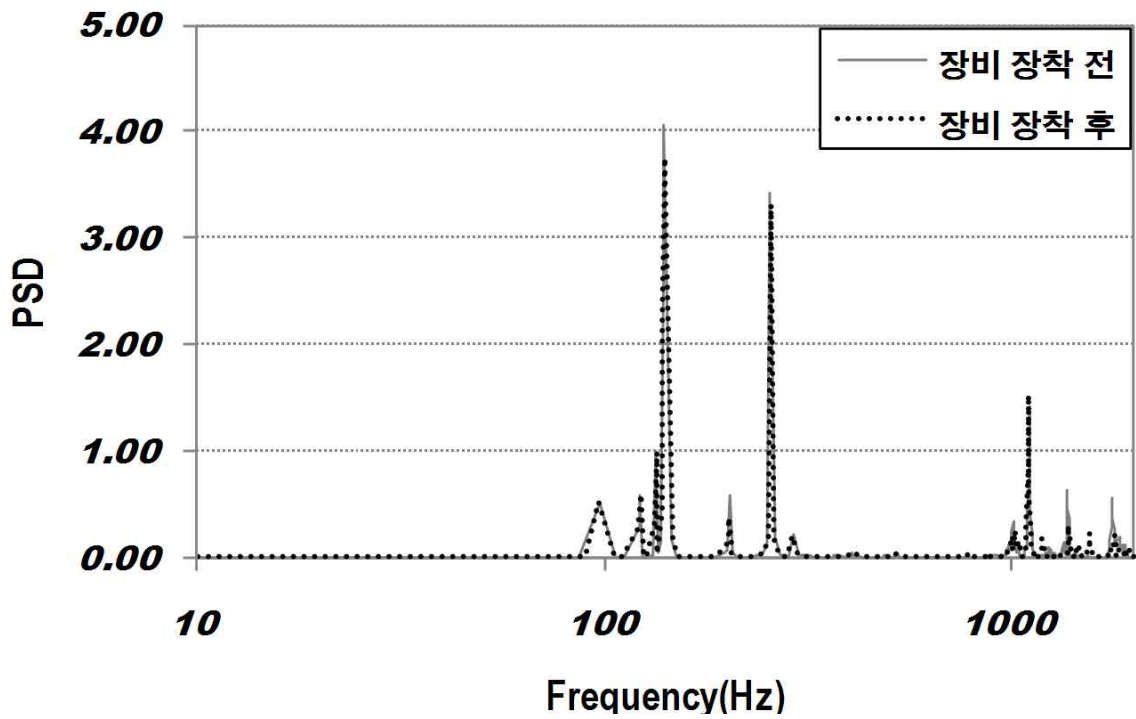
<그림 12> Y 방향 가진 시 1번 응답점(계기)의 Y 방향 응답



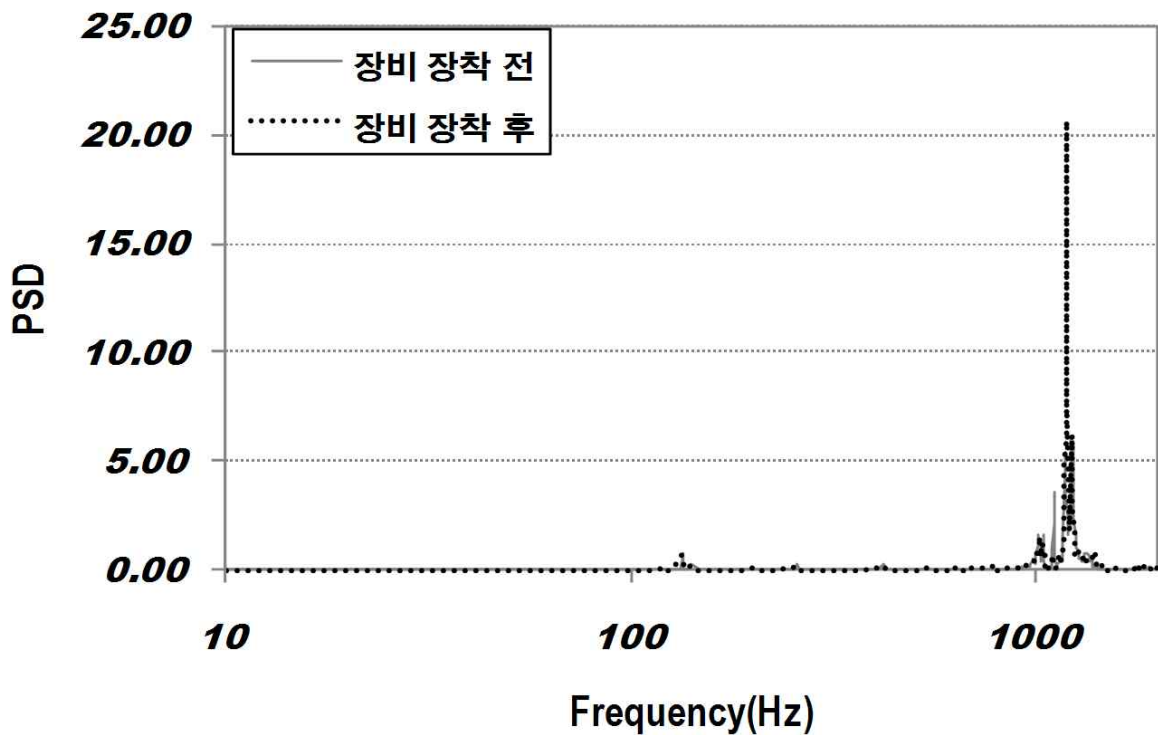
<그림 13> Y 방향 가진 시 1번 응답점(계기)의 Z 방향 응답



<그림 14> Z 방향 가진 시 1번 응답점(계기)의 X 방향 응답



<그림 15> Z 방향 가진 시 1번 응답점(계기)의 Y 방향 응답



<그림 16> Z 방향 가진 시 1번 응답점(계기)의 Z 방향 응답

## 5. 결론

본 연구에서는 프로펠러 항공기의 글래어 쉘드 상단에 추가 장비 장착설계가 계기판에 장착되어 있는 계기에 미치는 진동 영향을 분석하였다. 장착 전 후의 동특성 유한요소모델을 구성하고 설계요구조건에 해당하는 미 군사규격의 스펙트럼을 인가하여 동특성 해석 및 랜덤해석을 수행하였다. 그 결과 글래어 쉘드의 강성이 상대적으로 취약함에도 불구하고 추가 장비 장착설계로 인해 계기판에 전달되는 진동은 미미한 수준인 것으로 분석되었고, 부분적으로 강성이 보강되어 진동 수준이 저감되는 효과가 일부 확인되었다. 따라서, 프로펠러 항공기의 글래어 쉘드에 추가 장비 장착 설계 형상은 타당한 것으로 평가되었다.

## 참고문헌

- [1] 이선근, 김진석, “KT-1 수출용 항공기(XKT-1) 조종실 요구사항 적용사례”, 한국시스템엔지니어링협회, 시스템엔지니어링워크숍, 2005.
- [2] 조기대, 조창민, “저속 통제기 Head-Up-Display 지지구조의 진동 해석 및 시험”, MSC software, Korea Users Conference, 2003.
- [3] MIL-STD-801G, “Department of Defense Test Methods Standard for Environmental Engineering Considerations and Laboratory Tests”, 2008., pp.4-6(514.6D).
- [4] RTCA DO-160F, “Environmental Conditions and Test procedures for Airborne Equipment”, 2007., pp.8.5-8.8.
- [5] “Basic Dynamic Analysis User’s Guide”, MSC Software Corporation, MSC.Nastran Version 68, 2002., pp.197-206.
- [6] “Advanced Dynamic Analysis User’s Guide”, MSC Software Corporation, MSC.Nastran Version 70, 2002., pp.87-91.
- [7] Dave S. Steinberg, “Vibration analysis for electronic equipment”, John Wiley & Sons Inc., 3rd Edition, 2000., pp.202-205.