



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(2), 127-134(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2019.48.2.127

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 열음향 피로 시험 장치를 이용한 티타늄 시편의 동적 거동에 관한 실험적 연구

고은수<sup>1</sup>, 김문국<sup>2</sup>, 문영선<sup>3</sup>, 김인걸<sup>4</sup>, 박재상<sup>5</sup>, 김민성<sup>6</sup>

## Experimental Study on Dynamic Behavior of a Titanium Specimen Using the Thermal-Acoustic Fatigue Apparatus

Eun-Su Go<sup>1</sup>, Mun-Guk Kim<sup>2</sup>, Young-Sun Moon<sup>3</sup>, In-Gul Kim<sup>4</sup>, Jae-Sang Park<sup>5</sup> and Min-Sung Kim<sup>6</sup>Department of Aerospace Engineering, Chungnam National University<sup>1,2,3,4,5</sup>Agency for Defense Development<sup>6</sup>

### ABSTRACT

High supersonic aircraft are exposed to high temperature environments by aerodynamic heating during supersonic flight. Thermal protection system structures such as double-panel structures are used on the skin of the fuselage and wings to prevent the transfer of high heat into the interior of an aircraft. The thin-walled double-panel skin can be exposed to acoustic loads by supersonic aircraft's high power engine noise and jet flow noise, which can cause sonic fatigue damage. Therefore, it is necessary to examine the behavior of supersonic aircraft skin structure under thermal-acoustic load and to predict fatigue life. In this paper, we designed and fabricated thermal-acoustic test equipment to simulate thermal-acoustic load. Thermal-acoustic testing of the titanium specimen under thermal-acoustic load was performed. The analytical model was verified by comparing the thermal-acoustic test results with the finite element analysis results.

### 초 록

고초음속 항공기는 초음속 비행 중 공력 가열에 의하여 높은 온도 환경에 노출되기 때문에 동체 및 날개 구조물은 더블 패널 형태의 열 차폐 구조로 설계하여 기체 내부로 높은 온도의 열이 전달 되는 것을 막는다. 얇은 두께의 더블 패널 외피는 초음속 항공기의 고출력 엔진 소음과 제트 유동에 의한 음향 하중에 노출되어 음향 피로 손상이 발생할 수 있다. 따라서 열음향 복합 하중을 받는 초음속 항공기 외피 구조의 거동 확인과 피로수명 예측이 필요하다. 본 논문에서는 열음향 복합 하중을 모사할 수 있는 열음향 시험 장치를 설계/제작하여 열음향 하중이 적용되는 티타늄 시편의 열음향 시험을 수행하였다. 열음향 복합 하중에 의한 구조물의 동적 거동을 확인하였으며, 시편 단위 열음향 시험 결과와 유한요소해석 결과를 비교하여 해석 모델을 검증하였다.

**Key Words** : Thermal-Acoustic Load(열음향 하중), High Supersonic(고초음속), Thermal Protection System(열 차폐 시스템), Titanium Specimen(티타늄 시편), Sonic Fatigue(음향 피로)

† Received : October 30, 2019    Revised : December 24, 2019    Accepted : January 7, 2020

<sup>1</sup> Graduate Student, <sup>2</sup> Graduate Student, <sup>3</sup> Graduate Student, <sup>4</sup> Professor, <sup>5</sup> Professor, <sup>6</sup> Researcher

<sup>4</sup> Corresponding author, E-mail : igkim@cnu.ac.kr, ORCID 0000-0002-4369-5389

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

## I. 서 론

초음속 항공기의 기체는 Mach 3~5의 고초음속 (High supersonic) 비행환경에서 공력 하중뿐만 아니라 공력가열에 의하여 약 300℃ 이상의 고온이 발생하고, 난류 유동 등에 의한 공력 소음과 고출력 엔진에서 발생하는 엔진 소음에 의하여 OASPL(Overall Sound Pressure Level) 150dB 이상의 높은 음향 하중을 받는다[1,2]. 초음속 항공기 기체의 외피 구조는 일반적인 기체 구조와는 다르게 기체 내부로의 열전달을 막기 위해 열 차폐를 위한 구조로 설계한다[1]. 열 차폐 구조는 기체 구성 요소에 따라 다양한 재료 및 형상으로 설계한다[3]. 초음속 항공기 날개의 열 차폐 구조는 열팽창에 의한 날개 외피의 형상 왜곡 문제를 해결하고, 기체의 무게 감량을 위해 더블 패널(Double Panel) 형태로 설계한다[4,5]. 더블 패널 형태의 열 차폐 구조 외피는 얇은 구조로 설계 되는데, 이러한 얇은 외피 구조가 열음향 복합 하중에 장시간 노출되면 심각한 피로 손상을 초래할 수 있다 [2]. 따라서 열음향 복합 하중을 받는 초음속 항공기 외피 구조의 거동 확인과 피로수명 예측이 필요하다. 열음향 하중을 받는 초음속 항공기 외피의 거동을 확인하기 위해서는 실제 초음속 항공기의 비행 중 작용하는 열음향 하중을 측정하고, 이에 따른 외피의 거동을 측정해야 한다. 하지만 실제 초음속 항공기의 거동을 측정하기 위해서는 시간 및 비용이 많이 소요되는 문제점이 있다. 따라서 비교적 간단한 시험 장치 및 시편을 이용하여 열음향 하중을 받는 초음속 항공기 외피의 거동을 모사할 수 있다면 열음향 하중에 의한 외피의 거동 이해를 증대시킬 수 있으며, 시간 및 비용을 감소시킬 수 있다.

미 공군 연구소(AFRL)에서는 극초음속 비행 환경에서 비행체가 받는 열음향 피로에 대한 해석과 실험을 수행하였다[6]. 시편에 980℃의 열 하중 및 OASPL 168dB의 음향 하중을 동시에 가하는 시험 장비를 개발하여 열음향 시험을 수행하였다. NASA에서는 시편의 표면에서의 온도가 1,480℃에 도달할 수 있으며 최대 OASPL 170dB의 음향 하중을 구현할 수 있는 열음향 피로 장치를 제작하여 열음향 실험을 수행하였다[7,8]. 국방과학연구소에서는 1,000℃ 이상의 초고온 급속 가열 환경을 지속적으로 모사할 수 있는 열하중 부가장치를 개발하여 고온에서 재료의 기계적 물성 측정 시험을 수행하였으나, 음향 하중은 고려하지 않았다[9,10].

본 논문에서는 고초음속 비행중 항공기 기체에 작용하는 열음향 복합 하중을 모사할 수 있는 소형 열음향 시험 장치를 설계 및 제작하였다. 열음향 시험 장치를 이용하여 열음향 하중이 적용되는 티타늄 시편의 열음향 시험을 수행하였으며, 열음향 복합하중에 의한 티타늄 시편의 동적 거동을 확인하였다. 티타늄

시편의 열음향 시험 결과를 이용하여 유한요소 해석을 수행하였으며, 해석 모델 검증에 위하여 시편 단위 열음향 시험 결과와 해석 결과를 비교하였다.

## II. 시편 단위 열음향 시험

### 2.1 시편 단위 열음향 시험 장치

열음향 시험 장치는 NASA Langley Research Center의 열음향 피로 시험 장치(TAFA)를 참고하여 [7,8], 이를 축소시킨 소형 열음향 시험 장치를 제작하였다. 열음향 시험 장치의 모식도는 Fig. 1과 같다. RMS Power 5,000 Watt의 스피커 2개를 이용하여 음향 하중을 발생시키며, 전달 관로 요소법(TLEM)으로 설계된 인버티드 혼(Inverted Horn)을 지나면서 증폭된다[11]. 증폭된 음향 하중은 시험부(Test Section)에 설치된 시편을 진동시키고 흡음부(Absorber)를 통하여 흡수된다. 음향 하중을 시험부에 설치된 시편에 가하는 동시에, 근적외선 램프를 이용하여 시편에 열 하중을 가하였다. 근적외선 램프는 시험부 외부에 설치되며 시험부 하부의 석영 유리(Quartz Glass)를 통과한 근적외선이 시편의 표면 온도를 상승시킨다.

시험부는 Fig. 2와 같으며, 시험부와 분리된 Cavity를 설계하여 두 공간의 음압 차이로 시편을 가진 할 수 있게 설계하였다. 열음향 하중 부가 장치는 설계된 시험부의 크기를 바탕으로 선정하였다. 음향 하중 부가 장치와 열 하중 부가 장치의 제원은 Table 1과 2와 같다.

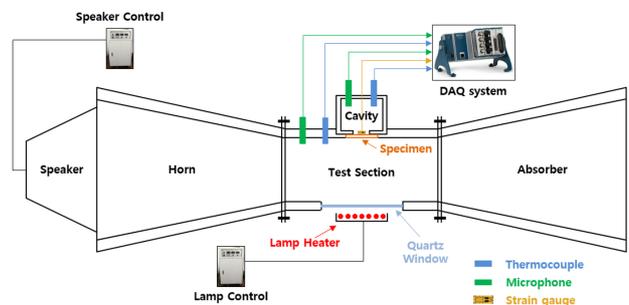


Fig. 1. Schematic of thermal acoustic fatigue apparatus

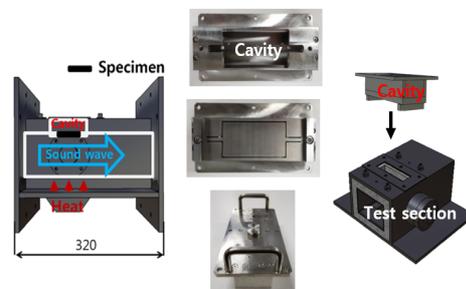


Fig. 2. Cavity and test section

Table 1. Specifications of acoustic loading device

Specification	Unit	Value
Speaker type		Passive
Diameter	mm	457
Output power (RMS)	kW	5
Frequency range	Hz	16~1000

Table 2. Specifications of thermal loading device

Specification	Unit	Value
Lamp length	mm	300
Total length	mm	350
Power consumption	kW	2
Cooling system		Air cooling

Stainless steel로 제작된 시험부를 제외한 각각의 구성품은 자작나무 합판을 이용하여 제작하였다. 각 장치들을 볼트와 너트를 통한 체결로 결합하여 기밀을 유지하였고, 연결부 사이에 단열폼을 설치하여 진동의 영향 및 온도 전달을 최소화하였다.

## 2.2 티타늄 시편

초음속 항공기 외피구조를 모사한 티타늄 재질(Ti-6Al-4V)의 빔 구조 축소 시편은 Fig. 3과 같다. 시편의 크기는 시험 장치의 크기를 고려하여 실제 복합 하중에 대한 동적 거동을 잘 모사할 수 있도록 설계 및 제작하였다. 음향 하중에 의한 변형률 취득을 최대화하기 위하여 시편 중앙부는 음향 하중이 작용하는 면적이 넓도록 폭을 크게 하고, 변형률 취득 위치의 폭을 작게 설계하였다. 시험부와 Cavity의 기밀 유지를 위해 시편 틈을 최대한 작게 설계하였으며 시편 상하의 기밀을 유지하여 음향 하중 전달을 차단하면서 시편의 거동을 방해하지 않도록 시편 틈에 Mylar 사의 MJG-2 고온용 필름을 부착하였다.

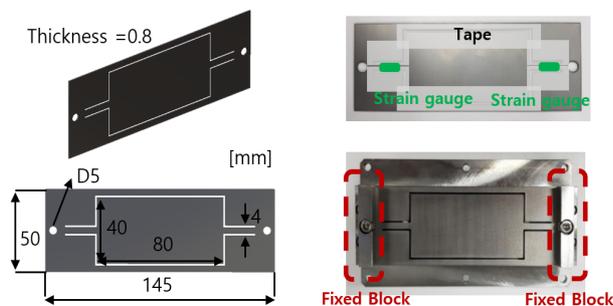


Fig. 3. Titanium Specimen

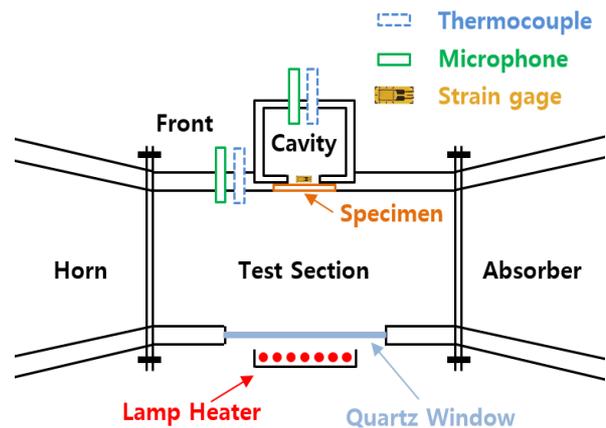


Fig. 4. Location of microphones and thermocouples

## 2.3 시편 단위 열음향 시험 방법

열음향 하중이 적용되는 금속재 구조의 시편 단위 시험을 수행하기 위해서는 금속재 시편이 받는 음향 하중의 크기 및 시험부와 Cavity 사이의 기밀 유지 및 온도 유지가 중요하다. 시험부에서 발생하는 음압의 크기는 앰프의 출력을 통해 조절하며, 열 하중을 부과하는 근적외선 램프의 출력은 전압 조절 장치를 통해 조절하였다. Fig. 4와 같이 마이크로폰과 열전대를 통해 시험부의 시편 전면부(Front)와 Cavity 내부에서의 음향 하중과 온도를 측정하였다. 시편의 좌, 우측에 스트레인 게이지를 부착하여 변형률을 측정하였으며 좌, 우측 변형률 비교를 통해 시험의 신뢰성을 확인하였다. 시험 데이터는 열 하중 및 음향 하중이 안정화된 상태에서 10초동안 25.6kHz의 Sampling rate로 취득하였다.

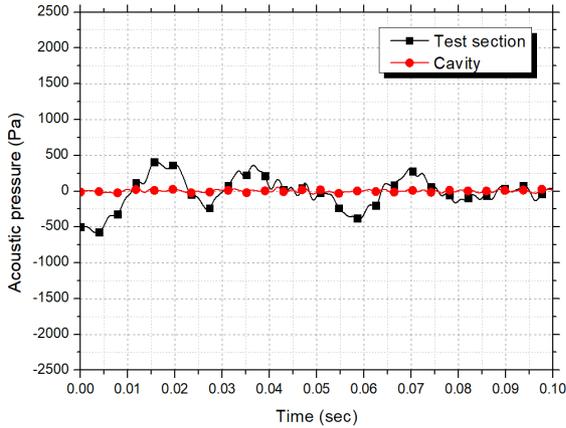
열음향 하중이 적용되는 금속재 구조의 시편 단위 시험은 음향 하중만 적용된 금속재 구조 시편 단위 시험을 통해 음향 하중에 따른 시편의 거동을 확인한 후, 열음향 하중이 동시에 적용되는 금속재 구조의 시편 단위 시험을 수행하였다. 시험은 음향 하중의 OASPL을 약 139dB, 147dB, 150dB로 증가시키며 수행하였고, 음향 하중의 OASPL이 150dB일 때, 상온(25℃)에서부터 100℃, 200℃로 온도를 증가시키며 시험을 수행하였다.

## 2.4 시편 단위 열음향 시험 결과

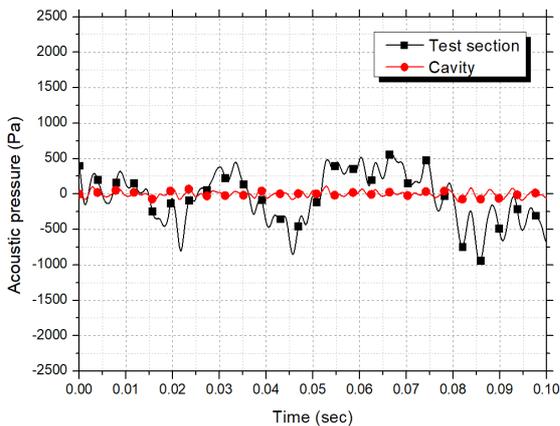
### 2.4.1 음향 하중 측정 결과

음향 하중은 0~1,000Hz 백색 소음(White Noise) 신호를 입력하였으며, 스피커의 주파수 특성으로 인해 0~400Hz까지의 유효한 White noise 신호가 출력되었다. 음향 하중의 OASPL이 139dB, 147dB, 150dB 조건에서 시편 전면부와 Cavity의 마이크로폰에서 측정된 음향 하중-시간 그래프는 Fig. 5와 같다. 입력

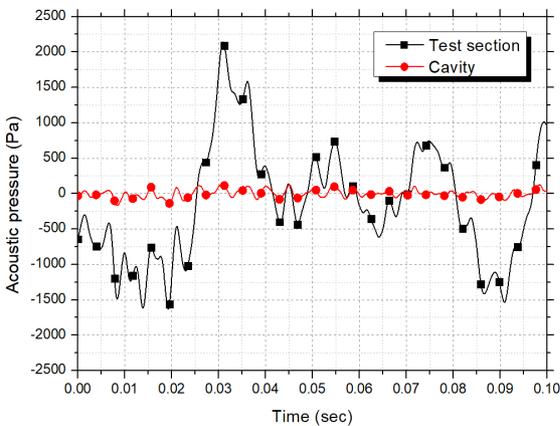
음향 하중이 증가함에 따라 출력 음향 하중이 증가함을 확인하였고, 시험부와 Cavity에서 음향 하중 차이가 발생하는 것을 확인하였다. 각 조건에서 측정된 음향 하중의 1/3 옥타브 SPL(Sound Pressure Level)은 Fig. 6과 같다. 스피커의 특성으로 인하여 1/3 옥타브 SPL 그래프 형태가 동일한 것을 확인하였다.



(a) OASPL 139 dB



(b) OASPL 147 dB



(c) OASPL 150 dB

Fig. 5. Acoustic pressure results

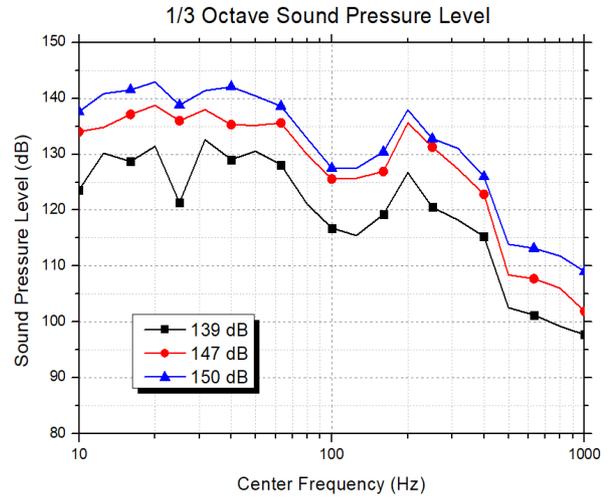


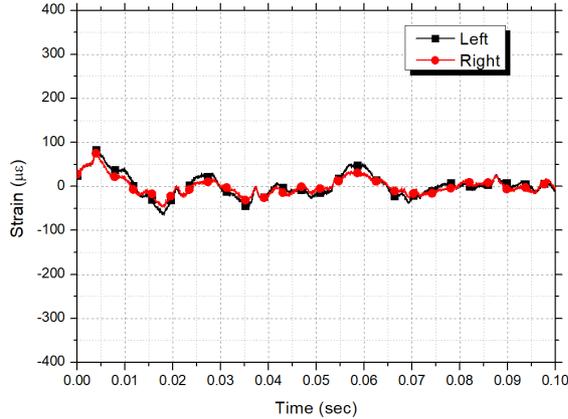
Fig. 6. 1/3 Octave SPL results

### 2.4.2 변형률 측정 결과 및 분석

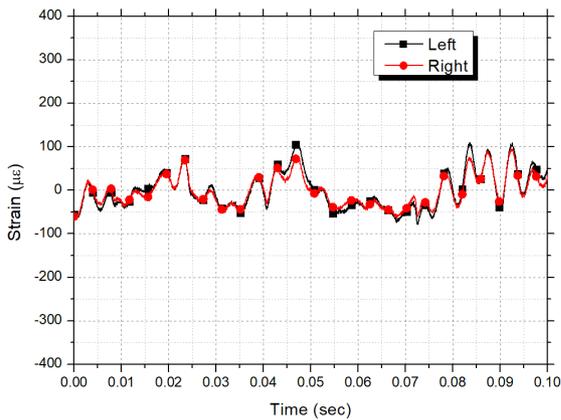
금속재 구조 시편에 139dB, 147dB, 150dB의 음향 하중을 가하여 시험을 수행하였을 때, 시편의 좌, 우측 스트레인 게이지에서 측정된 변형률-시간 그래프는 Fig. 7과 같다. 시편의 좌우측의 변형률이 거의 동일하게 측정되었으며, 음향 하중이 시편에 균일하게 작용된 것을 확인하였다. 음향 하중 OASPL이 139dB일 때, 변형률은  $-64.5\sim 96.3\ \mu\epsilon$ 이 발생하였다. 음향 하중 OASPL 147dB에서  $-152.1\sim 204.5\ \mu\epsilon$ 이 발생하였으며, OASPL 150dB에서  $-252.3\sim 357.0\ \mu\epsilon$ 이 발생하였다. 음압이 증가할수록 시편에서 발생하는 변형률의 크기가 증가하는 것을 확인하였다. 음향 하중에 따른 변형률의 크기를 정량적으로 확인하기 위해 음향 하중의 RMS 값과 변형률의 최소, 최대, RMS 값을 Fig. 8과 같이 비교하였다. 음향 하중 RMS 값이 167 Pa에서 389 Pa로 2.32배 증가할 때, 변형률 최소, 최대, RMS 값은 각각 2.36배, 2.12배, 2.27배 증가하였다. 음향 하중 RMS 값이 389 Pa에서 635 Pa로 1.63배 증가할 때, 변형률 최소, 최대, RMS 값은 각각 1.66배, 1.75배, 1.90배 증가하였다. 이를 통해 음향 하중의 RMS와 변형률이 선형 관계를 보이는 것을 확인하였고, 시편의 기하학적 비선형성이 발생하기 전까지의 주파수 성분이 동일한 음향 하중에 대한 구조물의 변형률을 선형성을 고려하여 예측할 수 있을 것으로 판단된다.

온도에 따른 시편 거동을 확인하기 위해 음향 하중이 150dB일 때 상온, 100℃, 200℃로 온도를 증가시키며 시험을 수행하였다. 변형률 측정 결과는 Fig. 9와 같으며, 온도에 따른 변형률 최소, 최대, 평균값 결과는 Fig. 10과 같다. 상온에서는  $-252.3\sim 357.0\ \mu\epsilon$ 의 변형률이 발생하였으며, 평균 변형률은  $7.7\ \mu\epsilon$ 로 측정되었다. 100℃에서는  $-520.0\sim -16.9\ \mu\epsilon$ 의 변형률이 발생하였으며, 평균 변형률은  $-337.2\ \mu\epsilon$ 로 측정

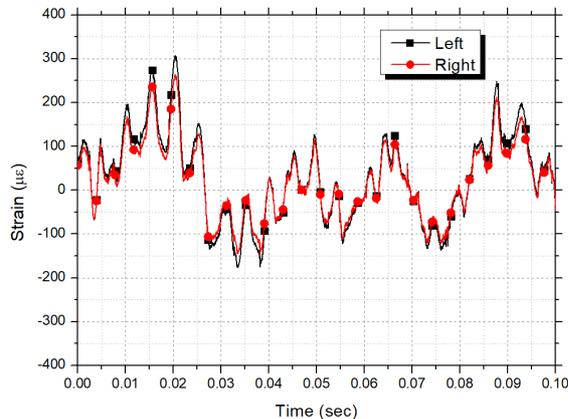
되었다. 200 °C에서는 - 691.0~ - 274.0  $\mu\epsilon$ 의 변형률이 발생하였으며, 평균 변형률은 - 528.1  $\mu\epsilon$ 으로 측정되었다. 온도가 증가할수록 시편의 열팽창에 의해 시편의 면내 방향으로 압축이 발생하는 것을 확인하였다. 따라서 열 하중을 받는 얇은 외피구조는 재료의 열팽창에 따른 평균 응력(Mean Stress)을 고려하여 피로수명을 예측해야 한다.



(a) OASPL 139 dB



(b) OASPL 147 dB



(c) OASPL 150 dB

Fig. 7. Strain responses of left and right-sided strain gages

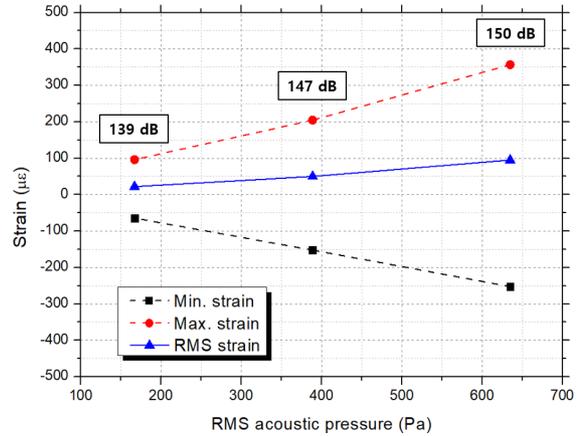


Fig. 8. Relation of acoustic pressures with strains (RT)

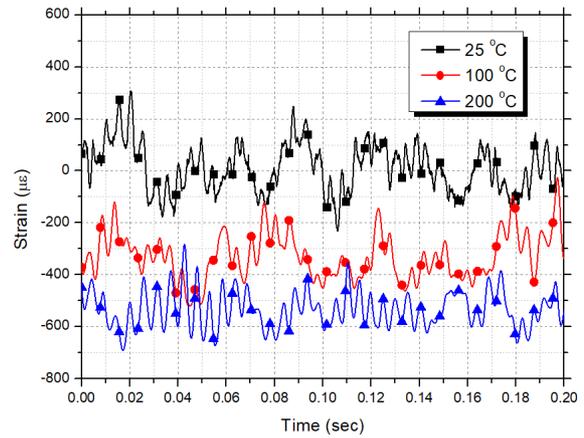


Fig. 9. Comparison of response strain results for different temperatures

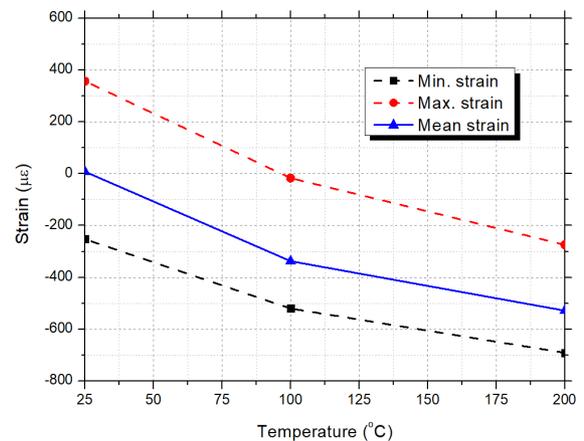


Fig. 10. Relation of temperatures with strains (OASPL 150 dB)

음압과 온도가 증가함에 따른 주파수 영역에서의 변형률 결과는 Fig. 11과 12와 같다. 음향 하중이 증가하면 변형률이 증가하는 것을 확인하였다. 온도가 증가할 경우, 변형률 진폭 최대 영역이 낮은 주파수

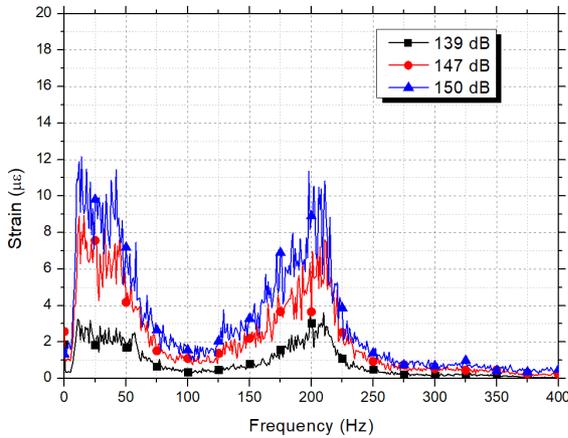


Fig. 11. Comparison of response strain FFT results for different OASPL (RT)

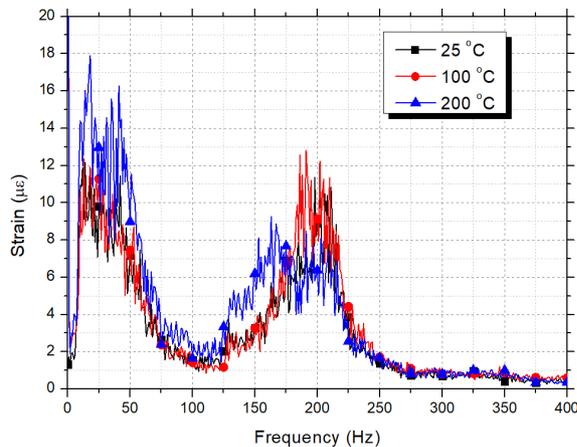


Fig. 12. Comparison of response strain FFT results for different temperatures (OASPL 150 dB)

영역으로 이동하였으며 변형률의 크기도 증가하는 것을 확인하였다. 이는 온도가 증가함에 따라 감소한 시편의 탄성계수에 의해 고유진동수의 감소로 이와 같은 거동을 나타내는 것으로 판단된다. 이를 통해 온도의 변화가 시편의 동적 거동에 매우 큰 영향을 미치는 것을 확인하였다.

### III. 시편 단위 음향 구조해석

#### 3.1 시편 단위 음향 구조해석

열음향 하중을 받는 시편의 거동을 유한요소해석 수행을 통해 확인하였으며, 시험과 해석을 비교하여 유한요소해석 모델의 타당성을 확인하였다. 상용 유한요소해석 프로그램인 MSC.PATRAN/NASTRAN을 사용하여 Frequency response analysis(Direct, SOL 108)을 수행하여 시험과 해석 결과를 비교하였다. 해석 모델은 Fig. 13과 같다. 2D Shell(CQUAD4) 요소

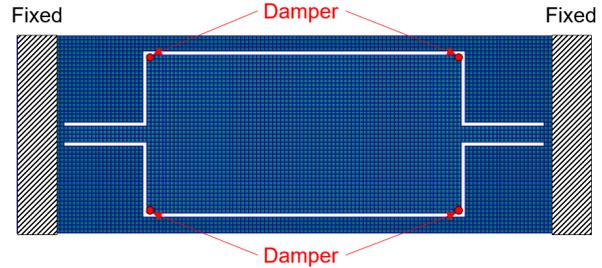


Fig. 13. Finite element analysis model

Table 3. Material properties of Ti-6Al-4V

Property	Unit	Value	
		25°C	200°C
Elastic modulus	GPa	113	102
Poisson's ratio		0.32	0.32
Density	kg/m <sup>3</sup>	4,470	4,441

로 모델링하였으며, 일반적인 금속재료의 값인 2%로 구조적인 댐핑(Structural Damping) 값을 적용하였다. 격자의 크기가 크면 격자수의 부족으로 유한요소 해석 결과가 정확하지 못하고, 격자의 크기가 작으면 해석 시간이 불필요하게 증가하여 해석의 효율이 떨어진다. 따라서 해석 결과의 신뢰성과 해석 시간의 효율을 위해 Mesh Convergence Test를 실시하여 격자의 크기를 1mm로 선정하였다.

기밀 유지를 위하여 부착한 테이프와 공력에 의한 감소 영향을 4개의 댐퍼 요소로 이상화하였으며, 댐핑 계수에 따른 해석 결과를 비교하였다. 양 끝단에는 고정지지 경계조건을 적용하였다. 시험에서 측정된 시편 위와 아래에서의 음압을 FFT하여 주파수 영역으로 변환하고, 음향 하중의 Amplitude와 Phase를 시편의 위, 아랫면에 부가하여 해석을 수행하였다. 해석 모델의 물성은 Table 3과 같다.

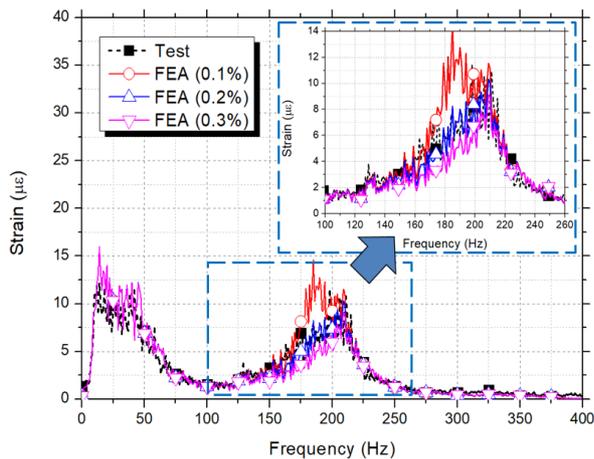
#### 3.2 시편 단위 음향 구조해석 결과 및 분석

해석 모델의 변형률은 스트레인 게이지를 부착한 위치와 동일한 위치에서 취득하였으며, 스트레인 게이지 면적을 고려하여 절점들의 평균값으로 계산하였다. 상온 / 150dB 조건과 200°C / 150dB 조건의 시험 결과와 기밀유지용 테이프와 공력을 이상화한 댐핑의 크기에 따른 유한요소해석 결과를 Fig. 14와 같이 비교하였다. 상온 조건에서는 실험과 해석의 주파수 대역과 크기가 0~50 Hz 구간을 제외한 전체 주파수 대역에서 잘 일치하는 것을 확인하였다. 0~50 Hz 주파수 대역의 변형률은 변형률을 측정된 위치에 따라 크게 달라지는 것을 해석 결과로 확인하였다. 157~209 Hz 주파수 대역은 공력과 테이프를 이상화한 댐핑의 크기가 작을수록 변형률 크기가 증가하였

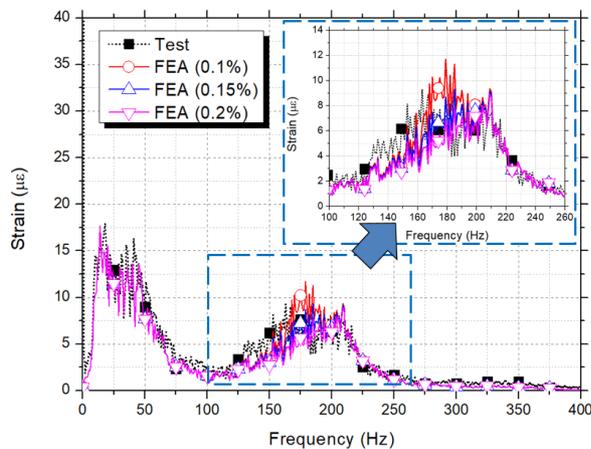
고, 댐핑의 크기가 증가할수록 변형률의 크기가 감소하였다.

200°C 조건은 마이크로폰의 사용 온도 범위를 초과하기 때문에 상온에서 측정된 음향 하중 결과를 이용하여 해석을 수행하였다. 실험과 해석의 주파수 대역과 크기가 125~209 Hz 구간을 제외한 전체 주파수 대역에서 비교적 잘 일치하는 것을 확인하였다. 상온 시험 결과와 동일하게 157~209 Hz 주파수 대역에서 공력과 테이프를 이상화한 댐핑의 크기가 작을수록 변형률 크기가 증가하였고, 댐핑의 크기가 증가할수록 변형률의 크기가 감소하였다. 200°C 조건의 음향 하중을 직접 측정하지 못하였기 때문에 해석 결과의 오차가 발생한 것으로 판단되며, 특히, 125~157 Hz 주파수 대역의 음향 하중이 변하였을 것으로 판단된다.

해석 결과에서 공력과 테이프를 이상화한 댐핑에 의해 특정 주파수의 변형률 결과가 크게 달라지는 것을 확인하였으며, 각 온도 조건에서 댐핑 크기에 따른 해석 결과의 변형률 RMS를 시험에서 측정된 변



(a) 25 °C



(b) 200 °C

Fig. 14. Strain FFT results of test and FEA

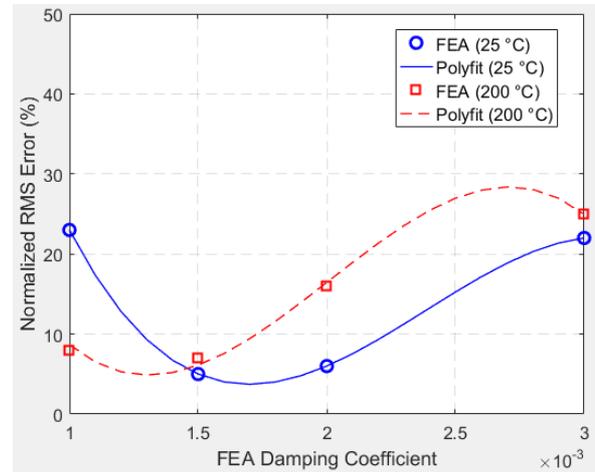


Fig. 15. Normalized RMS error of strain FFT results for various damping coefficient in FEA

형률 RMS와 비교하여 오차를 분석하였다. MATLAB의 Polyfit 함수를 이용한 공력과 테이프에 의한 댐핑 계수에 따른 변형률 그래프는 Fig. 15에 나타나있다. 상온 조건에서는 공력과 테이프에 의한 댐핑 계수가 0.0017, 200°C 조건에서는 0.0013일 때 해석 결과가 시험 결과와 유사한 것을 확인하였다. 온도가 증가함에 따라 공력과 테이프에 의한 댐핑 효과가 감소하는 것을 확인하였다.

#### IV. 결 론

본 논문에서는 스피커와 극적외선 램프를 이용하여 고초음속 비행중 항공기 기체에 작용하는 열음향 복합 하중을 모사할 수 있는 열음향 시험 장치를 설계/제작하였다. 열음향 시험 장치는 0~400 Hz에서 White noise 신호로 최대 150 dB의 음향 하중을 시편에 부가할 수 있으며, 최대 250°C의 열 하중을 시편에 부가할 수 있다. 열음향 시험 장치를 이용하여 열음향 하중이 적용되는 티타늄 시편의 열음향 시험을 수행하였으며, 열음향 복합 하중에 의한 구조물의 거동을 확인하였다. 음향 하중이 증가하면 시편에서 발생하는 변형률이 선형적으로 증가하는 것을 확인하였다. 온도가 증가함에 따라 열팽창에 의한 구조물의 평균 변형률이 발생하였고, 감소된 시편의 탄성계수에 의해 고유진동수가 감소하여 변형률 진폭 최대 영역이 낮은 주파수 영역으로 이동하고 크기가 증가하는 것을 확인하였다. 시편 단위 열음향 시험 결과를 이용하여 주파수 응답 해석을 수행하였고, 결과를 비교하여 해석 모델을 검증하였다. 온도가 증가함에 따라 공력과 기밀용 테이프에 의한 댐핑 효과가 감소하는 것을 확인하였다.

향후, 열 하중 부가장치의 개선을 통해 더 높은 온

도 환경에서의 열음향 시험을 수행할 계획이다. 검증된 유한요소해석 모델을 이용하여 열음향 하중을 받는 고초음속 항공기 열 차폐 외피 구조의 유한요소해석 및 해석 결과를 이용한 피로수명 예측을 수행할 계획이다.

## 후 기

본 연구는 국방과학연구소의 지원으로 수행되었습니다(No. ADD-06-201-801-014).

## References

- 1) Jenkins, J. M., and Quinn, R. D., *A Historical Perspective of the YF-12A Thermal Loads and Structures Program*, NASA Technical Memorandum 104317, 1996.
- 2) Beier, T. H., and Heaton, P., *High Speed Research Program Sonic Fatigue Summary Report*, NASA/CR-2005-213742, 2005.
- 3) Glass, D., "Ceramic Matrix Composite (CMC) Thermal Protection Systems (TPS) and Hot Structures for Hypersonic Vehicles," *15<sup>th</sup> AIAA International Space Planes and Hypersonic Systems and Technologies Conference*, 2008.
- 4) Jenkin, J. M., and Quinn, R. D., *A Historical Perspective of the YF-12A Thermal Loads and Structures Program*, NASA Technical Memorandum 104317, 1996.
- 5) Zuchowski, B., *Air Vehicles Integration and Technology Research (Aviater) Task Order 0015: Predictive Capability for Hypersonic Structural Response and Life Prediction Phase 1-Identification of Knowledge Gaps*, AFRL-RB-WP-TR-2010-3069, 2010.
- 6) Blevins, R., Bofilios, D., Holehouse, I., Hwa, V., Tratt, M., Laganelli, A., Pozefsky, P., and Pierucci, M., *Thermo-Vibro-Acoustic Loads and Fatigue of Hypersonic Flight Vehicle Structure*, U.S. Air Force Research Laboratory, TR AFRL-RB-WP-TR-2009-3139, 2009.
- 7) Rizzi, S. A., and Turner, T. L., "Enhanced Capabilities of the NASA Langley Thermal Acoustic Fatigue Apparatus," *Proceedings of the 6th International Conference on Recent Advances in Structural Dynamics*, Vol. 2, 1997, pp. 919~933.
- 8) Betts, J. F., *Experimental Structural Dynamic Response of Plate Specimens Due to Sonic Loads in a Progressive Wave Tube*, NASA/CR-2001-211045, 2001.
- 9) Kim, J. H., Lee, K. B., and Hwang, C. G., "Thermo-Mechanical Characteristics of a Plate Structure under Mechanical and Thermal Loading," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 11, 2006, pp. 26~34.
- 10) Jun, J. T., Kang, H. W., and Yang, M. S., "Development and Application of the Super High Temperature Thermal Test Equipment," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 43, No. 1, 2015, pp. 33~39.
- 11) Moon, Y. S., Go, Y. J., Kim, I. G., Choi, J. S., and Kim, M. S., "Design Progressive Wave Tube Using Loudspeaker," *Proceeding of The Korea Institute of Military Science and Technology Conference*, June 2017, pp. 137~138.