

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(1), 33-39(2015)

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.1.33>

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

## 초고온 열하중 부가장치 개발 및 적용

전준탁\*, 강휘원, 양명석

Development and Application of the  
Super High Temperature Thermal Test Equipment

Joon-Tak Jun\*, Hui-Won Kang and Myung-Seog Yang

Agency for Defense Development

## ABSTRACT

This paper describes test result of the Supersonic Wing Structure and the utility of thermal test equipment, which is possible to heat rapidly and continuously above 1,000°C, the durability and reliability of which are improved compared with the existing equipment. Through the test, we could predict the amount of strength reduction of the wing due to aerodynamic heating, caused by exposure of high temperature. Recently the aerodynamic heating temperature of the supersonic flying object is rapidly increased. It is possible to carry out the High Temperature Strength Test on the hypersonic speed flying object with the newly designed thermal test equipment. Because of that, we can upgrade the High Temperature Strength Structure Test technique and test reliability.

## 초 록

본 논문은 램프의 수명저하 없이 1,000°C 이상의 초고온 급속가열 환경을 지속적으로 모사할 수 있고 기존 사용해온 열하중 부가장치 대비 내구성과 신뢰성이 향상된 열하중 부가장치를 개발하여 초고속 비행체 날개의 구조 건전성 평가에 적용, 그 활용가능성을 수록한 내용이다. 본 시험을 통하여 초고온의 운용환경에 노출되는 비행체 날개의 공력가열에 의한 강성저하를 정량적으로 예측할 수 있었으며, 향후 비약적인 증가추세에 있는 공력가열온도를 경험하게 되는 극초음속 비행체에 대한 고온환경에서의 구조 강도특성 평가가 가능해짐으로써 시험 신뢰성 향상과 함께 고온구조강도시험 수행능력을 한 단계 도약시킬 수 있는 계기가 되었다.

**Key Words** : Thermal Test Equipment(열하중 부가장치), High Temperature Strength Structure Test(고온구조강도시험), Aerodynamic Heating(공력가열)

† Received : September 11, 2014 Revised : November 27, 2014 Accepted : November 28, 2014

\* Corresponding author, E-mail : [jtjun@add.re.kr](mailto:jtjun@add.re.kr)

## I. 서 론

초음속 비행체를 설계할 때는 아음속 비행체 설계와는 달리 기체구조물에 작용하는 외력 외에 초음속으로 비행시 필연적으로 수반되는 공력가열[1]의 특성을 반드시 고려하여야 하며 실험을 통하여 기체구조의 내열특성을 파악하고 내열 강도설계를 검증하는 것이 필수적이다. 지금까지 수행해왔던 고온구조강도시험은 최대 400°C내외 온도범위의 공력가열 환경을 모사하는 수준이었으나[2][3], 최근 들어 비행체의 공력가열 온도수준이 비약적으로 증가하는 추세에 따라 기존에 사용해온 열하중 부가장치로는 향후 등장하는 극초음속 비행체에 대한 실험에서의 내열강도설계 검증이 현실적으로 불가능하다. 이를 해결하기 위한 가장 핵심적인 관건으로서 가열원인 석영램프를 1,000°C 이상의 초고온에서 경제수명을 갖고 지속운용이 가능하도록 석영램프 엔드실(end seal)을 냉각시켜주는 것이 필요하다. 석영램프의 엔드실은 350°C부터 급속한 산화가 진행되어 수명이 단축되며 파손되기 쉬우므로 정상적인 램프의 수명을 갖고 정격전력에서 지속적인 운용을 위해서는 가장 취약한 부분인 엔드실의 온도를 항상 적정온도 이하로 유지되도록 냉각시켜 주어야 한다[4]. 본 연구에서는 석영램프의 엔드실을 냉각할 수 있는 램프 엔드실 냉각용 세라믹 냉각장치를 설계하여 1,000°C 이상 지속적인 온도부가가 가능하고 기존 대비 신뢰성 및 내구성이 향상된 초고온 열하중 부가장치를 개발하여 고온구조시험에 적용함으로써 그 성능을 확인하였다. 또한 시험온도의 급상승에 따른 반사경의 열적 변형을 방지하고 구조보장을 위하여 반사경의 두께를 증가시켰고, 반사경 뒷면에 부착되어 반사경을 냉각시키는 기능을 갖는 냉각수 동관의 형상을 원형에서 사다리꼴 형상으로 변경하여 냉각면적을 증대시킴으로써 반사경의 냉각효율 향상 및 반사도를 향상시켰다. 초고온에 노출되는 하중부가용 봉재들은 복사열을 충분히 차단하여 변형 없이 시험하중을 전달할 수 있도록 특수소재로 코팅 제작하여 본 시험에 적용하였다.

## II. 본 론

### 2.1 초고온 열하중부가장치 개발

일반적으로 석영램프 엔드실은 350°C부터 산화가 발생되므로 정격전력에서 정상적인 램프의 수

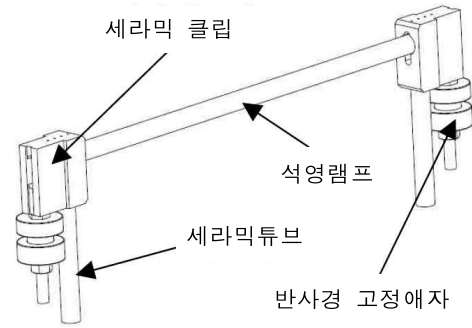


Fig. 1. Ceramic clip/ Ceramic tube/ Lamp assembly

명을 보장하기 위해서는 가장 취약부인 엔드실부분이 항상 적정온도 이하로 유지되어야 한다. 따라서 램프 엔드실에 냉각공기를 공급하여 엔드실의 온도를 수명온도 이내로 냉각 유지함으로써 램프의 수명을 보장하고 경제적으로 운용할 수 있는 공기냉각방식의 램프 엔드실 냉각장치를 고안하여 열하중 부가장치 설계에 적용하였다. 램프 엔드실 냉각장치는 석영램프 양단을 반사경의 금속구조물로부터 절연하고 램프를 지지하면서 열로부터 엔드실을 보호하는 기능뿐만 아니라 엔드실을 감싸면서 엔드실로 냉각공기를 흘려보낼 수 있도록 통로를 형성한 세라믹클립, 연결호스와 조립되어 냉각공기가 흐르는 통로인 세라믹튜브(Fig. 2), 콤프레서로부터 공급되는 냉각공기를 일정압력으로 조절하여 공급할 수 있는 냉각공기 조절기(Fig. 3), 냉각공기 조절기로부터 공급되는 냉각공기를 호스를 통하여 다수의 세라믹클립으로 분배시키는 공기분배용 메니폴더(Fig. 4), 기타 연결 호스류들로 구성된다. 램프 엔드실 냉각장치를 구성하는 구성품중 가장 핵심이 되는 부분은 Fig. 1과 같이 램프와 조립되는 세라믹클립과 세라믹튜브, 반사경 고정애자인데, 이 부분은 금속구조물과 조립되고 접촉되는 부분이므로 세라믹소재로 설계하였다. 세라믹클립의 안쪽은 램프의 엔드실이 안전하게 조립되어 파손되지 않도록 엔드실 형상과 같은 모양으로 삼입부와 고정단을 형성하였다. 세라믹클립의 냉각효과를 증대시키기 위하여 클립 상부에 미세구멍을 가공하였고 열을 반사시킬 수 있도록 세라믹클립의 표면에는 유약을 도포 성형하였다.

열하중 부가장치는 가열원인 석영램프와 세라믹클립, 세라믹튜브, 전원공급라인, 반사경 냉각수관 등이 반사경에 조립된 가열기 조립체, 램프 냉각에 필요한 공기공급 및 공기분배 조절기, 반사경 냉각에 필요한 냉각수 공급장치, 램프에 연결되는 전원공급장치 등이 총 조립되어 그 기능을 발휘하게 된다. 가열기 조립체를 구성하는 스

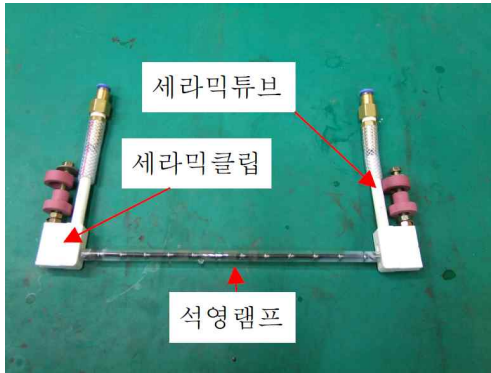


Fig. 2. Photograph of Ceramic clip/ Ceramic tube/ Quartz lamp assembly



Fig. 3. Cooling air regulator



Fig. 4. Cooling air distributing Manifold

테인레스 반사경은 일반적으로 램프의 복사열을 한면으로 반사시켜 시험체에 복사열 전달을 효과적으로 이루어지게 하는 역할을 하는 부품으로, 본 장치에서는 1,000℃ 이상 초고온 열하중이 부가되어도 열 변형 및 비틀림이 발생하지 않도록 기존 사용해왔던 반사경 구조물 두께를 약 1.6배 보강 설계하였다. 반사경 후면에 부착되어 반사경을 냉각시켜 반사효율을 높이는 기능을 하는 냉각수 동관은 기존 원형단면에서 사다리꼴단면 형태로 형상 변경하여 냉각 접촉면적을 증대시켜

반사경의 냉각효율을 향상시켰다. 가열기 조립체의 상세설계에 있어 고려하여야 하는 요소들은 여러 가지가 있으나 기본적으로 시험온도, 시험시편의 기하학적 형상과 크기, 전력제어장치의 용량, 석영램프의 용량과 크기, 램프의 필요 수량 등이다. 실제로 열하중 부가장치의 용량을 설계할 때는 최소한의 필요한 램프수를 개략 산정한 후 시편의 크기를 고려한 제한된 반사경의 면적 내에서 석영램프의 크기와 램프 고정용 세라믹 애자 등 반사경의 조립부품들의 조립성을 고려하여 반사경의 램프 배열형상과 수량 등 최종 설계를 확정짓는다. 램프의 소요량을 산정하기 위해서는 석영램프의 열량과 단위면적당 시편에 전달되는 열량의 계산이 필요하다. 초음속 비행체가 비행 중 경험하는 공력 가열에 의한 표면의 온도상승과 단위면적당 시편에 전달되는 열량과의 관계는 다음과 같이 표현된다[2][3][5].

$$q_r = C \cdot t_w \cdot w \left( \frac{dT_w}{dt} \right) = h(T_{aw} - T_w) - \sigma \epsilon T_w^4 - q_{loss} \quad (1)$$

여기서  $q_r$ 은 단위면적당 시편에 전달되는 열량 ( $BTU/ft^2sec$ ),  $C$ 는 표면재료의 비열( $BTU/lb^{\circ}F$ ),  $t_w$ 는 표면재료의 두께,  $w$ 는 표면재료의 비중,  $T_w$ 는 표면재료의 균일온도( $^{\circ}F$ ),  $h$ 는 국부적 대류열전달계수( $BTU/hr-ft^2^{\circ}R$ ),  $T_{aw}$ 는 표면 바로위의 경계층 기체온도( $^{\circ}R$ ),  $\sigma$ 는 Stephan-Boltzmann상수 ( $0.1742 \times 10^{-8} BTU/hr-ft^2^{\circ}R^4$ ),  $\epsilon$ 은 표면복사율(%),  $q_{loss}$ 는 대류, 전도, 복사손실( $BTU/ft^2sec$ )을 나타낸다. 초음속 비행에서는 비행체 구조물의 인접한 부분의 상태에 따라 많은 영향을 받으며 다양한 형태로 열손실이 발생한다. 식 (1)을 기준으로 시편의 총 유입열량에 가열면적을 곱하여 총 전력을 계산하며, 가열기의 열손실을 고려한 효율을 적용하여 설계에 필요한 최소한의 램프수를 산정한다[6][7][8].

## 2.2 시험설계

### 2.2.1 하중 부가방법 설계

본 시험에 사용된 시험시편은 외피와 프레임으로 구성된 초음속 비행체 날개이다.

실제 비행시 날개에 작용하는 분포하중을 11개소의 하중 부가점으로 분산시켜 전단력, 굽힘모멘트가 공력하중 중심점(C·P)에 위치하도록 Fig. 5와 같이 휘플트리를 이용하여 집중하중을 배분하여 부가하는 방식으로 설계하였다. 시편의



Fig. 5. Whiffle tree and heat-resisting bar of wing testing set

11개소 하중부가 위치에는 홀을 가공하였고 8mm직경의 하중부가용 내열봉을 시편 홀구멍에 체결하여 하중을 부가할 수 있도록 하였다. 하중부가용 내열봉은 1,000℃ 이상의 초고온에서도 충분히 복사열량을 차단하여 봉의 변형 없이 시험하중을 전달할 수 있도록 고온에 노출되는 봉 끝단 부위를 내열용 특수소재로 코팅하였다. 휘플트리, 하중부가용 내열봉 등 치구무게는 하중 제어 프로그램 작성시 시험하중에 치구무게만큼 부가하여 보상해주었다.

본 비행체 날개 구조강도시험에서는 6,000W급 램프를 윗면과 아랫면 각각에 24개씩 배열하였고, 총 48개의 램프는 16개씩 3상으로 병렬 연결하여 1개의 가열영역으로 온도를 제어할 수 있도록 시험설계하였다.

2.2.2 센서 설치

비행체 날개 시험시편에 대한 하중과 열하중 부가시 구조물의 기계적 거동, 열 변형을 측정하기 위하여 스트레인게이지, 변위게이지, 온도게이지를 사용하였다. 온도게이지는 표면 접촉형으로서 상온용 게이지 부착방법과는 달리 에폭시 수지로 된 고온용 접착제인 M610 접착제를 바르고 게이지 위에 실리콘 고무와 알루미늄 판을 댄 후 클램프나 Dead Weight 등을 이용하여 15~17psi 정도의 압력을 가하면서 약 150℃의 온도에서 2시간 이상 경화과정을 거쳐서 시편에 부착하였다[9]. 센서 케이블류 들은 고온의 열을 차단하고 전선을 보호하기 위하여 실리카 계통의 내열소재로 케이블을 감아서 시편에 고정하였다. 고온시험시 변위 측정은 열하중이 가해지는 시편에 센서를 직접 접촉시킬 수 없으므로 변위게이지에 시편과 연결된 피아노선을 연결하여 데이터를 측정하였다. 특히 피아노선은 고온으로 인한 열변형의 영향을 받으므로 이를 최소화하기 위하여 유리섬유 소재

의 튜브를 피아노선에 피복하여 사용하였다. 본 시험에서는 날개 윗면의 변형률을 측정하기 위하여 스트레인게이지 7개를 사용하였고, K-type의 온도게이지를 날개 윗면에 7개소, 아랫면에 2개소에 부착하여 온도를 측정하였으며, 날개 끝단 3개소에 변위를 측정하였다.

2.3 시험수행

2.3.1 시험장치 설치

정적/고온구조강도시험장치는 Fig. 6과 같이 크게 하중부가장치와 열하중 부가장치, 데이터 획득장치로 구분된다. 하중부가장치는 하중을 제어하는 하중제어장치와 유압하중을 부가하는 유압 액츄에이터 및 로드셀 등으로 구성된다. 하중제어장치는 미국 MTS사의 구조피로시험용 Aero-90LT를 사용하였으며, 유압발생기에서 발생하는 유압을 액츄에이터를 통하여 제어함으로써 시험하중을 부가하게 된다. 열하중 부가장치는 온도제어용 내열운영시스템 및 전력제어기, 가열기 조립체, 반사

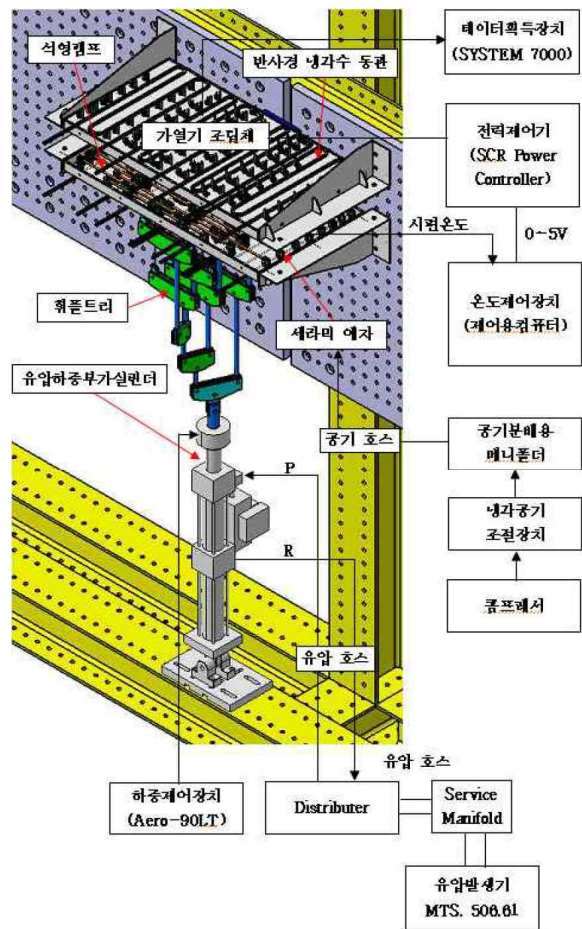


Fig. 6. Schematic diagram of Static/High Temperature Strength Structure Testing Device



Fig. 7. Photograph of Static/High Temperature Strength Structure Testing Device

Table 1. Testing device specification

구 분	사 양
하중 부가 장치	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 유압액츄에이터/로드셀</li> <li>- 용량 : 50,000N, 25,000N, 15,000N</li> <li>- 모델 : MTS</li> </ul>
하중 제어 장치	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ Aero-90LT</li> <li>- 총 스테이션 : 2 개</li> <li>- 제어용 컴퓨터 : Server 및 Client컴퓨터</li> <li>- 총 하중제어 채널 : 16채널</li> <li>- 유압펌프 : 140gpm × 1조</li> <li>- 제조회사 : MTS사(미국)</li> </ul>
	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 하중제어용 컴퓨터</li> <li>- 모델명 : Compaq Computer EVO D5D</li> <li>- 제조회사 : Compaq(미국)</li> </ul>
열하중 부가 장치	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 내열운영시스템</li> <li>- 온도제어용 프로그래머 및 제어컴퓨터</li> </ul>
	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ 전력제어기</li> <li>- 모델명 : SCR Power Controller</li> <li>- 입력전압 : 480Volts</li> <li>- Input Signal Control, Manual Control</li> <li>- 전력제어방식 : SCR에 의한 위상제어</li> <li>- 적용부하 : 3상 교류부하 연결</li> <li>- 출력신호 모드 : Lamp출력시 응답시간 2.5~3.5초</li> <li>- 제조회사 : Research Inc.(미국)</li> </ul>
데이터 획득 장치	<ul style="list-style-type: none"> <li>○ System 7000</li> <li>- Computer 및 소프트웨어(strain smart)</li> <li>- 변형율, 변위, 온도획득 : 260채널</li> <li>- 하중, 열류 등 전압신호 : 10채널</li> <li>- 제조회사 : Micro Measurement (미국)</li> </ul>

경 냉각장치와 램프 엔드실 냉각용 세라믹냉각장치 등으로 구성된다. 고온구조강도시험을 위한 열하중부가 및 온도제어방법은 시험온도 프로그래밍 및 온도제어 기능의 내열운영시스템 이용하여 가열영역에 따른 예상시험온도 곡선을 프로그래밍하여 실행함으로써 시험시작 및 중지를 제어하게 된다.

시험을 시작하면 프로그램에 따라 입력된 시험온도를 읽어 온도입력신호를 0~5V범위의 전압신호로 환산하여 전력제어기(SCR Power Controller)에 보내지고 전력제어기에서는 다시 0~480V의 전압신호로 환산하여 램프 가열기에 전압을 공급함으로써 시험을 가열하게 된다[2]. 온도제어는 폐회로 방식으로 제어하며, 프로그램상의 시험온도와 구조물에서 측정된 온도가 일치하지 않으면 내열운영시스템 상의 온도제어장치에서 온도차이 만큼 다시 전력제어기에 전압신호를 보내어 램프의 가열량을 조절하여 온도편차를 보상하게 된다. 데이터 획득장치는 센서와 연결되어 온도, 변위, 변형률을 획득하는 장치로 Micro Measurement사의 System 7000을 사용하였다. 시험에 사용된 장치의 사양은 Table 1과 같다.

### 2.3.2 시험조건 및 시험수행

구조강도시험 수행에 앞서 개발된 초고온 열하중 부가장치에 대한 성능입증을 위하여 수회에 걸쳐 열하중 부가장치 성능확인시험을 수행하였다. 열하중 부가장치가 발휘할 수 있는 최대 가능온도를 확인하였고, 최대 온도 도달 및 일정시간 유지 후 램프 엔드실 상태, 세라믹 애자 파손 등 이상 유무와 엔드실 냉각장치의 냉각성능을 확인하였다.

비행체 날개 시험시편에 대한 구조강도시험은 Table 2에 나와 있는 바와 같이 먼저 상온환경에서 예비시험, 100%, 125%, 150% 각각의 비행하중조건에 대한 정적구조강도시험을 수행하였고, 125%의 비행하중 부가상태에서 최대 열하중을 부가한 다음 20초간 유지하여 공력하중에 의한 기체구조의 안전성을 확인하는 고온구조강도시험을 수행하였다. 열보정시험은 고온구조강도시험을 위한 예비시험으로, 최적의 온도 추적성을 갖도록 열하중 부가시간, 온도 응답성 등 원활한 온도제어 특성을 구현하는데 필요한 제어 인자들을 도출하는 시험이다. 설계제한하중시험(D.L.L.T) 및 설계극한하중시험(D.U.L.T)은 하중을 10%단위로 최대시험하중까지 단계적으로 부가후 역순으로 하중을 제거하면서 구조 안전성을 확인하였다. 고온구조강도시험은 비행시 비행체가 경험하는 공력가열에 의한 열하중 및 구조하중 하에서 기체구조 강도를 확인하는 시험이다. 시험에 앞서 사전에 시험장치의 조립 및 설치단계에서 전력제어기의 작동상태를 파악하고 온도제어장치의 입출력 신호의 원활한 작동여부를 점검한 후 램프 가열기의 절연과 발열상태를 점검하였다. 고전압 및 고전류 발생에 따른 시편의 손상, 인명피해 등을 사전에 방지하고 위급시 긴급 대응하기 위한 주전원공급 비상 차단 스위치를 준비하였다.

Table 2. Test condition and test method

시험종류	시험방법
열하중 부가장치 성능확인시험	·최대 부가 가능온도 확인 ·최대온도 부가후 세라믹애자/램프 조립체 상태, 냉각성능 확인
예비시험	·30%하중까지 단계적 상승후 하강
설계제한 하중시험	·100%하중까지 단계적 상승후 하강
설계극한 하중시험	·125%, 150% 하중까지 단계적 상승 후 하강
열보정시험	·온도제어인자 도출 목적
125%하중유지 열하중 부가시험	·125%하중 부가상태 열하중부가 (최대시험온도 도달후 20초간 유지)

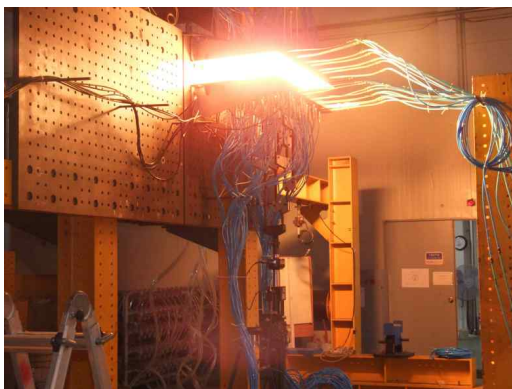


Fig. 8. The scene of High Temperature Strength Structure Test

2.3.3 시험결과 및 고찰

초고온 열하중 부가장치의 성능확인시험 결과 부위에 따라 다소 차이는 있지만 Fig. 9, Fig. 10과 같이 양호한 온도제어를 할 수 있었고 최대 1,200℃까지 급속가열이 가능하였다. 수회에 걸쳐 반복하여 열부가시험을 수행한 결과 최대온도 도달 및 일정시간 유지 후 램프 엔드실, 세라믹 냉각애자 등의 파손이나 손상이 전혀 없었으며 램프 엔드실의 상태가 양호하여 냉각이 원활하게 유지되고 있음을 확인하였다. 초고온 열하중부가장치에 대한 성능을 검증한 후 비행체 날개에 대한 정하중시험 및 고온구조시험을 수행하여 그 적용가능성을 확인하였고 효과적으로 시험을 수행할 수 있었다. Fig. 11~Fig. 13은 본 장치를 적용하여 수행한 정하중시험 및 고온구조강도시험 결과의 일부를 예시한 것이다. 비행체 날개에 대한 정하중시험결과 Fig. 11에 나타난 바와 같이 각 시험조건에서 하중증감에 따라 우수한 직선성 및 영점복귀성을 보였다. Fig. 12는 125% 설계하중을 부가한 상태에서 열하중을 부가하여 20

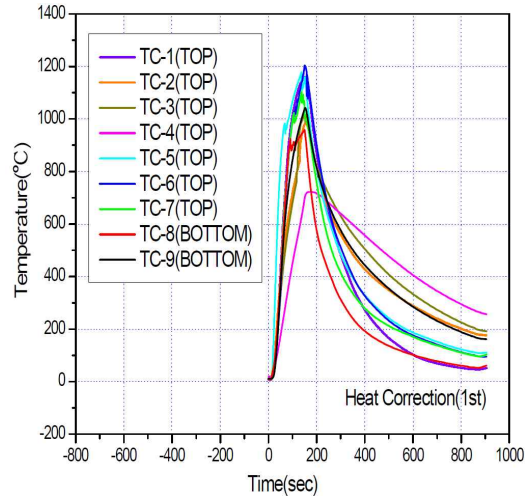


Fig. 9. Thermal Test Equipment Capacity Test (1st)

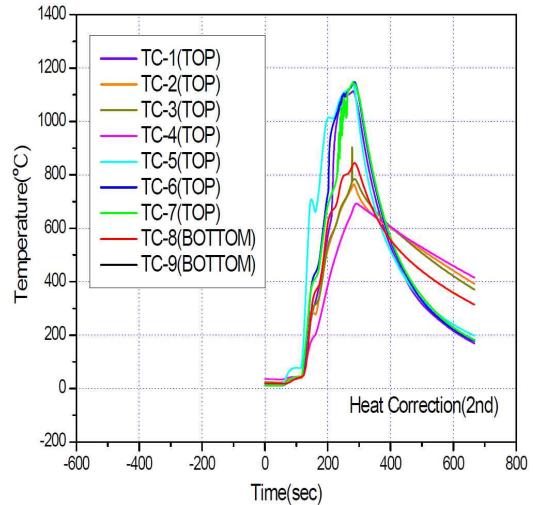


Fig. 10. Thermal Test Equipment Capacity Test (2nd)

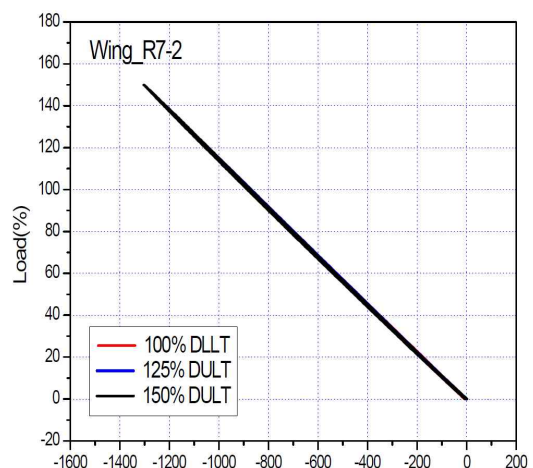


Fig. 11. Maximum Strain in the Static Strength Structure Test

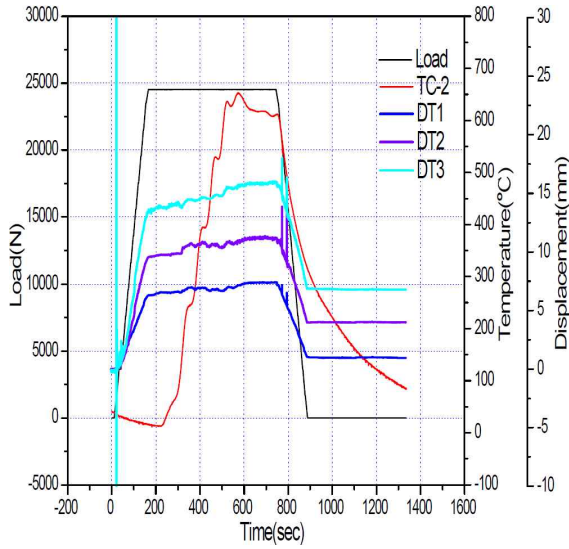


Fig. 12. Displacement variation of Structure in the High Temperature Strength Structure Test

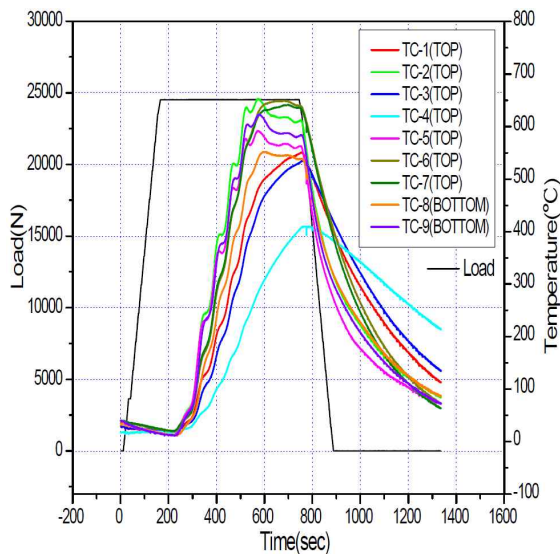


Fig. 13. Temperature variation in the High Temperature Strength Structure Test

초간 유지시키는 고온구조강도시험결과로서 하중증가에 의하여 발생된 최대변위는 약 13mm 이고, 열하중이 부가됨에 따라 약 15mm까지 증가하였다. Fig. 13은 고온구조강도시험결과 날개 상면 7개소 및 하면 2개소의 온도변화를 나타낸 그림으로 온도제어를 통한 정상적인 열하중이 부가되었음을 확인할 수 있었다.

### III. 결 론

- 램프의 수명저하 없이 1,000°C 수준의 급속가열 환경을 지속적으로 모사할 수 있는 신뢰성 및 내구성이 향상된 초고온 열하중 부가장치를 개발하여 그 성능을 입증하였고, 비행체 날개의 고온구조강도시험에 적용하여 그 활용성을 확인하였다.
- 향후 비약적인 증가추세에 있는 공력가열온도를 경험하는 극초음속 비행체에 대한 내열구조 설계검증 및 구조 건전성 평가가 가능해짐으로써 시험 신뢰성 향상과 함께 고온구조강도 평가능력을 한 단계 도약시킬 수 있는 계기를 만들었다.

### References

- 1) Robert Wesley Truitt, *Fundamentals of Aerodynamic Heating*, The Ronald Press Company, 1960.
- 2) Kyung-Yong Lee, "The Study on Structural Strength Test Technique for Cylindrical Supersonic Vehicle Subjected to severe Heating Environment", Journal of The Korean Society for Aeronautical and Apce Sciences, Vol.33, No.6, 2005, pp.83~91.
- 3) Kyung-Yong Lee, "The Study on Structural Strength Test for Supersonic Missile Fin Subjected to Heating Environment", KSAS Conference 2007, pp.847~851.
- 4) "Infrared Lamps For Controlled Concentrated Heating", RESEARCH INC. Catalogue
- 5) "Aerodynamic Heating Simulation", AFDL TDR 64-112, 1964
- 6) Clerk E. Beck, *Handbook for Test Engineers(Radiant Heating)*, FDTE-TM-64-50, 1964.
- 7) John P. Moran "Testing at High Heat Rates", Machine Design, pp.139~142, 1960.
- 8) "structure Test", McDonnell Douglas Astronautics Company Technical Report, Section 5 Elevated Temperature Testing, 1972.
- 9) Strain Gage Installations with M-Bond 43-B, 600, 610 Adhesive Systems, Instruction Bulletin B-130, Micro-Measurements.