技術論文

원통형 초음속 비행체 내열구조시험 기법 연구

이경용*, 김종환*, 이기범*, 정재권*

The Study on Structural Strength Test Technique for Cylindrical Supersonic Vehicle Subjected to Severe Heating Environment

Kyung-Yong Lee*, Jong-Hwan Kim*, Kee-Bhum Lee* and Jae-Kwon Jung*

ABSTRACT

This paper describes the structural strength test technique and the results for cylindrical supersonic vehicle subjected to both aerodynamic load and thermal load. The special positioning system using spring links was designed to float, support and restrain the test airframe during the test and the down-time. The hydraulic system and the electric heating system were utilized to apply the aerodynamic load and the thermal load to the test airframe together. Particularly, several hundreds of infrared quartz lamps were used for the heating system, and the thermal test conditions were successfully simulated. The test results showed that this kind of high temperature test is adequate to verify the structure integrity and produce useful engineering data which is necessary for the possible structural modification under thermal environments.

초 록

본 논문은 초음속 환경에서 운용되는 원통형 비행체가 비행중 경험하는 공력하중 및 공력가열 현상을 지상에서 유사하게 모사하기 위한 내열구조시험 기법 및 시험결과에 대하여 기술하였다. 시험 중 시험 구조물의 자세를 공중에서 제어하거나 시험 중지 중 시험 구조물을 지지한 목적으로 스프링을 이용하는 특별한 자세제어장치가 설계되었다. 시험 구조물에 공력하중과 열하중을 부가하기 위하여 유압식 외력하중부가 장비와 전기식 열부가 장비를 사용하였다. 특히, 복사방식의 수백 개 석영램프가 열부가장비에 응용되었으며, 이들을 이용하여 여러 가지의 열특성 시험조건이 해석조건과 유사하게 지상에서 성공적으로 구현되었다. 연구결과 본 내열구조강도시험기법은 외력 및 극심한 열하중에 노출된 원통형 구조물의 구조적 건전성을 실험적 방법에 의거 지상에서 검증하거나 설계 개선에 필요한 공학자료를 획득하는데 적합한 방법임이 입증되었다.

Key Words : Aerodynamic Heating(공력가열), Thermal Test(열하중부가시험), Structural Strength Test at Room Temperature(상온구조강도시험), Structural Strength Test under Mechanical and Thermal Load(내열구조강도시험)

Ⅰ. 서 론

기존의 이음속 비행체 구조 설계시에 행해지는 구조시험은 기체 구조물이 실제 운용중에 경험하는 외력을 지상에서 모사하여 구조물 및 구조시험의 취약부위나 과대 설계 부위를 파악함으로써

† 2005년 2월 2일 접수 ~ 2005년 4월 13일 심사완료
* 정회원, 국방과학연구소
연락저자, E-mail : kyungyon@add.re.kr
대전광역시 유성우체국 사서함 35-3, 3체계-2부-5팀

설계 · 해석의 타당성 검증 및 구조강도를 평가하지만, 마하 2.5이상 비행하는 초음속 비행체 설계에 있어서는 외력 외에 비행체 주위의 공기와의 상대운동에 의한 운동에너지가 열에너지로 변환되는 공력가열(aerodynamic heating)[1]을 경험하게 때문에 상온에서의 강도설계 뿐만 아니라 급격한 온도구배에 의한 열전달 및 열응력 특성을 고려한 설계가 이루어져야 하며, 아울러 내열강도설계의 실험적 검증이 필수적이라 할 수 있다. 본 연구에서는 초음속으로 비행하는 원통형 비행체 구조물의 건전성 평가에 적합한 시험기법을 개발하고 적용하여 운용중 예상되는 외력 및 열적 환경과 유사한 조건하에서 구조체의 건전성을 평가하였다. 이러한 열 기계적 환경을 지상에서 복합적으로 모사하기 위한 내열구조강도시험에 대해 시험기법과 체계적인 절차를 제시하였다. 먼저 외부 온도환경 구현을 위한 가열장치 설계기법에 대하여 서술하였고, 실제 구조물에 적용하기 위하여 외력구현을 위한 시험하중 설계와 열하중 부가를 위한 가열장치 배열 설계, 센서응용, 시험조립, 시험수행절차, 시험결과 및 고찰 등에 대하여 기술하였다.

II. 내열구조강도시험 설계

본 초음속 전기체 내열구조강도시험을 수행하는데 있어서 가장 우선적으로 고려해야 할 항목은 실제 운용상태와 유사한 경계조건 구현, 정확한 시험하중분포 및 실제 온도 구배환경과 유사한 가열량의 모사 및 시험결과 획득을 위한 센서응용기술 등이다. 경계조건 구현은 스프링 링크를 이용한 자세제어 시스템을 적용하여 실제 비행상태와 유사한 전기체 부유방식으로 설계하였고, 시험하중은 국부적 응력집중을 피하면서 해석과 유사하게 구현되도록 하중분포를 설계하였다. 또한 공력가열에 의한 가파른 온도 구배 환경을 지상에서 모사하기 위하여 복사가열 방식의 석영램프 가열장치를 설계하여 응용하였다. 시험중 공력하중 및 열하중에 따른 시험 구조체의 열기계적 반응 결과 자료를 획득하기 위하여 고온 변형률게이지, 써모커플, 열류게이지 및 변위게이지, 그리고 하중센서를 응용하였다.

2.1 시험 구조물

내열구조시험에 사용된 시험구조물은 길이 5,000 mm, 직경 약 300 mm인 원통형 비행체 구조물로서 5종의 다른 분할 구조물로 구성되어 있으며 각 구성품별 재질은 표 1과 같고, 알루미늄 합금으로 만들어진 구성품은 복합재료를 이용하여 열 피해로부터 보호되는 구조로 되어 있다.

표 1. 내열구조시험용 구조물 사양

항목	위치 (station, mm)	재질
구성품 #1	0~838	Al2024, 더미구조
구성품 #2	838~1300	SCM430
구성품 #3	1300~1901	Al2024
구성품 #4	1901~4502	Maraging Steel
구성품 #5	4502~4920	Al2024

2.2 시험 설계

2.2.1 공력하중 및 경계조건

그림 1은 원통형 구조물이 실제 운용중 예상되는 외력 상태와 지상에서 모사하고자 하는 시험하중을 나타낸 것이다. 일반적으로 원통형 비행체 구조물은 하중지지측면에서 각 구성품의 연결부가 취약하기 때문에 하중을 설계할 때 각 구성품 체결부의 굽힘 모멘트를 기준으로 하중크기를 모사하였다. 그림 1은 시험하중 설계된 전단력 및 굽힘 모멘트가 설계요구사양과 아주 유사하게 모사되었음을 보여주고 있고, 그림 2는 실제 구조물에 시험시 부가할 전단력을 분포시킨 그림이며, 총 6개의 유압식 하중부가장치를 사용하여 시험하중이 부가되도록 설계하였다. 또한 시험중 기체의 돌발적인 이상거동을 방지하고 기체의 부유상태를 구현하기 위해 스프링식 자세제어시스템을 2곳(sta. 2553, 3553)에 설치하였으며, 기체의 예상되는 취약부 및 연결부 강도를 잘 파악할 수 있으면서도 가열장치와의 간섭을 피할 수 있도록 시험하중 부가점 위치를 설정하였고 하중부가점은 총 7곳에 두었다. 복합기체 구조물에 대한 부유식 구조시험 설계 시 우선적으로 고려

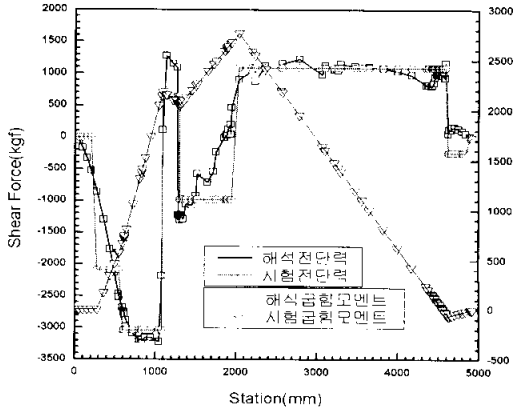

그림 1. 내열구조강도시험 공력하중 선도

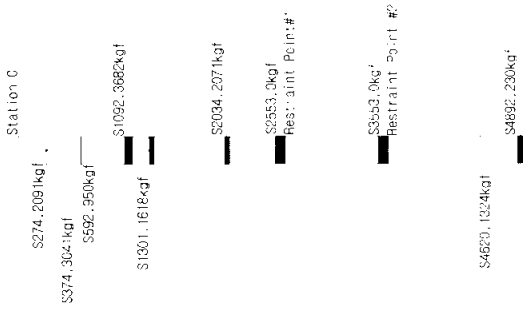

그림 2. 시험구조물 위치별 하중부가점 위치

해야 할 점은 전기체에 걸쳐 외력에 의한 모멘트 평형이 시험 중 항상 유지되도록 설계하는 것이며 이러한 이유 때문에 때로는 안전율이 상대적으로 큰 구성품등에서는 하중 크기를 일부 희생시켜 시험하중을 설계하게 된다. 본 구조시험에서는 여러 구성품들 중 다른 구성품들에 비해 안전율이 상대적으로 큰 구성품 #4 이후의 후방 구성품들에서는 해석 공기력 하중보다 모사 분포된 집중 시험하중을 크게 설계하여 보수적인 시험이 되게 한 반면, 복잡한 형상의 설계 안전율이 작은 구성품 #4 이전의 전방 기체들에 대해서는 해석 공력하중 대비 1% 오차 이내가 되도록 시험하중을 설계하였다.

원통형 비행체 구조물에 대한 내열구조강도시험 시 운용중 예상되는 외력 및 열하중을 지상에서 모사하는 측면에서 보면, 실제 기체가 부유상태에서 힘의 평형을 유지하기 때문에 기존의 분할기체 구조시험과 같은 고정단 경계조건과 다른 특별한 시험기법이 요구된다. 내열구조강도시험 경우에 시험 구조물 주위에 설치된 고전력 가열장치와 이상 거동을 일으킬 수도 있는 시험구조물과의 간섭 때문에 시험 중 누전 등이 발생될 수 있으며 이러한 현상은 내열구조강도시험에 치명적인 영향을 초래하게 된다. 따라서, 내열구조강도시험의 안전을 고려한 자세제어 시스템의 설계 개발은 필수적이다. 본 내열구조시험에서는 시험하중에 대한 기체 운동을 제어하고 시험안전을 확보하고자 그림 3과 같이 총 2개 지점에서 스프링식 자세제어 장치를 이용하여 전기체를 부유시키고 조립상태를 안정화 시켰다.

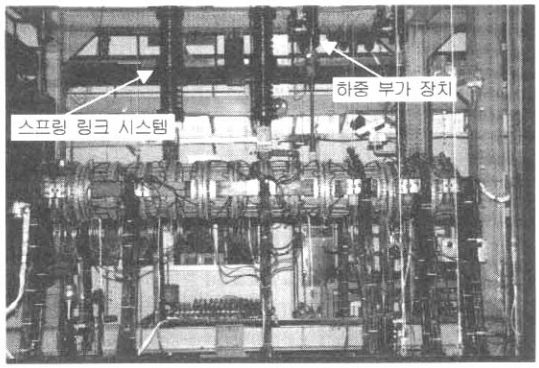

그림 3. 원통형 구조물 구조시험 총조립 장면

2.2.2 시험치구 설계

시험치구설계는 CATIA를 이용한 3차원 솔리드 모델링기법을 사용하였으며, 시험치구 상호간의 간섭이나 시험기체와의 간섭을 고려하여 설계하였다. 시험치구의 허용응력(S_a)은, $S_a=S_u/3$로 하였으며, S_u는 인장강도를 나타낸다[2]. 특히, 열하중을 직접 받는 시험치구는 기존의 상온 강도 안전여유에 추가로 2배 이상의 안전여유를 두었다. 본 내열구조시험을 위한 시험치구들로는 외곽 구조물, 하중부가 치구, 무게보상 장치, 가열장치, 가열장치 고정치구로 이루어져 있다. 외곽지지 구조물은 하중부가 장치, 무게보상 장치의 설치 및 시험 경계조건을 구현하기 위해 H-형강(300x300x10t)을 사용하였으며, 각 부품은 시험 완료 후 재사용하기 위하여 볼트 체결 방법으로 조립되도록 설계하였다. 각각의 치구들은 제작성 및 시험 조립성을 고려하여 설계하였으며, 하중부가 치구는 시편의 형상에 맞추어 시편을 좌우로 감싸는 압축형 홀더(shear strap) 형태 및 체결부의 일부를 하중전달용으로 사용하는 로드 피팅(load fitting) 형태로 하중을 부가하도록 하였다. 시험치구의 재질은 주로 SM45C 및 SCM 440 강을 사용하였으며, 열하중을 직접 받는 압축형 홀더 및 로드 피팅은 치구의 열변형을 최소화하기 위해 고온 강도 특성이 우수한 SUS630 재료를 사용하였다.

2.2.3 가열 장치 설계

실제 비행체 구조물을 가열하기 위한 가열장치 설계는 먼저 비행체의 임무수행에 따른 비행체가 경험하는 외부온도환경에 따라 구조물 표면 가열에 필요한 열량이 계산되면 이를 바탕으로 각 가열장치의 램프수량 및 가열방법을 검토한 후, 전기배선 방법을 결정한다. 본 시험 구조물은 각 구성품별 소재 구성이 다양하고, 체결부의 온도가 다소 낮은 점을 감안하여 가열장치를 구성함에 있어서 가열램프의 길이를 고려하여 구성품 #1 ~ 구성품 #5까지 각 구성품별로 나누어 가열영역을 세분화하였다.

2.2.3.1 반사경 설계

가열장치 반사경은 금속 반사경과 세라믹 반사경을 들 수 있다. 세라믹 반사경은 강제대류가 필요 없고, 비교적 높은 온도에서 사용되며, 재료는 실리카, 알루미나, zirconia, magnesia 등이 있다. 금속 반사경은 세라믹 반사경보다는 비교적 낮은 온도에서 사용되며, 온도의 증가와 함께 반사경이 산화되어 반사도가 감소하는 경향이 있으며, 금속 반사경에는 구리, 스테인레스강, 알루미늄 등의 재료가 이용된다[3,4]. 본 시험에서는 시편의 가열영역을 균일하게 가열할 수 있고, 최대 시험온도가 600℃이내인 점을 고려하여 금속 반사경의 일종인 원통형 스테인레스강을 이용하여 반사경을 설계하였다. 시험부과 가열장치 발열체인 석영램프 사이는 가열부위에서의 국부적인 열입력을 막기 위하여 약 100 mm정도의 거리를 유지하도록 하였다. 원통형의 스테인레스 반사경의 경우 반사효율을 높이고 전력손실을 줄이기 위하여 반사경 표면을 부드럽게 연마하여 반사도를 높였으며, 반사경 주위에 냉각수가 흐르도록 하여 온도상승시 반사도가 떨어지는 것을 막도록 설계하였다. 가열장치 고정치구는 시험조립 및 하중부가가 용이하고 시험중 시험물의 이상 유무를 쉽게 파악할 수 있도록 좌우로 개폐할 수 있는 구조로 설계하였으며, 가열장치 반사경과 시험물 사이의 거리 조정이 용이하도록 하였다. 또한, 시험하중 크기변화에 따라 시험구조체가 변형될 때 가열장치와 시험 구조체의 거리가 일정하게 유지될 수 있도록 각 구역별 가열장치 구조를 힌지 구조로 설계하였다.

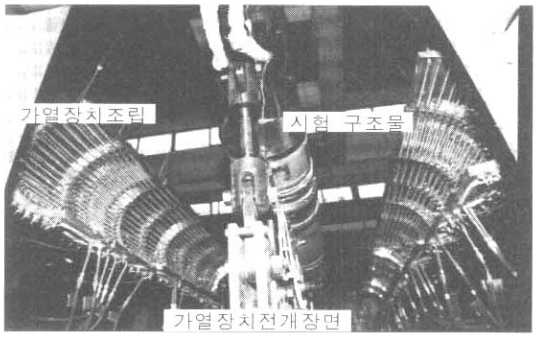

그림 4. 석영램프 및 반사경 조립 장면

2.2.3.2 열하중 설계

석영램프를 이용한 복사 가열장치 설계에 있어서 시편 가열에 필요한 석영램프의 열량 계산이 필요하다. 초음속 비행체가 비행중 경험하는 공력 가열식으로부터 비행체 표면의 온도상승과의 관계를 표현하면 다음과 같다[1,5].

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

여기서 C 는 표피의 비열, t_w 는 표피의 두께, w 는 표피의 비중, T_w는 표피 균일 온도, h는 표면 대류 열전달계수, T_{aw} 는 단열벽 온도, σ는 Stephan-Boltzmann상수, ε은 표면 방사율, q_{Loss} 는 내부로 전달되는 대류, 전도, 복사 손실을 나타낸다. 시편을 평판으로 가정했을 때 시편으로 전달되는 열전달은 전기에너지가 열에너지로 변환되는 것이 필요하며, 석영램프에서의 변환은 필라멘트에서 일어나고, 필라멘트로부터 시편표면까지의 열전달로 인해 시편표면의 온도를 상승시킨다. 그러나 필라멘트에서 발생한 모든 열에너지가 시험표면으로 전부 전달되거나 흡수되지 않고 변환 및 전달 과정 중에 다양한 열손실을 수반한다. 실제 석영 램프를 이용한 단위 면적당 시험재료에 전달되는 열량 q_r은 다음과 같이 표현된다.

$$q_r = C \cdot t_w \cdot w\left(\frac{dT_w}{dt}\right) \quad (2)$$

식 (2)를 기준으로 가열하고자 하는 구조물 유입 열량에 가열면적을 곱하여 가열전력을 계산하며, 여기에 복사 가열장치의 열효율을 50%를 고려한다. 가열전력이 계산이 되면 램프의 종류 및 사용전압을 고려하여 각 분할기체에 필요한 최소 램프수를 결정하게 된다[2,5,6]. 그러나 실제로 구조물 가열 실험에 적용하기 위해서는 시험물의 고정상태, 전력공급장치의 배선상태 및 구조물의 열전달 경로 등을 고려하여 램프수량 및 램프 배열이 요구된다.

가열장치 전력공급을 위한 전기배선은 현 보유 전력공급장치의 용량을 고려하여 3개의 독립된 가열시스템으로 구성되도록 하였으며, 1개의 가열영역에 과부하가 걸리는 것을 막기 위해 각각의 가열영역의 사용전류를 측정하여 균등하게 전류량이 분산되도록 전기배선을 하였다. 또한 각 구성품에 대한 가열램프 숫자 및 부가열량을 고려하여 1000A와 400A 전기용량의 전력제어기를 적절히 배분하여 배선하였다. 본 시험에 사용된 석영 램프는 6,000W용으로 총 750개가 병렬 연결되었다. 램프를 병렬 배선한 이유는 램프전압이 입력전압과 같아 가파른 열량구배를 가진 열하중을 부가하는데 유리하며, 한 개의 램프가 단락 되더라도 다른 램프에는 지장이 없기 때문이

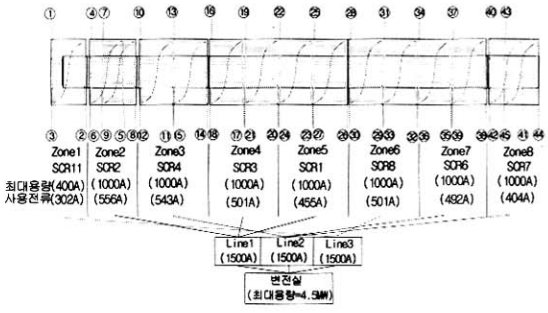

그림 5. 가열장치 설계 및 전기 배선도

다[2]. 또한 공급 전류가 3상의 교류 델타부하인 점을 고려하여 모든 가열영역은 3의 배수가 되도록 램프 숫자를 결정하였다. 그림 5는 본 내열구조시험에 사용된 가열장치의 배열 및 구성도를 나타낸 그림이다.

2.2.4 센서 설치 및 부착

내열구조강도시험 시 구조물에 작용되는 공력하중 및 열하중에 따른 구조물의 기계적 거동 및 열변형을 측정하기 위해 스트레인게이지, 변위게이지, 열류게이지, 온도게이지를 사용하였으며, 그 사양은 표 2와 같다.

표 2. 내열구조강도시험용 센서사양

게이지 종류	유 형	부착 방법	사용 범위	모델 및 제조사
K 형 온도 게이지	일반형	spot welding이나 알루미늄 테이프 고정	-200℃ ~1372℃	Omega
	Foil Type	M610 bond curing		
고온용 스트레인 게이지	Foil Type	M610 bond curing	-269℃ ~290℃	WK series/MM
	Weldable Type	spot welding	-269℃ ~871℃	NZ series/ JP Tech.
변위 게이지	Strain Gage	quartz rod로 연결사용	10mm ~200mm	SHOWA
	Potentiometer	피아노선으로 연결사용	10in ~150in	Celesco
열류 게이지	원형박판형	흄 가공후 고정	2~1000 W/cm²	Medtherm

기체 내부의 국부적 응력을 측정하기 위해서는 사용온도가 200℃이내인 점을 감안하여 MM사의 WK Series 스트레인 게이지를 사용하였으며, 고온용 접착제인 M Bond 610을 이용하여 130℃~150℃ 사이에서 2시간 이상 경화시켜 시편에 부착하였다. 기체 외부의 경우는 예상온도가 300℃를 초과하기 때문에 JP Tech.사의 고온용 weldable type의 스트레인 게이지를 사용하여 점용접(spot welding) 방법으로 시편에 고정하였다. 또한 시험 중 시편표면 및 내부 온도 계측은 시험온도가 1000℃이내인 점을 감안하여 K-type의 열전대를 사용하였다. 시험물과 열전대의 부착은 부착되는 상대물이 강인 경우는 점용접로 고정시켰으며, 점용접이 되지 않는 알루미늄인 경우에는 복합재가 기저재(base)로 되어있는 표면 부착용 열전대를 사용하여 시편에 부착하였다. 구조물의 기계적 거동 및 열변형을 측정하기 위한 변위게이지는 시편에 피아노선을 고정하여 이를 potentiometer형 변위게이지나 strain gage형의 변위게이지를 연결하여 변형을 측정하였다. 피아노선의 경우 반사경 주위에서 고온으로 인한 열변형을 최소화하기 위해 유리섬유 소재의 튜브로 피아노선을 피복하였다. 또한 기체에 유입되는 열량을 측정하기 위해 원형박판형 열류게이지를 사용하였으며, 시험물 표면과 동일선상에 있도록 하기 위하여 기체에 구멍을 가공하여 고정하였다.

2.3 시험 절차

2.3.1 시험 장치 구성

그림 6는 내열구조강도시험 장치 구성도를 보여주고 있다. 그림 6에서와 같이 내열구조시험장치는 크게 열하중 부가장치와 하중부가장치로 나눌 수 있으며, 열하중 부가장치는 온도 및 전압제어기, 전력제어기, 석영램프가열장치, 냉각장치로 구성되어 있다. 열하중을 제어하는 방법으로는 전압제어방법과 온도제어방법이 있다. 전압제어 방식은 단열재의 온도제어시 시편표면의 연소나 좌굴로 인한 센서의 파손내지 단락으로 야기될 수 있는 온도제어의 불안정을 배제하기 위하여 입력전압만을 조립하여 시편에 열류를 부가하는 방식이다. 즉 석영램프 가열장치의 전압부가는 온도제어기에서 %입력으로 전압입력을 프로그램한 다음 프로그램된 입력이 0 - 5V의 전압으로 환산되어 전력제어기로 보내어지며 전력제

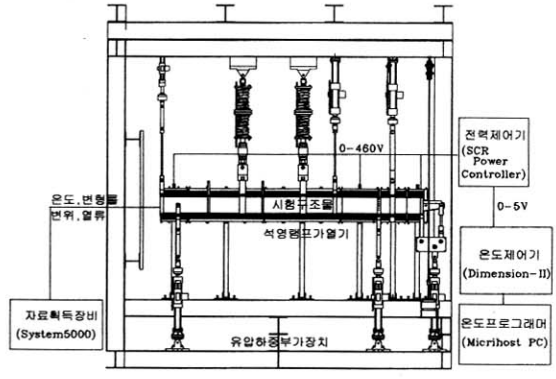

그림 6. 원통형 비행체 구조물 내열구조강도 시험 장치 구성도

어기에서 이 입력된 전압을 0 - 480V의 전압으로 변환시켜 석영램프 가열장치에 전원을 공급함으로써 시편을 가열하는 방식이다[7].

반면 온도제어방식은 온도프로그래머에서 가열영역에 따른 예상 시험온도 곡선을 프로그램하여 온도제어기에 전송하면 이 온도제어기에서 시험시작 및 중지를 제어한다. 즉, 시험을 시작하면 온도제어기에서 이전에 프로그램된 온도입력을 읽어 온도입력 신호를 0 - 5V의 전압신호로 환산하여 전력제어기에 보내어지고 전력제어기에서는 이 0 - 5V의 전압신호를 다시 0 - 480V의 전압신호로 환산하여 램프가열장치에 전압을 공급함으로써 시편을 가열하게 된다. 만일 프로그램된 온도와 구조물에서 측정된 온도가 일치하지 않으면, 온도 제어기에서 이 온도차이 만큼 다시 전력 제어기에 전압신호를 보내어 석영램프의 가열량을 조절하여 온도 편차를 보상하게 된다.

본 연구에서는 시험사양에 따라 위의 두 가지 방법을 사용하였다.

2.3.2 시험조건 및 시험수행

시험조건은 표 3에서와 같이 먼저 상온구조강도시험을 통한 구조물의 변형을 확인하고 난 후, 해석모델과 유사한 열량이 모사되는지 확인하기 위한 열하중시험과 실제 비행체의 유입열량과 유사한 조건에서 구조물의 강도를 평가하는 하중유지하 급속가열시험, 그리고 구조물이 일정한 시험온도에 도달시 하중을 부가하는 일정온도하의 하중부가시험으로 나눌 수 있다. 먼저 상온 강도시험은 설계하중의 100%까지 수행하였으며, 하중유지하의 급속가열시험은 실제 비행시 운용환경에서의 생존성을 확인하기 위하여 설계하중의 150%하중을 유지한 상태에서 천이 환경에서의 온도를 급속히 부가함으로써 설계극한하중에서의 구조물의 안전성을 평가하였다. 일정 온도하의 하중부가시험은 급속가열시험과는 달리 온도제어방식으로 30분간 서서히 열하중을 시험기체에 부가하여 기체가 시험온도에 도달되었을 때 설계하중의 100% 하중까지 단계적으로 시험하중을 부가한 후 제거하는 방법으로 시험을 수행하였다.

표 3. 내열구조강도시험 조건 및 방법

시험종류	시험방법	비고
상온 구조강도시험	100% 설계하중 단계적 부가	
열하중시험	각 구성품 및 전체구성품 열류부가	전압제어 방식
하중유지하 급속가열시험	150% 설계하중 부가후 급속 가열	전압제어 방식
일정 온도하 하중부가시험	구조물 시험온도 유지후 100% 설계하중 부가	온도제어방식

시험중 자료획득은 MG사의 System 5000을 이용하여 시간경과에 따른 하중, 변위, 온도, 열량을 계측하였다.

III. 시험 결과 및 고찰

3.1 열하중시험 결과

이 종류의 시험은 공력하중을 부가하지 않고 순수 열하중만을 시험구조물에 부가함으로써 계산된 열하중이 요구된 사양대로 시험구조물에 전달되는지를 검증하기 위한 목적과 순수 열하중에 의한 구조물의 열변형을 파악하기 위한 목적으로 수행되었다. 표 4는 해석 요구열량을 바탕으로 수행한 급속 열하중시험 결과를 나타낸 표이다. 표에서와 같이 최대 열류 및 온도에서 보면 실험과 해석에서 4%이내의 오차를 보여줌으로써 전반적으로 해석의 열류 및 온도선도와 유사하게 열하중이 구현되었음을 알 수 있다. 그림 7은 시험 중 측정된 열류 및 온도 분포를 보여 준다.

표 4. 분할기체별 열특성 요구치 및 시험결과

시험품	해석열입력	시험계측치	오차(%)
구성품#1	28 w/cm^2	29 w/cm^2	3.5
구성품#2	398℃	395℃	0.8
구성품#3	24 w/cm^2	24 w/cm^2	0
구성품#4	350℃	358℃	2.3
구성품#5	19 w/cm^2	19 w/cm^2	0

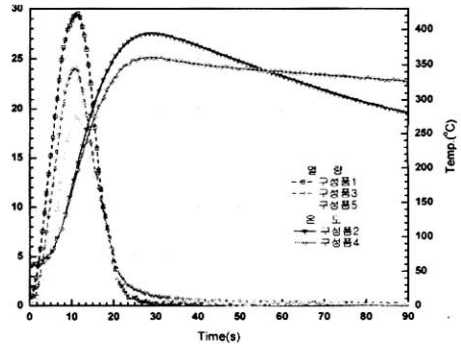

그림 7. 분할기체별 열하중시험 중 측정된 열류 및 온도결과

3.2 상온구조강도시험 결과

상온 구조시험결과 시험편의 변형률 및 Z-방향 변위결과는 전반적으로 선형적인 증감을 보여주었다. 그림 8은 해석 예상변위와 상온 구조시험

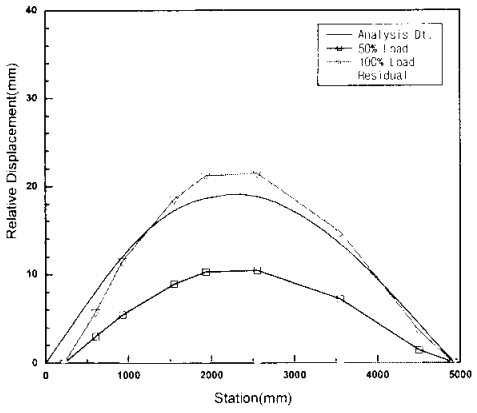

그림 8. 상온 구조강도시험 중 Z-축 하향 반경 방향 변위

시 하중증감에 따른 구조물의 각 위치별 상대 변위를 보여준다. 그림에서 보면 시험결과들은 전반적으로 해석과 유사한 거동을 보여주고 있으나, 시험에서 구한 각 위치별 처짐이 해석 예상 처짐보다 다소 높게 나타났다. 이는 실제 시험구조물이 해석모델과 달리 각 구성품의 체결부가 볼트로 연결되어 있고 해석모델을 만들 때 실제와 똑같은 경계조건구현이 곤란하기 때문으로 판단되며, 실제 구조시험하중 부가 시에는 이들 체결부에서 유격변화와 같은 추가 요인이 작용되어 변형이 더 크게 발생된다고 볼 수 있다[8].

3.3 하중유지하 급속가열시험 결과

공력하중유지하의 급속가열시험은 150% 공력설계하중을 부가한 상태에서 공력가열현상을 모사하는 급속한 열하중을 부가하는 방법으로 시험을 수행하였다. 이를 정확히 모사하기 위해 150% 설계하중에 도달하기 전 130% 설계하중에서 온도부가 프로그램을 실행시킴으로써 시험하중이 150% 설계하중에 도달되는 시간에 맞추어 열하중이 함께 부가되도록 하였으며, 이때 150% 하중은 60초 유지후 60초 동안 하중을 제거시키는 방법으로 정확하게 공력가열 현상을 모사시켰다. 시험결과 각 구성품들에서 측정된 온도들은 전반적으로 해석 요구 온도분포와 유사하게 구현되었다.

표 5는 구조물의 위치별 상대변위 분포를 나타낸 것으로서 시험구조물은 하중유지하 급속가열시험결과가 상온 구조시험결과 보다 다소 크게 나타났다. 상온 구조시험시 150% 설계하중에서 z-축 반경방향 최대 상대변위량은 33.3 mm로 나타났고 150% 설계하중유지하 급속가열시험에서

표 5. 하중유지하 급속가열시험시 각 위치별 변위결과

위치 (station, mm)	상대 변위(Z-축 반경 방향, mm)	
	150% 하중유지하 급속가열시험	상온하 150%하중시험
223	0	0
928	19.4	17.9
1550	31.8	29.2
1932	36.6	32.9
2553	37.8	33.3
3553	26.5	22.9
4502	7.2	5.9
5000	0	0

z-축 반경방향 최대 상대 변위량은 37.8 mm를 보여주어 열하중 부가로 인하여 약 4.5 mm 변형이 추가로 발생되었다. 이는 구조물이 급격한 온도구배의 열하중을 받음으로써 강성이 저하되었기 때문으로 판단된다. 한편 열하중에 의한 구조물의 축방향 연신 특성을 파악하기 위하여 부착된 변위게이지에서는 주어진 온도 조건하에서 약 5 mm를 나타내어 전체 길이 대비 약 0.1%의 열연신율을 보여주었다.

3.4 일정 온도하 하중부가시험 결과

일정 온도하의 하중부가시험은 시험 구조물 내부온도가 해석 최대 온도에 도달하여 기체가 열평형을 이룬 상태에서 100% 설계공력하중을 부가하였다. 그림 9는 전기체 각 위치별 해석온도와 온도유지하의 하중부가 시험시 얻은 온도분포 선도를 나타내고 있다. 그림에서 보듯이 각 위치에 대한 프레임 온도는 해석치와 약간 차이를 보여주고 있으나 각 위치별 최고온도는 대체로 해석 온도와 유사하게 구현되었다.

한편, 고온 환경하에서 수행되는 구조물 강도시험의 경우 획득되는 스트레인 게이지 응답은 온도영향과 하중영향이 혼합된 자료이기 때문에 실제로 가해지는 외력에 의한 변형률을 추출해야 하며, 이를 위하여 온도에 의한 겉보기 변형률과 게이지율 변화를 고려한 보상이 필요하다[9]. 그림 10은 구성품 #3에 대한 온도의 영향을 보상한 변형률 결과를 보여주는 한 가지 예이다. 그림에서 보면 순수 하중에 의한 스트레인 변형률이 대체적으로 선형적임을 알 수 있으며, 온도영향에 의해 변형률이 10% 정도 높아진 것을 알 수 있다. 이는 이 구성품이 알루미늄합금임을 고려해 볼 때 노출온도가 130℃에서 10% 강성저하를 보이는 것과 유사한 경향으로 판단된다[10].

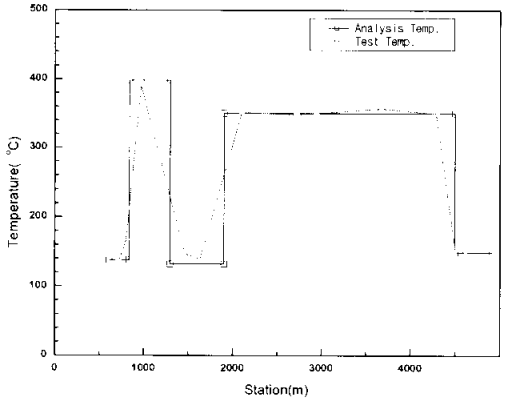

그림 9. 일정온도하의 하중부가시험시 구조물 각 위치별 온도분포

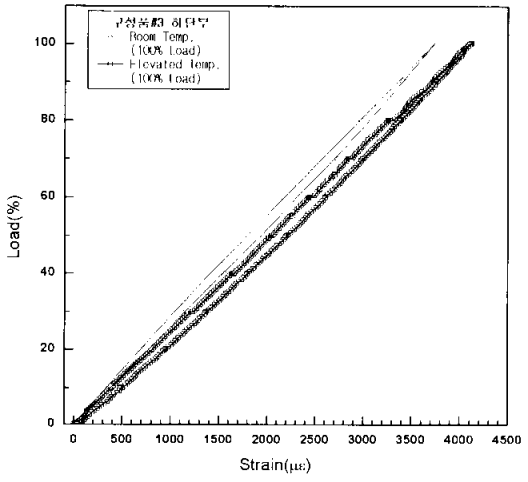

그림 10. 일정온도하 하중부가시험 시 구성품 #3 하단부 변형률 결과

표 6은 상온 및 고온에서 구조물의 위치별 상대 변위를 보여주고 있다. 결과들은 일정온도하의 하중부가시험 시 측정된 최대 상대 변위가 상온 구조시험 시 측정된 결과보다 10.4 mm 더 크게 나타났다. 이는 150% 설계하중유지 급속가열시험에서 최대 변위가 상온구조시험 결과에 비해 13.5% 증가한 점에 비하면 48%의 상승률로서 다소 높음을 알 수 있다. 한편 열하중에 의한 구조물의 축방향 신연 특성을 파악하기 위하여 부착된 변위게이지에서는 주어진 온도 조건하에서 약 14 mm를 나타내어 전체 길이 대비 약 0.3%의 열 연신율을 보여주었다.

시험결과들은 급속 가열환경하에서의 구조강도 시험보다 온도유지환경에서의 구조강도시험이 더 보수적인 시험평가방법임을 보여 주었다.

표 6. 상온구조시험 및 일정온도하 하중부가 시험 상대 변위 결과

위치 (station, mm)	상대 변위(Z-축 반경 방향, mm)		
	상온 구조시험	일정 온도하의 하중부가시험	
	100% 설계하중 부가 시험	순수 온도 부가 시험	온도 및 100% 설계하중부가시험
223	0	0	0
603	5.8	2.3	10.0
928	11.5	2.0	18.4
1550	18.5	5.1	29.0
1932	21.2	5.4	31.9
2553	21.5	5.7	31.9
3553	14.8	5.0	22.5
4502	3.4	2.2	6.9
5000	0	0	0

IV. 결 론

원통형 초음속 비행체 구조물에 대해 운용 중 예상되는 외력 및 공력가열에 의한 온도구배환경을 지상에서 실험적으로 모사하는 내열구조시험 기법을 개발하고 실 기체 구조물에 적용하여 내열설계구조물의 건전성을 평가하고 설계 개선에 필요한 자료를 성공적으로 획득함으로써 다음과 같은 결론을 얻었다.

1) 스프링 링크형 자세제어 장치를 이용하여 시험중 비행상태와 유사한 부유식 시험 조립 상태 설정이 가능하였다.

2) 전기식 가열장치를 응용하여 비행체 구조가 실제 운용중에 경험하는 급속 공력가열 현상을 지상에서 성공적으로 모사 할 수 있었다.

3) 동일 크기의 공력하중을 시험 기체에 부가하였을 때 일정하중 유지하의 급속가열시험 경우보다 일정온도 유지하의 하중부가시험 경우에 기체 구조물 강도 저하가 더 크게 나타났다. 따라서, 초음속 비행체의 경량 설계를 위해서는 운용환경을 고려한 내열 구조물 설계가 필수적이다.

4) 전기식 복사가열장치 및 부유식 시험조립법을 이용한 본 내열구조시험 기법은 공력하중 및 급속 열하중을 동시에 받는 구조물을 지상에서 실험적으로 평가하는데 적합한 기법임이 확인되었다.

참고문헌

1) Robert Wesley Truitt, *Fundamentals of Aerodynamic Heating*, The Ronald Press Company, 1960.

2) "Structures Test", *Mcdonnell Douglas Astronautics Company Technical Report*, Section5 Elevated Temperature Testing, 1972.

3) Roger A. Fields, "Flight Vehicle Thermal Testing with Infrared Lamps", *NASA Technical Memorandum 4336*, 1992.

4) V. Michael DcAngelis, Roger A. Fields, "Techniques for Hot Structures Testing", *NASA Technical Memorandum 101727*, 1990.

5) Clerk E. Beck, *Handbook for Test Engineers(Radiant Heating)*, FDTE-TM-64-50, 1964.

6) John P. Moran "Testing at High Heat Rates", *Machine Design*, pp. *139 ~ 142*, 1960.

7) 김종환 외, "급속가열환경에서 Al2024-T3의 인장특성", *한국항공우주학회지* 제32권 제8호, 2004, pp. 101 ~ 108.

8) O. R. Otto, G. J. Inukai "Elevated Temperature Structural Testing of Advanced Missiles", *AIAA*, pp. *902 ~ 907*, 1980.

9) "Strain Gage Thermal Output and Gage Factor Variation with Temperature", *Measurement Group*, TECH NOTE-504-1, 1989.

10) 김종환 외, "알루미늄 및 복합재료에 대한 상온/고온 인장시험연구", MADC - 411 - 000972, 국방과학연구소, 2000.