

공력가열 시험설비 설계

옥호남*, 김인선**, 라승호***, 김성룡****, 조광래*****

Design of an Aerodynamic Thermal Simulation Facility (ATSF)

Ho-nam Ok*, In-sun Kim**, Seung-Ho Ra***, Seong-Lyong Kim****, Gwang-Rae Cho*****

Abstract

Space launch vehicles and reentry vehicles are exposed to extreme heating conditions due to high aerodynamic heating while flying at high Mach numbers in the atmosphere. To protect the vehicle itself or the payload from the aerodynamic heating, the thermal load imposed on the surface should be exactly predicted and proper thermal protection should be applied based on the prediction results. But this requires rigorous thermal analysis and testing to prevent loss of payload capacity caused by excessive heat shielding, and the amount of thermal protection material to be applied is determined through aerodynamic heating tests. Various design points to be considered to upgrade the prototype aerodynamic thermal simulation facility(ATSF) used for the KSR-series sounding rocket development to the one suitable for the KSLV(Korean Space Launch Vehicle)-series launch vehicle are considered in this research. The need and limitation for the facility are first considered, and the functions required for KSLV testing are determined. The specifications of the upgraded facility are briefly suggested and these results will be used for the future fabrication and installation of the facility.

초 록

발사체나 재돌입 비행체는 대기 중을 높은 Mach 수로 비행함으로써 그 표면이 공력가열 현상에 의한 초고온 환경에 노출되게 된다. 이러한 공력가열로부터 발사체 자체나 탑재체를 보호하기 위해서는 물체 표면에 가해지는 열적 부하(Thermal Load)를 정확히 예측하고 필요한 곳에는 적절한 단열 처리를 해 주어야만 한다. 그러나 탑재체의 중량을 최대한 늘리기 위해서는 지나친 단열재의 추가를 막을 수 있도록 엄밀한 열 해석 및 시험이 수행되어야 할 것이며, 최종적으로 공력가열 시험에 의해서 필요한 단열재의 양이 결정된다. 본 연구에서는 KSR(Korea Sounding Rocket) 시리즈의 개발을 위해 사용되어 왔던 공력가열 시험설비(ATSF, Aerodynamic Thermal Simulation Facility)를 KSLV 시리즈의 개발에 적합하도록 사양 향상(Upgrade) 시키기 위한 설계를 위해 고려해야 할 사항이 무엇인지 살펴 보았다. 먼저 설비의 필요성 및 그 한계에 대하여 고찰하였으며, KSLV 개발을 위해서는 어떤 기능을 갖추어야 할지를 고려하였다. 마지막으로 필요한 장비의 사양을 대략적으로 제안하였으며, 이는 앞으로 수행될 상세 설계 및 제작/설치의 밑바탕이 될 것이다.

키워드 : 공력가열 시험설비(Aerodynamic Thermal Simulation Facility, ATSF),

노즈 페어링(nose fairing), 열환경(thermal environment), 시험(test),

설계(design), 요구조건(requirement)

* 열공력그룹/honam@kari.re.kr

** 열공력그룹/iskim@kari.re.kr

*** 열공력그룹/ra@kari.re.kr

**** 열공력그룹/sainti@kari.re.kr

***** 우주발사체사업단/gwcho@kari.re.kr

1. 서 론

발사체나 재돌입 비행체는 대기 중을 높은 Mach 수로 비행함으로써 그 표면이 공력가열 현상에 의한 초고온 환경에 노출되게 된다. 이러한 공력가열로부터 발사체 자체나 탑재체를 보호하기 위해서는 물체 표면에 가해지는 열적 부하(Thermal Load)를 정확히 예측하고 필요한 곳에는 적절한 단열 처리를 해 주어야만 한다. 비행 Mach 수가 그렇게 높지 않은 KSR-III 개발에 있어서도 전두부에 가해지는 열로부터 내부 탑재체를 보호하기 위해 공력가열 해석 및 시험을 통하여 적절한 두께의 단열재를 추가하였다 [1]. 더욱 높은 Mach 수로 비행하게 될 KSLV에 있어서는 공력가열 문제의 심각성이 훨씬 더 커질 것으로 예상되며, 특히 탑재체의 중량을 최대한 늘리기 위해서도 지나친 단열재의 추가를 막을 수 있도록 엄밀한 열 해석 및 시험이 수행되어야 할 것이다.

발사체나 재돌입 비행체, 혹은 내부 탑재체의 열 환경은 크게 두 단계에 의해 예측된다. 첫 단계는 발사체나 재돌입 비행체 외부에서 공력가열에 의해 비행체 표면에 가해지는 열을 예측하는 일이다. 다음으로 이것을 경계 조건으로 하여 비행체 외피(Shell)의 안쪽 경계면 온도나 혹은 탑재체 등의 온도를 예측하는 일이다. 물론 이 두 단계가 물리적으로는 서로 연계되어 있으나, 가해지는 열의 양이 많은 경우(비행 Mach 수가 높은 경우) 외피 내부로의 열전달을 무시하여도 첫 단계에서 구한 결과는 거의 변화가 없다. 따라서 두 단계를 각각 독립된 과정으로 생각하고 해석 및 시험을 수행할 수 있다. 여기서는 첫 단계인 공력가열 예측 단계로부터 비행체 외부로부터 가해지는 열을 알고 있는 경우, 외피 내부나 혹은 탑재체의 열적 환경을 예측하는 일에 대하여 논의하고자 한다.

비행체 외부로부터 가해지는 열, 혹은 물체 표면에서의 온도가 경계조건으로 주어지는 경우, 내부의 온도 분포는 해석 혹은 시험으로부터 구할 수 있다. 먼저 해석의 경우 비행체나 탑재체

의 물성치를 정확히 알고 있는 경우 유한요소기법(FEM, Finite Element Method)이나 혹은 그 밖의 다양한 수치해석 기법을 통하여 예측이 가능하다. 그러나 실제 비행체에 있어서 정확한 물성치를 제공하기가 어려우며, 또한 복잡한 내부 열전달이 있을 경우 그 결과를 신뢰하기가 매우 어렵다. 따라서 최종적으로는 실제 비행체 혹은 거의 유사한 모델에 대한 공력가열 시험을 통하여 내부의 열 환경을 예측하는 것이 발사체 설계 과정이다.

본 연구에서는 KSR(Korea Sounding Rocket) 시리즈의 개발을 위해 사용되어 왔던 공력가열 시험설비(ATSF, Aerodynamic Thermal Simulation Facility)를 KSLV 시리즈의 개발에 적합하도록 사양 향상(Upgrade)시키기 위한 설계를 위해 고려해야 할 사항이 무엇인지 살펴보고자 한다. 먼저 설비의 필요성 및 그 한계에 대하여 고찰하였으며, KSLV 개발을 위해서는 어떤 기능을 갖추어야 할지를 고려하였다. 마지막으로 필요한 장비의 사양을 대략적으로 제안하였으며, 이는 앞으로 수행될 상세 설계 및 제작/설치의 밑바탕이 될 것이다.

2. 공력가열 시험설비의 필요성

앞에서 발사체의 열 환경 예측은 두 단계 과정을 거쳐서 이루어진다 하였으며, 특히 외부로부터의 공력가열이 경계조건으로 주어지는 경우의 내부 열 환경에 대한 신뢰성 있는 결과는 시험을 통해 얻는 것이 일반적이라 하였다. 여기서는 이러한 주장이 어느 정도 타당성을 지니는지를 알아보려고 한다. 특히 공력가열 시험의 전제가 되는 외부로부터의 공력가열이 주어진다라는 조건에 대한 타당성을 먼저 검증하고자 한다. 다음으로 이러한 전제가 만족 될 경우 공력가열 시험의 필요성에 대하여 고려해 보고자 한다.

2.1 외부 공력가열 예측

외부에서 비행체로 가해지는 열량은 이론상 물체 내부로의 열전달과 연계되어 있다. 즉 대류

(Convection)나 복사(Radiation)에 의해 외부로부터 열이 유입(혹은 유출)된다고 할 경우, 이는 물체 표면 온도의 함수가 된다. 그런데 물체 표면에서의 온도는 비행체 외피(Shell)의 물성치 뿐만 아니라 이를 통하여 내부로 전달되는 열량에 좌우될 것이다. 따라서 비행체 외피에서의 열전달을 예측하기 위해서는 내부의 열 환경 역시 같이 고려되어야 할 것이다. 만약 그렇지 않고 외피 내부를 단일 조건으로 두고 예측한 외피 외부(고속 고온 공력가열에 노출된 부분)의 온도 혹은 열전달 분포는 한계를 가질 수밖에 없을 것이다. 만약 이러한 예측 기법의 오차가 매우 큰 경우 앞에서 설명한 두 단계 과정에서의 공력가열 시험 역시 가해지는 경계조건의 부정확성과 물리적 개념상의 한계로 인해 시험의 필요성에 대한 근본적인 고려가 필요할 것이다.

그러나 최근의 공력가열 시험에 관한 문헌[2,3]에서도 위의 두 단계 과정을 그대로 따르고 있으며, 이러한 절차의 한계에 대한 언급도 찾아 볼 수 없다. 따라서 실제적인 문제에 있어서 외피 내부를 통한 열전달이 비행체 외부의 온도나 열전달 예측에 크게 영향을 받지 않기 때문인 것으로 추정할 수 있다. 비행체 외부를 통한 열전달은 외피 각 지점에서 시간에 따른 함수로 주어져야 하기 때문에 계산 시간이 작은 경험적 혹은 해석적 기법이 필요하며, 전산유체역학의 발달에도 불구하고 이러한 비정상(Unsteady) 열 환경의 예측에는 1960년대에 개발되었던 기법[4]들이 아직까지도 유용하게 사용되고 있다 [5]. 이러한 기법은 비행체 외피에서의 대류(Convection) 및 복사(Radiation)에 의한 열전달만을 고려하고 내부를 통한 열전달은 없다고 가정하고 있으며, 비행 시험과도 일치된 결과를 보여주고 있다 [5]. 따라서 이러한 가정이 실제적인 문제에 있어서는 타당성을 지니고 있다고 결론지을 수 있을 것이다. 물론 대상이 되는 비행체의 대부분이 높은 비행 Mach 수에 의해 외부에서의 열전달이 워낙 커서 내부를 단일로 가정하여도 차이가 없는 경우라고 할 수 있을 것이며, 속도가 느린 경우 내부로의 열전달이 외부 열전달에 큰 영향을 미칠 수 있을 것이다. 그러나 저속 비행의 경우에는 공력가열

문제가 심각하지 않으며, KSLV에 있어서도 높은 비행 Mach 수가 예상되므로 이러한 내부 단일 가정을 사용한 외부의 열전달 예측 기법을 신뢰할 수 있을 것이다.

설계하고자 하는 공력가열 시험설비에 있어서도 비행체 외부에서의 열전달은 앞에서 언급한 기법들과 유사한 MINIVER 코드[6]를 사용하여 주어질 것이다. 이 기법에 대한 자세한 설명 및 검증 결과 등은 다른 연구 보고서에 기술될 것이며, 앞에서 설명한 1960년대의 기법들을 그대로 사용하고 있다. 외피의 두께가 얇은 경우는 외피 내부로의 단일 조건을 가정하나, 두꺼운 경우는 내부에서의 열전달을 고려하여 두께 방향으로의 온도 분포를 1차원 해석을 통하여 함께 구할 수 있는 기능을 가지고 있다. 그림 1에는 발사체 nose fairing 내부의 열전달 현상을 바꾸어 가며 해석한 결과를 나타내었다. Nose fairing의 분리가 약 200초 부근에서 일어나므로 이 시간까지의 공력가열 특성을 나타내었으며, 외피 내부 벽면에서의 복사 및 대류 조건을 극단적으로 바꾸어 가며 얻어진 결과를 비교한 것이다. 이 그림에서 흥미로운 점은 외피 외벽에서의 표면 온도 분포나 열전달 특성이 내벽에서의 열전달에 거의 영향을 받지 않는 것으로 나타나 있으며, 따라서 앞에서 말한 2단계 공력가열 특성 예측 기법의 전제 조건이 충분한 물리적 타당성을 지니고 있음을 알 수 있다.

2.2 공력가열 시험설비의 측정 대상

앞에서 비행체 외부에서의 열전달 및 온도 분포는 내부 조건에 거의 무관하게 주어짐을 확인하였으며, 따라서 해석적 혹은 그 밖의 기법으로 구한 외피 외부의 온도 혹은 열전달량 분포를 경계조건으로 공력가열 시험을 수행할 수 있음을 알 수 있다. 그렇다면 이제는 공력가열 시험설비로써 무엇을 측정할 수 있으며, 어떤 시험 기법을 적용해야 할 것인가를 고려해 보고자 한다.

2.2.1 구조물의 내열 성능 측정

가장 먼저 생각해 볼 수 있는 것이 구조물의 내열 성능이다. 즉 외피나 내부 구조물 등이 고

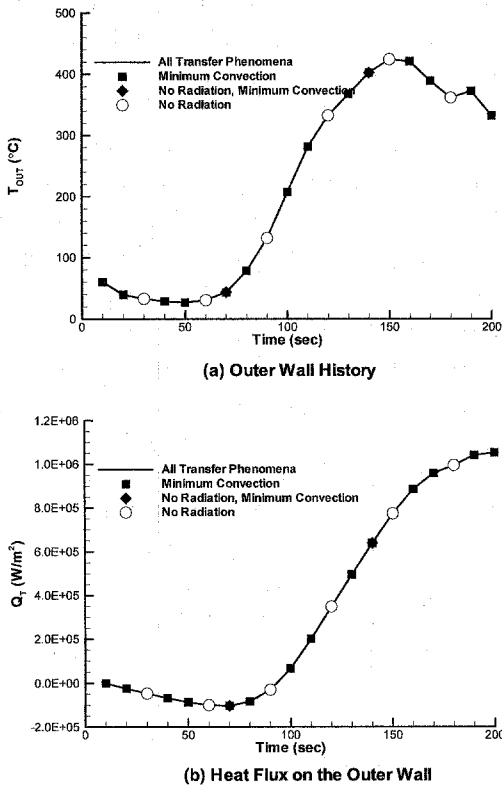


그림 1. 내벽 열전달 조건 변화에 따른 외벽 가열 특성 비교

은 환경에서도 구조적 요구 조건을 만족할 수 있는 지, 혹은 극단적인 경우 열 하중(Thermal Stress)에 의해 파손되지는 않는지 등을 확인하는 것이다. 이는 육안 확인도 어느 정도 가능하겠지만 궁극적으로는 적절한 장비에 의한 구조 하중을 함께 가함으로써 판단할 수 있을 것이다. 이러한 기능을 가진 대표적 시험 시설로 1964년 초 음속 및 극초음속 항공기의 구조 가열 시험을 위해 설립된 NASA Dryden Flight Research Center의 Flight Loads Laboratory(FLL)[7,8]이 있으며, 20MW의 소요 전력으로 최대 146×113 ft 크기의 모델까지 시험이 가능하다. 궁극적으로 이러한 기능을 갖추는 것이 필요할 것으로 보이거나 현재의 장비 성능 향상에는 이를 포함하지 않을 예정이다.

2.2.2 외피 내부에서의 온도 분포

열의 관점에서 보면 가장 먼저 생각할 수 있는 것이 외피 내부(Inner Side of the Shell)에서의 온도 분포이다. 높은 공력가열이 예상되는 경우 단열재로써 외부를 둘러싸며, 그 목적은 구조물의 보호뿐만 아니라 탑재체에 적절한 열 환경을 제공하는 것이다. 즉 탑재체를 둘러싼 열 환경이 탑재체의 정상 동작에 합당하도록 해야 하며, 이의 판단을 위해 공력가열 시험을 수행하는 것이다. 그런데 탑재체의 정상 작동을 위한 열 환경을 외피 내부의 온도에 의해 결정할 것인지 아니면 탑재체 외부(Housing) 혹은 표면의 온도로 해야 할 것인지는 검토가 필요할 것이다. 그러나 일반적으로 단열재의 성능을 판단함에 있어서는 단열재를 통하여 얼마나 많은 열이 내부로 유입되는지, 혹은 단열재 내부의 온도가 얼마나 되는 지로써 판단한다. 특히 재사용 발사체에 사용하기 위한 단열재(TPS, Thermal Protection System)의 성능은 시편을 사용하여 이와 같은 방법으로 측정한다 [3,9]. 특히 TPS는 내부에 얇은 공기층이 존재하며 이로 인하여 주위 압력에 따라 열전달 계수가 많은 차이를 나타내고, 따라서 이러한 시험에서는 공력가열 시험 장비를 압력 조절이 가능한 진공 챔버(Vacuum Chamber) 내부에 설치한다. 이와 같은 진공 챔버는 TPS와 같은 단열 시스템을 갖추기 위해서 필요한 장비지만 현재로서는 이의 설치를 고려하지 않고 있다.

외피 내부에서의 온도 분포가 공력가열 시험에 있어서 중요한 측정 요소가 된다면, 이번에는 이를 제대로 측정하기 위해서는 어떤 환경을 갖추어야 할지를 고려해 보고자 한다. 만약 외피 내부의 유동 현상이나 복사 현상이 벽면 내부 온도 분포에 큰 영향을 미친다면 이를 그대로 정확히 재현(Simulation)하여야만 한다. 그러나 만약 그렇지 않다면 시험 모델을 만들거나 환경을 구성함에 있어서 더 많은 유연성을 가질 수 있으며, 또한 하나의 장비로도 다양한 형태나 크기의 발사체를 시험할 수 있을 것이다.

비행체 외피 안쪽 벽면에서의 온도 분포를 결

정하는 주요 요소로는 외부로부터의 열량 유입, 그리고 외피 내부의 대류 및 복사 현상을 들 수 있을 것이다. 이 중 대류 및 복사의 영향이 크다면 외피 내부의 온도를 정확히 측정하기 위해서는 내부의 형상이나 유동 조건 등을 실제와 같이 두어야 하며, 따라서 실험을 사용하는 것 외에는 대안이 없다고 볼 수 있을 것이다. 그러나 만약 이들의 영향이 크지 않다면, 즉 외부로부터 유입된 열량에 의해 내부 온도 분포가 결정된다면, 외피 내부의 구조물이나 유동 환경을 정확히 나타낼 필요성이 없어지게 된다. 따라서 시험 장비의 크기에 맞추어 발사체 전두부의 일부를 잘라서 시험하거나, 최소한 내부 구조물을 그대로 나타내려 애쓸 필요는 없을 것이다.

이를 확인해 보기 위하여 KSLV-1과 크기가 유사한 반구(Hemisphere)에 대하여 상용 열 유동 해석 프로그램인 Fluent[10]를 이용하여 열전달 해석을 수행하여 보았다. 먼저 그림 2에 나타낸 것과 같이 반경이 1.5m인 반구에 대하여 축대칭 유동을 가정하였으며, 외피(Shell)의 두께는 20 mm로 하되 물성치는 밀도 500kg/m³, Cp 1,000J/kg-K로 하였다. 외벽을 통한 열전달은 그림 2에서 좌표 (-1.5,0.0)이 θ 가 0°, (0.0,1.5)를 90°로 하였을 때 다음 식에 의해 결정되도록 하였다.

$$q = 20,000 \sin(\theta) \sin\left(\frac{\pi}{100} \times t\right) \text{ [W/m}^2\text{]}$$

위 식은 KSLV-1에 대하여 MINIVER로 구한 정체점(Stagnation Point)에서의 열전달의 시간

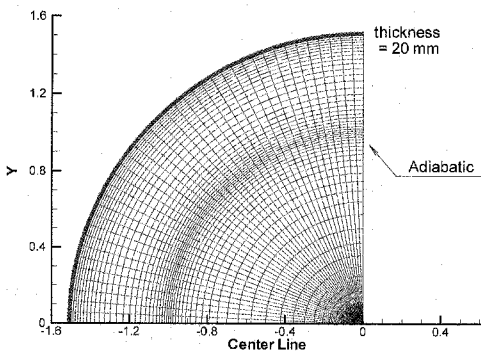


그림 2. 반구 내부의 열전달 해석 격자

분포를 sine 함수를 이용하여 공간상으로 확대한 것이며, 정량적 의미는 없다고 보아야 할 것이다. 중력은 +x축 방향으로 작용한다고 가정하였으며, 해수면 표준대기에서 물체의 가속도 및 내부에서의 복사 현상은 고려하지 않았다. 먼저 내부 유동이 없고 외피만 있는 경우에 대하여 벽면 내부에서의 단열 경계조건에 대한 열전달 해석을 수행하였다. 전도 계수(k)의 값을 1.0 W/m-K 및 0.1로 바꾸어 가면서 구조물 내부에서의 열전달을 해석하였으며, 그림 3에서 알 수 있듯이 열전달 계수가 낮으면(단열성이 높으면) 외피 외부의 온도는 올라가되 내부 온도는 거의 변하지 않는다. 열전달 계수가 높아지면 내외부 온도 차이가 줄어들며 내부 벽면의 온도의 반응은 외부에 비하여 느림을 알 수 있다. 마지막으로 층류 유동

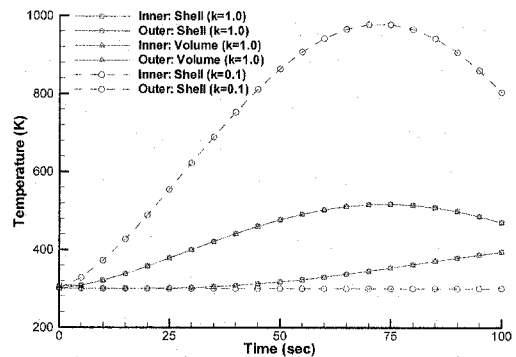


그림 3. 정체점 외피 내외부 온도 분포 비교

을 가정하여 내부의 유동을 해석하여 보았다. 열전도 계수가 낮은 경우는 벽면 내부의 공간적 온도 구배가 거의 없고 따라서 자연 대류(Natural Convection)가 거의 생기지 않을 것으로 생각하여 해석하지 않았으며, 공간상의 온도 구배가 있는 열전도 계수가 높은 경우에 대한 유동 해석 결과를 그림 3에 함께 나타내었다. 정체점 벽면 내외부 온도 분포를 보면 내부 유동을 가정한 경우와 내부 단열 조건을 준 경우의 결과가 거의 구분이 안 될 정도로 일치함을 알 수 있다. 따라서 이와 같은 조건에 있어서는 내부 자연 대류의 영향은 거의 없다고 볼 수 있을 것이다. 또한 구

체적 해석은 수행하지 않았으나 현재와 같은 내부 온도 분포라면 복사 현상의 영향 역시 거의 없을 것으로 추정된다. 따라서 비록 제한된 해석 결과이기는 하나 외피 내부 벽면 온도를 구함에 있어서는 내부 유동 현상이 큰 영향을 미치지 않는 것으로 보이며, 따라서 시험 모델의 설계에 있어서도 외피만 있는 형상을 사용해도 될 것으로 보인다.

만약 외피의 물성치를 정확히 알 수 있다면 외피 내부의 온도 분포는 굳이 시험을 통하지 않고 3차원 열전달 해석에 의해서도 구할 수 있을 것이다. 그러나 여러 층의 재료로 구성된 발사체 전두부의 경우 시편이 아닌 3차원 형상에 대한 열전달 계수를 포함한 물성치를 정확히 나타내기가 어려우며, 따라서 실제 비행 모델에서의 내벽 온도 분포를 정확히 예측하기 위해서는 공력가열 시험이 반드시 필요하다.

위에서 살펴본 바로는 외피 내부에서의 온도 분포를 구함에 있어서 내부 유동 현상이 미치는 영향이 크지 않았으며, 따라서 시험 모델을 제작함에 있어서 제약 조건이 많이 사라진다 할 수 있을 것이다. 만약 외피나 구조물 내부의 열전달 현상이 벽면 두께를 따른 1차원적 현상에 의해 지배된다면, 즉 구조물 내부에서의 온도 공간 분포에 따른 영향이 적다면, 시험 모델을 실제 형상을 임의의 조각으로 나누어서 만들어도 된다는 뜻이 된다. 즉 극단적인 경우 시편 형태로 만들어서 시험을 해도 외피 내부의 벽면 온도는 충분한 정확도를 가진다고 볼 수 있을 것이다.

2.2.3 탑재체 표면에서의 온도 분포

앞에서는 외피 내부에서의 온도 분포 측정 시험 목적인 경우에 대하여 알아보았다. 이러한 측정을 통하여 탑재체의 정상 작동 가능 여부를 대략적으로 예측할 수도 있겠지만, 탑재체 표면에서의 온도 분포를 파악함으로써 더욱 정확한 예측이 가능할 것이다. 이를 위해서는 외피 내부 공간에서의 유동 현상 및 탑재체의 형상 등이 정확히 나타내어 져야 할 것이며, 자유 대류의 모사를 위해서는 압력 환경은 맞추지 못한다 하더라도 중력의 방향만이라도 나타낼 수 있게 해야

할 것이다. 따라서 시험 모델의 설계에 있어서도 실제 비행 모델로부터 유동이 없거나 단열, 혹은 대칭 등의 조건이 만족되는 단면만이 절단이 가능한 부분이 될 것이다. 그러나 이러한 경우에 있어서도 모델 설계의 제약이나 시험의 난이도에 있어서 앞의 벽면 온도 분포의 경우보다는 훨씬 심할 것으로 예상된다.

2.3 공력가열 시험 정확도의 한계

지금까지는 공력가열 시험의 경계 조건이 되는 외피의 외벽 온도 혹은 열전달 예측 기법, 그리고 공력 시험 목적에 따른 고려 사항 등을 살펴보았다. 여기서는 이러한 시험이 어느 정도의 오차를 나타낼지, 즉 측정된 온도를 어느 정도 신뢰할 수 있는 지 간단히 살펴보고자 한다.

먼저 공력가열 시험 결과의 불확실성은 경계 조건으로 주어지는 외부 열전달 혹은 온도 분포의 오차에 기인한다. MINIVER나 혹은 그 밖의 예측 기법들은 물체의 형상을 정체점, 평판 등과 같은 단순한 모양으로 가정하여 열전달을 계산한다. 이러한 기법들이 오랜 동안의 경험을 통하여 상당한 최적화가 이루어졌다고는 하나 아직까지 비행시험 결과와 화씨 수십도 정도의 오차를 나타내고 있다 [5]. 물론 KSLV와 같은 발사체는 형상이 비교적 단순하여 더 높은 정확도를 기대할 수도 있겠으나, 오차의 크기(Order)는 여전히 10° 정도 크기임을 염두에 두어야 할 것이다.

다음은 시험설비에 의한 오차이다. 시험 목적에 적합하도록 모델을 잘 설계하였고 경계 조건으로 주어지는 모델 외벽에서의 시간에 따른 온도 분포 역시 정확하다 하여도 이를 정확히 나타낼 수 있다고는 보장할 수 없다. 가장 단순한 경우로 TPS의 시편에 온도의 공간 분포는 없이 시간에 따른 온도 변화만을 나타내는 경우에 있어서도 역시 화씨 수십도 정도의 오차를 가짐을 알 수 있다 [3]. 따라서 단순한 경우의 온도 분포 측정에 있어서도 십도 이내의 정확도를 기대하기는 어려우며, 이정도의 정확도를 얻기 위해 복잡한 모델을 사용하는 것은 적절하지 않음을 알 수 있다. 또한 모델 형상에 곡률이 큰 경우에는 온도의 시간 분포뿐만 아니라 공간 분포 역시 대단히

중요하며, 초음속 비행체 날개의 전단부(Leading Edge) 같은 경우에는 통상적인 온도 제어 기법으로는 주어진 분포를 전혀 따라가지 못하는 경우도 있다 [2]. 따라서 원하는 온도 측정의 정확도가 10° 정도의 크기라면 이와 같은 기법으로는 달성하기가 대단히 어려우며, 또한 단순화한 경우와 복잡한 시험의 차이가 이러한 범위 내에 있다면 단순화된 시험 기법을 선택하는 것이 합리적임을 알 수 있다.

2.4 Nose Fairing 내외부의 열 환경

지금까지 공력가열 시험설비의 필요성 및 시험 기법의 정확도에 대하여 알아보았다. 장비의 필요성을 간단히 요약하면 발사체 자체 혹은 탑재물이 적절한 열 환경에 놓이게 되는지를 지상 시험을 통하여 알아보기 위한 것이라고 할 수 있다. 발사체에서 열 환경 문제가 심각한 부분으로는 nose fairing 내외부 및 탑재체 공간, 엔진 플룸에 의한 기저부 가열, 엔진 및 노즐 등의 고온 환경이 있으며, 추진제나 산화제 탱크, 그리고 공급계 계통에 대한 저온 환경을 들 수 있을 것이다. 이 중 공력가열 시험은 고온 환경을 모사하기 위한 것이며, 특히 nose fairing 내외부의 열 환경 모사가 주요 기능이 된다. 따라서 일반적인 위성 발사체에 있어서 어느 정도의 열 환경을 요구하는지를 파악하는 것도 대단히 중요한 일일 것이다.

대기권 비행 중에 가해지는 공력 가열에 대하여 발사체 nose fairing 내외부에 적절한 단열을 가하며, Delta IV 발사체의 경우 그림 4에 나타난 것과 같은 열 환경을 얻을 수 있다. 이 그림에서 보면 분리 레일(Separation Rail)만이 약 100°C 근처 까지 온도가 상승할 뿐, 그 밖의 nose fairing 내벽에서는 모두 온도가 60°C 이내로 유지됨을 알 수 있다. 따라서 탑재물의 온도는 이것 보다 낮은 값을 유지할 수 있음이 명백하다.

탑재물(Payload)에 가해지는 열 환경에 대해서 COMSTAC(Commercial Space Transportation Advisory Committee)의 설계기준(Guide)에 보면 fairing으로부터 탑재물로 전달되는 열량(Heat

Flux)이 500W/m^2 이하가 되도록 규정되어 있다. 위의 Delta 발사체의 경우 400W/m^2 이하의 값을 보장하고 있다. Taurus 발사체의 경우는 최대 벽면 온도가 121°C (emissivity=0.92), Rokot 발사체는 150°C (emissivity=0.10)로 발표되어 있다. 다목적실용위성(KOMPSAT) 1호기의 경우 PAF(Payload Attach Fitting)에서의 온도를 54°C 이하로 요구하였으며, 실제 발사 시 측정 결과 그 보다 낮은 값을 얻었다. 참고로 KSR-III 비행 시험 결과 상승 비행 구간에 있어서 송수신부(Telemetry Section)에서의 온도가 약 70°C 정도를 나타내었다. Nose fairing에 상당한 단열을 가하고 비행 Mach 수도 발사체에 비하여 높지 않았음을 고려하면 KSLV 개발 시에는 열 환경의 예측 및 시험에 세심한 주의를 기울여야 할 것이다.

3. ATSF 성능 향상 설계

항공우주연구원 공력가열 시험설비(KARI Aerodynamic Thermal Simulation Facility)의 주된 목적을 KSLV 발사체 외피(Shell) 내부의 온도 분포 및 탑재체의 온도 환경을 측정하기 위한 것으로 하고 여기서는 이를 위한 설비를 설계하고자 한다. 이 설비는 KSLV 발사체의 전두부 뿐만 아니라 그 밖의 구성품(Component)이나 단열재 성능 측정 등에도 사용될 수 있을 것이며, 성능 한도 내에서 다양한 가열 시험이 가능하도록 함으로써 설비의 활용도를 높일 수 있도록 해야 할 것이다. 그러나 이것은 부수적인 것으로 설비의 요구조건(Requirement)을 설정함에 있어서는 KSLV를 주된 대상으로 하고자 한다. 본 시험설

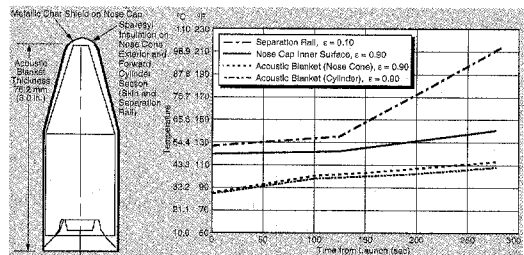


그림 4. Delta IV Nose Fairing 내부 열 환경

비는 KSLV의 비행 중에 가해지는 공력가열 현상을 지상에서 재현함을 목적으로 하며, 앞에서 언급한 바와 같이 구조 하중 시험이나 고공 환경의 모사 등의 기능은 현재로서는 고려하지 않기로 한다.

3.1 공력가열 시험설비의 요구 조건 설정

공력가열 시험설비를 설계하기 위해서는 먼저 비행체에 가해지는 최대 가열 조건이 주어져야 한다. 현재 소형 발사체인 KSLV-I의 개념 설계가 진행 중이고, 저궤도 실용 위성급 발사체인 KSLV-II의 설계는 아직 정량적 결과를 기대하기는 어렵다. 따라서 KSLV에 대한 구체적 정량적 자료보다는 다른 발사체나 재돌입 비행체의 가열 형상(Profile)을 참고로 하여 요구 조건을 설정하고자 한다.

비행체의 공력가열 형상은 일반적으로 그림 5와 같이 주어진다. 이와 같은 가열 형상은 물체 표면의 모든 점에 대하여 시간에 대한 함수로 주어져야 하나, 대표적인 몇 지점에 대한 값만 주어져도 설비의 설계에는 충분하다. KSLV 발사체의 경우 가장 가열이 심한 정체점(Stagnation Point) 부근, 가열이 심하지 않은 원추부, 그리고 거의 가열이 없는 실린더부 등으로 나누어 각 점에서 그림 5와 같은 형상을 주면 된다. 본 설계에서는 기본적으로 시험 모델을 세 영역으로 나누고 각각에 대한 가열 요구 조건을 설정할 것이다. 가열 장비의 용량 설정에 있어서는 그림 1(a)와 같은 온도 분포보다는 그림 1(b)에서와 같

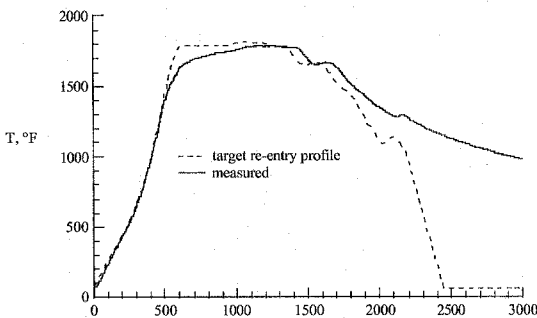


그림 5. 설정된 온도와 시험 표면에서 측정된 온도 (참고문헌 [3])

이 물체 표면에서의 열전달량(q , $[W/m^2]$)으로 가열 형상이 주어지는 것이 필요하다. 동일한 열전달량으로도 사용된 재료에 따라서 온도 변화는 달라질 수 있으며, 따라서 가열 장비는 필요한 열량을 모델에 제공하기만 하면 된다. 2.1에서 설명한 공력가열 예측 기법들은 열전달량 및 표면 온도를 함께 제공하기 때문에 특별한 어려움이 없으며, 가열 장비의 제어에는 그림 5에서와 같이 열전달량이 아닌 외피 외부 온도 설정을 사용한다.

발사체 전두부 형상을 그림 6과 같이 반지름 R 의 반구로 된 고가열부, 길이 L_1 인 잘린 원추(Frustrum)에 해당하는 증가열부, 그리고 길이 L_2 인 실린더에 해당하는 저가열부로 나누었으며, 각 영역에서의 요구 조건을 표 1에 나타내었다. 반구의 직경을 0.5m, cone 형상의 각도(Half Angle)를 18.45°, 길이를 3m, 그리고 실린더부의 길이 역시 3m로 가정한 것이다. 반구 부분이 요구 열전달량이 크나 면적이 작아 전체적인 전력 요구량 결정에는 큰 영향을 미치지 않는다. 오히려 열전달량은 작으나 면적이 넓은 콘 및 실린더부에 의해 요구량이 결정됨을 알 수 있으며, 따라서 시험 모델의 크기를 어느 정도로 할 것인가 대단히 중요한 요소가 된다. 표 1에서 최대 heat flux의 값은 MINIVER로 계산된 것이며, 최대 표면 온도는 외피 외벽에서 예상되는 온도를 의미한다. 각 영역의 면적에 heat flux를 곱해 줌으로써 총 heat flux가 계산되나 이러한 열량을 제공해 주는 장비의 특성에 따라서 실제로 시험 장비가 제공해야 할 열량이 결정된다. 이 표에서는 뒤에 설명될 적외선 램프를 이용한 가열 방식

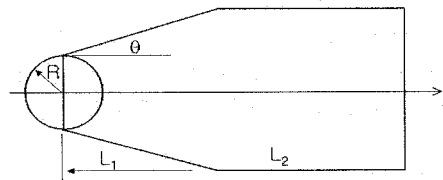


그림 6. 발사체 전두부 형상 정의

을 고려하고 있으며, 표면의 곡면 정도에 따라 가열 장비의 효율을 조금은 보수적으로 추정하여 전력 요구량을 최종적으로 결정하면 1.5MW 정도가 됨을 알 수 있다.

3.2 가열 장비 선정

표 1에 나타난 요구 조건, 특히 최대 온도와 열전달량을 제공할 수 있는 가열 장비로는 대부분의 유사한 시험 시설에 있어서 적외선 복사 가열(Infrared Radiant Heating) 장비를 이용하며, 특히 T-3 텅스텐 석영 램프(Tungsten Quartz Lamp)가 가장 많이 사용 된다 [11]. 이것은 나선형 텅스텐 필라멘트를 3/8 inch 직경의 석영 튜브에 넣은 것으로 필라멘트의 산화를 막기 위해 Argon이나 Halogen 같은 불활성 기체를 주입하기도 한다. 필라멘트는 5,400°F까지 가열되며, 석영 튜브의 구조적 안정성을 유지하기 위해서는 2,500°F 이하로 냉각시켜야 한다. 보통 튜브 표면에 공기를 불어 주는 방식으로 냉각을 하며, 튜브의 양 끝단(End Seals) 역시 산화를 막기 위해 650°F 이하로 냉각되어야 한다. 모델 표면에서 2,500°F 이상의 초고온을 요구하는 경우 램프의 냉각이 심각한 문제점으로 대두되나 재돌입 비행체가 아닌 KSLV와 같은 발사체에 있어서는 필요시 위에서 언급한 공랭식 방법으로도 이러한 어려움을 피할 수 있을 것으로 생각된다. 텅스텐 석영 램프는 최대 1.5MW/m² 정도의 에너지를

초고온이 요구되는 시험 조건에서는 텅스텐 석영 램프로는 앞에서 말한 바와 같은 한계가 있으므로 흑연 히터(Graphite Element Heater)가 주로 사용되고 있다. 이것은 고공 환경(저압 조건)에서의 방전 문제가 없기 때문에 고온을 요구하는 진공 챔버(Vacuum Chamber) 시험에 특히 많이 사용된다. 그리고 텅스텐 석영 램프에 비하여 작동 전압이 낮아 안전하고 제작비가 저렴하다는 장점을 지니고 있다. 그러나 공기 중에서는 산화(Oxidation)되기 쉽고, 기성품(Off-The-Shelf)이 없어 주문 제작을 해야 하며, 부서지기 쉬워 취급이 어렵다는 단점이 있다. 표 2에는 이 두 가지 장비의 장단점을 텅스텐 석영 램프를 기준으로 비교하였으며, KSLV의 요구 조건을 볼 때 흑연 히터를 사용해야 할 특별한 이유를 찾아보기 어렵다. 따라서 KSLV 개발을 위한 공력가열 시험설비는 텅스텐 석영 램프를 사용하여 구성하고자 한다.

1960년대 미국에서의 극초음속 연구가 한창일 때는 많은 T-3 램프 회사들이 있었으나 지금은 대부분이 사라지고, 미국의 Research Inc. 만이 다양한 용도의 제품을 개발하여 상업용 제품을 공급하고 있는 것으로 보인다 [12]. 특히 수냉식 Aluminum 반사판(Reflector)을 사용한 램프 모듈을 제공하고 있어, 이들을 적절히 조합하여 사용함으로써 원하는 에너지를 얻을 수 있을 것으로 보인다. 램프로부터 모델에 전달되는 에너지의

표 1. 공력가열 시험 장비 요구 전력량 추정

Zone	Area (m ²)	Max. Heat Flux (kW/m ²)	Max. Surf. Temp. (K)	Total Heat Flux (kW)	Heater Efficiency	Power Required (kW)
Nose Cap	1.57	30.00	800	47.12	0.40	117.81
Cone	19.88	15.00	600	298.19	0.50	596.39
Cylinder	28.29	15.00	600	424.36	0.60	707.27
Sum	49.74			769.68		1,421.47

모델 표면에 가할 수 있으며, 램프로부터 모델로 전해지는 열효율은 대략 50~70% 정도로 나타난다.

효율을 최대화하기 위해서는 가급적 램프와 모델 간의 거리를 가깝게 해야 하나, 너무 가까운 경우 램프나 모듈의 끝단 부근에서 에너지의 불균

일성이 커진다. 따라서 이를 고려하여 적절한 간격을 유지해야 하며, 경험적으로 약 3 inch 정도가 적당한 것으로 알려져 있다.

3.3 제어 장비 선정

제어 장비의 선정에 앞서 공력가열 시험설비의 제어 시스템이 어떻게 구성되어져야 할지를 먼저 고려하고, 이에 따라 그 특성에 맞는 장비를 선정하는 것이 순서일 것이다. 그림 7에는 일반적인 공력가열 시험설비의 제어계 구성을 간략히 도시하였으며, 제어계의 주요 요소는 그림 좌측에 놓인 3개의 장비로 구성된다고 볼 수 있다.

먼저 Programmer는 사용자가 지정한 시간에 따른 온도(혹은 가열량) 특성을 Controller에게 알려주는 역할을 수행한다. 그림 6에 나타난 것과 같은 단순한 형상에 있어서도 최소한 3가지 이상의 서로 다른 공력가열 형상(Profile)이 주어져야 하며, 엄밀한 시험을 위해서는 훨씬 더 많

은 수의 형상을 필요로 할 것이다. 참고로 1970 년대에 설치된 NASA Marshall의 Space Shuttle 동체 축소 모형 공력가열 시험설비는 위, 아래, 옆의 3개 형상을 줄 수 있도록 되어 있다. 당시만 해도 하나의 형상에 대하여 하나의 Programmer가 필요하였으나, 1990년대 초에 설치된 항공우주연구원의 소형 공력가열 시험 장비에 있어서는 하나의 PC가 최대 20개의 다른 형상을 제어할 수 있을 정도로 기술이 발전되었다.

다음으로 각각의 Controller는 주어진 시간에서의 온도 혹은 가열량이 얼마나 되어야 하는지를 Programmer로부터 지시 받는다. 그림 7에서 시험 모델 위에 동그란 점으로 표시된 온도(혹은 열량) 센서로부터 실제 가열 정도에 관한 정보를 받아서 Programmer가 지시한 값과의 일치 정도를 확인한다. 불일치가 있으면 적절한 제어 알고리즘에 따라서 Regulator에게 가열 장치로 보내는 출력을 조절하도록 지시한다. Controller의 개수는 시험 모델 표면에서의 가열의 균일성 확보에 직접적으로 연관되며, 시험의 정확도를 좌우한다고 볼 수 있다. 위에서 예를 든 NASA Marshall의 장비는 각각의 Programmer에 9, 12, 15개씩의 Controller가 연결되어 있다.

마지막으로 제어 시스템을 구성하는 주요 요소가 Regulator이다. 이것은 Controller로부터 제어 신호를 받아서 얼마나 많은 전력을 히터에 공급하는지를 결정한다. 주로 SCR(Silicon Controlled Rectifier) 형식의 출력 제어가 많이 사용되며, 이 방식은 교류 전압의 한 싸이클에서 제어기를 통과할 수 있는 phase를 조절함으로써

표 2. Tungsten Quartz Lamp의 장단점 비교

장점	<ul style="list-style-type: none"> • Rapid dynamic response compared with graphite elements • Less susceptible to oxidation than graphite elements • Commercially available • Tungsten elements dissolve on failure where graphite elements can short and spark to ground creating safety and setup damage problems
단점	<ul style="list-style-type: none"> • Lower heat flux density than graphite elements • End seal oxidation and high-temperature failure of the quartz tube • Tendency to become dirty and heat-up for carbon-carbon specimen • Difficult to cool the lamp in vacuum • Electrical arcing in a vacuum

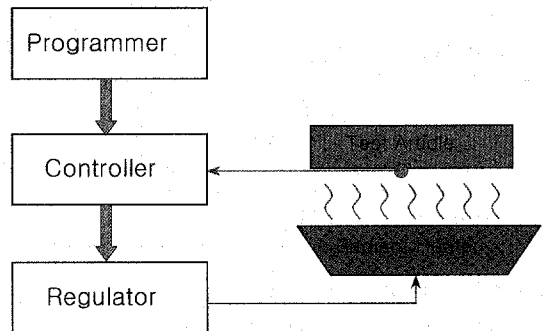


그림 7. 공력가열 시험 장비의 개요도

공급되는 전력을 조절한다. 급격한 출력의 변화를 막기 위해서 일반적으로 부하 조정 회로 (Load Conditioning Circuit)가 부착되어 있으나, 교류 싸이클 동안에 On/Off를 반복하기 때문에 전자기파 문제를 발생시키며 이를 피하기 위해서는 zero crossover power controller를 사용하여야 한다.

3.4 시험 모형 및 장치

앞에서 공력가열 시험장비의 필요성에 대하여 언급하였으나, 장비의 설계 관점에서 보면 장비의 설치가 완료된 후 어떤 방식으로 장비의 성능을 평가할 것인지에 대한 계획이 수립되어야 한다. 물론 시험장비 설치 후 직접 KSLV-1 형상을 대상으로 장비 성능 시험 및 실제 개발 시험을 병행하는 것이 비용 및 시간 면에서 효율적일 수 있을 것이다. 그러나 이 시점에서 KSLV-1의 형상이 확정될 것으로 기대하기는 어려우며, 더구나 장비 성능이나 특성에 대한 기본적인 파악이 끝난 후에 개발 시험 모델의 제작에 착수하는 것이 시행착오를 줄일 수 있는 바람직한 방법일 것이다.

KSR-III의 경우에는 벌집틀 (Honeycomb)의 양면을 Carbon Fiber FRP로 감아 노즈 페어링을 제작하였으며 단열재로는 Dexter 64C1-2 High Temperature-resistant Insulative Coating BMS 10-102, Type I, Class I, Grade 25가 사용되었다. KSLV에 대해서는 아직 결정된 사양은 없으나 노즈 페어링의 재질은 같을 것으로 예상되며 단열재는 코르크 형이 고려되고 있다. 시험 모형도 KSLV와 같은 재질 및 기법으로 제작하는 것이 최선이나 제작 단가가 높아 보다 저렴하도록 벌집틀은 생략하고 수작업 상온 경화 방식의 FRP를 사용할 계획이다. 또한 단열재는 아직 코르크의 사양이 결정되지 않아 KSR-III에 사용되었던 Dexter 단열재를 사용할 계획이다. 원칙적으로는 단열재가 부착되지 않은 모형과 부착한 모형을 별도로 제작하여 비교 시험하는 것이 타당하다. 그런데 수작업 FRP의 경우에는 두 제품의 물성치가 같도록 제작하는 것은 거의 불가능하며 한 제품에서도 위치에 따라 물성치가 달라진다. 이

외에도 제작비용 및 시간의 문제가 있어 본 시험에서는 하나의 시험모형으로 단열재 없이 시험한 후 다시 단열재를 부착하고 시험할 계획이다. 이때에는 시험모형 재질의 온도 Aging 영향 및 온도 측정소자의 재부착에 따른 문제 등을 고려하여야 한다.

4. 세계 공력가열 시험설비 현황

공력가열 시험설비의 성능 향상을 고려함에 있어서 외국의 사례를 살펴보는 것이 많은 도움이 될 것은 분명하다. 그러나 이러한 장비는 발사체 개발이 한창이던 1960년대에 주로 설치되었으며, 따라서 그때의 장비 설계에 대한 know-how들이 관련 기업의 쇠퇴와 체계적인 문서 정리의 미흡으로 인해 거의 남아 있지 않은 실정이다. 1980년대 극초음속 비행체에 대한 연구가 활발히 진행됨으로써 이러한 설비에 대한 관심이 다시 높아졌으나, 이 분야의 자료들이 공개가 제한됨으로써 필요한 정보를 얻기가 용이하지 않다. 또한 발사체 개발 과정에 있어서 어떤 설계 과정을 통하여 전두부의 단열재 설계 및 탑재체의 열 환경을 예측하는 지, 그리고 이중 공력가열 시험설비에 대한 의존도가 어느 정도인지 등에 대한 정보 역시 취득이 대단히 어려운 상황이다. 여기서는 공개된 자료들에 단편적으로 얻어진 것들을 취합하여 제한된 정보나마 살펴보고자 하며, 표 3에 주요 특징을 요약하여 나타내었다.

4.1 ATSS at George C. Marshall Space Flight Center

NASA Marshall Space Flight Center의 ATSS(Aerodynamic Thermal Simulation System)은 1971년 RI(Research, Inc.)에서 설계하였으며 [13,14,15], Space Shuttle의 상승/하강 비행 시 공력가열 현상을 예측하기 위해 설치되었다. Space Shuttle 동체 형상 축소 모형에 대한 시험이 가능하도록 T-3 lamp를 배치하였으며 (그림 8), 길이 조정이 가능한adjustable cantilevered frame(stanchion frame) 방식을 채택하여 모델

단면 형상이 변하여도 쉽게 장치의 설정이 가능하도록 설계된 것이 특징이다. 가열 장비로는 T-3 lamp를 사용하며, 수냉식 aluminum 반사판(Reflector)으로 lamp의 복사열을 집중시킨다. 기체 질소를 표면에 방출하여 가열이 아닌 냉각 조건도 모사할 수 있게 되어 있다.

동체는 윗면, 옆면, 밑면의 3개 영역(Region)으로 구분되어 각 영역에 대하여 각각 다른 온도 혹은 가열량 조건을 줄 수 있다. 이 영역들은 모두 36개의 zone으로 세분되어 미리 설정된 가열 조건이 얻어질 수 있도록 제어된다. 최대 평형 온도(Maximum Equilibrium Temperature)는 윗

표 3. 세계의 공력가열 시험설비 현황

Name	Purpose	Control	Power and Misc.
ATSS(Aerodynamic Thermal Simulation System) at George C. Marshall Space Flight Center	To subject the various scaled down configurations of the Space Shuttle to the dynamic heating conditions it may encounter in ascent and reentry flight	temperature/he at-flux control for each of max. 36 zones	11.5 MW at 460 V Model 160×180×126 in, various section shapes
RHF(Radiant Heat Facility) at Sandia National Laboratories	To simulate a wide range of thermal environments from high-level, short-duration programs to low-level, long-duration programs		
Thermal and Cryogenic Systems of Flight Loads Laboratory at Dryden Flight Research Center	To simulate the thermal environment for the hypersonic aircraft and structural components	510 zones, Tmax=2500°F, dT/dt=150°F/s, q=100Btu/ft ² /s	20 MW Cooling Capability, Water Cooled Reflector, Ceramic Fences for Zone Boundaries
Thermal Vacuum Facility at Langley Research Center	To test launch vehicle TPS by subjecting it to transient thermal and pressure conditions and evaluate the system's overall performance	constant temperature all over the surface	2500T3/CL of 2.5kW, 25 in length No Reflector Cooling, Pressure Control
RHTF(Radiant Heating and Test Facility) at Johnson Space Center	To perform radiant heat testing of small TPS(Thermal Protection System) components or multizone heating tests of large spacecraft TPS and structures	22 independent heater zones	Pressure Control Operation from 1974 at cost of 1.260M, upgrade cost of 3.5M

면 1,200°F, 옆면 1,800°F, 밑면 2,500°F, 최대 가열 면적 66,648 in², 최대 모델 크기 160"(height) × 180"(base) × 126"(depth), 요구 전력은 60 Hz 3상 460 Volt 11.5 MW이다.

Heater가 시험 모델 표면에 가까우면 가열 효율을 높일 수 있으나, 표면에서의 균일도가 떨어질 수 있어서 적절한 간격을 유지하여야 하는데, 여기서는 6-8 inch 정도의 값을 채택하고 있다. 물체 표면에 가열량 제어를 위한 센서를 부착하며, 최대 36개의 zone에 대하여 독립적인 제어가 이루어진다. 모델 형상을 본뜬 template를 만들고 그 주위에 가열 장치를 적절한 간격으로 배치한 후 template를 제거하고 모델을 위로부터 집어넣는 방식으로 설치한다.

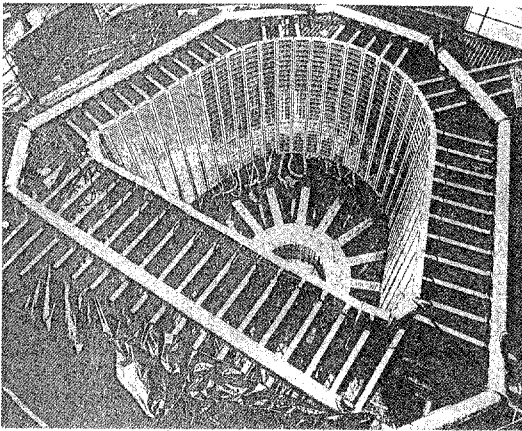


그림 8. ATSS at NASA Marshall Space Flight Center

4.2 RHF at Sandia National Laboratories

미국 Sandia National Lab.의 RHF(Radiant Heat Facility)는 짧은 순간에 고출력을 요하는 것에서부터 저출력을 오랜 시간 요구하는 가열 시험에 이르기까지 다양한 시험 요구에 부응하기 위한 장비이다 [16]. ATSS와 마찬가지로 60 Hz 480 Volt T-3 lamp를 열원으로 사용하며, 소비 전력의 약 86% 정도가 복사열로 전환된다고 한다. 다양한 시험 목적에 적합하도록 여러 가지 형태의 히터를 갖추고 있으며, 출력에 따라 수냉

식 및 공랭식 냉각 방식을 사용하기도 한다. 이외에도 시험 용도에 따라서 T-3 lamp 대신 graphite resistor heater나 ceramic fiber heater를 열원으로 한 장비도 갖추고 있다.

4.3 Thermal and Cryogenic Systems at DFRC

NASA Dryden Flight Research Center는 극초음속 비행체의 공력가열 환경을 시험하기 위한 설비를 갖추고 있으며, 그 특성상 실물 크기의 시험이 가능하다. 그림 9에서 보는 바와 같이 비행체 형태에 맞추어 히터의 효율을 극대화할 수 있도록 frame을 맞춤 제작하여 설치하였으며, 최대 온도 2500°F, 온도 상승률 150°F/sec, 가열율 100Btu/ft²/sec을 얻을 수 있다. 수냉식 반사판을 사용하며 곡률 및 온도 변화가 심한 곳에서는 히터 사이에 ceramic fence를 설치하여 독립적인 온도 조절이 가능하도록 하고 있다. 높은 가열 온도와 실물 크기 모델 시험 등으로 소비 전력량은 20 MW 정도이다.

4.4 Facilities at Other NASA Centers

NASA Langley Research Center는 재돌입 비행체의 열 보호 시스템(Thermal Protection System, TPS)의 성능 시험을 위한 공력가열 시험

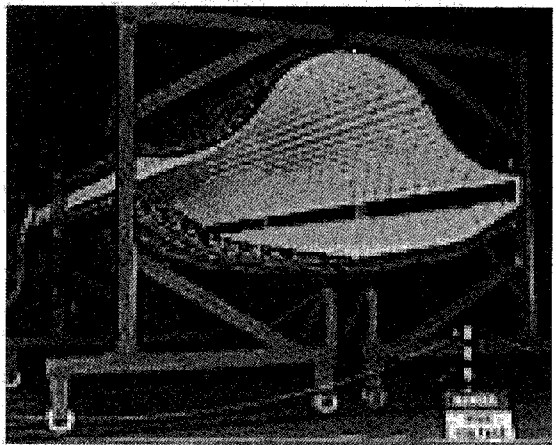


그림 9. Custom-Contoured Radiant Heater System at NASA Dryden Flight Research Center

설비를 갖추고 있다 [17]. 재돌입 비행체의 TPS는 가열량 뿐만 아니라 압력 환경에 따라서도 그 성능이 달라지므로, 대기압에서 거의 진공 정도의 압력을 얻을 수 있는 챔버(Chamber) 내에서 가열 시험이 이루어지도록 한다 (그림 10). 따라서 실물 비행체에 대한 시험은 불가능하고 최대 시험의 크기는 18×36 inch로 제한된다.

NASA Johnson Space Center도 이와 유사한 RHTF(Radiant Heating Test Facility)를 보유하고 있으며, 시험의 크기도 6×8 feet까지 가능하다. 또한 Space Shuttle의 nosecone을 시험하기 위한 직경 39 inch 반구 형상에 대한 가열 시험 설비도 갖추고 있다.

이와 같은 기능을 가진 챔버는 우주 발사체 혹은 재돌입 비행체 개발의 필수 시설로 인식되고 있으며, 일본의 NAL(National Aerospace

즈의 개발을 위해 사용되어 왔던 공력가열 시험 설비(ATSF, Aerodynamic Thermal Simulation Facility)를 KSLV 시리즈의 개발에 적합하도록 사양 향상(Upgrade)시키기 위한 설계를 위해 고려해야 할 사항이 무엇인지 살펴보았다. 먼저 설비의 필요성 및 그 한계에 대하여 고찰하였으며, KSLV 개발을 위해서는 어떤 기능을 갖추어야 할지를 고려하였다. 마지막으로 필요한 장비의 사양을 대략적으로 제안하였으며, 이는 앞으로 수행될 상세 설계 및 제작/설치의 밑바탕이 될 것이다.

참 고 문 헌

1. 이준호, 오범석, 박정주, 조광래, "KSR-III의 열해석 및 단열에 대한 연구," 한국항공우주학회지, 제 28권, 제 7호, pp. 138-144, 2000.
2. Horn, T. J., Richards, W. Lance, and Gong, L., "A Technique for Transient Thermal Testing of Thick Structures," NASA TM-4803, 1997.
3. Daryabeigi, K., Knutson, J. R., and Sikora, J. G., "Thermal Vacuum Facility for Testing Thermal Protection Systems," NASA TM-2002-211734, 2002.
4. Quinn, R. D. and Palitz, M., "Comparison of Measured and Calculated Turbulent Heat Transfer on the X-15 Airplane at Angles of Attack up to 19.0°," NASA TM-X-1291, 1966.
5. Quinn, R. D. and Gong, L., "A Method for Calculating Transient Surface Temperatures and Surface Heating Rates for High-Speed Aircraft," NASA TP-2000-209034.
6. MINIVER: Approach to Aerodynamic Heating-Supplemental Documentation-, Cosmic Program #MFS-21951.
7. Sefic, W. J. and Anderson, K. F., "NASA High Temperature Loads Calibration Laboratory," NASA TM-X-1868, 1969.

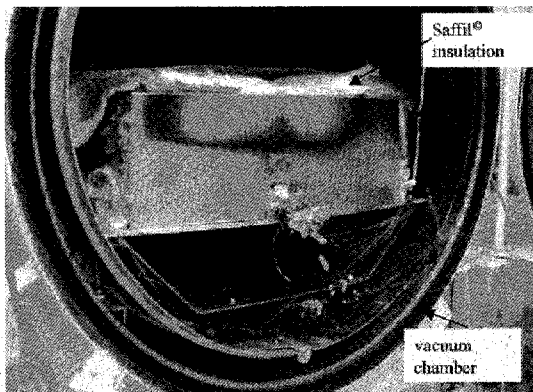


그림 10. Thermal Vacuum Facility at NASA Langley Research Center

Laboratory), 러시아의 TsAGI 등도 이와 유사한 시설을 보유하고 있다. 특히 TsAGI의 TPVK 1 Thermal Strength Vacuum Chamber는 최소 압력 0.1 Pa, 최대 온도 1,750 K을 얻을 수 있으면서 직경이 13.5 m, 길이가 29.5 m에 달하는 엄청난 설비이다.

5. 결 론

지금까지 KSR(Korea Sounding Rocket) 시리

8. <http://www.dfrc.nasa.gov/organizations/FLL/MisFac.html>.
9. Daryabeigi, K., "Analysis and Testing of High Temperature Fibrous Insulation for Resuable Launch Vehicles," AIAA Paper 99-1044, 1999.
10. Fluent 6 User's Manual, Fluent Inc., 2002.
11. Hanson, H. A. and Casey, J. J., "High-Temperature Test Technology," AFWAL-TR-86-3105.
12. <http://www.researchinc.com>.
13. Kitchar, A. F. and Steuffen, R. L., "Aerodynamic Thermal Simulation System, System Controls," NASA CR-124436, Jan. 1973.
14. Kitchar, A. F. and Steuffen, R. L., "Aerodynamic Thermal Simulation System, Radiant Array," NASA CR-124435, Jan. 1973.
15. Kitchar, A. F. and Steuffen, R. L., "Aerodynamic Thermal Simulation System, Related Reference Material," NASA CR-124437, Jan. 1973.
16. Adams, P. H., Class, P. L., Nakos, J. T., and Strait, B. G., "Sandian National Laboratories Radiant Heat Facility," SAND79-2182, Rev. 1, November 1981.
17. Daryabeigi, K., Knutson, J. R., and Sikora, J. G., "Thermal Vacuum Facility for Testing Thermal Protection Systems," NASA TM 2002-211734, June 2002.