

킵 모터 지상 시험의 플룸 복사 열유속 측정

김성룡*, 최상호**, 고주용***, 김인선****

Measurement of Radiative Heat Flux of Kick Motor at Ground Test

Seong-Lyong Kim*, Sang-Ho Choi**, Ju-Yong Ko***, Insun Kim****

Key Words : Plume Radiation(플룸 복사), Kick Motor(킵 모터), Solid Rocket(고체 모터), Ground Test(지상 시험)

Abstract

Plume radiation has been measured during ground tests of KSLV-I kick motor in order to predict the thermal load on the equipment around the kick motor at flight. The measuring positions are the kick motor base, and the measured heats were about 2~5 w/cm². The measured heat showed a lot of shot fluctuation in their values, and the radiative heats at the latter half of time are higher than those of the first half. A plausible explanation for these phenomena was given as the variation of alumina particles with time. The radiative heats along the plume axis were also measured recently at 8 positions with 1.5m radius from plume axis, but only the initial parts of the results could be acceptable because the sensor were damaged by the accumulated heat. The strongest heat occurred at the middle of the plume, which can be explained with different view factors. Despite of the plausible explanation, it seems to need more analysis because the plume structure such as temperature, alumina particle, after burning has not been revealed until yet. The measure heat flux has been reflected in the prediction of the plume radiation at high altitude where the kick motor operates.

1. 서론

위성의 궤도 투입에 사용되는 킵 모터는 고공에서 작동하여 높은 온도의 플룸 가스를 발생시키며, 고온의 플룸에서 발생한 복사열은 킵 모터 주변에 장착된 여러 기기들에 열하중을 가한다. 기기들의 열하중을 방지하기 위해서 복사열을 예측 또는 시험하여 단열 설계를 해야 하는 데 킵 모터의 작동 환경이 진공이기 때문에 지상에서 복사열전달을 포함한 모사 시험은 거의 불가능하다. 대부분의 경우 지상 시험에서 측정된 복사 열유속을 적절히 환산하여 고공 복사 열유속을 예측하곤 한다.

로켓의 플룸 복사열은 사용 연료, 노즐 형상, 작동 환경에 따라 큰 차이가 있다[1]. 특히 배압에 따라서 플룸 형상에 큰 차이가 있기 때문에 지상 시험과 고공 시험의 플룸 복사열 특성은 매우 상이하다. 그러나 외국의 비행 시험 사례들을 보면 지상 시험의 플룸 복사열은 킵 모터 작동 환경인 고공보다 매우 크기 때문에 지상 시험에서 측정된 복사열을 단열 설계에 이용할 수 있을 것으로 사료된다[2].

고체 추진제를 사용하는 KSLV-I 킵 모터는 추진제에 포함되는 알루미늄 때문에, 플룸 내에 알루미늄 입자가 많이 포함되어 액체 엔진보다 훨씬 큰 플룸 복사열을 일으킨다. 킵 모터는 약 18%의 알루미늄을 포함하고 있으며 이론적으로 플룸 내에서 알루미늄 입자는 34%의 질량 분율을 차지한다. 알루미늄은 액체나

고체 입자이기 때문에 체적 분율에서는 10% 미만이지만 플룸 내에 입자가 골고루 분포되어 있다면 흑체 복사에 가까운 알루미늄 입자의 복사 특성 때문이라도 플룸의 복사열은 알루미늄 입자에 의해 좌우된다고 보인다. 문헌에 따라서는 고체모터의 플룸 복사열의 90% 이상을 알루미늄 입자가 차지한다고도 한다.

알루미늄 입자에 의한 복사열은 입자의 크기, 온도, 방사율을 비롯한 방사 특성, 분포도 등에 따라 큰 차이가 있다. 외국의 경우 플룸 입자 분포나 방사율 등을 포함한 기본 연구가 잘 되어 있으며, 모터에 따른 플룸 복사 특성을 예측하는 설계 프로그램이 개발되어 사용되고 있다. 이러한 예측 프로그램은 대부분 기밀로 분류되어 개발국 이외의 나라에서는 사용이 불가능한 형편이다. 한국은 고공에서 운용되는 고체 로켓에 대한 경험이 없지만, 외국의 사례들을 반영하여 플룸 복사열 예측 모델을 개발하였다[2~4]. 그러나 알루미늄 입자의 열역학적 특성은 사용되는 모터에 따라 조금씩 달라지기 때문에 외국의 사례를 KSLV-I 킵 모터에 그대로 적용할 수 없고 지상 시험에서 복사열을 측정해 예측 모델을 계속 검증하여야 한다.

2. 플룸 복사열 측정 결과 및 분석

2.1 측정 센서와 부착 위치

플룸 복사열을 측정하고자 할 때 부딪히는 가장 큰 어려움은 복사열 센서의 선정과 측정 위치, 측정 방향 및 측정 입사각 등이 있다. 상용으로 제작된 센서는 종류가 많지 않아 선택의 폭이 좁을 뿐더러 측정 방향과 입사각의 입체각(solid angle) 등의 결정에 어려움이 많다. 예를 들어 일본의 경우[5] 센서 측정면

* 한국항공우주연구원 열공력팀 saintL@kari.re.kr
** 한국항공우주연구원 열공력팀 sahchoi@kari.re.kr
*** 한국항공우주연구원 열공력팀 sansa3@kari.re.kr
**** 한국항공우주연구원 열공력팀 iskim@kari.re.kr

앞에 입체각을 줄이도록 기구를 설치하여 플룸의 한 면만의 강도를 측정할 경우도 있다. 그러나 이 경우 불확실성이 지나치게 커진다는 어려움이 있다.

KSLV-I의 경우에는 인위적인 입체각 조정을 하지 않고 센서에 들어오는 전체 입사광을 측정하였다. 복사열 센서는 제작회사가 많지 않아 선택의 여지가 많지 않지만, Captec사의 제품으로 모델명이 Total Radiant Flux Sensor를 선택하였다. 운용 온도 범위가 작고 파손되기 쉽다는 단점이 있지만 설치와 운용이 쉽고 가장 저렴하였다. Total Radiant Flux Sensor는 외부에서 센서로 유입되는 복사 에너지에 비례하여 기전력을 발생시키는 thermopile로 이루어져 있기 때문에 측정하는 센서의 온도에 무관하게 열유속을 측정한다. 다만 복사열이 과다할 경우 표면 thermopile이 떨어져 나가는 경우가 발생한다. 킥 모터 저부 방향 측정에서는 문제가 없었지만 측 방향 측정에서 이러한 문제가 발생하여 측정 초기의 데이터만 취득할 수 있었다.

일본의 경우 측 방향으로 플룸 복사열을 측정할 적이 있지만 KSLV-I은 시험장 환경 때문에 지금까지 한번만 측정되었다. 또한 플룸 복사열을 반복 측정할 때, 같은 위치에서 측정하는 것이 중요하지만 킥 모터를 고정할 때의 위치 오차와 킥 모터 저부의 단열재 형상 때문에 위치와 플룸을 바라보는 보기 계수에 약간의 차이가 있었다. 이러한 차이에도 불구하고 각 측정시마다 되도록 동일한 위치에서 측정하도록 노력하였다.

그림 1은 복사 열유속 센서의 위치를 나타내는데, 센서의 크기와 위치를 대략적으로 살펴볼 수 있다. Ch.3으로 표시된 센서는 단열막 위에 부착되어 있는데, 플룸에 대한 보기 계수가 가장 크지만 단열막 자체가 매우 유동적이라 보기 계수가 일정하지 않다. 따라서 정확한 값의 측정은 무리지만 대략적인 복사열량의 크기를 유추하는데 큰 도움이 된다. 나머지 센서들은 고정적인 위치에서 플룸을 바라볼 수 있도록 설치하였다. 대부분 센서가 노즐과 평행한 방향을 바라보도록 설치되었지만 Ch.0과 Ch.4는 플룸을 더 바라볼 수 있도록 노즐 방향으로 약간 경사되어 있다.

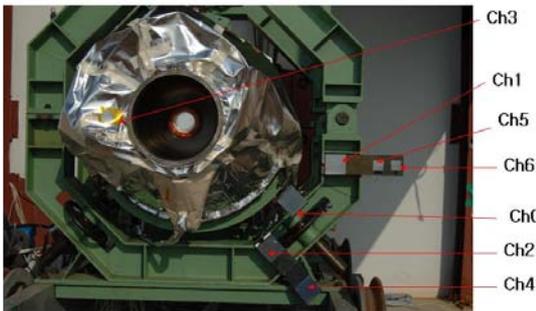


그림 1. 열유속 센서 장착 위치

2.2 저부 방향 복사 열유속

그림 2는 킥 모터 플룸에 대한 측정 중 일부를 나타낸다. Ch.3을 제외한 모든 위치에서 복사열 변화는 매우 비슷하였다. 단열재 위에 장착된 Ch.3은 킥 모터가 작동하면서 단열재가 피지거나 굽혀져 플룸 보기 계수에 변화가 생기면서 다른 변화가 나타났다. Ch.3의 값이 작은 것은 단열재가 굽어지면서 노즐과

반대 방향으로 향하여 나타난 결과로 사료된다.

Ch.3을 제외한 센서 중에서는 플룸을 향하도록 경사진 센서 Ch.0과 Ch.4의 값이 가장 크고, 노즐과의 거리가 가까운 Ch.0의 값이 약간 더 크다. 반면 비슷한 위치에서 반경 방향 길이만 다른 Ch.1, Ch.2, Ch.5, Ch.6의 복사열은 Ch.5의 값이 가장 크지만 그 차이는 매우 미미하다. 경험적으로 이 정도의 차이는 센서 자체의 차이 정도이기 때문에 대부분 비슷한 복사열이라 보는 것이 타당할 것이다.

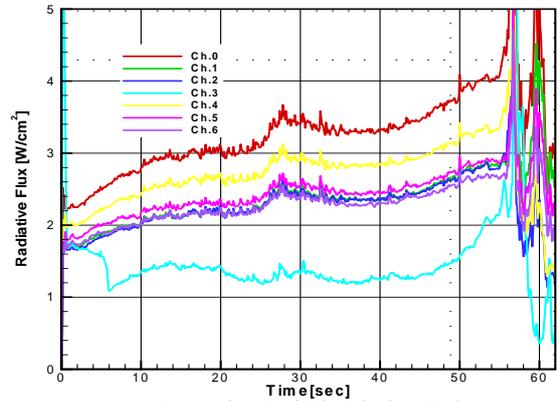


그림 2 각 센서의 복사 열량

55초 이후에 갑자기 튀는 현상은 연소 종료 후의 잔류화염에 의한 현상으로 초음속 플룸이 아니라 아음속으로 부력화염에 의한 복사열이다. 잔류화염은 연소실 압력이 대기압으로 떨어지면서 미연소된 추진제가 연소하는 현상으로 실제 비행에서는 나타나지 않는 현상이다.

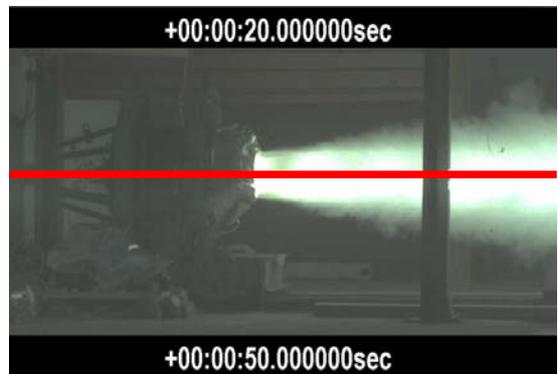


그림 3. GT-3 20초와 50초에서의 플룸 비교

2.3 플룸 복사열 변화 분석

그림 2에서 보면 점화 후 약 28초에서 35초까지를 제외하면 전반적으로 복사열유량은 지속적으로 상승한다. 가지적으로도 그림 3의 고속 카메라 영상을 보면 후반기에 플룸의 밝기가 전반보다 더 밝아지는 것이 확인된다. 해석적으로 두 시간대의 플룸 팽창 모습은 유사해야 하는데 실제로 그렇지 못한 것은 기체의 팽창과 다른 거동을 하는 알루미늄 입자에 의한 영향으로 판단된다.

복사열의 차이가 추력이나 연소압, 목 삭마 현상 등과 연관이 있는 것 같지만 서로 연소실 형상이 다르고 목면 면적도 약간 다르기 때문에 명확한 이유를 단정할 수는 없다. 다만 연소가 진행되면서 연소실 내부에 쌓였던 알루미늄 슬래그가 점점 많이

빠져 나오거나 목 삭마에 의한 목 면적 증가에 큰 연관이 있을 것으로 추정된다.

연소 시간 27초 후부터 약 10여초 동안 복사열이 감소하는 구간이 있는데 이 부분은 연소 압력이 감소하다가 약간 증가하는 시간과 일치한다. 플룸 복사 of 대부분이 알루미늄 입자에서 나오기 때문에 알루미늄 입자가 감소하는 것으로 추정되지만, 연소압과 알루미늄 입자의 감소가 어떤 연관이 있는지 현재로서는 확인할 수가 없었다. 다만 추진제가 연소됨으로써 연소실 형상이 변하고 이에 따라 알루미늄 슬래그가 쌓이는 문제와 연관된 것으로 추정된다.

측정된 복사열에서 특징적인 현상 중 하나는 전 시간에 걸쳐 짧은 시간의 복사열 섭동현상이다. 섭동 현상은 축소형 모터 시험을 포함한 모든 지상 시험에서 관찰되었으며 외국의 비행 시험에서도 나타난다. 섭동 현상을 가시적으로 확인하기 위하여 섭동 현상이 나타나는 시간대의 고속카메라 영상을 그림 4에서 비교하였다. 그림 4에서 불과 수 msec 동안 갑자기 밝아지는 플룸이 나타났다가 사라지는 것이 확인된다. 참고문헌[6]에서 고체 모터의 특징 중 하나로 슬래그가 순간적으로 증가하여 분출되는 현상을 설명하는데 그림 4가 바로 이에 해당한다고 볼 수 있다. 그러나 이런 섭동은 추력이나 연소압에서는 측정되지 않으며 고체 추진 모터의 고유 현상이라 사료된다.

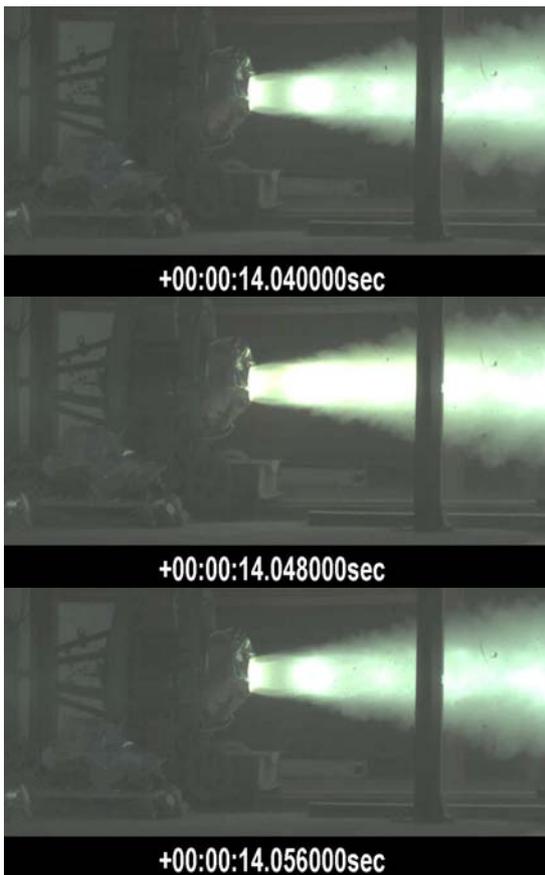


그림 4. 복사열의 났을 때의 플룸 변화

2.4 축 방향 플룸 복사열 변화 분석

플룸 진행 방향으로 플룸 복사열을 측정하기 위해 그림 5와 같이 시험장 바닥면에 노즐 출구로부터 1m 간격으로 0m에서 7m까지 플룸 방향과 수직으로 센서를 고정된 후 측정하였다. 바

닥면은 노즐 축 중심에서 약 1.5m정도 떨어져 있다. 바닥면 센서에는 센서를 보호하고자 약 2mm 두께의 수정판을 센서면 앞에 설치하였는데 수정판에 의한 복사광 감쇄율은 미리 시편 시험을 통해 확인하였고 지상 시험 중에도 노즐 출구에서 수정판이 있는 것과 없는 것을 같은 위치에서 동시에 측정하여 확인하였다. 그림 6과 7에서 Axis.0와 Axis.0,Bare는 수정판이 있는 것과 없는 것을 감쇄율을 보정하여 나타낸 값이다. 두 값이 거의 일치하는 것을 확인할 수 있다.



그림 5 축 방향 바닥면 센서 장착 장면

그러나 앞서 언급하였듯이 저부 방향과 달리 측정 5초 후부터 복사열이 갑자기 감소하는 데, 시험 후 확인하니 측정면의 thermopile이 들뜬 것으로 나타났다. thermopile이 센서면에서 떨어지면 이 부분에서 기전력이 생성되지 않아 낮은 복사열로 나타난다. 다행히 연소 시작 후 약 5초 정도까지는 저부 방향의 복사열 증가와 비슷한 변화를 나타냈기 때문에 정상적인 측정이라 판단되었다. 그림 7에는 연소 시간 5초까지의 바닥면 복사열을 나타낸다.

그림 7에서 최대 복사열은 노즐 출구로부터 4m 떨어진 지점에서 나타났고, 이보다 멀거나 가까우면 복사열이 감소하였다. 노즐 출구 바로 밑에서 측정한 Axis.0이 복사열이 가장 낮았다. 플룸의 온도는 노즐 출구에서 가장 크고 플룸의 팽창과 더불어 온도가 감소하기 때문에 이러한 결과는 의외이지만 센서면에서 플룸을 향한 보기계수의 차이로서 설명될 수 있다. 즉 센서는 플룸의 일부분만 바라보도록 제작된 것이 아니라 측정면에서 보는 입체각 2π 반구면 전체의 플룸 복사광을 받아들인다. 따라서 플룸의 중간 위치에서 플룸이 차지하는 입체각이 가장 크기 때문에 Axis.4의 복사열이 제일 큰 것으로 판단된다. 플룸 온도의 영향도 있겠지만 지상 시험은 고공 비행 시험과 달리 플룸의 팽창각이 크지 않고 복사열에 큰 영향을 미치는 재연소가 일어나기 때문에 플룸 온도의 차이보다는 보기계수가 미치는 영향이 더 큰 것으로 사료된다.

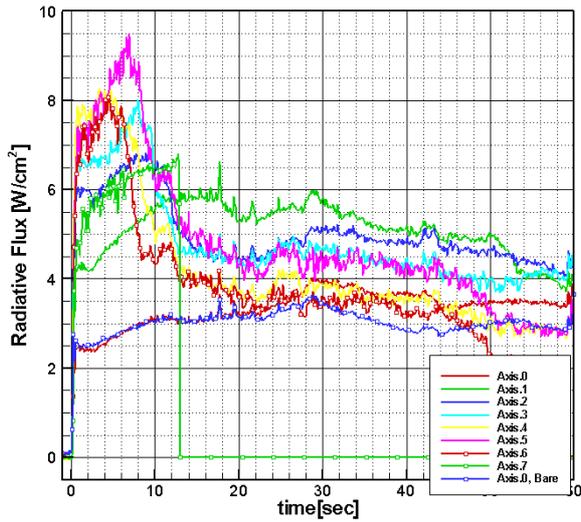


그림 6. 축 방향 바닥면 복사열

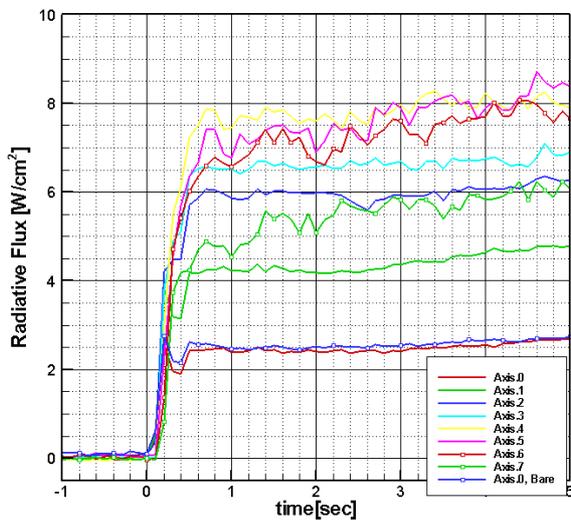


그림 7. 축 방향 바닥면 복사열, 초기 구간

3. 결론

KSLV-I 킥 모터 지상 시험에서 킥 모터 저부와 플룸 축 방향으로 플룸의 복사열을 측정하였다. 저부 방향에서 측정한 복사열은 모든 지상에서 비교적 일정한 값과 변화를 보였으며 외국의 측정과도 정량적으로 비슷하였다. 일부분이지만 플룸 축 방향으로도 복사열을 측정할 수 있었다. 아직까지 명확하게 설명되지 못하는 플룸 현상이 있지만 비행 시험을 위한 킥 모터 저부 단열 설계에 반영하기엔 충분하다고 판단되며, 추후 슬래그 및 알루미나 입자 등의 플룸 구조에 대한 연구가 진행되면 보다 좀 더 명확한 설명이 있을 수 있을 것으로 사료된다.

참고문헌

- [1] F. S. Simmons, Rocket Exhaust Plume Phenomenology, The Aerospace Press, 2000
- [2] 고주용 등, 고체모터연소에 의한 플룸열복사 특성연구, 한국군사과학기술학회, 2005.
- [3] 고주용 등, “고공에서의 고체모터 플룸에 의한 저부가열 모델링”, 우주발사체 기술 심포지움, 2005.
- [4] 고주용 등, “지상에서의 고체모터 플룸복사” 한국우주과학회보, 2005.
- [5] Takahashi et al. NAL TR-990 고체 로켓 플룸의 열방사, 1988
- [6] G. P. Sutton & O. Biblarz, Rocket Propulsion Elements, Joh Wiley & Sons, 2001.