

열유동 환경이 고려된 액체로켓엔진의 단열재 수치해석

정용현* · 이은석* · 설우석* · 양창환** · 김우겸**

Numerical Analysis of Liquid Rocket Engine Heat Insulator Considering Thermal Flow Environment

Yonghyun Chung* · Eunseok Lee* · Wooseok Seol* · Changhwan Yang** · Wookyum Kim**

ABSTRACT

Liquid Rocket Engine is generally composed of extremely low and high temperature field. So that the component works properly including the electric component, the heat insulator should be applied appropriately. There are three steps. First, the heat source components should be defined and temperature field analyzed. Second, the heat transfer of pipes between the heat sources should be analyzed. Third, the components and pipes before and after applying the heat insulator should be analyzed. Finally, the optimized heat insulator depth can be calculated. In this paper, the procedure of this steps is established and investigated.

초 록

케로신과 액체산소를 사용하는 액체로켓엔진은 극저온 영역과 고온의 연소가스 영역이 공존하게 된다. 전기부품을 포함한 엔진의 각 부품의 원활한 작동을 위해서는 단열재가 적절하게 엔진에 적용되어야 한다. 본 연구에서는 이러한 액체로켓엔진의 단열재 적용방안에 대해 세단계로 나누어 고찰하였다. 첫 번째로 고온 및 극저온 부품을 정의하고 영역의 온도장을 해석하는 것이다. 두 번째는 각 부품 간을 연결해주는 배관 등의 연결부품에 대한 열전달 해석을 수행한다. 세 번째로 이러한 열전달 해석을 근거로 단열기준을 설정하여 적절한 온도분포가 형성되도록 단열재를 선정하고 적용하는 것이다. 본 논문에서는 이러한 적용방안에 대한 해외사례를 고찰하고 각 단계별로 단열재 적용방안을 마련해 본다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Heat Insulator(단열재), Thermal Flow(열유동)

1. 서 론

현재 계획하고 있는 한국형 발사체(KSLV-II) 개발사업은 나로호(KSLV-I) 발사 이후 후속사업으로 1.5톤급 실용위성을 고도 700km 전후의 태

양동기궤도에 진입시키는 것을 목표로 하고 있다. 한국형 발사체 부품은 국산화 개발을 기본으로 하고 있으며, 이 중 액체로켓 엔진의 국산화 개발이 가장 중요하다. 현재 계획된 한국형 발사체는 1, 2단을 모두 75톤급 엔진으로 구성하여 개발하게 된다.[1] 본 연구에서는 이러한 엔진의 총조립 관점에서 부각되는 로켓엔진의 일반적인 단열방안에 대해 고찰하고 현재 설계된 75톤급 액체로켓의 열유동 환경을 조사하여 단열재 설

* 한국항공우주연구원 발사체엔진팀

** 대한항공 기술연구원

연락처, E-mail: ESL@kari.re.kr

치 부위 및 방안에 대해 고찰하였다.

한국형 발사체의 액체 로켓 엔진시스템은 극저온 환경(-180℃)의 액체산소와 상온의 케로신을 각각 산화제와 연료로 사용한다. 엔진의 주요 구성품인 연소기에서 약 3300℃의 연소가스가 발생되고 터보펌프를 구동시키는 가스발생기에서 약 630℃의 연소가스가 발생되어 극저온 배관 및 고온 연소가스가 엔진의 각 부분에서 배관을 통해 열전달이 발생하는 열유동 환경이 발생된다. 이러한 극저온 환경과 고온환경이 엔진에서 동시 다발적으로 발생하므로 엔진 각 부품의 설계운용조건에서 정상작동을 위해 단열재를 적용하는 것이 일반적이다.

2. 열차폐막 및 단열재 적용사례

2.1 방화벽 및 열차폐막 (1차 보호)

엔진의 가장 고온의 열원인 고압의 연소기 연소가스로부터 엔진시스템의 각 부품을 보호하기 위한 열차폐막(Heat Shield)을 많은 엔진에서 채택하고 있다. SSME에 적용된 열차폐막은 엔진의 부품 연결 플랜지 와 엔진장착부위에 있는 방화벽 사이를 볼트로 연결하여 장착하는 방법을 사용하고 있다.(Fig. 1) 이러한 방법은 장착 과정에서 상당한 작업시간이 소요되기 때문에 최근에는 C-클램프를 사용하는 방법을 활용하여 작업시간을 절감하는 방법을 제시하고 있다. SSME는 우주왕복선이 상승 중에 있을 때 짧은 기간 동안 최대 외부온도가 약 870℃으로 올라가기 때문에 이에 대한 복사열에 견딜 수 있도록 실리콘 폼(Silicone foam)으로 구성된 열차폐소재를 사용하여 열차폐막을 구성한다.

유럽의 아리안 발사체의 Vulcain 엔진의 경우, 실리카 재질의 Refrasil을 열차폐용 자재로 사용한다. 재질은 액회 응고시 용도에 맞게 Foam, Sheet, Tube 등의 형태로 제작되어 1000℃ 이상의 고온에도 견딜 수 있다.(Fig. 1) 국내자재의 경우, Silica 재질의 열차폐용 자재로 세라크울을 개발하여 판매하고 있으며 이는 Refrasil과 유사한 물성 특성을 가지고 있어 Foam, Sheet, Tube 등의 형태로 제작되어 1000℃ 이상의 고온에도

견딜 수 있도록 제작된다. Figure 2에 Delta-II 엔진의 경우 2개의 방화벽이 중앙의 메인엔진을 둘러싸고 있다. 안쪽의 방화벽과 바깥쪽의 방화벽 사이에 유연한(flexible) 격벽을 두어 김발링이 가능한 구조를 나타내고 있다. H-2B의 경우 엔진 바깥쪽의 김발링을 위한 열차폐막은 방화벽과의 다른 부드러운 재질로 엔진의 김발링을 가능하게 해주고 있다. Table 1에서 각 발사체의 열차폐막의 재질을 나타내고 있다. 한국형발사체의 경우 4개의 클러스터링 엔진의 각각 김발링 운동을 위해 고정된 방화벽과 김발링 열차폐막을 동시에 고려하고 있다.

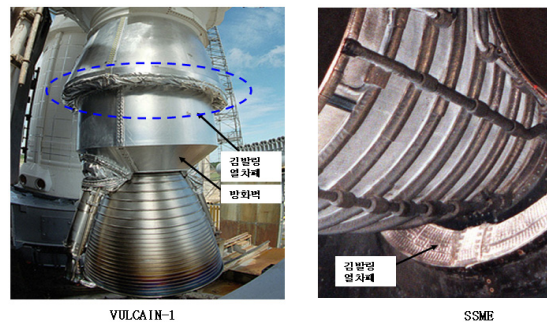


Fig. 1 Heat Shield in Vulcain-1 and SSME



Fig. 2 Heat Shield in Delta-II and H-2B

Table. 1 Materials of Heat Shield in Launchers

Launcher	Heat Shield Materials
Arian-IV	Silica(Refrasil)+Al coating
SSME	Silicon Foam+Silicon Rubber
Delta-II	Ceramic Fiber
Angara	Basalt Fiber
KSR-III	Fiber Glass
KSLV-I	VDA+Tefron Chip

2.2 단열재 (2차 보호)

엔진시스템 내부의 열원인 가스발생기 후방배관, 터빈부, 고체시동기 후방배관 등으로부터 발생되는 복사 및 전도에 의한 강한 열전달에 의해 엔진의 각 구성품이 비정상 작동되지 않도록 단열재를 적절히 적용하는 것이 매우 중요한 사안이다. 또한 극저온 관련 배관들도 단열재를 적용해야 하는 두 가지 이유가 있다. 하나는 저온 유체(액체산소) 온도 상승에 의한 성능저하이다. 터보펌프 입구에서의 액체질소 온도는 가능한 낮은 상태로 유지되어야 펌프에서 캐비테이션 현상을 막을 수 있다. 따라서 배관 영역에 단열재를 적용하여 외부로부터의 가열을 차단해야 한다. 또 다른 이유는 배관라인에서 극저온 현상은 공기 중의 수증기를 냉각시켜 얼음조각을 형성하고 이는 발사체 비행중 배관과 분리되어 다른 부품에 치명적인 손상을 입히게 된다. Fig. 3에서 극저온 배관의 단열사례를 볼 수 있다.

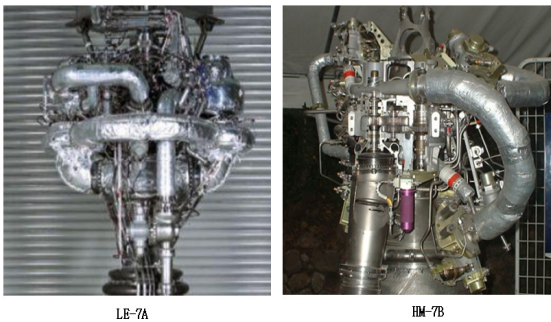


Fig. 3 Heat Insulator in LE7A and HM-7B

2.3 75톤급 엔진의 단열재 적용방안

Fig. 4에서 1단 엔진과 2단 엔진 주요부품의 표면 온도분포를 나타내고 있다. 1단 엔진의 경우, 터보펌프 터빈부의 온도가 약 600°C, 산화제 펌프부의 온도가 약 -150°C로 극심한 온도편차를 보이고 있다. 연소기는 실린더 헤드부의 온도가 약 170 °C, 막냉각을 이용한 재생냉각 영역인 노즐 확장부의 온도가 약 120°C로 비교적 완만한 편차를 보이고 있다. 한편, 2단 엔진의 경우에는 재생냉각을 하지 않는 노즐확장부의 온도가 1400°C가 올라 극심한 온도편차를 보이고 있

는 상황이다. 극저온 액체산소가 흐르는 터보펌프, 가스발생기 입구 배관, 연료과농(Fuel rich)가스로 연소하여 분사되는 가스발생기 후방배관, 터빈부가 일차적으로 단열재를 적용할 대상 부품이다. 외부로부터 열의 유입을 차단하는 극저온 보냉소재로는 중량대비 성능이 우수한 폴리우레탄 계열의 소재가 널리 쓰이고 있다. 열의 발산을 차단하는 단열소재로는 담요형태의 레프라실 제품이 고려되고 있다. (Fig. 5 참조)

Table. 2 Material Properties of Insulators

	Density	Thermal Conductivity
Polyurethane	4.8 e-08(kg/mm3)	0.023(W/mK)
REFRASIL	1.5 e-07(kg/mm3)	0.052(W/mK)

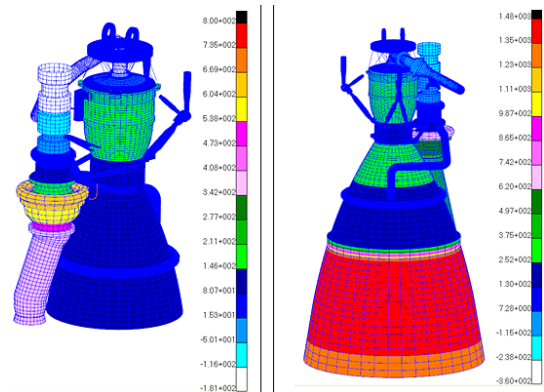


Fig. 4 Surface Temperature of 1st/2nd Stage LRE

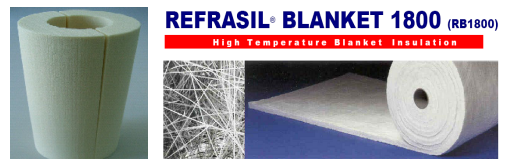


Fig. 5 Insulator Material at Low and High Temperature

3. 극저온 및 고온부 배관 단열재 해석

3.1 극저온 배관 단열재 열해석

극저온 배관에 적용되는 단열재의 두께를 산정하기 위해 열전달 수치해석을 수행하였다. 발사하기 전 산화제인 액체산소를 이용한 엔진의 Chill

down 시간동안 배관의 온도는 -180°C로 가정하였고 배관과 단열재 사이의 열저항은 무시하였다. 단열재 주위의 온도는 약 15°C로 간주하여 단열재 두께에 따른 표면온도를 Fig. 6에 나타내었다. 단열재의 두께를 증가시킴에 따라 단열재 표면온도가 증가하였다. 공기중 수증기의 응축현상을 막기 위해서는 표면온도가 영상온도가 되어야 하므로 V엔진 기준을 참고로 하여 표면 온도가 약 5°C에 해당되는 단열재 두께 23mm를 극저온 배관의 단열재 두께로 일차 산정하였다.

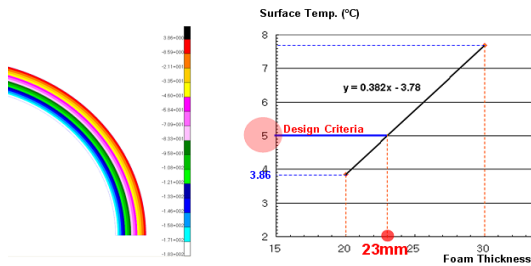


Fig. 6 Surface Temperature vs Insulator Thickness

한편 Fig. 7에서는 엔진의 Chill down이 수행되는 동안의 극저온 단열재 적용 배관의 정상상태 도달까지의 비정상 열전달 해석을 수행한 결과이다. 약 20분 정도 경과된 이후에 정상상태인 표면온도 5°C에 도달함을 확인할 수 있다.

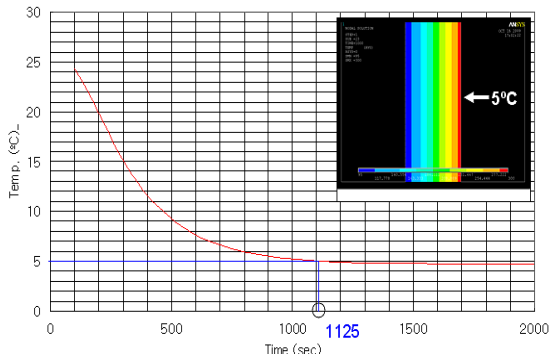


Fig. 7 Surface Temperature Evolution of Insulator(Cold)

3.2 고온부 배관 단열재 열해석

고온부에 대한 단열재 적용은 고온부 주변의 부품이 발열로 인한 비정상 작동을 방지하기 위

한 것으로 부품의 작동 온도조건에 따라 단열재 두께가 달라지게 된다.

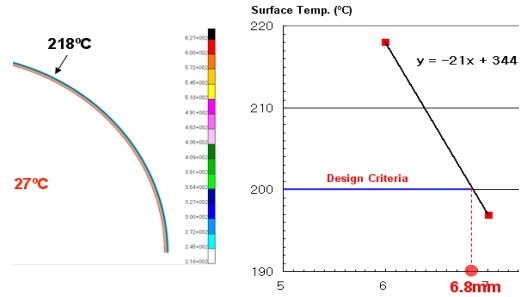


Fig. 8 Surface Temperature vs Insulator Thickness

Figure 8에서는 고온부 배관의 단열재 두께에 따른 표면온도의 변화를 나타내고 있다. 단열재의 두께가 증가함에 따라 단열재 표면 온도는 선형적으로 감소하는 것을 알 수 있다. 부품에 따라 설계기준은 다르지만 여기서는 해외사례를 근거로 약 200°C로 일차 설정하였다. 이때의 단열재 두께는 약 7mm 정도이다. Fig. 9에서는 상온 상태를 시작으로 엔진 점화하여 발열하면서 서부터의 고온 배관부의 열전달 천이과정을 해석한 것이다. 정상상태까지의 도달시간이 약 350초 정도로 판단된다. 엔진의 비행시간은 약 130초이나 엔진 지상연소 시험시 보통 비행시간의 2~3배의 작동시간을 인증시험영역으로 채택하므로 단열재의 두께는 적정함으로 판단되나 비행용 엔진의 경우에는 무게 감소목적으로 다소 감소시킬 수 있을 것으로 판단된다.

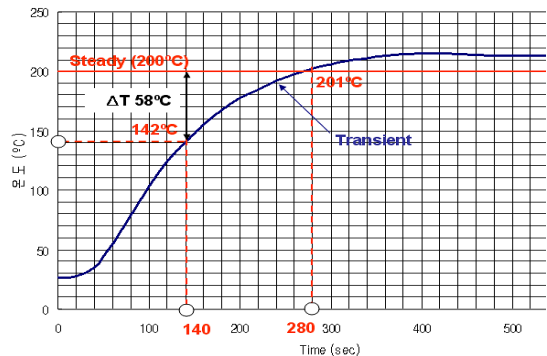


Fig. 9 Surface Temperature Evolution of Insulator(Hot)

4. 결 론

본 연구에서는 액체로켓엔진의 단열재 관련하여 탐색연구의 일환으로 열차폐막 및 단열재의 적용 해외사례를 분석하고 현재 개발 추진 중인 한국형발사체(KSLV-II) 엔진에 적용할 수 있는 방안을 모색하였다. 또한 단열재가 적용되는 설계된 엔진의 극저온 배관 및 고온부를 각각 정의하고 조사된 단열재 물성치를 적용하여 그 두께를 산정하고 비정상 천이 해석을 통해 원하는 단열재 표면온도 산출됨을 확인하고 정상태 도달시간과 실제 엔진 작동시간 및 엔진 Chill down 시간 등과의 간섭여부를 분석하였다. 본 연구에서 단열재 적용을 위한 열전달 현상을 단순히 배관의 전도(Conduction)에 국한시켰으나 향후, 엔진 주변부에서의 대류 및 복사현상에 의

한 주요부품의 온도영향을 해석하는 작업이 필요하고 정상작동을 위한 단열재 설치방안에 대한 연구 등을 지속적으로 수행할 예정이다.

참 고 문 헌

1. “국내외 우주개발 환경변화와 정책방향”, 우주개발정책 심포지움, 교과부, 2009. 11.
2. 이준호, 오범석, 박정주, “KSR-III 외피 단열 해석 및 시험”, 한국항공우주학회, 2001. 10., p. 491~494
3. J. P. Holman, "Heat Transfer", McGraw Hill, 1986
4. Brian Harvey, "The Rebirth of the Russian Space Program", Springer, 2007