

물 분사 냉각시스템을 이용한 발사대 화염유도로의 냉각특성

이광진* · 정용갑* · 조남경* · 남중원** · 정일형** · 라승호**

The Cooling Characteristics of a Gas Deflector Using Water Spray Cooling System in Launch Pad

Kwang-Jin Lee* · Yong-Gahp Chung* · Namkyung Cho* · Jung-Won Nam**
· Ilhyung Jung** · Seung-Ho Ra**

ABSTRACT

A gas deflector cooling system plays an important role in the suppression of shock wave generated during the ignition of a launch vehicle engine. Also, this system decrease a large vibration of damaging the payload and structure of the launch vehicle. The gas deflector cooling system in the launch pad of NARO space center was constructed to directly inject water into the plume of the launch vehicle engine. The flight test result of NARO space launch vehicle showed that this method had a good performance on the viewpoint of cooling the gas deflector.

초 록

화염유도로 냉각시스템은 발사체 엔진의 점화 시 발생하는 충격파를 감쇠하는 중요한 역할을 수행한다. 또한 이 시스템은 발사체의 구조와 페이로드를 손상시킬 수 있는 커다란 진동을 감소시키기도 한다. 나로우주센터의 발사대에 설치된 화염유도로 냉각시스템은 발사체 엔진의 화염에 직접 물을 분사시키도록 구축되었으며, 나로호의 비행시험 결과는 화염유도로를 냉각하는 관점에서 이 방법이 기능상 우수함을 보여 주었다.

Key Words: Gas Deflector Cooling System(화염유도로 냉각시스템), Shock wave(충격파), Launch Vehicle(발사체), NARO Space Center(나로우주센터)

1. 서 론

우주발사체를 지상에서 우주로 발사하기 위해서는 그에 적합한 launch complex가 준비되어

야 한다. launch complex라 함은 우주발사체가 발사를 위해 자리하는 공간 내 모든 시스템을 포괄하는 것으로 발사체에 추진제를 충전하는데 필요한 추진제 설비와 발사체를 발사대에 위치시키기 위한 기계 설비 그리고 발사대에 안착된 발사체의 내부를 최적의 상태로 유지시키기 위한 온도제어 설비 및 위와 같은 설비를 원격 제

* 한국항공우주연구원 추진시험팀

** 한국항공우주연구원 발사대개발팀

† 교신저자, E-mail: lkj@kari.re.kr

어할 수 있도록 해주는 관제 설비 등으로 구분할 수 있다. 우주발사체의 자력 개발 능력과 더불어 우주발사체를 발사할 수 있는 launch complex가 자국에 있어 원하는 때에 비행시험을 할 수 있다는 것은 우주강국으로 가는 필수요소를 우주발사체 선진국의 사례로부터 알 수 있으며, 이 나라들은 우주발사체의 형상에 맞는 다양한 발사대를 하나의 우주센터 내에 수 개씩 설치하여 운용하고 있다[1]. 이에 우리나라도 전라남도 고흥 외나로도 지역에 우주센터를 기공하면서 우주발사체용 발사대 구축에 심혈을 기울여 왔고 그 결과 2009년 8월 나로호 1차 비행시험과 2010년 6월 나로호 2차 비행시험을 수행할 수 있었다. 아쉽게도 2회에 걸친 나로호 발사는 비행목적을 달성하지 못했지만 처음으로 개발되어 운용된 발사대는 나로호를 2회 연속 성공적으로 발사하는 성과를 창출하였다.

본 논문은 나로우주센터 내 발사대에 구축된 20여개의 시스템 중 화염유도로 냉각시스템에 관한 것으로 이 시스템의 역할 및 기능과 운용방식을 소개하고 나로호 비행시험에서 측정된 화염유도로의 냉각특성에 대해 제시하고자 한다.

2. 발사대 화염유도로 냉각시스템의 구성

2.1 화염유도로 냉각시스템의 역할과 기능

우주발사체용 발사대는 로켓엔진의 점화 및 연소과정에서 발생하는 3000 K가 넘는 초음속 화염을 발사체 후류로부터 안전하게 전향시키기 위한 화염유도로를 설치 운용하게 된다. 로켓엔진이 점화될 때 화염유도로 내에는 화염유도로 방향으로 발생하고 반사되어 돌아오는 최대 충격파에 의해 발사체 구조에 손상을 줄 수 있는 커다란 저주파 진동이 발생하기도 하는데 이러한 충격파가 발생하는 메커니즘과 발사체로 전파 되는 경로에 대한 이해는 발사대를 설계함에 있어 중요 인자가 된다[2]. 우주발사체 선진국의 경우 이 초기 파(wave)를 점화 중압(overpressure) 파(wave)라 부르며 페이로드에 탑재된 구성품과 발사체 구조의 보호를 위해 그 크기를 제한하고

있다[2]. 로켓엔진의 점화, 연소 시 발생하는 충격파는 혼합가스에 열, 질량, 운동량이 부가되어 가스의 밀도가 감소하고 체적이 팽창하면서 발생하게 된다. 문헌[2]에서는 중압을 감소시키는 효과적인 방법으로 연소가스에 물을 분사시켜 연소가스의 밀도를 증가시키는 방법을 제시하고 있으나 아직까지 로켓엔진 후류 화염과 물방울 간의 상호작용이 포함된 물리적인 이해가 완벽하게 이루어지지는 않은 상황이다. 다만 중압을 감소시키는데 영향을 주는 요소로 물 분사 양, 분사 위치 및 분사 형태 등이 있으며 이것은 화염유도로의 형상에 따라 다양하게 적용될 수 있음을 제시하고 있다.

2.2 나로우주센터 화염유도로의 형상

나로우주센터에 설치된 화염유도로의 개략 형상을 Fig. 1에 제시하였다[3]. 이 화염유도로는 발사체 엔진으로부터 발생하는 연소가스를 Fig. 2와 같이 편향시켜 엔진 시동 시 발생하는 화염으로부터 발사체 후류를 보호한다. 또한 이곳에는 정압과 온도 등 총 33개의 센서를 12개 측정 지점에 Fig. 1과 같이 설치하였다. 측정지점 13, 15, 16번은 발사체 노즐 및 후류 냉각 시스템의

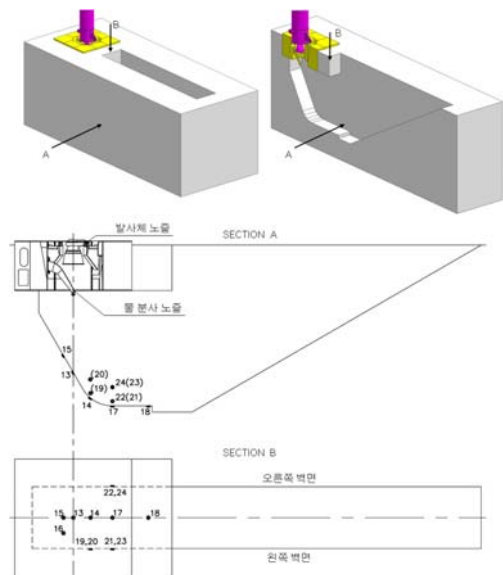


Fig. 1 Configuration of gas deflector installed in NARO Space center



Fig. 2 Combustion gas biased by gas deflector in engine startup stage of NARO launch vehicle

물 분사 노즐 바로 밑에 위치하며, 가장 직접적으로 발사체 연소 후류와 분사된 물의 영향을 받는 지점이라 할 수 있다. 이중 13번 측정지점은 발사체 노즐 중심축과 일치하도록 설치하였다. 측정 지점 14, 17, 18번은 연소 후류의 분포 경향을 거리 별로 측정하기 위해서 설치하였으며, 발사체 노즐의 중심으로부터 직선거리로 각 1.47m, 3.6m, 4.3m에 각각 위치하고 있다. 19, 20, 21, 23번 측정 지점은 화염유도로의 왼쪽 벽면에 위치하고 있으며, 왼쪽 벽면 후류의 분포 경향을 측정하게 된다. 각 측정 지점 사이의 세로 방향 높이는 1.2m이며, 측정 지점 간 가로 방향 거리는 2.1m로 설정하여 높이와 거리에 따른 분포도를 파악하게 된다. 측정지점 22와 24번은 오른쪽 벽면의 후류 분포 경향을 파악하기 위해서이며, 측정지점 간 높이는 1.2m로 좌측 벽면과 동일하다.

2.3 나로우주센터 내 화염유도로 냉각시스템의 규격

발사대 화염유도로를 냉각시키며 충격파를 완화시키는 물 분사 방식의 예를 Fig. 3에 제시하였다. Fig. 3의 A~C 형상은 물 분사 노즐이 로켓엔진 노즐을 둘러싸는 형태로 로켓엔진 노즐이 1개인 경우 쉽게 적용할 수 있는 장점이 있으나 발사체에 묶음 형태의 로켓엔진 노즐이 사용되는 경우 적용하기 어려운 단점을 지니게 된다. Fig. 3의 D 형상은 로켓엔진 노즐 후방에 형성되는 화염내부에 물을 분사하는 방식으로 발사체에 묶음 형태의 로켓엔진 노즐이 적용되는 경우 냉각수를 균일하게 적용할 수 있으나 다른

형상에 비해 설계하기 난해한 단점이 있다. Fig. 3의 E 형상은 화염 자체의 냉각 보다는 화염유도로 구조물 냉각에 편중된 것으로 다른 형상에 비해 실질적 효과는 미비한 것으로 문헌[2]상에 나타나 있다. 나로우주센터 발사대에 적용된 방식은 Fig. 3의 D 형상에서 변형된 것으로 화염 내부로 분사 장치를 삽입하기 위한 계단식 분사 노즐과 화염 냉각을 효과적으로 하기 위한 선회구조의 분사 노즐이 복합된 장치가 Fig. 4의 (a)와 같이 사용되었다. Fig. 4의 (b)는 화염유도로 냉각시스템의 단독성능시험 중 정상모드에 도달했을 때 물이 분사되는 모습으로 냉각수 유량은 $0.9 \text{ m}^3/\text{s}$ 를 상회한다. Table 1은 나로우주센터 발사대에 적용된 화염유도로 냉각시스템의 특성을 나타낸 것으로 물 분사는 고압 공기를 이용

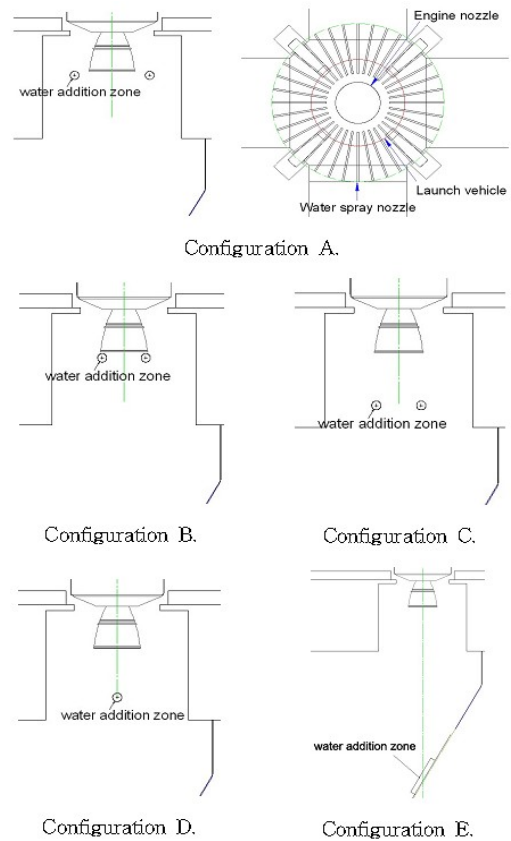
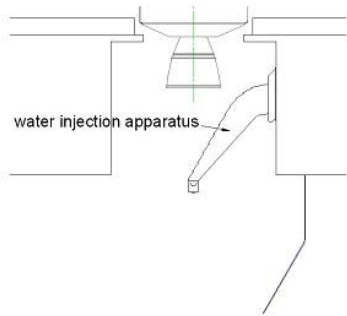


Fig. 3 Water addition configuration for cooling of gas deflector



(a) Configuration of water injection apparatus used in Launch pad of NARO space center



(b) Water injection test of GDCS used in Launch pad of NARO space center

Fig. 4 Configuration of gas deflector cooling apparatus

Table 1. Characteristics of gas deflector cooling system

구분	단위	값
냉각 유체		물
냉각수 공급 형태		가압식
냉각수 가압 유체		공기
탱크 용량	m ³	32
냉각수 충전 용량	m ³	≥25
정상모드 시 공급유량	m ³ /s	0.9
정상모드 작동 시간	sec	≥15
정상모드 도달 시간	sec	≤15

한 가압식 방법을 사용하였다. 일반적으로 우주 발사체를 발사하기 위한 많은 과정이 정해진 알고리즘에 따라 자동으로 작동하며 나로호의 경우 발사 15분 전부터는 정해진 알고리즘의 자동 시퀀스에 의해 모든 과정이 진행된다. 이 과정에서 화염유도로 냉각시스템은 작동 명령을 받은 후 7초 이내에 물이 공급되기 시작하여 정상모드로 도달하는데 15초 이내가 되어야 하는 요구조건이 있다. 또한 발사체가 발사대로부터 이륙하는 과정과 화염유도로 내 잔류 연소가스로부

터 발사대와 냉각시스템을 보호하기 위해서 15초 이상 정상모드 유량을 공급해야 하며 그 이후는 고압가스의 지속적인 퍼지가 수행된다. 이와같은 요구조건을 만족하기 위해서 나로호 발사에 사용된 물탱크는 32 m³ 용기를 사용하였으며 충전 시 25 m³를 초과하여 저장하였다. 이러한 화염유도로 냉각시스템의 특성은 우주발사체에 사용되는 로켓엔진의 특성에 따라 변경될 수 있으므로 향후 한국형발사체의 발사를 위해서는 사용될 주 엔진의 규격에 맞추어 화염유도로 냉각시스템을 구성해야 할 것이다.

24 나로우주센터 내 화염유도로 냉각시스템의 구성

나로우주센터 발사대에 적용된 화염유도로 냉각시스템은 고압공기를 이용한 가압식 시스템으로 개략도는 Fig. 5와 같다. 이 시스템의 구성요소는 400 bar의 고압 공기가 저장된 탱크와 32 m³의 물탱크를 중심으로 공압 파이프라인, 물 공급라인 그리고 발사대에 위치한 물 분사 장치로 크게 구분할 수 있다. 이러한 구성요소들 사이에 공압 자동밸브와 수동밸브가 위치하여 유체의 흐름을 조절하게 된다. 특히 공압 자동밸브는 피드백 구조의 자동알고리즘에 의해 밸브 개폐가 이루어지기 때문에 초기 400 bar의 차압조건에서 밸브 작동이 가능하도록 유공압 설계 및 부품선정을 해야 한다. 화염유도로 냉각시스템에 사용되는 물과 공기의 유량제어는 오리피스를 이용하며 그 위치는 Fig. 5의 orifice 1과 orifice 2에 위치한다. 시스템의 특성상 공기와 물을 사용하기 때문에 공압 용도의 부품에 물기가 닿지 않도록 주의해야 하며 이를 위해 Fig. 5와 같이 rupture disc를 설치하였다. 이것은 물탱크에 물을 충전하는 과정과 시스템이 작동하기 전 준비 모드에서 수증기가 공압용 부품으로 이동하는 것을 방지하고 혹시 발생할 수도 있는 공압 자동밸브의 미세 누설로 인한 물탱크 내 압력 상승을 예방하는 기능을 한다. rupture disc의 선정은 시스템 설계 과정에서 디스크 파열 압력 기준을 근거로 설치하게 되며 본 시스템에 사용

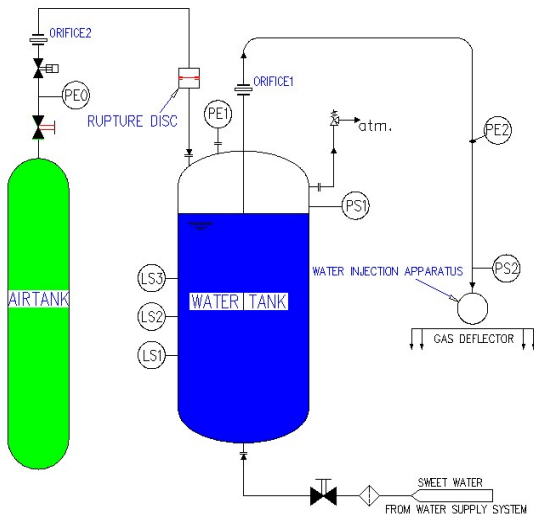


Fig. 5 Basic schematic of GDCS used in Launch pad of NARO space center

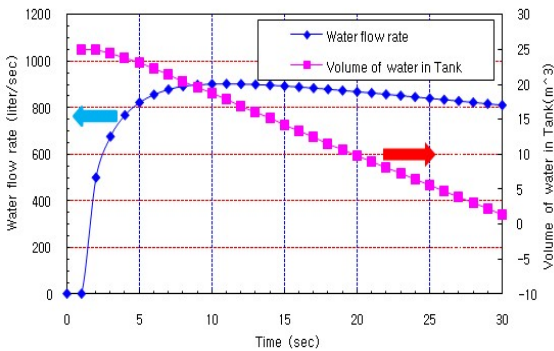


Fig. 6 Hydraulic analysis on the volume flow rate of coolant

된 rupture disc의 파열 압력은 0.7 MPa이다. 자동밸브의 미세 누설로 인한 배관 압력의 상승은 미세 직경의 해압용 오리피스를 설치하여 예방할 수 있으며 이때 오리피스 직경은 시스템이 정상 작동할 때 문제를 야기시키지 않을 정도의 사이즈로 선정한다. 본 시스템의 경우 물 공급 배관의 크기가 크고 직관부가 길지 않은 관계로 유량계를 설치하지 않고 물탱크 측면에 위치한 레벨 스위치와 냉각수 공급 배관에 설치된 오리피스 전후단의 압력차를 이용하여 냉각수 유량을 계산하였다. Fig. 6과 Fig. 7은 시스템 수력 분석을 통해 예측한 냉각수 공급 유량과 위치별 압력을 보여주는 것으로 물탱크 내 충전

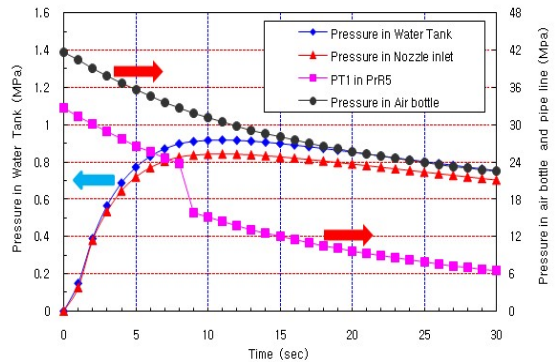


Fig. 7 Hydraulic analysis on the pressure variation in the water tank and the air tank

량을 26 m³로 가정하여 계산하였다. Fig. 6은 냉각수 공급량 0.9 m³/s의 정상모드까지 도달하는데 소요되는 시간은 9초 정도이고 정상모드가 유지되는 시간은 15초 정도가 될 것을 보여주고 있다. Fig. 7은 물탱크 및 공기탱크 내 압력 변화를 예측한 것으로 Fig. 7의 pressure in water tank의 값은 Fig. 5의 PE1 값을 예측한 것이고 pressure in nozzle inlet의 값은 Fig. 5의 PE2 값을, PT1 in PrR5의 값은 Fig. 5의 PE0 값을, pressure in air bottle의 값은 Fig. 5의 air tank 내 압력 값을 예측한 것이다. Fig. 7에서 PT1의 압력이 8~9초경 급격하게 감소하는 이유는 Fig. 5의 공압 자동밸브 중 대구경 밸브가 열림으로 인해 정압이 감소하고 동압성분이 증가하기 때문이다. 이러한 현상은 화염유도로 냉각시스템의 단독성능시험에서도 나타났으나 현 시스템의 성능을 저하시키지 않기 때문에 문제는 없는 것으로 판단하였다. 이와 같은 수력 분석을 통해 나로우주센터 발사대에 구축된 화염유도로 냉각시스템은 설계 요구조건을 만족시킬 수 있을 것으로 예측되었고 이후 단독성능시험과 인증시험을 거쳐 나로호 비행시험에 적용되었다.

25 나로호 발사 시 화염유도로 냉각시스템의 작동 특성 수차례의 단독성능시험과 인증시험을 거쳐 검증된 화염유도로 냉각시스템은 2009년 8월 나로호 1차 비행시험에 예비 시험으로부터 얻은 수력학적 조건으로 설정하여 운용하였다. Fig. 8~

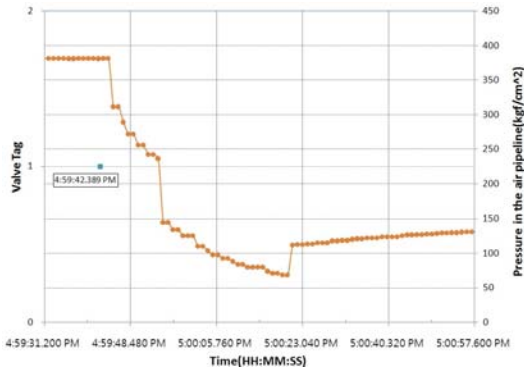


Fig. 8 Pressure variation in the air pipeline for pressuring of the water tank

Fig. 10은 나로호 1차 비행시험 시 화염유도로 냉각시스템의 작동 특성을 보여주는 것으로 Fig. 8은 Fig. 5의 PE0 값을 나타내며, Fig. 7에서 예측 값과 유사한 경향을 보여주고 있다. Fig. 8에서 다시 압력이 상승하는 5:00:23 PM 지점은 Fig. 5의 자동밸브 위치에 설치된 대구경 공압 자동밸브가 닫혔기 때문이다. Fig. 9는 물탱크와 물 공급 배관에 설치된 PE1과 PE2의 값으로, Fig. 7에서 예측한 값보다 작은 값을 보이며 두 센서 간의 차압은 Fig. 7에서 예측한 값보다 크게 나타나고 있다. 이것으로부터 정상모드 시 0.9 m³/s를 초과하는 냉각수가 공급될 것으로 예측할 수 있으며, Fig. 9와 Fig. 10에 나타난 LoC(lift-off contact) command 시점에는 본 시스템이 정상모드를 준수하여 운용되고 있음을 판단할 수 있다. Fig. 10은 물탱크 측면에 설치된 레벨 스위치의 신호를 이용하여 계산한 냉각수 유량을 나타낸 것으로 Fig. 6에서 예측한 그래프에 비해 정상모드로의 도달시간이 다소 늦은 특성을 보이고 있다. Fig. 10으로부터 계산된 정상모드로의 도달시간은 12.4초 정도로 이 시간 안에는 자동시퀀스 알고리즘으로부터 명령을 받아 밸브가 작동하는데 소요되는 1초 정도의 시간이 포함되어 있다. 그러나 Fig. 6에는 이러한 물리적 지연시간이 고려되지 않았으며 0.7 MPa에서 파열되는 rupture disc의 특성이 포함되지 않아 실제 비행시험에서 계산된 정상모드 도달 시간보다 빠르게 예측된 것으로 사료된다.

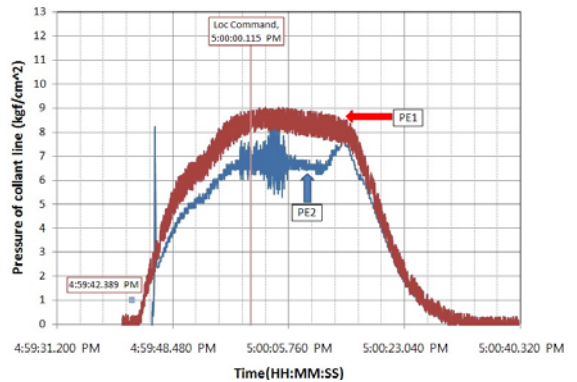


Fig. 9 Pressure variation in the water tank and the water pipeline

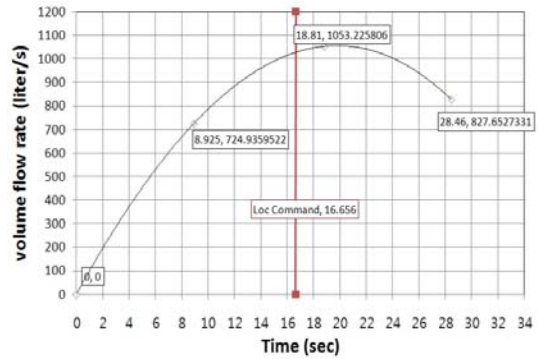


Fig. 10 Volume flow rate variation of coolant calculated by level switch signal

26 나로호 발사 시 화염유도로 내 연소가스의 온도변화
1차 비행시험에서 측정된 화염유도로 내 연소가스의 온도 및 압력을 Fig. 11~Fig. 13에 제시하였다[3]. 이 값들은 100 Hz 샘플링으로 계측하였고 센서의 위치는 Fig. 1에 나타난 바와 같다. 그 중 Fig. 11은 화염유도로의 왼쪽 벽면 위에 흐르는 연소가스의 온도를, Fig. 12는 오른쪽 벽면 위에 흐르는 연소가스의 온도를 나타낸다. 이 부분의 온도는 LoC command 전부터 상승하기 시작하여 서로 다른 시간에 최대 온도를 나타낸다. 이것은 초기 발사체 이륙 시 발생할 수 있는 이상 현상으로부터 발사대를 보호하기 위해 발사체의 운영 알고리즘에 포함된 회피기능에 의한 것으로 판단된다. Fig. 11을 보면 Fig. 12와 달리 온도가 급격히 감소하여 유지되는 T_{L2}의 영

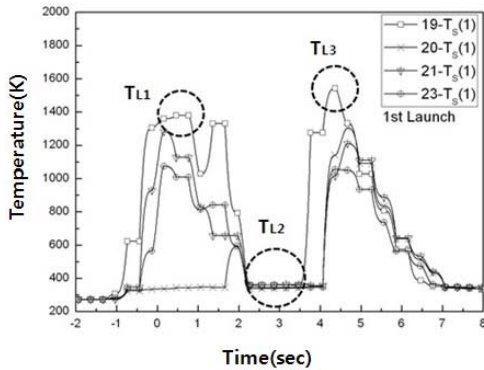


Fig. 11 Temperature variation of combustion gas on the left side of gas deflector

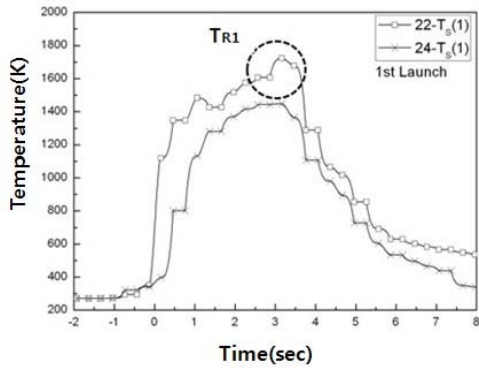


Fig. 12 Temperature variation of combustion gas on the right side of gas deflector

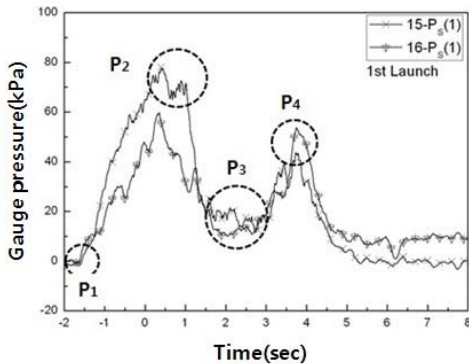


Fig. 13 Pressure variation of combustion gas on the baseplate of gas deflector

역이 존재하는 반면에, Fig. 12에는 이러한 영역이 존재하지 않는 것으로 보아 발사체의 회피기동 방향이 오른쪽으로 향하고 있음을 알 수 있다. 또한 이러한 회피기동 방향은 발사체가 발사대로부터 완전히 이륙하기 전에 다시 화염유도

로의 왼쪽으로 이동하게 되고 이로 인해 Fig. 11의 T_{L3} 가 나타나게 된다. Fig. 13은 화염유도로 내 물 분사 노즐 밑에서 측정된 압력 값으로, P_1 의 상승 시점부터 예비 추력 단계에 들어섬을 알 수 있다. 또한 이곳에서의 압력 역시 발사체의 회피기동에 의해 P_3 영역이 나타남을 알 수 있다. 이것으로부터 발사체 시동 시 화염유도로 내 생성된 압력은 최대 80 kPa 정도이며, 온도는 1700 K 정도를 보여준다.

3. 맺 음 말

화염유도로 냉각시스템은 우주발사체 로켓엔진으로부터 발생되는 고온고속의 화염 가스를 발사체 후류로부터 안전하게 전향시키는 화염유도로를 냉각시키고, 로켓엔진 노즐로부터 발생하는 충격파를 완화하여 발사체 구조와 페이로드 구성품을 보호하는 역할을 한다. 본 연구는 로켓엔진 노즐 후미의 화염에 직접 냉각수를 침투시켜 발사대와 발사체를 보호하는 냉각시스템의 형상과 고압가스를 이용한 가압식 구조의 운용 방식이 실용성이 있음을 나로호 비행시험 결과를 통해 보여주었다. 또한 본 논문에서 제시된 방법은 향후 한국형발사체 및 추진기관 시험설비의 화염유도로 냉각시스템을 구축하는데 중요한 사례로 활용될 수 있을 것이다.

참 고 문 헌

1. N. K. Yuri, "Launch Vehicles Launch Sites," Restart publishing house, 2003
2. C. Francisco and F. Abdelkader, "Study of the Ignition Overpressure Suppression Technique by Water Addition," Journal of spacecraft and rockets, vol. 43, No. 4, pp. 853-865, 2006.
3. 정일형 외 5인, "나로호 비행시험을 통한 화염유도로의 온도 및 압력 측정," 한국항공우주학회지, 제39권 제4호, 2011.04, pp378~384