

추진기관 시스템 시험설비의 화염유도로 설계

전성복* · 이재호* · 이광진** · 조남경**†

Flame deflector design of test facility to propulsion system model

Sungbok Jeon* · Jaeho Lee* · Kwang-Jin Lee** · Namkyung Cho**†

ABSTRACT

Flame deflector is an important plan item for protecting propulsion system model, test facility, and life. This study suggests the way of flame deflector design in test facility evaluating performance of 75 ton and 300ton PSM. The flame deflector height was designed as 30m using a slope way in establishment location of facility. The flame deflector suitability was considered according to the shape of open and closed type. Also the cooling duct was made as modeling in accordance with core and side injection type.

초 록

화염유도로는 추진기관 시스템 시험설비 요소 중 추진기관시스템, 시험설비, 인적자원의 보호측면에서 매우 중요한 설계대상 중에 하나이다. 본 연구에서는 75톤과 300톤의 추진기관 시스템의 성능을 평가할 시험설비의 화염유도로 설계 방안에 대해 제안하였다. 설비가 구축될 장소의 경사로를 이용하여 화염유도로의 높이를 30m정도로 설계하였다. 개방형과 밀폐형 형상에 따라서 화염유도로의 적합성을 고려하였다. 또한 냉각을 위한 덕트를 core와 side분사 형태에 따라 모델링하였다.

Key Words: Flame Deflector(화염유도로), Propulsion System Model(PSM, 추진기관 시스템), Cooling Duct(냉각 덕트), Core Injection(중심분사), Side Injection(사이드분사)

1. 서 론

1900년대 중반 이후 우주발사체 개발 사업은 양적으로나 질적으로 발달해 왔다. 당연한 일이지만 발사하는 로켓에 더 많은 장비를 탑재하고

늘어나는 우주개발 연구개발 목적에 대응하기 위하여 발사체의 용량은 대형화되고 있는 추세이다. 따라서 발사 시스템이 대형화되면서 시스템 성능을 검증할 시험설비를 구축하는 면에서도 대형화가 필수적이다. 특히 화염유도로의 설계는 화염과 충격파로부터 추진시스템과 시험설비, 인명을 보호하고, 소음과 음향하중 등 환경적 영향을 생각할 때 매우 중요하다 하겠다. 따

* 현대로템(주) 기술연구소

** 한국항공우주연구원 추진시험팀

† 교신저자, E-mail: cho@kari.re.kr

라서 화염유도로를 최적화하여 설계하고, 냉각시스템을 효율적으로 구축하여 대용량 고온의 화염을 효과적으로 처리함으로써 추진기관 시스템의 안정적인 성능시험에 대응할 수 있도록 한다.

본 연구에서는 현재 한국에서 진행 중인 KSL V-I사업에 이후에 제작될 75톤과 300톤 규모의 추진기관 시스템 시험설비용 화염유도로 설계에 대해서 구조물의 모델링과 해석을 수행하였다.

후류 냉각수의 공급 방안은 연소배기가스를 직접 냉각하는 방식과 화염유도의 표면을 냉각하는 방식의 두가지 경우를 고려하여 모델링하였다. 이는 추후에 사업이 진행될 경우 상세설계에 중요한 자료로 활용될 것으로 판단되며, 실제 구축공정에 적용하기 위하여 보다 효율적인 냉각을 위한 추가 연구가 필요할 것이다.

2. 본 론

2.1 시험설비용 화염유도로 구성 및 요구조건

추진기관 시스템 시험설비는 각 단의 추진기관시스템을 최종조립 상태에서 실제 발사조건을 기준으로 성능을 평가하고 검증하는 설비이다. 발사장의 화염유도로는 발사체가 점화 이후 비행모드로 전환되어 화염의 접촉시간이 짧아 내구요구시간이 20초 이내 이지만, 시험설비는 발사체 전체의 연소시간 동안 시스템이 고정된 상태로 화염이 방출되기 때문에 시험설비에 사용되는 화염유도로는 최종 발사장에서 사용되는 설비규격과 거의 유사하거나 더 높은 규격을 요구한다.

따라서 추진기관 시스템의 시험설비용 화염유도로는 다음과 같은 환경을 견디는 조건으로 설계되어야 한다.

첫 번째로 추진기관 시스템에서 로켓엔진이 점화 및 연소 되면서 방출되는 초음속의 화염은 3000K 정도의 고온 복사열이다. 따라서 이 고온 환경에서 견딜 만큼 재질이 견고해야 하며 화염을 안전한 방향으로 전향, 배출할 수 있도록 설계해야 한다[1].

두 번째로 로켓엔진이 점화될 때 화염유도로 내에는 초음속 화염과 함께 충격파가 동반된다. 이때 최대 충격파에 의해 발사체 구조에 영향을 미칠 수 있는 저주파 진동이 발생하기도 하는데 이 충격파가 발생하는 메커니즘과 발사체로 전파 되는 경로에 대한 고려는 화염유도로를 설계하는데 중요 요소이다[2].

마지막으로 앞서 언급한 대로 로켓엔진이 점화, 연소되면서 방출되는 고온 화염과 충격파에 의한 소음과 중압이 발생된다. 이는 혼합가스열, 질량, 에너지를 받아서 밀도가 감소, 부피가 팽창하면서 발생하는 현상인데 이 두 가지를 동시에 감소시키는 방법은 냉각수인 물을 분사하는 것이다. 하지만 물과 위의 현상에 대한 상관관계의 물리적인 이해는 확실하게 정의된 바가 없기 때문에 화염유도로에 따른 물의 분사방식, 분사위치와 압력, 물의 양 등에 따라 많은 요소를 고려하여 정의되어야 한다[3].

2.2 화염유도로의 해외사용 사례

본 연구의 목표인 시험설비용 화염유도로를 설계하기 전에 우주발사체 개발을 하고 있는 해외 선진국의 사례를 조사하였다. 추력이 낮은 시험설비용 화염유도로부터 스페이스 셔틀 급의 화염유도로까지 광범위한 사례를 통해서 시스템에 맞는 화염유도로를 결정, 설계를 예상하였다.



Fig. 1 Stennis Space Center A1

위 Fig. 1은 미국의 Stennis Space Center의 A1 시험장으로 추진제: LH2+LO2, 추력: 최대 770톤(1단 기준), 냉각수 유량: 13.4 ton/s을 공급한다. 다음Fig. 2는 같은 연구소의 B1과 B2 시험장이고 추진제: LH2+LO2, 추력: 최대 5000 ton, 냉각수 유량: 20.8 ton/s를 공급할 수 있다.



Fig. 2 Stennis Space Center B1 and B2

Figure 3은 Falcon 9의 시험모습이고, 추진제: LOX+Kerosene, 추력: 500 ton이다. 이 사례의 경우 시험 가능한 PSM의 규모가 상당히 크지만 시험설비 측면에서는 간소화 된 것을 확인할 수 있다. 단 화염의 유도, 배출 측면에서는 안전성이 떨어지고 넓은 공간 확보가 요구된다.



Fig. 3 Falcon 9 First Stage Test Facility

다음으로 Fig. 4는 유럽의 ESA에서 발사한 Ariane 5의 시험 모습이다. 추진제: 고체, 추력: 660 ton이다. 화염유도도가 자연지형을 이용하여 상당히 높을 것으로 예상되는데 본 연구에서 설계할 유도도와 유사성을 검토했다.



Fig. 4 Ariane 5 Test Facility

끝으로 Fig. 5는 일본의 타네가시마 시험장에서 LE-7 시험을 하는 모습이다. 이 시험장은 추진제: LOX+LH₂, 추력: 110 ton, 냉각수 유량: 1200 kg/s이다. 추력만을 고려했을 때 본 연구에

서 구축할 화염유도도보다 작지만 유도도와 저수조의 일체형을 고려했을 때 설계에 충분히 적용할 수 있다고 판단했다.



Fig. 5 LE-7 Combustion Test Facility

2.4 화염유도도의 국내 적용 사례

해외사례와 더불어 국내의 화염유도도 설계 사례를 조사하였다. 아래 Fig. 6은 KSR-III엔진을 시험한 PTA-II 시험대로 추진제: LOX+Kerosene 추력: 13 ton, 냉각수 유량: 0.3 ton/s이다.



Fig. 6 Flame Deflector in PTA-II Test Stand of KSR-III

그 다음으로 현재 3차 발사가 준비 중인 KSL V-I의 화염유도도가 있다. Fig. 7은 화염유도도의 개략도와 실제 모습이다. 추진제: LOX+Kerosene, 추력: 170 ton, 냉각수 유량: 0.9 ton/s이다.

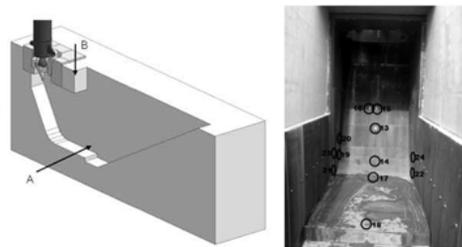


Fig. 7 Flame Deflector of KSLV-I Launch Pad

국내에서는 KSLV-I의 화염유도도가 본 연구의 참고자료로서 활용될 것으로 판단된다. 하지만

추력이 100 ton정도 차이가 있으며, 발사장과 시험설비라는 큰 차이가 존재한다.

2.5 본 연구에서 설계한 화염유도로

본 연구에서 고려한 화염유도로의 형상은 해외 참고문헌[4]과 항우연 한국형발사체개발사업단의 개념설계 보고서[5]에 제시된 자료를 활용하여 Table 1과 같이 설정하였다. 도로의 형상관련 변수는 다음의 Fig. 8과 참고문헌[4]를 참고하여 설계하였다.

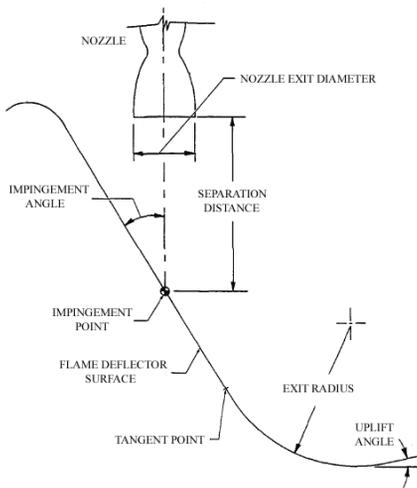


Fig. 8 Geometric Parameter for Flame Deflector[4]

Table 1. Design Parameter for Flame Deflector

변수	내용
Critical Impingement Angle	30°
Impingement point	2.15 m
Separation Distance	30 m
Exit Radius	14 m
Uplift Angle	0°
Deflector Width	4 m
Deflector height	30 m

Table 1의 수치 데이터를 기초로 카티아로 모델링 하였고, 냉각 시스템과의 상호 연관성 분석을 위해 이번 연구에서는 냉각수 공급이 없는 경우만을 해석하였다. 해석한 결과 압력과 온도는 다음 Fig. 9과 같다.

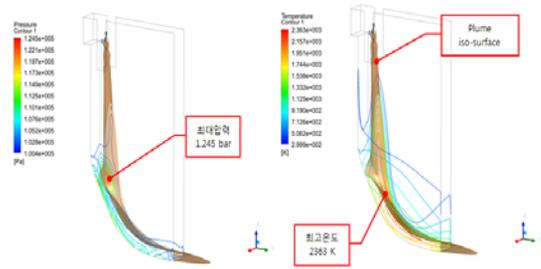


Fig. 9 Analysis of Flame Deflector

화염이 화염유도로에 직접 닿는 impingement point의 압력은 1.245 bar이고, 최고온도는 2363 K로 예상한 대로 매우 높은 값을 가진다. 따라서 이 지점에 대한 냉각을 효과적으로 할 수 있는 방안을 찾을 필요가 있다. 또한 화염이 상부 냉각시스템과 맞는 부분에서 높은 온도와 압력이 발생되는데 아래 Fig. 10는 해석한 결과를 보인다. 냉각장치 좌우로 3.5의 마하수로 가속되고, 상하로 3500 K의 높은 온도 분포를 갖는다.

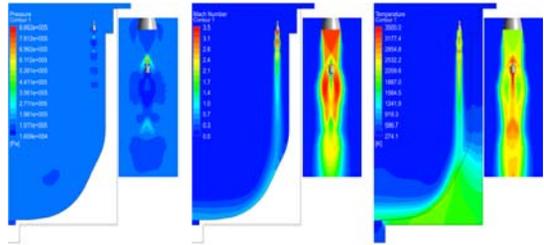


Fig. 10 Analysis between Flame and Cooling System

위 결과를 바탕으로 추후에 냉각수를 공급한 복합적인 유동 해석을 할 계획이다. 그 결과를 바탕으로 냉각수 시스템의 장착위치와 물의 양, 화염유도로의 형상을 결정할 수 있을 것이다.

다음은 Fig. 11은 해외 사례와 해석 결과를 통하여 실제 적용 가능한 화염유도로를 프로이를 이용하여 세 가지 경우를 설계해 보았다.



Fig. 11 A variety of Flame Deflector Designs

첫 번째 경우는 세 면이 막힌 밀폐형, 두 번째는 반 개방형, 세 번째는 개방형이다. 개방형으로 갈수록 공기에 의한 냉각 효과가 크지만 상부에 중량이 큰 테스트 스탠드 같은 설비의 설치 제한되는 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 30m이상의 화염유도 길이와 고중량의 테스트스탠드가 설치 됨을 고려하여 하중에 대한 안정성이 높은 밀폐형을 기본 설계 모델로 하였다.

2.5 냉각수 공급 덕트 모델링

본 연구에서는 75톤과 300톤급의 추진기관시스템에 적용하기 위하여 75톤급과 300톤급의 냉각수 공급 덕트를 모델링하였으며 연소화염은 냉각수와 직접 접촉하여 처리된다.

냉각수 분사 방식에는 여러 종류가 있지만 가장 효과적인 core 와 side 분사를 복합하여 냉각할 수 있는 형상으로 결정했다.

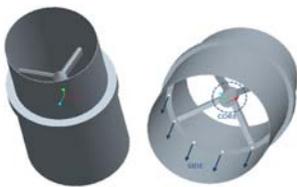


Fig. 12 Cooling Duct of 75 ton

위의 Fig. 12과 아래 Fig. 13는 각각 75톤과 300톤의 냉각수 공급 덕트의 모델링 모습이다.

중심에서 80%, 주변에서 20%의 유량을 공급한다. 중심에서 노즐형상의 분사장치를 장착하여 냉각함과 동시에 주변에서 여러 개의 작은 홀을 통하여 필름냉각을 한다. 직경은 2m로 하여 엔진이 충분히 내부로 들어올 수 있다.

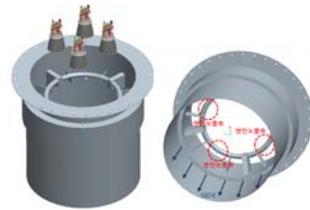


Fig. 13 Cooling Duct of 300 ton

이와 같이 300톤의 덕트도 중심 80%, 주변 20%의 냉각수를 공급한다. 직경은 4m로 4개의 엔진이 클러스팅 된 사이즈가 내부로 들어오도록 설계했다. 각각의 클러스팅 된 엔진의 중심분사는 원형의 관에 장착된 4개의 노즐을 통하여 공급된다. 추후 위 두 시스템은 유동해석과 구조해석을 할 계획이며 연소가스의 온도를 낮추는데 상당한 효과를 보일 것으로 판단된다.

2.6 화염유도로 표면 냉각 모델링

화염유도로의 냉각은 다음 Fig. 14에서처럼 2종류의 시스템을 이용한다. 첫 번째는 노즐 아래인 화염유도로 상부에서 일명 코끼리 코라고 불리는 장치로 core냉각을 한다.

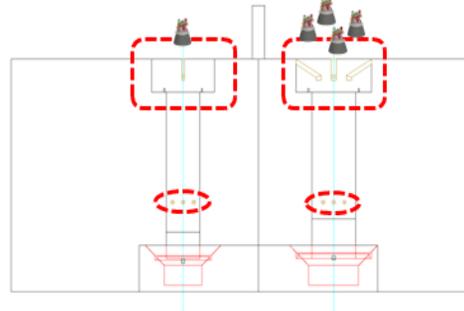


Fig. 14 The Schematic of 75 and 300 ton Cooling System in Flame Deflector

다음으로 화염유도로에서 열과 압력의 영향이 많이 받는 impingement point부근에 벽면의 홀을 통하여 필름냉각을 한다.

냉각수 공급 유량은 KSLV-I의 발사시 적용한 유량을 본 시스템의 추력과 상사하여 결정할 계획이며, 추후 정확한 유동해석과 냉각 해석을

통하여 최적유량을 산출하여 상세설계에 적용해야 할 것이다.

3. 정리 및 추후 과제

추진기관 시스템 시험설비용 화염유도로는 엔진이 점화되어 연소되면서 발생하는 화염과 충격파, 소음진동 등으로부터 시스템과 시험설비, 사람과 환경을 보호하는 측면에서 매우 중요하다. 따라서 시스템에 맞는 화염유도로 설계가 모든 시험 설비에 필수적인데 시험장이 구축되는 위치와 환경에 따라서 다양하게 설계가 가능하다. 본 연구에서는 해외사례 조사를 통하여 해당 시험장이 설치될 장소에 적합한 화염유도로를 조사하였고, 화염유도로 설계기준에 따라서 모델링했다. 그 모델링 형상에 대해 냉각수 공급이 없는 경우 해석을 통하여 유도로의 impingement point의 온도와 압력을 확인하였고, 유도로의 형상별 장단점을 비교해 보았다. 이와 더불어 냉각수 공급 덕트 및 유도로 표면냉각도 설계해보았는데 추후 냉각수 공급조건을 포함한 화염의 유동 및 열 해석과 유도로의 구조해석을 수행할 계획이다.

참 고 문 헌

1. 안원근, 박희호, 황수권, 김유, “노즐 후방부의 Radiative Heat Flux 측정,” 한국항공우주 공학회지, 제31권, 제5호, 2003, pp.87-92
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. 이광진 외 5명, “물 분사 냉각시스템을 이용한 발사대 화염유도로의 냉각특성,” 제 37회 한국추진공학회 추계학술대회, 2011.11
4. James D Philips Director of Engineering Development "FLAME DEFLECTOR DESIGN, STANDARD FOR," JOHN F. KENNEDY

- SPACE CENTER, NASA, March 3, 1980.
5. 유병일, 김지훈, “KSLV-II추진기관 시스템 시험설비 개념설계 보고서”, 한국항공우주연구원 한국형발사체개발사업단, 2011년 3월
6. 정일형, 문경록, 강선일, 안재철, 라승호, “나로호 비행시험을 통한 화염유도로의 온도 및 압력 측정,” 항공우주학회지, 제39권, 제4호, 2011, pp.378-384
7. 미국의 NASA, 유럽의 ESA, 일본의 JAXA 사이트 자료 참고