



Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2019.23.2.087>

액체로켓 추진기관 시험설비 기반시설 고찰

조남경^{a,*} · 김성혁^a · 한영민^a

Infrastructure of Propulsion Test Facility of Liquid Rocket

Namkyung Cho^{a,*} · Sunghyuk Kim^a · Yeoungmin Han^a

^aEngine Test & Evaluation Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: cho@kari.re.kr

ABSTRACT

Liquid rocket propulsion test facility should provide for the interface condition installed on the upper level system for the test article. In addition, safety provision should be provided to be ready for accident such as explosion which can be occurred during development stage. For this purpose infra-structures of test facilities must be constructed so that stable combustion test can be performed and be guard against accidents. In this article, various aspects for infrastructures of propulsion test facilities are investigated including architecture and civil engineering aspects, test stand, room arrangements, interfaces among facilities, fire-fighting facilities, electrical power facilities.

초 록

액체로켓 추진기관 시험설비는 시험대상체가 상위 시스템에 장착되었을 때의 인터페이스 조건을 모사하여야 하며, 시험 시 파손이 발생할 수 있는 개발품의 특성상, 안전하게 시험이 이루어질 수 있게 구축되어야 한다. 이를 위해 추진기관 시험설비 기반시설은 안정적인 연소가 이루어지고 사고 시에도 안전이 보장되도록 구축되어야 한다. 본 논문에서는 액체로켓 엔진 추진기관 시험설비 기반시설의 구축 및 운영 시 고려해야 할 사항에 대해, 토목/건축, 시험 스탠드, 설비의 배치, 타 설비와의 운영 조합 및 공동구, 소화설비, 전력설비 측면에서 고찰하였다.

Key Words: Liquid Rocket(액체로켓), Test Facility(시험설비), Infra Structure(기반시설), Test Stand(시험부), Fire Fighting System(소화설비)

1. 서 론

액체로켓 추진기관 시험설비의 기반시설은 시험설비의 장비가 배치되는 시설이다. 안정적인 연소가 이루어져야 함과 아울러 폭발 등의 사고에 대비해야 하므로 일반 건축과는 많은 상이한 점이 있다. Fig. 1은 엔진시험설비의 일반도다. 노즐에서 배출된 제트가 안정적으로 배출되기

위해서는 20 m 이상의 자유배출 영역이 있어야 한다. 만일 자유배출 영역이 충분하지 않다면 바닥에 충돌한 제트가 반사되어 시험 대상체인 엔진에 영향을 줄 수 있기 때문이다. 또한 시험대상체인 엔진과 산화제 런탱크는 1 m 두께의 벽으로 차단되어 있다. 이는 엔진이 폭발하는 등의 사고가 발생한다 할지라도 화염이 산화제와 연료로 번지지 않게 국소화하기 위함이다. 또한 추력지지부와 연결된 철근 콘트리트 구조는 추력에 의해 진동이 발생하지 않아야 한다.

설비운영 측면에서는 화염유도로 냉각을 위하여 추진제의 5배 이상의 냉각수가 공급되어야 하며, 케로신이 공급되는 각 영역에는 소화시설이 구비된다. 또한 단(stage) 시험의 경우 냉각수 공급 및 시험대상체 각 부분에 열/화재 제어용 냉각공기 공급을 위해 큰 전력 부하가 소요된다 [1].

추진기관 시험설비를 나로호 발사체와 비교하면 Fig. 2와 같이 나로호의 연료와 산화제 탱크가 시험설비의 런탱크와 매칭된다. 나로호는 엔진 상부에 연료탱크와 산화제 탱크가 있다. 이것은 머리위에 폭발을 이고 있는 것으로 비유할 수 있는데 엔진의 폭발이나 화재가 발생한다면 화염이 탱크까지 퍼져나가 대형사고로 이어지기 때문이다. 따라서 연료와 산화제가 엔진 상부에 위치하는 단의 형태는 엔진의 신뢰성이 충분히 확인된 후 구성되어야 한다.

본 논문에서는 액체로켓 엔진 추진기관 시험설비 기반시설의 구축 및 운영 시 고려해야 할 사항에 대해 토목/건축. 시험 스탠드, 설비의 배치, 타 설비와의 운영조합 및 공동구, 소화설비, 전력설비 측면에서 제시한다.

2. 단차 구성 방법

화염이 분출되는 엔진 하부에는 일정 이상의 수직단차가 필요하다. 이는 화염이 지면과 반사되어 시험대상물과 설비에 영향을 주는 것을 막기 위함이다. 수직단차가 클수록 설비에 미치는 영향은 줄어들 수 있어 유리하나, 토목/건축공사

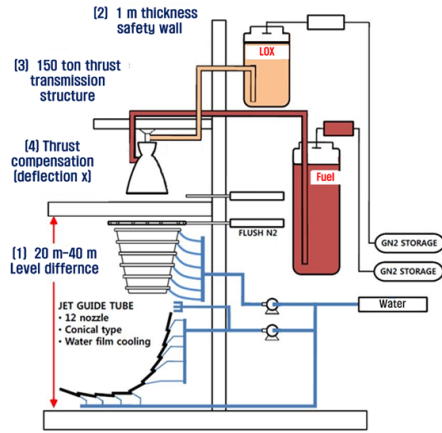


Fig. 1 Schematics of engine test facility.

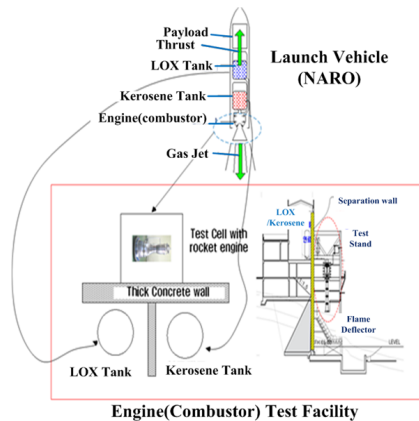


Fig. 2 Comparison between launch vehicle and test facility.

가 커지므로 어느 일정거리 단차를 확보한 후 하부 지면에 화염유도로(flame deflector)를 두어 화염의 방향을 90도 이상 변경하게 하는 방법이 주로 적용된다[2]. 화염유도로가 적절하게 설계될 경우 수직단차는 줄어들 수 있다.

Fig. 3(a)는 하부에 타워(tower)를 세워서 단차를 확보한 설비의 연소시험을 보여준다[1]. 하부로 분출된 화염은 하부 지상면에 설치된 화염유도로에 의해 수평으로 방향을 바꾸어 배출됨을 볼 수 있다. 이 방식은 건축구조가 거대해지는 단점이 있다.

Fig. 3(b)는 언덕 지형을 이용하여 시험설비를 구성한 방식이다. 하부 level 부가 언덕 아래에

위치하게 하고 상부 level 부터 하부 level 까지는 교각을 구축한 방식이다. 이 방법은 자연단차가 방호벽 역할을 해줌으로 안전성과 소음감쇄 측면에서 유리하다[1]. 그러나 하부 level 구성에 따른 절/성토가 필요하고 절/성토한 부위의 토압을 견디기 위한 옹벽이 설치되어야 한다.

Fig. 3(c)는 평지를 파서 지하로 단차를 만든 방식을 보인다[3]. 지하에 단차구조의 화염유도로를 만든 형태로서 노즐로부터의 화염을 화살표와 같이 방향을 전환하게 한다. 이 방식은 소음저감 측면에서 유리하나 화염유도로를 형성할 수 있게 절토가 되어야 한다[1].

이상 세 가지 방식이 단차구성에 주로 적용되며 토목/건축 비용, 소음, 안전성 등을 종합적으로 고려하여 결정되어야 한다.

3. 영역별 고려사항

3.1 시험부

Fig. 1에서 1 m 두께의 방호벽을 기준으로 방호벽 좌측을 시험부, 우측을 공급부로 나눌 수 있다. 시험부는 시험대상체 엔진이 장착되는 시험 스탠드와, 분출되는 제트를 처리하는 후류설비로 구성된다. 공급부는 런탱크와 계측장치, 가스설비, 소화설비, 후류펌프 등이 배치된다[2].

시험스탠드는 방폭문과 격벽에 의해 타 room 과 구분되고 연소가스가 배출되는 패드를 경계로 후류처리 영역과 구분된다. 시험 스탠드는 정밀한 추력 측정을 위해 진동이 발생하지 않아야 하고, 추력에 의한 변형이 없어야 한다. 시험 스탠드에서 시험대상 하드웨어 장착은 모두 수직으로 이루어지며, Fig. 4와 같이 상부 크레인과 바닥면의 이송/장착 치구에 의해 추력측정시스템(TMS)에 장착된다. 테스트 스탠드의 노즐하부의 하부작업대는 평상시에는 닫혀 있다가 시험시에는 개방하여 연소가스가 배출된다.

시험부는 Fig. 5와 같이 시험스탠드 바닥을 경계로 추진기관 시험대상체의 엔진 노즐을 경계로 센서 등이 모여 있어 저온으로 유지되어야 부분과, 노즐로부터 고온가스가 배출되어 물분사

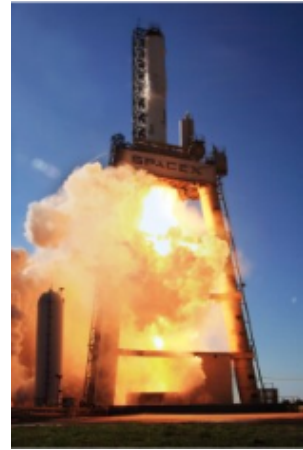


Fig. 3(a) High tower vertical test stand.

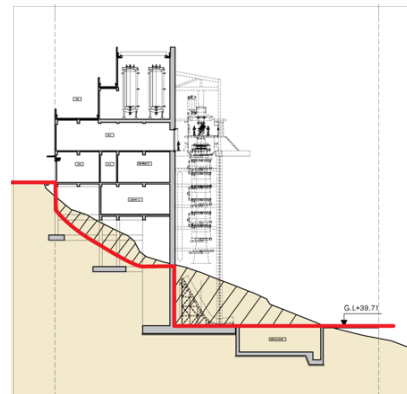


Fig. 3(b) Hillside vertical test stand.

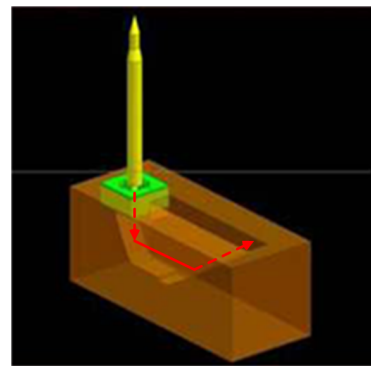


Fig. 3(c) Underground flame deflector.

를 통해 냉각해야 하는 고온부로 나눌 수 있다. 저온으로 유지되어야 하는 부분은 제트 풀룸에

의한 이젝터(ejector) 현상에 따라 주위에서 빨려 들어온 공기의 유동에 의해 냉각이 이루어진다 [4]. 고온부에는 2,000도에 이르는 고열이 방출되기 때문에, 추진제의 5-10배에 해당하는 냉각수가 분사되어 화염유도로의 열손상을 방지한다.

추진기관시스템 시험 시 노즐 하단이 시험스탠드 바닥면과 일치되는 구조를 가지면, 노즐상단 시험대상체 본체에 전달되는 복사열을 차단하고, 노즐로부터 분사되는 제트에 의해 유도된 공기 유동으로 본체가 냉각되는 저온부를 형성한다 [5].

노즐 하단과 지지 바닥의 하단면이 일치되지 않을 경우 발사체로 전달되는 복사열이 있을 수 있고, 노즐 상부의 발사체 냉각을 위한 유입공기가 충분히 생성되지 못한다. Fig 6을 참조하여 설명하면, 6(a)에 도시된 것처럼, 노즐 하단이 바닥면보다 높을 경우 복사열이 노즐 상부 발사체부로 전달될 수 있다. 6(b)에 도시된 것처럼 노즐하단이 바닥면보다 낮은 경우, 노즐 상부 냉각을 위한 유입공기의 양이 적어진다(여기서 유입공기는 대부분 바닥 아래 부분에서 유입). 6(c)에 도시된 것처럼, 노즐 하단이 바닥면 하부와 일치되는 경우, 노즐 상부 발사체부 냉각을 위한 유입 공기의 양이 크며, 후류가스의 복사열이 바닥면으로 차단되어 상부로 전달되지 않는다.

3.2 시험설비의 배치

시험설비는 Fig. 7과 같이 연료와 산화제 런탱크가 시험스탠드 방호벽을 기준으로 바깥쪽에 인접하여 배치된다. 연료와 산화제 런탱크는 시험부보다 1층 정도 높게 설치되는 것이 일반적이다. 고압가스공급실은 가스가 밸브구동 등에 사용되어 응답성이 빨라야 하므로 시험대상체와 인접하여 배치된다. 시험실에 가장 인접한 곳에는 계측장비실이 배치되어 엔진시험 시 계측 데이터를 증폭시켜 제어실에 전달한다. 케로신 탱크 하부에 드레인 탱크실이 설치되게 되며, 액체 산소 배출영역이 구성된다[3].

3.3 소화설비

추진기관 시험 시 폭발 등에 의한 화재가 발



Fig. 4 Schematics of test stand.

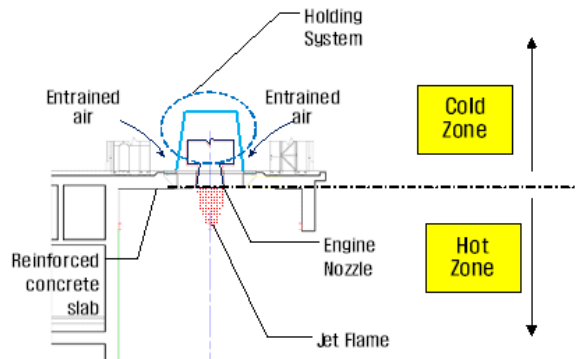
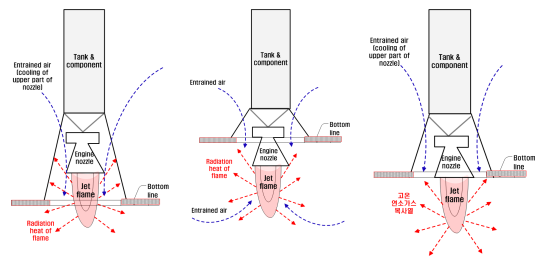


Fig. 5 Cold zone - hot zone interface.



(a) Nozzle exit is higher than bottom (b) Nozzle exit is lower than bottom (c) Nozzle exit coincides with bottom

Fig. 6 Effects of nozzle exit position with reference to bottom wall.

생할 수 있으므로 Fig. 8과 같이 여러 종류의 소화설비가 갖추어져 있다. 먼저 질소를 분사하여 엔진부 화재진압을 시도한 후, CO₂를 분사한다. CO₂ 분사까지는 시험대상체에 오염되는 등의 영향 없이 화재를 진압할 수 있다. 만일 CO₂로 진압되지 못할 경우 분말(dry chemical)로 덮어서

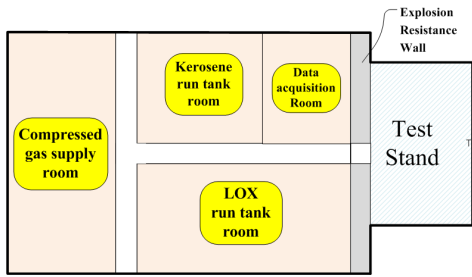


Fig. 7 Arrangement of rooms of test facility.

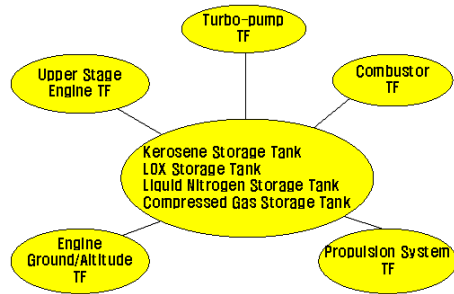


Fig. 9 Common storage area for each facilities.

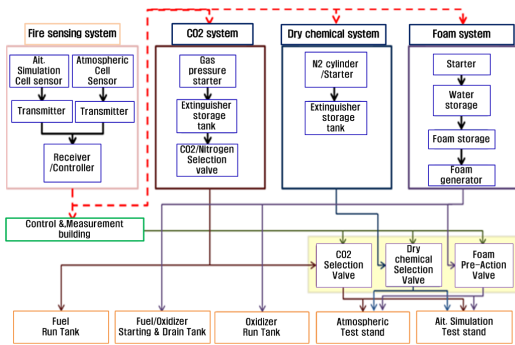


Fig. 8. Composition of fire extinguish system.



Fig. 10 Pipe tunnel.

화재를 진압한다. 분말로도 진압되지 못할 경우 물과 폼(foam)을 섞은 폼(foam) 소화액을 분사한다. 소화설비는 일반적으로 공급동 지하에 위치하며 시험부와 연료 런탱크실, 드레인 탱크실, 액체산소실에 소화제를 분사한다[6].

4. 인프라 설비

4.1 설비 간 공동구

추진기관 시험설비는 Fig. 9와 같이 공용저장소가 있어 이곳에서 연소기/터보펌프, 엔진, 추진기관 시스템 시험설비에 공급할 케로신, 액체산소, 액체질소, 가스류가 보관된다. 평상시에는 안전성이 높은 공용저장소에 보관하고 있다가 해당 시험설비에서 시험할 때만 설비의 런탱크에 충전된다. 로켓 발사 시 당일에 발사체 탱크가 충전이 되고 발사가 되는 것과 같은 원리다. 케로신, 액체산소, 가스류 등은 안전을 위해서 Fig. 10과 같이 터널을 파고 그 안으로 공급배관

이 지나가게 하는데, 이와 같이 배관이 지나가기 위한 터널을 공동구라고 하며 시험설비 설계에 고려되어야 한다[5].

4.2 용수 공급

Fig. 11은 추진기관 시험설비의 용수계통을 보인다. 연소가스에 분사된 냉각수의 30% 정도는 수증기로 증발하게 되며 70%는 회수되어 회수조에 저장된다. 회수조에 저장된 물은 기름을 포함하게 있으므로 유수분리기를 거쳐 정화되어 저수조로 보내어 재활용하게 된다.

2장에서 설명한 대로 단차가 클 경우 토목/건축공사가 커지므로, 단차를 줄이기 위해서는 적절한 화염유도로가 설치되어야 하고 추진제의 5배 이상의 충분한 물이 화염유도로에 공급되어 냉각되어야 한다. 이 때 화염유도로 뿐 아니라 화염에 직접 냉각수를 분사하면 소음과 음향파에 의한 영향을 추가로 줄일 수 있다[6]. 고공모사시험인 경우 초음속디퓨저가 추가로 설치되어

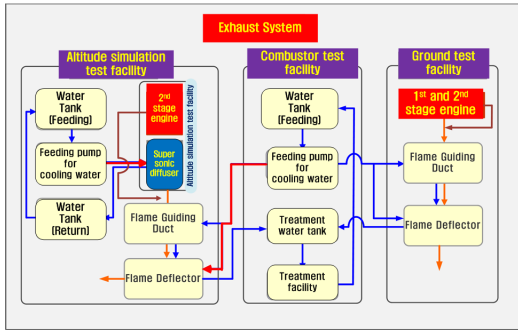


Fig 11. Composition of plume treatment system.

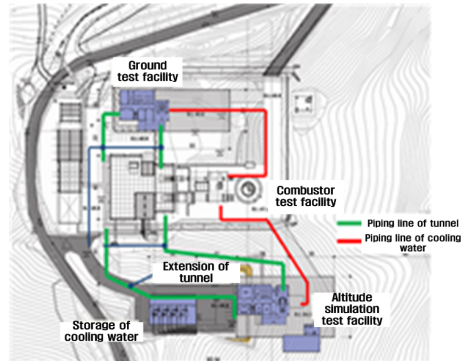


Fig 12. Cooling water and propellants/gas supply from storage to each facility.

야 하며 초음속디퓨저의 냉각은 별도의 공급수조에서 공급되는 냉각수에 의해 수행된다.

Fig. 12는 나로우주센터 연소기 시험설비에 위치한 저수조로부터의 냉각수 공급과, 공용저장소로부터 추진제 및 가스류가 엔진지상, 엔진고공, 추진기관시스템 시험설비 등 각 설비로 공동구를 통하여 공급되는 것을 도시적으로 보여준다.

냉각을 위한 용수는 통상적으로 7-10 bar 정도의 압력으로 추진제량의 5배 이상 공급된다.

용수를 공급하는 데 있어 첫째로 Fig. 13와 같이 펌프를 이용하여 물을 공급하는 방식이 있다. 다른 방법으로 Fig. 14와 같이 80 m 이상의 고가수조에 물을 저장하여 수두차에 의해 냉각수를 공급하는 방식으로 8 bar 이상의 수압을 확보할 수 있다[1].

4.3 전력 설비

추진기관 시험설비에서 큰 전력부하가 소요되는 부분은 첫째, 냉각수 공급을 위해서 펌프를 사용할 경우이고, 다른 하나는 발사체 단 시험시각 부분에 대한 열제어 및 화재안전을 위한 냉각된 가스를 공급할 경우이다. 냉각된 가스공급을 위한 압축/팽창에 큰 전력부하가 소요된다.

냉각수 공급 측면에서 보면 Fig. 14와 같은 고가수조 방식은 높이에 따른 수두로 공급되기 때문에 펌프의 가동이 필요 없거나, 약간의 추가적인 압력만 적은 소요전력으로 올려주면 된다. 그에 반해 Fig 13의 펌프 방식으로 냉각수를 공급할 경우에는 추진제의 5배 이상의 물을 분사하기 위한 대용량의 펌프 전력이 필요하다.



Fig. 13 Water supply by electrical pump.



Fig. 14 High water storage tank support structure.

연소기/엔진 시험설비의 전력부하는 주로 후류냉각(고공시험설비는 초음속 디퓨저 냉각 추가)에 소요되고, 수 MW이상의 큰 전력이 소모된다.

추진기관시스템 시험설비의 경우 Fig. 15와 같이 발사체 내부 탑재물의 열제어를 수행(구성품

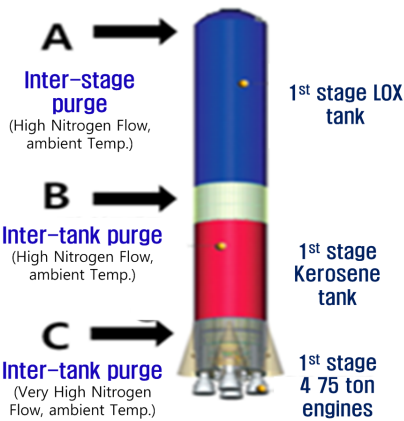


Fig. 15 Purge for stage parts installed at propulsion system test facility.

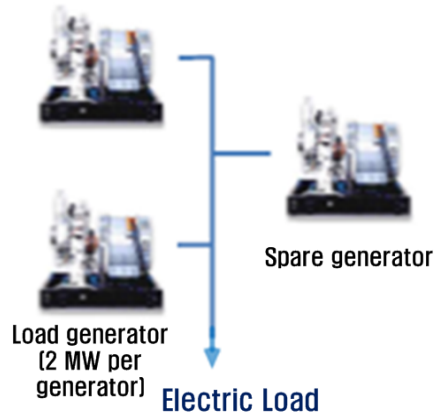


Fig. 16. (N+1) parallel operation of electrical generators.

결빙 방지)하고 케로신 유증기나 산화제등의 위험가스 누출로부터 화재 및 폭발가능성을 낮추기 위한 퍼지(압축, 팽창을 통한 수분제거, 재압축 및 가열)에 큰 전력부하가 소요된다.

시험 시의 대규모 전력 수급은 시험의 신뢰성 및 인근지역의 전력문제 발생을 방지하기 위해, 한전 전원을 사용하지 않고 자체 발전기를 활용한다. 전기 공급의 신뢰성을 높이기 위해 Fig. 16과 같이 발전기 1대는 예비발전기로 하여 부하운전 발전기가 고장 시 대체하는 기능을 하는 (N+1) 병렬운전 방식을 적용한다[6].

5. 요약

추진기관 시험설비의 기반시설은 시험설비의 장비가 배치되는 시설이다. 안정적인 연소가 이루어져야 함과 아울러 폭발 등의 사고에 대비해야 하므로 일반 건축과는 많은 상이한 점이 있다. 또한 안전을 위한 소화설비가 구비되어야 하고 대규모 용수설비와 전력설비가 운영되어야 한다. 본 논문에서 추진기관 시험설비 기반시설 구축에 있어 고려하여야 할 사항에 대해 단차의 구성, 스탠드 구축, 공급동 구축, 소화설비, 전력시스템 등에 대해 검토하였다.

후 기

본 연구는 과학기술정보통신부의 한국형발사체 개발사업(KSLV-II)의 일환으로 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.

References

1. Cho, N.K., Yoo, B.I., Kim, J.H., Han, Y.M. and Jeon, S.B., "Infrastructure of Propulsion System Test Complex for KSLV-II," *Proceeding of the 2013 KSPE fall Conference*, Kyungju, Korea, pp. 179-182, Dec. 2013.
2. Lee, K.J., Kim, J.H., Chung, Y.G., Cho, N.K. and Han, Y.M., "Facility Development for Ground Hot-firing Test of a LRE Combustion Chamber," *Proceeding of the 2013 KSPE Spring Conference*, Busan, Korea, 2013. pp. 477-481, May 2013.
3. Cho, N.K., Lee, K.J., Kim, J.S. and Han, Y.M., "Consideration on Infrastructure of Rocket Propulsion Test Facility," *Proceeding of the 2013 spring Conference*, Busan, Korea, pp. 99-102, May 2013.

-
4. S. Sarshar and N. Beg, "A novel application of jet pump technology to boost protection", *Offshore Gas Processing Technical Conference*, London, U.K., 22nd Feb. 2006.
 5. Cho, N.K., Kim, S.H. and Han, Y.M., "Investigation of Infrastructure of Propulsion Test Facility of Liquid Rocket," *Proceeding of the 2016 fall Conference*, Jungsun, Korea, pp. 377-381, Dec. 2016.
 6. Cho, N.K., Kim, S.H and Han, Y.M., "Construction and Operation of Subsidiary Facility for Engine Combustion Test," *17th symposium of space launcher development*, Goheong, Korea, pp. 15-19, Aug. 2017.