Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.4.081>

산화제 과잉 예연소기 설계점 운영 특성

문일윤^a · 문인상^a · 강상훈^a · 하성업^a · 이수용^{a,*}

Design Point Operating Characteristics of an Oxidizer Rich Preburner

Ilyoon Moon^a · Insang Moon^a · Sang Hun Kang^a · Seong-Up Ha^a · Soo Young Lee^{a,*}

^aAdvanced Rocket Research Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

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

ABSTRACT

It was designed and tested at the design point that an oxidizer rich preburner for a staged combustion liquid rocket engine propelled by kerosene and LOx. The oxidizer rich preburner was designed as some of LOx injected from the mixing head was burned with kerosene and the rest of LOx injected from injection holes in the regenerative cooling chamber was vaporized by combustion gas. The preburner is operated at OF ratio of 60 and combustion pressure of 20 MPa. The Preburner has a honey-comb type mixing head with simplex swirl injectors, a turbulence ring improving combustion stability and uniformity of product gas temperature distribution, and a nozzle simulating the duct. With the combustion test results at the design point, the oxidizer rich preburner showed high combustion stability and uniformity of product gas temperature distribution.

초 록

케로신과 액체산소를 추진제로 하는 다단연소방식 액체엔진용 산화제 과잉 예연소기를 설계하여 설계점에서 연소시험을 수행하였다. 설계된 산화제 과잉 예연소기는 산화제 일부와 연료를 혼합헤드를 통해 연소실에 공급하여 연소시키고 나머지 산화제를 연소실 재생냉각채널을 거쳐 연소실 중앙의 분사공을 통해 연소실로 주입하여 기화시키는 형태로 최종적으로 연소압 20 MPa, 혼합비 60에서 작동한다. 혼합헤드에는 단일 와류형 분사기를 벌집형태로 배열하였으며 가스 온도 균일성 향상과 연소 안정성 향상을 위한 혼합링과 터빈까지의 배관을 고려한 노즐을 장착하였다. 설계점 연소시험에서 산화제 과잉 예연소기는 높은 연소 안정성과 생성가스의 균일한 온도분포를 보였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Staged Combustion(다단연소), Preburner(예연소기), Oxidizer Rich(산화제 과잉), Combustion Test(연소시험)

Received 2 December 2012 / Revised 11 July 2013 / Accepted 17 July 2013

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>

[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

터보펌프 구동에 사용된 가스발생기 생성가스

를 연소기로 공급하여 주추력 발생에 사용하는 다단연소방식 로켓엔진은 고성능을 요하는 우주 발사체에 널리 사용되고 있다. 이와 같이 다단연소방식 로켓엔진에서는 추진제가 가스발생기와 연소기에 걸쳐 두 차례 연소되므로 다단연소방식 로켓엔진에 사용되는 가스발생기를 별도로 예연소기라 부른다[1,2].

러시아가 자랑하는 고추력 다단연소방식 로켓엔진의 경우 액체산소와 케로신을 추진제로 하는 산화제 과잉 예연소기를 사용한다. 고온 고압의 산소가스를 다뤄야 하는 기술적 어려움에도 불구하고 연료 과잉 예연소기가 아닌 산화제 과잉 예연소기를 사용하는 이유는 터빈 구동력을 높이기 위해서 뿐만 아니라 연료인 케로신 특성상 연료 과잉 연소 시 다량의 검댕이 발생하기 때문이다. 발생한 검댕은 연소실로의 분사와 냉각에 문제를 일으킨다. 반면 액체수소와 액체산소를 추진제로 하는 다단연소방식 로켓엔진의 경우 연료 과잉 예연소기와 산화제 과잉 예연소기 모두 가능하다[3]. 고 혼합비의 산화제 과잉 예연소기는 연료 과잉 예연소기에 비해 밀도가 높은 가스를 생성하여 블레이드 팁 속도와 터빈 크기를 줄일 수 있어 결국 반경방향 응력과 무게를 줄일 수 있는 장점을 가지고 있다[4]. 이러한 장점에도 불구하고 고온 고압의 산소가스 환경에서 유기물 또는 티끌 등에 의해 로켓엔진을 구성하는 금속소재가 낮은 온도에서 발화하여 연쇄반응하는 기술적 문제로 산화제 과잉 예연소기에 대한 연구와 개발이 쉽지 않다. 러시아의 경우 많은 연구와 실험을 통해 고온 고압의 산소가스에 적합한 소재와 코팅기술을 확보하고 운용기준을 마련하여 기술적 문제를 해결하였다.

예연소기는 터보펌프 구동을 목적으로 하기 때문에 예연소기 생성가스의 횡단면 온도분포는 터빈에 의해 제한되는 온도범위 내에서 균일하여야 하며 엔진의 추력제어를 위해 넓은 운전영역에서 안정적인 연소가 이루어져야 한다[5]. 특히 생성가스 온도분포의 비 균일성은 열응력에 의한 터빈 블레이드 고주기 피로 파괴와 관련하여 터빈 수명에 영향을 미친다[4].

케로신과 액체산소를 추진제로 하는 다단연소

방식 연소기용 분사기의 경우 고온 고압의 산소가스가 산화제로 사용되므로 산화제 과잉 예연소기 없이 실제 설계 환경과 같은 조건에서 단독 연소시험이 불가능하다. 따라서 케로신과 액체산소를 추진제로 하는 다단연소방식 로켓엔진 개발에서는 산화제 과잉 예연소기 기술이 선행되어 연구 개발되어야 한다.

우리나라에서도 최근 케로신과 액체산소를 추진제로 하는 다단연소방식 로켓엔진 개발의 일환으로 산화제 과잉 예연소 기술과 다단연소방식 연소기용 기체-액체 분사기에 관한 기초 연구가 진행되고 있다[6-9]. 산화제 과잉 예연소기의 경우 분사기 선정을 위해 다종의 분사기를 장착한 분리형 예연소기에 대한 해석, 점화시험과 기초 연소시험이 보고된 바 있다[10].

본 논문에서는 기존 분리형 예연소기 시험결과를 바탕으로 선정된 분사기로 일체형 예연소기를 설계하여 최근 수행된 설계점 연소시험 결과를 고찰하였다.

2. 시험 장치

2.1 산화제 과잉 예연소기

산화제 과잉 예연소기는 모든 추진제를 혼합헤드를 통해 분사되는 방식과 추진제를 혼합헤드와 연소실로 나누어 공급하는 방식으로 구분된다. 대표적으로 Zenit, Energia-Buran, Angara 1단에 사용된 RD-170 계열의 경우 모든 추진제가 혼합헤드를 통해 분사되는 예연소기가 사용되었으며 Zenit-2, Zenit-3SL 2단의 비행제어에 사용된 RD-8의 경우 추진제를 혼합헤드와 연소실로 나누어 공급하는 방식의 예연소기가 사용되었다.

본 시험에서는 RD-8과 같이 추진제를 혼합헤드와 연소실로 나누어 공급하는 방식의 예연소기를 사용하였다. 예연소기는 연료와 산화제 일부를 혼합헤드를 통해 연소실에 공급하여 연소시키고 나머지 산화제를 연소실 재생생각채널을 거쳐 연소실 중앙에 위치한 분사공을 통해 연소실로 주입하여 기화시키는 형태로 최종적으로

Fig. 1 Schematic of the oxidizer rich preburner.

연소압 20 MPa, 혼합비 60에서 작동하도록 설계되었다[4].

Fig. 1은 일체형 구조로 설계된 예연소기의 작동원리를 보여주기 위한 단면 개략도이다. 연료인 케로신은 모두 혼합헤드로 공급되어 연료 분사기를 통해 연소실로 분사된다. 산화제 매니폴드 A로 유입된 액체산소 일부는 혼합헤드로 공급되고 나머지 액체산소는 연소실 재생냉각채널로 보내진다. 혼합헤드와 재생냉각채널로 분기되는 산화제 양은 예연소기 제작과정에서 수류시험을 통해 설계 값으로 조절할 수 있도록 되어 있다. 혼합헤드로 보내진 액체산소는 산화제 분사기를 통해 연소실로 분사되어 혼합헤드에서 분사된 연료와 함께 연소된다. 연소실 재생냉각채널로 공급된 액체산소 일부는 연소실 중앙에 위치한 분사공 전단의 냉각채널만 거쳐 B로 나오고 나머지 액체산소는 연소실 끝단 매니폴드 E를 거쳐 D로 나온다. B와 D를 통해 연소실 중앙돔 C에 모인 액체산소는 중앙 분사공을 통해 연소실에 주입되어 혼합헤드의 연소가스와 혼합되면서 기화된다.

Fig. 2에서와 같이 혼합헤드에는 7개의 연료 분사기와 24개의 산화제 분사기가 사용되었으며 1개의 연료 분사기를 6개의 산화제 분사기가 둘러싸는 벌집형태를 하고 있다. 기존 분리형 예연소기의 경우 분사기 선정을 목적으로 1개의 혼합헤드에 분사각이 다른 4종의 연료 분사기와 1

Fig. 2 Honey-comb type mixing head.

종의 산화제 분사기가 사용된 반면 본 시험에 사용된 일체형 예연소기의 혼합헤드에는 분리형 예연소기 시험을 통해 선정된 1종의 연료 분사기와 1종의 산화제 분사기가 사용되었다.

연소안정성 향상과 생성가스 온도 균일성 향상을 위해 혼합링(Turbulence Ring)을 설치하였다. 연소압 생성을 위한 노즐의 경우 터빈 연결 배관을 고려하여 설계하였다. 터빈 입구 노즐 전단에 해당하는 F 지점에서 생성가스 특성 파악을 위해 정압과 동압을 측정하였으며 Fig. 3과 같이 7개의 열전대를 배치하여 생성가스 횡단면 온도 분포를 측정하였다.

Fig. 3 Thermocouple array to measure product gas temperature distribution at the section F.

2.2 연소시험설비 및 시험방법

추진제 가압압력이 일정하게 고정된 가압식 연소시험설비에서 고압 연소기를 시험할 경우 연소압이 없는 상태에서 연소시험을 위해 추진제를 공급하면 설계이상의 과도한 추진제가 연소실로 공급되게 된다. 이 때 점화 지연에 의해 연소기 내에 추진제가 과도하게 축적된 상태에서 점화될 경우 폭발적으로 연소되면서 연소기 파손을 유발하기도 한다. 따라서 고압 연소기를 가압식 연소시험설비에서 시험할 경우 점화초기 추진제 공급 유량을 제어할 필요가 있다.

Fig. 4는 예연소기 연소시험이 수행된 가압식 연소시험설비의 추진제 공급라인 개략도이다. 각각의 추진제 공급 배관에는 점화 시 유량제어를 위한 오리피스와 보조밸브, 정상연소 시 설계유량 공급을 위한 주 밸브를 설치하여 추진제를 2단계로 공급할 수 있도록 되어 있다.

예연소기와 시험설비 사이의 액체산소 공급배관은 냉각자켓을 갖는 2중 배관으로 하여 시험 전 충분한 냉각을 통해 예연소기로 액체산소를 원활히 공급할 수 있도록 하였다.

점화에는 TEAB와 액체산소를 사용한 점촉발화방식을 사용하였다. Fig. 4와 같이 TEAB 카트리지를 연료라인에 장착한 뒤 연료인 케로신으로 카트리지 내 점화용 연료인 TEAB를 밀어내

Fig. 4 Schematic of propellants feed lines of the combustion test facility.

는 구조이다. Fig. 2에서와 같이 혼합헤드에는 별도의 점화용 분사기 없이 전체 연료 분사기를 통해 점화용 연료가 분사되어 점화된다.

안정적 점화를 위한 점화 유량은 수회의 점화시험을 통해 정해졌다[10]. 안정적 점화를 위한 보조모드에서의 추진제 공급 유량이 설계 유량의 70%, 혼합비 80이 되도록 보조밸브 후단 오리피스를 조정하였다. 보조밸브를 통해 연소실로 산화제 먼저 공급하고 연료를 나중에 공급하는 방식으로 산화제 과잉상태에서 점화되도록 하였다. 점화가 확인되면 바로 주 밸브를 같은 순서로 개방하여 설계조건에서 연소되도록 하여 불필요한 점화모드를 최소화 하였다. 연소시험설비는 설계점에서 최대 15초 동안 연소시험이 가능한 용량이다.

3. 시험 결과

Fig. 5는 혼합비 60, 연소압 20 MPa의 설계점에서 수행된 예연소기 연소시험 사진이며 Fig. 6은 예연소기 각 지점에서 측정된 정압신호를 그래프로 나타낸 것이다. 연료 분사압력의 경우 혼합헤드 내 연료 매니폴드 부재로 혼합헤드 측 연료 공급배관에서 측정하였다.

Fig. 6에서 PA는 Fig. 1의 A 지점으로 공급되는 액체산소의 정압이다. PE는 재생냉각체열 후단 매니폴드 E, PC는 중앙 분사공이 위치한 중앙돔 C에서 측정된 액체산소의 정압특성을 보여준다. PF는 노즐목 전단 F지점에서 측정된 생성

Fig. 5 Combustion test of a LOx/Kerosene oxidizer rich preburner at the design condition.

가스 정압으로 터빈 입구 노즐 전단에서의 생성 가스의 정압에 해당한다.

시험시작 후 5초간 예연소기를 폐지한 후 보조밸브를 통해 추진제를 공급하여 점화하였다. 약간의 점화 지연 후 연소압력이 가파르게 상승하는 것을 Fig. 6에서 볼 수 있다. PF가 약 14 MPa이 되던 곧바로 주 밸브를 통해 설계 유량을 공급하여 설계 연소압인 20 MPa로 연소압을 상승시켰다. Fig. 6에서 추진제 공급을 중단하기 전까지 연소압이 안정적으로 유지되는 것을 볼 수 있다.

Fig. 7은 연소 안정성 검토를 위해 예연소기 주요 부위에 설치한 피에조 타입 동압센서로부터 계측된 동압의 AC 성분을 그래프로 나타낸 것이다. Fig. 7의 DP-Fuel은 예연소기 혼합헤드 내 연료 분사기 장착부에서 계측하였으며 DP-A, DP-C, DP-F는 Fig. 1의 A, C, F 단면에서 각각 계측한 신호이다. 전체 연소시간을 통해 예연소기 주요부위에서 측정된 압력섭동은 peak to peak 기준으로 ± 0.5 MPa를 넘지 않음을 볼 수 있다. 압력섭동의 크기를 RMS(Root Mean Square) 기준으로 보면 모두 0.15 MPa 이하로 연소압 대비 0.7%에 해당하는데 이는 참고 문헌상의 산화제 과잉 예연소기의 0.5%와 유사한 수준이다[5].

Fig. 8은 생성가스 압력섭동 특성을 파악하기 위해 F 지점에서 측정된 동압신호인 DP-F를 FFT한 결과이다. Fig. 7과 Fig. 8을 통해 산화제 과잉 예연소기가 설계점에서 고주파 특성 없이 작은 크기의 압력섭동을 보이며 안정적으로 작동하고 있음을 알 수 있다.

Fig. 6 Static pressure traces during the combustion test at the design condition.

Fig. 7 Pressure fluctuations traces during the combustion test at the design condition.

Fig. 8 Frequency characteristics of pressure fluctuation at the section F.

연소시험 중 재생냉각채널 각 부분에서 측정된 액체산소 온도를 Fig. 9에 그래프로 나타내었다. TA는 매니폴드 A에 공급된 액체산소 온도이며 TB는 매니폴드 A에서 중앙 분사구 전단의 재생냉각채널만을 거쳐 중앙돔의 B지점으로 나오는 액체산소의 온도이다. TE는 매니폴드 A에서 재생냉각채널을 지나 매니폴드 E로 유입된 액체산소 온도이며 TD는 매니폴드 E에서 중앙 돔의 D지점으로 유입되는 액체산소 온도이다.

Fig. 9에서 TA를 보면 점화용 보조밸브 개방에 따라 약 -150°C 까지 급격히 내려가다 추진제가 점화되면서 중앙 분사구를 통한 연소가스의 유입과 재생냉각채널로의 열전달에 의해 -138°C

Fig. 9 Oxidizer temperature flowing in the cooling channel during the combustion test.

Fig. 10 Traces of product gas temperature at the section F during combustion test.

까지 상승하였다. 점화 시 생성가스 역류로 인한 온도상승은 계속되는 액체산소의 공급에 의해 사라지면서 다시 온도가 급격히 하락하면서 안정화됨을 볼 수 있다. 이러한 생성가스 역류로 인한 재생냉각채널의 액체산소 온도상승 구간은 Fig. 6의 점화지연구간과 일치한다.

극저온 산화제로 냉각되는 재생냉각채널에서 연소가스 역류로 인한 온도상승은 냉각유량의 감소를 가져오며 결국 연소기로 공급되는 산화제의 감소를 의미한다. 이로 인해 의도하지 않은 생성가스 온도증가를 가져올 수 있다. 이러한 현상을 감소시키기 위해서는 점화과정에서 충분히 냉각된 많은 유량의 액체산소를 사용하여야 한다[4]. 설계점 연소구간에서 TA와 TB는 약 10°C 의 온도 차이를 보였으며 TA와 TD는 약 30°C 의 온도 차이를 보였다. 재생냉각에 사용된 산소의 임계압력과 임계온도는 5.05 MPa(abs.) , -118.6°C 이다. 재생냉각채널 내 각 구간에서 측정된 산소의 온도와 압력은 임계압력 보다 높고 임계온도 보다 낮은 상태를 보이므로 산소가 압축성 액체(compressible liquid) 상태로 중앙 분사구를 통해 연소실로 주입되고 있음을 알 수 있다.

터빈 입구 노즐 전단에 해당하는 예연소기 노즐의 F 지점에서 예연소기 생성가스의 횡단면 온도 분포 특성을 알아보기 위해 K형 열전대를 Fig. 3과 같이 설치하여 측정된 결과를 Fig. 10에

Fig. 11 Product gas temperature distribution at the section F between 16 to 17 second.

그래프로 나타내었다.

F 단면 내부의 반경은 50 mm이다. TF01은 벽면으로부터 50 mm 삽입하여 F 단면 중앙에 위치하도록 하였으며 TF02, TF03, TF04, TF05, TF06, TF07은 각각 벽면으로부터 25 mm, 12 mm, 9 mm, 6 mm, 3 mm, 1mm 삽입하여 생성가스 온도를 측정하였다.

Fig. 10에서 F 단면 중앙이 가장 높은 온도를 갖으며 중앙에서 멀어 질수록 온도가 낮아짐을 알 수 있다[11]. F 단면 중앙에서 9.5초에 최대온도인 412 °C를 보였다.

Fig. 11의 그래프는 생성가스 온도측정이 안정화되기 시작한 16에서 17초 구간에서 측정 위치별 온도분포를 보여준다. 16에서 17초 구간에서 측정 유량으로부터 계산된 혼합비는 63이며 측정된 생성가스 평균온도는 363 °C 이다.

F 단면 중앙에 위치한 TF01이 377 °C로 가장 높은 값을 보였으며 중앙에서 38 mm 떨어진 TF03은 372 °C, 41 mm 떨어진 TF04는 375 °C를 나타내었다. 가장 고온인 중앙과 거리가 41 mm까지의 온도차는 5 °C에 불과함을 볼 수 있다. TF04 보다 중심에 가까운 TF03의 온도가 더 낮은 이유는 TF03 전단에 연소실 중앙 분사공이 위치하고 있어 중앙 분사공에서 분사되는 다량의 산화제에 영향을 받았기 때문이다.

예연소기는 터빈구동을 목적으로 하기 때문에 예연소기 생성가스는 터빈입구온도 허용치 내에서 균일한 온도 분포를 갖아야 한다. 16에서 17초 구간에서의 생성가스 평균온도 대비 최고온도의 편차는 3.9%로 참고 문헌상 실제 사용되고 있는 산화제 과잉 예연소기의 5%와 유사한 수준이다[5].

예연소기 생성가스가 터빈을 구동하기위해 터빈 입구 노즐을 통과하게 되면 이러한 온도 차이는 더욱 감소하게 된다.

4. 결 론

케로신과 액체산소를 추진제로 하는 다단연소 방식 액체엔진용 산화제 과잉 예연소 기술 개발

을 목적으로 산화제 일부와 연료를 혼합헤드를 통해 연소실에 공급하여 연소시키고 나머지 산화제를 연소실 재생냉각채널을 거쳐 연소실 중앙의 분사공을 통해 연소실로 주입하여 기화시키는 형태로 최종적으로 연소압 20 MPa, 혼합비 60에서 작동하는 산화제 과잉 예연소기를 설계하여 설계점에서 연소시험을 수행하였다.

혼합헤드에는 별도의 점화용 분사기 없이 전체 연료 분사기를 통해 점화용 연료인 TEAB를 분사하여 점화하였다. 추진제를 2단계로 공급할 수 있도록 고안된 가압식 연소시험 설비에서 8회, 누적 80초 이상의 설계점 연소시험이 안정적으로 수행되었다.

연소시험결과 설계된 예연소기는 설계점에서 연소압의 경우 특정 주파수를 보이지 않았으며 연소압 대비 RMS(Root Mean Square) 기준 0.7%의 안정적 압력섭동을 보였으며 생성가스 평균온도 대비 최고온도의 편차는 3.9%로 선진 해외 산화제 과잉 예연소기 수준의 안정적 연소 특성과 균일한 생성가스 온도 분포를 보였다. 다단연소방식 로켓엔진의 추력 제어를 위해 예연소기는 넓은 운전영역에서 안정적으로 작동하여야 한다. 추후 예연소기의 탈설계점 연소시험을 통해 예연소기 운영 특성을 파악할 계획이다. 본 연구에서 확보된 고온 고압의 산화제 과잉 예연소기 기술을 통해 케로신/액체산소를 추진제로 하는 다단연소방식 로켓엔진 개발을 위한 기반을 마련할 수 있었다.

References

1. Huzel, D.K. and Huang, D.H., "Modern Engineering for Design of Liquid-propellant Rocket Engines," AIAA, 1992.
2. Parsley, R.C., Zhang, B., "Thermodynamic Power Cycles for Pump-Fed Liquid Rocket Engines," *Liquid Rocket Thrust Chambers: Aspects of Modeling, Analysis, and Design, Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 200, AIAA, Chap. 18, 2004.

3. Farhangi, S., Jensen, R.J., Hunt, K., Tuegel, L. and Yu, T., "Oxidizer-Rich Preburner Technology for Oxygen/Hydrogen Full Flow Cycle Applications," *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 200, 2004.
4. Knuth, W.K. and Crawford, R.C., "Oxygen-Rich Combustion Process Applications and Benefits," *Modern Engineering for Design of Liquid-propellant Rocket Engines*, AIAA, 1992.
5. Katargin, B.I., Chvanov, V.K., Chelkis, F.J., Irina G. Lozino-Lozinskaya, I.G. and Tanner, L.G., "Oxidizer-Rich Staged Combustion Rocket Engines Use and Development in Russia," *AIAA Space Programs and Technologies Conference*, 1995.
6. Ha, S.U., Yoo, J.H., Moon, I.Y. and Moon, I.S., "Development History and Modern Trends of Oxidizer-Rich Preburner," *Proceedings of the 2012 Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, pp. 461-464, 2012.
7. Ha, S.U., Lee, S.M., Kang, S.H. and Lee, S.Y., "Numerical Analysis on the Supercritical Combustion in Oxidizer-Rich Preburner with Triplex Injector," *Proceedings of the 2012 Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, pp. 490-493, 2012.
8. Kim, Y.J., Hong, M.G., Lee, S.Y. and Sohn, C.H., "A Numerical Study on Mixing Characteristics for Recess Length of Swirl Coaxial Injector," *Proceedings of the 2011 Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, pp. 74-77, 2011.
9. Yi, Y.S., Hong, M.G. and Lee, S.Y., "Study on the Spray Pattern of a Gas-centered Swirl Coaxial Injector with Various Injection Conditions," *The 16th Annual Conference on Liquid Atomization and Spray Systems*, pp. 64-65, 2012.
10. Moon, I.Y., Moon, I.S., Yoo, J.H., Jeon, J.H., Lee, S.M., Hong, M.G., Ha, S.U., Kang, S.H. and Lee, S.Y., "Ignition Test of an Oxidizer Rich Preburner," *Proceedings of the 2011 Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, pp. 869-872, 2011.
11. Moon, I.Y., Moon, I.S. and Lee, S.M., "Study on the Product Gas Temperature Uniformity from a Mixing Head of an Oxidizer Rich Preburner," *Proceedings of the 7th National Congress on Fluids Engineering*, pp. 455-456, 2012.