

액체로켓엔진용 파이로시동기의 설계 및 연소시험연구

강상훈^{a,*} · 장제선^bDesign and Hot Fire Tests of the Pyrostarter
for Liquid Rocket EnginesSang Hun Kang^{a,*} · Jesun Jang^b^aDepartment of Aerospace System Engineering, Sejong University, Korea^bSupply System Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: aeroksh@sejong.ac.kr

ABSTRACT

In present study, design and hot fire tests of the pyrostarter are conducted. To prevent the turbopump RPM overshoot, regressive mass flow rate profile is applied. Sudden decrease of the mass flow rate at the end of the propellant burning is realized as well. Firing test results show good agreements with the design requirements. Through the study with ignition substance variations, combustion products and ignition performances are improved.

초 록

본 연구에서는 액체로켓엔진의 시동을 위한 파이로시동기의 설계 및 연소시험 연구를 수행하였다. 엔진의 시동 시에 터보펌프 RPM의 급격한 상승을 막기 위해 퇴행형 질량유량 선도를 적용하였으며, 연소 중단 시점에서 급격한 유량 감소 또한 구현하였다. 연소시험결과 파이로시동기 압력선도 및 연소 온도가 설계요구조건에 부합하는 것으로 확인되었으며, 점화제 변화연구를 통해 연소생성물 개선 및 안정적 점화를 구현하였다.

Key Words: Pyrostarter(파이로시동기), Solid Propellant(고체 추진제), Grain Design(그레인 설계), Regressive Profile(퇴행형 선도)

1. 서 론

우주발사체에 적용되는 액체추진기관에는 추

진제 공급방식에 따라 별도의 고압가스로 추진제 탱크를 가압하여 추진제를 공급하는 가압식과 터보펌프의 구동을 통해 추진제를 공급하는 터보펌프식이 있다. 소형 엔진의 경우 가압식이 많이 적용되지만 대형엔진의 경우에는 고온의 구동가스를 이용하는 터보펌프 방식이 엔진 중량저감 및 효율 측면에서 더 유리하다.

터보펌프의 구동을 위해서는 로켓엔진 추진제의 일부를 별도의 가스발생기 내에서 연소시켜 고온, 고압의 구동가스를 발생시키고, 이 에너지를 이용하여 터보펌프의 터빈을 회전시킨다[1]. 그러나, 이러한 가스발생기에 공급되는 추진제 또한 터보펌프로부터 공급받아야하므로, 최초로 터보펌프를 구동시키기 위해서는 별도의 시동가스를 터빈에 공급해줘야 한다. 이를 담당한 구성품이 바로 파이로시동기(Pyrostarter)이다.

파이로시동기는 고체연료를 이용한 일종의 단기 가스발생기로서 고온, 고압의 가스를 수 초간 발생시켜 터보펌프의 터빈을 회전시킨다. 이로부터 터보펌프가 구동되면서 가스발생기에 연료와 산화제가 공급되면 파이로시동기의 역할은 종료되고 가스발생기는 로켓의 임무시간동안 지속적으로 터보펌프를 구동하게 된다.

이러한 파이로시동기는 로켓엔진의 초기시동을 위한 충분한 에너지를 발생시켜야하지만, 터보펌프 터빈을 손상시켜선 안되며, 가스발생기 작동시점과 파이로시동기 종료시점 사이의 적절한 동력분배로 엔진 과부하도 방지되어야 한다.

본 연구에서는 한국형 발사체의 3단용 7톤급 액체로켓엔진의 시동을 위한 파이로시동기의 설계과정 및 연소시험결과를 고찰하고, 이를 통해 파이로시동기의 요구성능 구현을 위한 기술개발의 주요점과 문제해결 방안을 기술하였다.

2. 파이로시동기 설계요구조건

액체로켓엔진의 시동을 위해 파이로시동기가 최초로 터보펌프를 구동시키고, 터보펌프가 가스발생기에 추진제 공급을 개시하면, 시동 초기 구간에는 파이로시동기와 가스발생기 모두에서 터빈구동가스가 발생하게 된다. 따라서 이 구간에서 너무 많은 시동가스가 터빈에 공급되어 터보펌프 RPM이 과도하게 상승하는 경우 엔진에 과부하가 걸려 파손으로 이어질 우려가 있다. 따라서, 파이로시동기의 시동가스 유량은 초기에 급격한 상승으로 충분한 에너지를 갖고 터빈을 회전시키다가 시간이 지날수록 유량이 감소하는

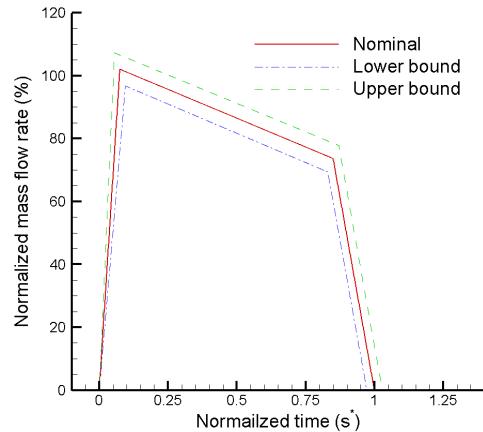


Fig. 1 Design requirement of the mass flow rate of the pyrostarter.

퇴행형 선도(Regressive profile)를 갖는다.

75톤급 엔진의 파이로시동기 기술검증모델은 이러한 퇴행형 선도에 따라, 에너지 기준으로 초기에 최대에너지를 발생시키고 시간이 지나면서 최대에너지값 대비 약 68% 까지 감소하는 파워 선도를 갖도록 설계되었다[2]. 그러나, 이후 검토 과정에서 최대값 대비 68% 에너지 저점 이후의 잔여 연소구간에서 가스발생기 운전이 시작되는 경우, 터보펌프 RPM 과도상승의 가능성이 제기되었다. 따라서, 7톤급 엔진의 파이로시동기는 시동에너지 저점 이후 시동가스 유량이 급격하게 감소하는 형태로 설정하였으며, 75톤급 파이로시동기의 경우에도 이와 유사한 형태로 요구조건이 재설정되었다.

Fig. 1에는 7톤급 파이로시동기의 설계요구유량선도를 나타냈다. 설계요구조건은 파이로시동 가스로부터 터보펌프, 연소기, 가스발생기가 유기적으로 연결되어 구동될 수 있도록 기준 유량 조건을 설정하고 이에 대해 $\pm 5\%$ 편차를 두어 고유량 및 저유량 한계선도를 설정하였다[3]. 이때 그림 상에서 유량 및 시간은 최대유량과 총 연소시간으로 무차원화 하였다. 그림에 나타난 바와 같이, 파이로시동기에서 발생하는 시동가스 유량은 초기에 무차원 시간 0.075 s*에서 최대유량값으로 급격하게 상승하다가 0.85 s*에서 약 80%로 떨어지고, 이후 유량이 급격하게 감소하

여 1 s*에서 가스발생이 종료되도록 설정하였다. 이러한 유량선도 요구조건은 개발과정에서 시동기 성능 한계 등을 고려하여 일부 조정하는 것으로 계획하였다.

3. 시동기용 고체추진제의 선정

본 파이로시동기에 사용된 추진제는 75톤급 파이로시동기 기술입증모델 개발 연구 시에 (주)한화와 개발한 DHG(Dihydroxy glyoxime) 계열의 추진제를 사용하였다[4,5]. 현재까지 개발과정에 따른 추진제 조성변화에 대해 서술하면 다음과 같다.

파이로시동기의 연소가스는 터보펌프의 터빈을 구동하면서도 터빈 블레이드에 손상을 입히지 않아야하므로, 낮은 연소온도를 유지해야 한다. 파이로시동기 연소가스온도는 엔진에 따라 편차가 있으나 미국의 H-1 엔진의 파이로시동기 연소가스온도는 1669 K로 알려져 있다[6]. 따라서, 이러한 낮은 연소온도를 갖는 고체추진제인 AP(Ammonium Perchlorate) 또는 AN(Ammonium Nitrate) 계의 추진제가 유력하게 거론되었다. AP 계 추진제는 일본에서 적용한 바 있는데 매우 낮은 연소온도를 갖는 대신에 연소가스 중에 HCl이 포함되어 있어 터빈 블레이드가 부식될 우려가 있다[7]. 따라서 AN 계 추진제 개발로 초기 계획을 잡고 개발을 진행하였다. 그러나, AN 계 추진제는 흡습성이 높아 개발 시험 중 습도가 높은 경우 점화에 실패하는 경우가 잦게 나타났다. 따라서, 초기에 적용하였던 B/KNO₃ 점화제는 잇다른 점화실패로 적용이 불가하였고, 다량의 MTV(Magnesium Teflon Viton) 점화제를 사용하여야만 했다. 과량의 MTV 점화제 적용으로 파이로시동기의 점화에는 성공할 수 있었으나, 이후 터보펌프 터빈시편과의 연계시험에서 터빈시편을 손상시키는 결과를 보였기 때문에 다른 대안이 필요하였다. MTV 점화제는 연소생성물 중 액체, 고체성분이 많기 때문에, 접촉된 터보펌프 시편으로의 열전달율이 높아 시편이 손상된 것으로 추정되었다.

이후 안정적 점화 또는 AN 추진제의 대체 추진제를 모색하던 중, 국내에 처음으로 도입된 DHG냉각제를 이용한 저온연소 추진제가 파이로시동기 추진제로 적합할 것으로 예상되어 추가 개발을 진행하였다. DHG를 적용한 추진제는 점화성능이 좋아 소량의 MTV 점화제로도 안정적으로 점화를 구현할 수 있었으며, 연소온도도 낮게 나타났다. 소량의 MTV점화제를 적용한 DHG 추진제 파이로시동기는 터빈 시편과의 연계시험에서도 터빈 블레이드 손상이 전혀 없었으며 75톤급 파이로시동기의 최종 추진제로 선정하였다.

4. 추진제 그레인 형상 설계

파이로시동기의 설계 요구조건을 만족하기 위해 추진제 그레인형상은 마차바퀴(Wagon wheel) 모양을 기본으로 하여 설계를 진행하였다. 초기 연소압력은 13 MPa로 두었으며, 이 연소압력에 따른 연소반응율로 약 0.74 s* 내에 추진제 외각(Web)의 연소반응이 종료된다고 가정하여 추진제의 외각두께(Web thickness)를 결정하고 남은 잔여추진제의 연소가 1 s*에 종료되는 것으로 설정하였다. 추진제 그레인 형상은 <형상설계 - 내탄도 해석 - 설계 수정/보완>의 시행착오 기법을 통해 최종형상을 결정하였다.

Fig. 2에는 최종적으로 설계된 추진제 그레인의 단면을 나타냈다. 이때 그림 상에서 길이는 추진제 직경을 100으로 두어 무차원화하였다. 그림을 살펴보면, 추진제 외각두께는 9.8로 나타났고, 추진제 꽃잎부(Petal)에서 연소표면의 수직방향 거리는 9.77로 나타나 서로 유사한 값을 갖는다. 이는 2절의 설계요구조건에서 명시한 바와 같이 연소종료시점에서 시동가스유량을 급감시켜야하므로, 추진제 전영역에서의 연소종료시점을 일치시켜 시동가스 유량이 일시에 급감하는 설계요구조건을 만족시키기 위한 설계이다.

또한 퇴행형 유량선도를 구현하기 위해 시간에 따라 연소면적이 감소하도록 추진제 충전체를 2개로 분리하여 4개의 끝단면에서 연소되도록 초

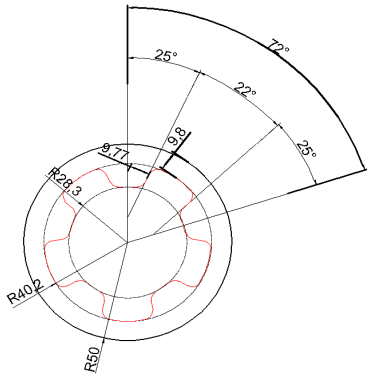


Fig. 2 Configuration of the propellant grain (dimension normalized).

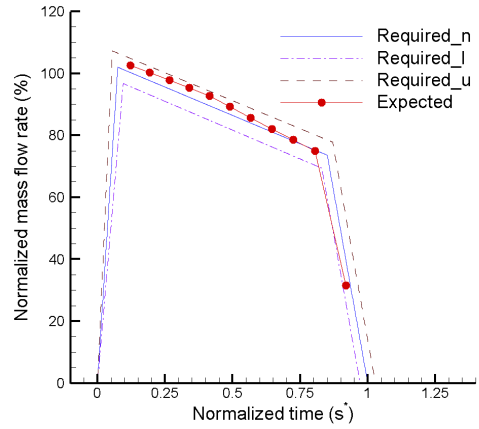


Fig. 4 Prediction and requirement of the mass flow rate of the combustion gas.

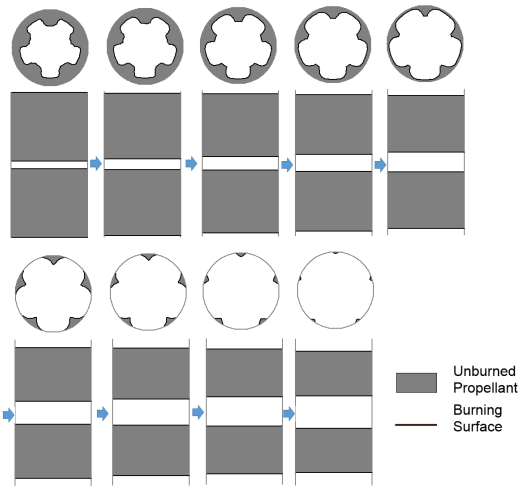


Fig. 3 Burning surface change during combustion.

기연소면적을 극대화 하였다. 이는 내탄도 해석을 통한 연소면적변화를 나타낸 Fig. 3에서 잘 확인할 수 있다. 그림 상에서 원형으로 표현된 형상은 추진제를 위에서 본 형상이고, 사각형으로 표현된 형상은 추진제를 측면에서 본 형상이다.

그림에 나타난 바와 같이 추진제 내부의 연소면이 연소가 진행됨에 따라 외부로 전파되어 나가면서 소진되고 있는 것을 알 수 있다. 또한 측면에서 본 추진제는 2개로 분리되어 4개의 연소면을 갖고 있으므로 각 연소면에서 연소되어 소진되는 모습도 확인할 수 있다. 추진제 외각두께와 추진제 꽃잎부의 연소표면에서의 수직거리가

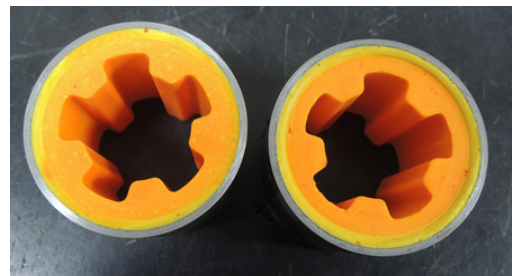


Fig. 5 Manufactured solid propellants for the pyrostarter.

거의 동일하기 때문에 연소 종료 시점에서 연소 표면적이 급감하는 것도 확인할 수 있다.

Fig. 4에는 내탄도해석을 통해 예측된 질량유량 선도와 설계요구조건을 비교하여 도시하였다. 이때 그림 상에서 Required_n, Required_l 및 Required_u는 설계요구조건의 명목값(Nominal), 하한값(Lower bound), 상한값(Upper bound)을 각각 나타낸다. 그림에 나타난 바와 같이, 내탄도 해석결과가 설계요구조건을 잘 만족하고 있음을 확인할 수 있다. Fig. 5에는 2개로 분리되어 제작이 완료된 추진제 사진을 도시하였다.

5. 시동기 몸체 설계 및 제작

Fig. 6에는 파이로시동기 몸체 설계형상을 나

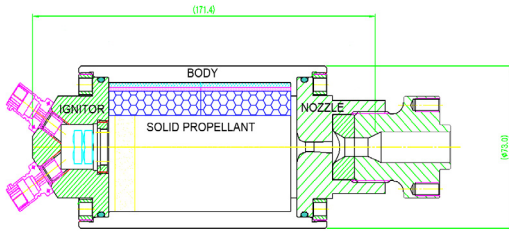


Fig. 6 Configuration of the pyrostarter

타냈다. 그림에 나타난 바와 같이 파이로시동기 구조물은 원통형의 몸체와 점화기 및 노즐로 구분된다. 점화기와 노즐은 몸체에 O-ring과 함께 장착되어 기밀을 유지하고, 결합링을 이용하여 몸체와 단단하게 결합한다. 파이로시동기의 점화기는 2기의 착화기와 점화제로 구분되는데, 전기 신호에 의해서 2기의 착화기가 착화가스를 발생시키면 점화제가 발화되어 점화가스를 시동기 몸체로 분사하고, 이 점화가스로부터 고체추진제의 점화 및 연소가 시작된다. 점화제 및 고체추진제의 연소가스는 일정압력이 될 때까지 연소실안에 머물다가 노즐 출구에 장착된 파열판을 파열시키면서 터빈 연결부로 공급된다.

제작 및 조립이 완료된 7톤급 파이로시동기의 형상은 Fig. 7에 나타난 바와 같다. 제작이 완료된 추진제의 무게는 실측값으로 140 g이고, 조립이 완료된 파이로시동기 전체무게는 3.15 kg으로 계측되었다. 이는 설계요구조건인 5.6 kg 이하를 훨씬 하회하며 만족하였다.

6. 연소시험 결과

6.1 파이로시동기 점화제 연구

앞서 3절에서 설명한 바 있듯이, AN 계열의 추진제를 적용한 75톤급 파이로시동기는 시험개발과정에서 AN 추진제의 흡습성 때문에 과량의 MTV 점화제를 적용하였으며, 터보펌프 터빈 시편과의 연계시험 중 터빈시편의 열손상이 관찰되었다. 이후 DHG 계열의 추진체로 변경한 후로는 점화성능이 좋았기 때문에 MTV점화장약의 양을 10g 까지 낮춰서 기술시제의 개발을 종료



Fig. 7 Manufactured pyrostarter test model.

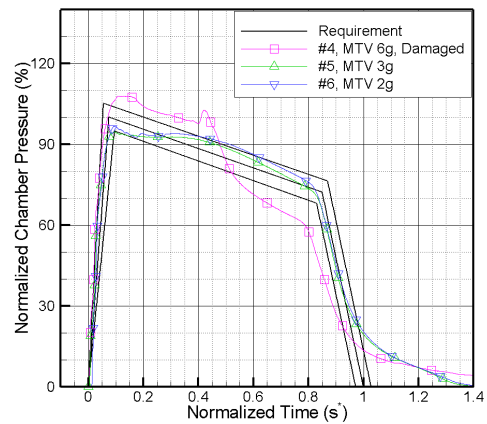


Fig. 8 Temporal variation of the normalized chamber pressure with MTV igniter applied.

한 바 있다[2].

7톤급 파이로시동기의 경우에는 일반적으로 많이 적용되는 B/KNO₃ 점화제와 MTV 점화제 두 가지에 대해 연소특성을 살펴보고 더 안정적 성능을 보이는 점화제를 선택하였다. B/KNO₃ 점화제는 연소 후 생성물에 기체성분이 많고, 연소속도가 빨라 점화 시에 높은 압력을 발생시키고 점화원 유지시간도 다소 짧다. MTV 점화제는 B/KNO₃와 에너지량은 유사하지만 연소속도가 느리기 때문에 점화원 유지 시간이 좀더 길지만, 연소 후 생성물 중에 고체성분이 많이 있는 특성이 있다.

Fig. 8에는 MTV 점화제 양을 변화시키면서 파이로시동기 연소시험을 수행하고 시간에 따른 연소압력변화를 나타냈다. 이때 연소압력은 기준



Fig. 9 Igniter storeroom(L) and nozzle(R) after the combustion test with 4 g of MTV.



Fig. 10 Igniter storeroom exit(L) and nozzle(R) after the combustion test with 6 g of MTV.

설계조건을 최대압력을 기준으로 무차원하였다. 그림에 나타난 바와 같이, MTV 점화제를 적용한 경우에는 점화 시에 급격한 압력상승구간이 없이 완만한 압력전도를 보이고 있음을 알 수 있다.

그러나 MTV 점화제는 연소압력전도 이외의 측면에서 몇 가지 좋지 않은 특성들을 보였다. Fig. 9에는 MTV 4 g을 적용하였을 때의 점화제 저장실 내부 및 시동기 노즐 사진을 나타냈다. 사진에 나타난 바와 같이 점화제 저장실 내부 및 노즐 출구에 고체성분의 연소생성물이 다량 부착되고 있음이 확인되었다. 파이로시동기의 구동가스는 터보펌프의 터빈을 구동시키는데 사용되므로 가능한 고체성분이 없이 기체로만 이루어지는 경우가 더 바람직하다.

Fig. 10에는 MTV 6 g 적용 후 점화제 저장실 및 시동기 노즐 사진을 도시하였다. 사진에서 나타난 바와 같이 MTV 6 g을 적용한 경우에 점화제 저장실 출구 및 시동기 노즐이 심각하게 손상된 것이 확인되었다. 노즐의 경우에는 출구의 일부가 파여 출구면적이 확장된 것을 확인할 수 있었다. 또한 Fig. 8에서 MTV 6 g을 적용한 경우의 압력전도가 다른 시험조건과 다르게 나타

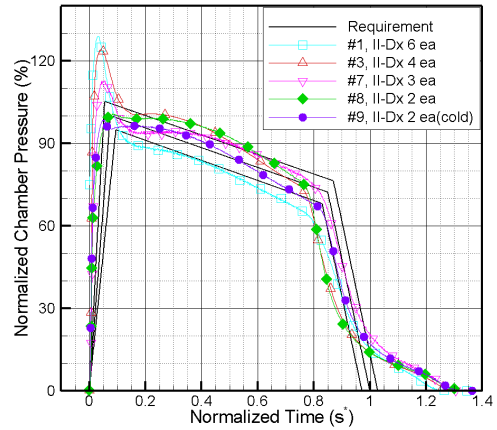


Fig. 11 Temporal variation of the normalized chamber pressure with B/KNO₃ igniter applied.

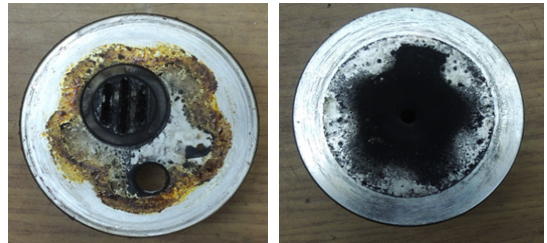


Fig. 12 Igniter storeroom exit(L) and nozzle(R) after the combustion test with B/KNO₃.

나고 있는데, 그 이유는 초기에는 많은 양의 점화제 영향으로 연소압력이 다른 경우보다 높게 나타났다가, 약 0.5초에서 시동기 노즐이 손상 확장되어 압력이 급격하게 낮아진 것으로 추정되었다. 따라서 이를 보완하기 위한 설계개선이 필요하게 되었다.

MTV점화제 적용으로 발생하는 몇 가지 문제를 보완하기 위해 B/KNO₃ 점화제를 적용한 실험을 추가적으로 수행하였다. B/KNO₃ 점화제는 연소생성물이 주로 가스로 이루어져 있어 깨끗한 점화원을 기대할 수 있지만, 점화원 공급시간이 짧고 초기에 급격한 압력상승을 보이는 특성이 있으므로 적정량의 점화제를 사용하는 것이 중요하다[8].

Fig. 11에는 B/KNO₃ 점화제 양을 변화시키면서 연소시험을 수행하고 시간에 따른 연소압력 변화를 나타냈다. 그림에 나타난 바와 같이

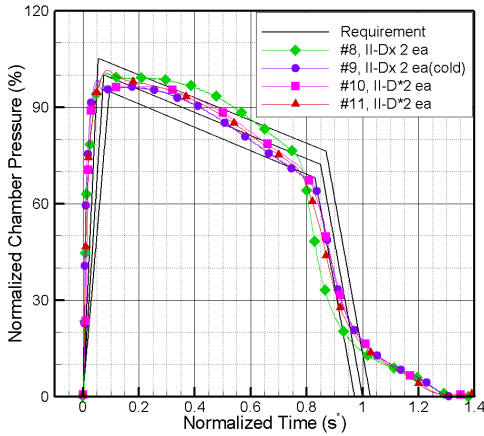


Fig. 13 Temporal variation of the normalized chamber pressure in the repeated tests.

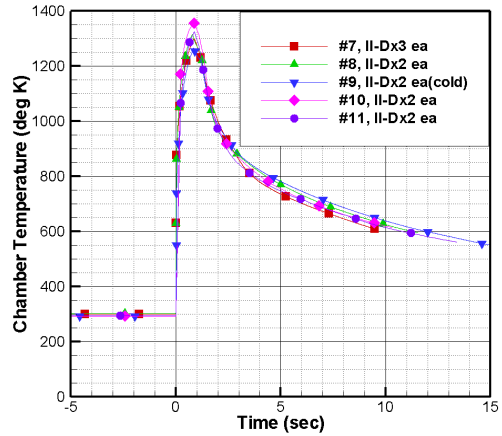


Fig. 14 Temporal variation of the combustion gas temperature in the repeated tests.

B/KNO₃ II-D pellet(약 1.1 g) 6개에서 3개까지 적용한 경우에는 초기에 급격하게 압력이 상승하여 최대 압력값이 기준 연소압력보다 매우 높게 나타났다. 그러나 B/KNO₃ II-D pellet 2개를 적용한 경우에는 초기 압력상승이 완만하게 제어되어 안정적인 연소압력을 유지하는 것을 확인할 수 있다. 또한 동일한 양의 점화제를 적용한 경우에 낮은 온도(0°C) 조건에서도 파이로시동기가 안정적으로 점화되어 파이로시동기 온도 환경조건(5°C ~ 25°C)을 충분히 만족하는 것으로 확인되었다.

Fig. 12에는 B/KNO₃를 적용한 연소시험 이후에 점화제 저장실 및 시동기 노즐 부를 촬영한 사진을 도시하였다. 사진에 나타난 바와 같이 점화제 저장실 및 시동기 노즐의 손상도 발견되지 않았고, 구조물에 부착된 분진 입자의 양이 MTV에 비해 적으며 입자의 크기도 매우 가는 것으로 나타났다. 이상의 결과로부터 본 파이로시동기의 점화제로는 B/KNO₃를 적용하는 것으로 결정하였다.

6.2 파이로시동기 연소가스 유량 및 온도선도

Fig. 13에는 반복실험을 통해 확인된 파이로시동기 압력선도를 설계요구조건과 함께 도시하였다. 그림에 나타난 바와 같이, 본 파이로시동기의 압력선도는 Cold(0°C)조건에서의 시험결과를

Table 1. Nominal experimental conditions.

Country	Company	Gas Temperature	Note
Iran ^[9]	-	2456 K	Test results of K.N.T University
Ukraine ^[10]	Yuzhunoye	2269 K	
USA ^[6]	Rocketdyne	1669 K	
Netherlands ^[11]	APP	1500 K	Theoretical value is 1400K
Japan ^[4]	ISAS	1443 K	10 % of exhaust gas is HCl

포함하여 설계요구조건 압력선도를 잘 따라가고 있는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 14에는 파이로시동기 연소가스의 측정온도선도를 나타냈다. 그림에 나타난 바와 같이 파이로시동기 챔버 내 측정 최고온도는 1300 ± 60(deg K)를 유지하고 있다. 이는 Table 1에 나

타난 각국의 파이로시동기 연소가스 온도를 하회하는 값으로 터보펌프 터빈의 열차폐 부담이 매우 적은 수준이라 할 수 있다[4,7-10].

7. 결 론

본 연구를 통하여 한국형발사체 3단용 7톤급 엔진 시동을 위한 파이로시동기의 설계 및 연소 시험을 수행하였다. 파이로시동기의 추진제는 75톤급 파이로시동기 기술시제개발 시에 적용하였던, DHG 계열의 추진제를 적용하였으며, MTV 점화제와 B/KNO₃ 점화제의 비교연구를 통해 2g의 B/KNO₃ 점화제를 적용하는 것으로 최종결정하였다. 반복 연소시험을 통해 파이로시동기의 압력선도, 온도선도가 설계요구조건을 만족하는 것으로 나타났으며, 무게 조건 또한 설계요구조건을 만족하였다.

향후 파이로시동기의 진동시험을 포함한 환경 시험 및 신뢰도 시험을 수행하고 이에 따른 설계 개선 작업을 병행하며 개발을 진행할 예정이다.

References

1. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 7th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 2001.
2. Hong, M.G. and Lee, S.Y., "The Current Status of the Development of Pyrostarters," *Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 9, No. 2, pp. 204-209, 2010.
3. Park, S.Y. and Seol, W.S., "Numerical Analysis on the Startup of a Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 11, No. 5, pp. 60-71, 2007.
4. Song, J.K., Choi, S.H., Hong, M.G. and Lee, S.Y., "Development of Propellant for Turbopump Pyro Starter," *2009 the Korean Society of Propulsion Engineers Spring Conference*, pp. 7-10, 2009.
5. Choi, J.S., Song, J.K., Choi, S.H., Hong, M.G., Hong, M.G. and Kang, S.H., "Study of Solid Propellant for Starter of Turbo Pump," *2013 The Society for Aerospace System Engineering Spring Conference*, 2013.
6. *Saturn IB vehicle handbook : Volume II : S-IB Stage*, 1966.
7. Tanatsugu N., Naruo, Y., Akiba, R. and Kuratani, K. "Development of Turbine Spinner for LH2/LOX Rocket Engine," (*Japanese*) *Space Science Research Report*, Vol.6, pp. 145-153, 1983.
8. Cha, H.S., Oh, S.J. and Kown, M., "A study on the Performance Optimization of the Igniter in a Gas Generator," *2012 the Korean Society of Propulsion Engineers Fall Conference*, pp. 13-17, 2012.
9. Karimi, H. and Taheri, E. "Simulation of the Internal Ballistics of a Liquid Propellant Engine Start System in Comparison With Experimental Verification", *European Conference on Computational Fluid Dynamics*, 2006.
10. KARI-Yuzunoye Technology Service Contract Report, KPS-Y030RP, 2004.
11. KARI-APP Technology Service Contract Proposal, 2007.