

다단연소사이클 액체 로켓엔진의 압력제어에 대한 연구

황창환* · 이광진* · 우성필* · 임지혁* · 전준수* · 이정호* · 유병일* · 한영민*

Pressure Control of Staged Combustion Liquid Rocket Engine

Changhwan Hwang* · Kwangjin Lee* · Seongphil Woo* · Ji-Hyuk Im* · Junsu Jeon* · Jungho Lee* · Byungil Yoo* · Yeoungmin Han*

ABSTRACT

For the control of pre-burner combustion pressure, the open angle of TTR(Throttle for Thrust Regulation) valve was varied from 143° to 185° while testing of cold flow , ignition, combustion. The major performance variables of rocket engine and hydraulic performance of TTR valve regarding the open angle was verified. However the controllability of pre-burner combustion pressure was not verified due to the limitations of test. The comprehensive research will be done after supplementing these problems.

초 록

나로우주센터에 구축/개발된 3단 엔진 연소시험설비에서 다단연소사이클 액체 로켓엔진의 시험을 수행하였다. 수류시험과 점화시험, 연소시험이 이루어졌으며 예연소기의 연소압력 제어를 위한 TTR의 개도를 143°에서 185° 까지 변화시키며 시험을 수행하였다. 시험 결과 엔진의 주요성능과 TTR 개도에 의한 수력학적 변화를 확인하였지만 연소압력의 제어성 확인을 위한 결과는 얻지 못하였다. 향후 본 논문의 연구에서 도출된 개선점을 보완한 예연소기 압력제어 연구가 이루어질 것이다.

Key Words : Staged Combustion Cycle(다단연소사이클), Powerpack(파워팩), Preburner(예연소기), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진)

1. 서 론

한국형발사체 KSLV-II 이후의 발사체에는 보다 많은 유상하중과 높은 임무궤도 진입을 위해 제 점화가 가능한 고성능의 고공엔진이 요구된다.

이를 위하여 현재 개발중인 KSLV-II 의 개방형 가스발생기 사이클을 가진 액체로켓엔진과는 다르게 폐쇄형인 다단연소사이클 액체로켓엔진을 개발하여 성능을 높이고자 연구가 수행되고 있다[1-20]. 예연소기를 중심으로 한 각 부분품에 대한 개발연구[1-15]와 연소기가 없는 파워팩 시험이 고흥항공센터에서 수행되었으며[16-17] 현재 나로우주센터 3단 엔진 연소 시험설비에서

* 한국항공우주연구원 엔진시험평가팀

† 교신저자, E-mail: chhwang@kari.re.kr

개선된 Schematic을 적용한 개발시제품을 이용한 연구가 수행되고 있다[18-20]. 본 논문의 연구에서는 예연소기(Pre-burner)의 압력제어를 위한 유량제어밸브의 개도변화에 따른 엔진 성능 변수의 변화에 대하여 분석하고자 한다.

2. 시험 설비 및 시험대상체

2.1 3단 엔진 연소 시험설비

3단 엔진 연소 시험설비는 액체산소와 케로신을 추진제로 이용하는 액체로켓용 연소기를 최대 10 tonf 까지 시험할 수 있는 시험설비이다. 이는 크게 유공압 시스템, 제어/계측 시스템, 테스트스탠드 시스템, 후류 및 부대시스템으로 이루어져 있으며 시험설비에 대한 시운전 및 검증이 설비 단독 및 연소기 연소시험을 통해 확인되었다[21].

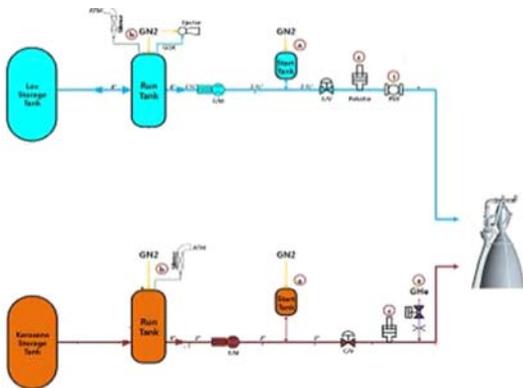


Fig. 1 Schematic Diagram of the Upper Engine Test Facility[21]

2.2 시험대상체

Fig. 2 에 시험대상체인 다단연소사이클 액체로켓엔진의 시스템 개략도를 나타내었다. 본 논문의 연구의 주제로 삼고 있는 로켓엔진의 압력 제어는 Fig. 2 에 노란색으로 강조한 부분이 핵심적인 역할을 하게 된다. 다단연소 액체로켓엔진의 연료펌프는 2단계로 나누어져 있으며, 1단 펌프를 지난 연료가 2단 펌프를 통해 한단계 더 승압된 후 터보펌프 동력발생을 위한 예연소기

(Pre-Burner) 로 공급되게 된다. 2단 연료펌프와 예연소기 사이에 Fig. 3 에 나타난 유량제어밸브 TTR(Throttle for Thrust Regulation) 가 위치하게 되는데 이것이 다단연소사이클 엔진의 압력 제어를 위한 핵심 구성품이다.

이 로켓엔진은 예연소기에서 발생된 산화제과잉 연소가스가 터빈동력을 발생시킨 후 연소기로 공급되어 최종적으로 추력을 발생시키게 된다. 따라서 예연소기에서 연소반응에 참여하는 연료인 케로신의 공급량에 따라 터보펌프 동력 및 로켓엔진의 추력이 조절된다.

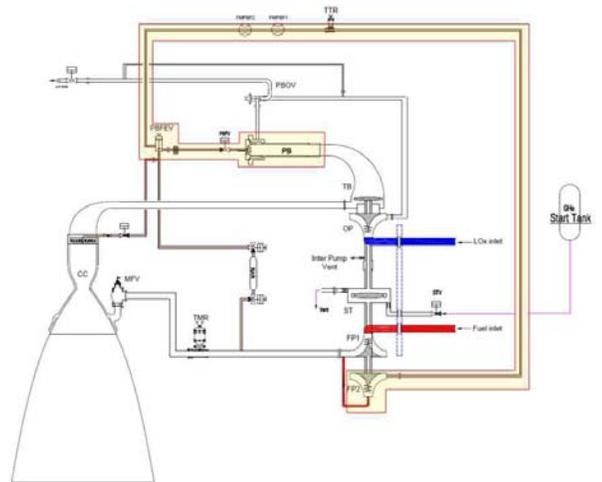


Fig. 2 Schematic Diagram of Staged Combustion Liquid Rocket Engine (Yellow Highlighted Section: Pressure Control Schematic of System)



Fig. 3 Throttle Valve & Electric Actuator for Pressure Control of Engine System

3. 시험 결과

시험은 크게 다음의 세 가지로 분류하여 수행하였다.

1. 예연소기의 점화가 없이 고압헬륨을 이용한 시동터빈 구동 수류시험 2회
2. 시동터빈 구동 후 짧은 예연소기 점화시험
3. 시동터빈 구동 후 예연소기 점화하여 10초 이상 연소시험 2회

위의 시험을 하는 동안 TTR 의 개도는 143°, 172°, 185° 로 변화시켜 유량과 Kv 를 확인하고자 하였다.

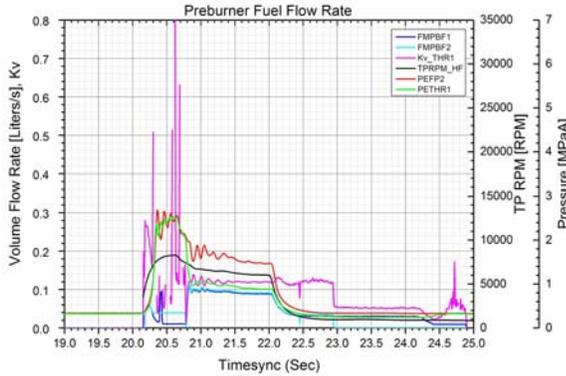


Fig. 4 Spin Start Cold Flow Test Result at 143 deg of TTR [18]

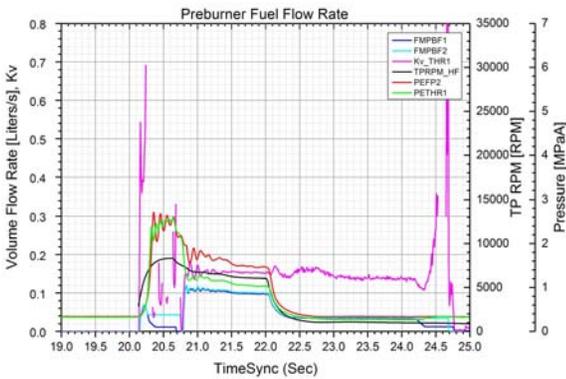


Fig. 5 Spin Start Cold Flow Test Result at 172 deg of TTR

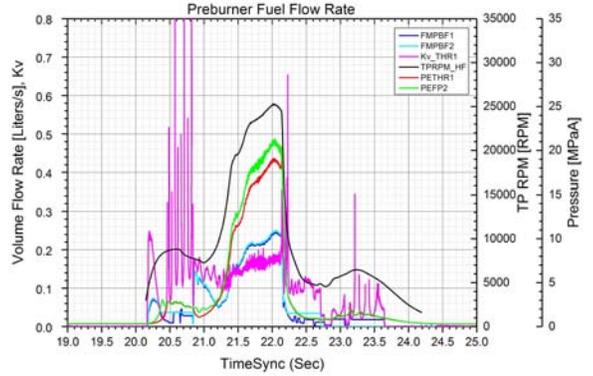


Fig. 6. Spin Start & Ignition Test Result at 172 deg of TTR

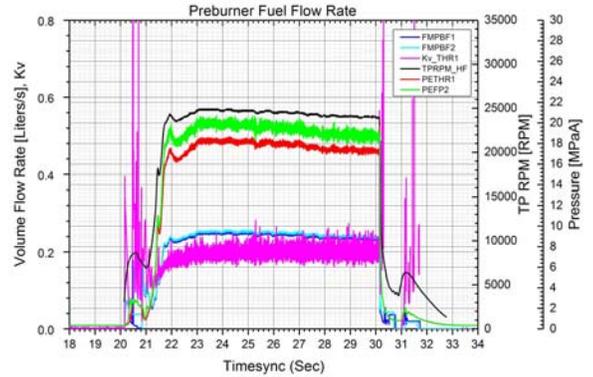


Fig. 7 10 Second Combustion Test Result at 185 deg of TTR

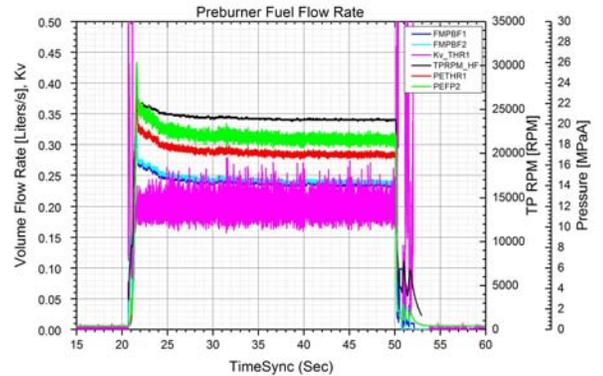


Fig. 8 30 Second Combustion Test Result at 185 deg of TTR

Table 1. Analysis of Major Performance Variable

TTR 성능변수		
수류 시험 ①	개도 [deg]	143
	분석구간 [sec]	21.5 ~ 22.0
	터보펌프 RPM	6263
	평균 유량 [m ³ /h]	0.33
	평균 차압 [bar]	5.9
	평균 Kv	0.120
수류 시험 ②	개도 [deg]	172
	분석구간 [sec]	21.5 ~ 22.0
	터보펌프 RPM	6263
	평균 유량 [m ³ /h]	0.36
	평균 차압 [bar]	4.4
	평균 Kv	0.153
점화 시험	개도 [deg]	172
	분석구간 [sec]	22.055
	터보펌프 RPM	25180
	평균 유량 [m ³ /h]	0.89
	평균 차압 [bar]	20.8
	평균 Kv	0.174
	터빈입구압 [bar]	154
	터빈출구압 [bar]	85
연소 시험 ①	개도 [deg]	185
	분석구간 [sec]	28.0 ~ 30.0
	터보펌프 RPM	24067
	평균 유량 [m ³ /h]	0.86
	평균 차압 [bar]	14.6
	평균 Kv	0.200
	터빈입구압 [bar]	145
	터빈출구압 [bar]	82.6
연소 시험 ②	개도 [deg]	185
	분석구간 [sec]	45.0 ~ 50.0
	터보펌프 RPM	23808
	평균 유량 [m ³ /h]	0.85
	평균 차압 [bar]	14.7
	평균 Kv	0.198
	터빈입구압 [bar]	142.3
	터빈출구압 [bar]	82

Fig 4 ~ 8 에 각 시험을 통해 얻어진 결과 그래프를 나타내었으며 정상상태에 도달한 구간의 값을 평균을 내어 Table 1 과 같이 분석하였다. 점화 없이 시동터빈만을 구동했던 수류시험 ①, ② 에서는 TTR 개도를 각각 143°, 172° 로 설정하였고 이에 따라 예연소기로의 연료공급 유량이 0.326 m³/h 에서 0.359 m³/h 으로 늘어났다. 이 때 TTR 의 Kv 는 각각 0.120, 0.153 이었다.

점화시험에서는 정상상태 구간이 존재하지 않아 예연소기에 연료가 공급되어 연소가 일어난 22.055 초의 데이터를 데이터 분석을 위해 제시하였다. 점화시험의 TTR 개도는 수류시험 ②와 동일한 172° 였지만 예연소기 점화로 인한 터빈 동력이 발생하여 터보펌프 RPM 과 유량이 크게 차이가 나며 이로 인해 TTR 전후의 차압과 Kv 가 다른 결과를 보였다.

점화시험과 연소시험 ① 의 결과를 비교해보면 TTR 의 개도 증가에 따라 Kv 값은 증가 하였지만 유량과 터보펌프 RPM 은 점화시험에서의 값이 더 높은 것을 확인할 수 있다. 이는 점화시험 분석시점은 점화초기 터보펌프 RPM 이 overshoot 하여 연소시험 ①, ② 정상상태보다 1000 RPM 이상 높게 터보펌프가 작동하였기 때문이다. 같은 시험조건으로 시간을 늘렸던 연소 시험 ② 의 결과는 연소시험 ① 의 결과와 동일하다.

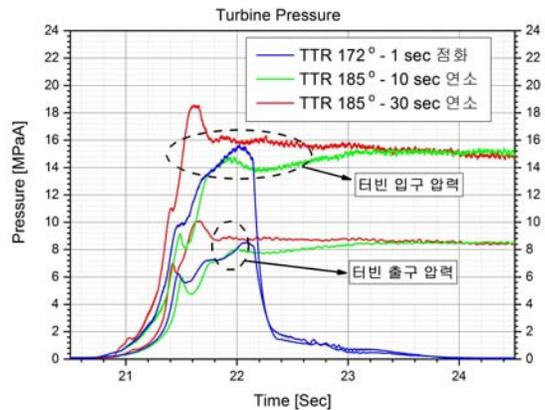


Fig. 9 Comparison of Turbine Inlet&Outlet Pressure

본 논문의 연구의 목적은 TTR 의 개도를 변화시켜 예연소기로의 연료공급량을 조절, 예연소기의 연소압력 제어하고자 함이다. 따라서 예연소기의 압력을 측정해야 정확한 비교가 되겠지만 예연소기 제작상의 이유로 현재의 시험대상체에서는 측정하지 못하였다. 따라서 예연소기의 후단인 터빈 입/출구 압력의 결과를 Fig 9. 의 그래프에서 비교하였다.

20.5 ~ 22.0 초 구간에 각 시험의 터빈입구압력이 형성되는 경향성이 모두 다른데 이는 아직 점화시퀀스가 안정되지 않았기 때문이다. 따라서 TTR 의 개도가 같았던 연소시험 ①, ② 의 터빈 입/출구 압력이 시동구간 이후 정상상태 구간에서 같음을 확인하였을 뿐, 점화시험과 연소시험에서 TTR 의 개도가 달라짐에 의한 터빈 입/출구 압력비교는 현 시점에서는 어렵다고 판단된다.

4. 결 론

한국항공우주연구원 나로우주센터 내의 3단 엔진 연소 시험설비에서 다단연소사이클 액체 로켓엔진의 연소시험을 수행하였다. 시험은 수류 시험과 점화시험, 연소시험으로 순차적으로 이루어졌으며 예연소기의 연소압력 제어를 위한 TTR의 개도를 143°에서 185° 까지 변화시키며 시험을 수행하였다.

시험 결과 개도가 증가할수록 TTR 유량제어 밸브를 통한 유량과 Kv 값이 증가함을 확인하였지만 점화시점의 천이구간 거동, 점화시퀀스의 변동에 따라 달라지는 압력상승 거동 변화로 인해 정확한 성능 비교가 어려웠다. 이에 향후에는 시동구간에서 재현성 있는 압력형성 경향을 보일 수 있도록 점화시퀀스를 안정화 하는 연구의 필요성을 확인할 수 있었다.

향후의 연구에서 다단연소사이클 액체 로켓엔진의 압력제어에 대한 명확한 성능분석을 하기 위해서는 각기 다른 TTR 개도에서 정상상태에도달한 연소시간을 확보한 시험이 수행되어야 한다. 또한 현재 예연소기의 압력을 직접 측정할 수 없었는데 이를 다음 예연소기 시제에는 제작

단계에 반영하여 엔진 성능과 직결된 예연소기 압력을 직접 측정해야 할 것이다. 이러한 개선을 통해 최종적으로는 연소시험 중 TTR 의 개도를 변화시켜 실시간으로 엔진의 성능을 제어할 수 있는 연구가 진행 될 것이다.

참 고 문 헌

1. 양준호, 소윤석, 최현경, 최성만, 한영민, "로켓 프리버너 분사기의 성능특성 연구," 한국추진공학회 2006년도 추계학술대회 논문집 pp. 47-53.
2. 소윤석, 양준호, 최성만, 권기철, 한영민, "산화제 과잉 예연소기 인젝터의 분무 특성에 관한 연구," 한국항공우주학회 2006년도 추계학술발표회 논문집, 2006.11, 988-994.
3. 양준호, 소윤석, 한영민, 윤영빈, 최성만, "로켓 프리버너 노즐의 고압 분무특성 연구," 한국액체미립화학회 2007 학술강연회 논문집 pp.109-113.
4. 소윤석, 양준호식별저자, 최성만, "상압 환경에서 산화제 과잉 예연소기용 인젝터의 분무특성 연구," 한국추진공학회 2007년도 제28회 춘계학술대회논문집, pp. 97-101.
5. 소윤석, 양준호, 최성만, 한영민, "상압 환경에서 분무 압력 변화에 따른 산화제 과잉 예연소기용 분사기의 분무특성 연구," 제 9회 우주발사체 심포지움, 2008, pp. 16-17.
6. 양준호, 최성만, "로켓 산화제 과잉 예연소기용 분사기의 고압 분무특성 연구," 한국추진공학회지 제12권 제2호, 2008.4, pp. 48-56.
7. 신지철, 정태규, 이수용, "위성 발사체 액체 로켓 엔진의 Pre-burner 성능 모사," 한국항공우주학회지 제 36권 제12호, 2008, pp. 1180-1185.
8. 김종규, 한영민, 배태원, 최환석, 윤영빈, "고압 환경에서의 기체-액체 분사기 분무 특성 연구," 한국추진공학회 2010년도 추계학술대회 논문집 pp.5-8.

9. 문인상, 신강창, "소형 액체로켓엔진용 예연 소기 냉각채널 유동해석," 한국추진공학회 2010년도 춘계학술대회 논문집, 2010, pp.21~24
10. Jeon, J., Hong, M., Han, Y-M., Lee, S.Y., "Experimental Study on Spray Characteristics of Gas-Centered Swirl Coaxial Injectors," Journal of Fluids Engineering, Vol. 133, No. 12, Dec, 2011, pp. 121303-1-121303-7.
11. 문일윤, 문인상, 유재한, 전재형, 이선미, 홍문근, 하성업, 강상훈, 이수용, "산화제 과잉 예연소기 점화시험," 한국추진공학회 2011년도 추계학술대회 논문집, 2011, pp.869~872
12. Kim, J.G., Han, Y.M., Choi, H.S., Yoon, Y., "Study on spray patterns of gas-centered swirl coaxial (GCSC) injectors in high pressure conditions," Aerospace Science and Technology, Vol. 27, 2013, pp. 171-178.
13. 서성현, 강상훈, 이수용, "산화제 과잉 예연소기 연소에서 관찰되는 압력섭동에 대한 연구," 한국추진공학회지 제17권 제2호, 2013, pp. 122-127.
14. 문인상, 문일윤, 하성업, "다단연소사이클 엔진 시동절차 연구," 한국추진공학회 2013년도 춘계학술대회 논문집, 2013, pp.95~98
15. 김성욱, 문인상, 하성업, 문일윤, "소형 예연 소기 점화시험," 한국추진공학회 2014년도 춘계학술대회 논문집, 2014, pp.21~24
16. 김동기, 하성업, 문일윤, 문인상, 이수용, 지상연, 서종원, "8톤급 다단연소사이클 로켓엔진 주요구성품 연계 연소시험 설비구축," 한국추진공학회 2015년도 춘계학술대회 논문집, 2015, pp.835~838
17. 하성업, 김동기, 문일윤, 문인상, 이수용, "케로신 액체산소 다단연소사이클 로켓엔진 파워팩 시험," 한국추진공학회 2016년도 춘계학술대회 논문집, 2016, pp.309~314
18. 이정호, 우성필, 전준수, 서대만, 김채형, 이광진, 유병일, 한영민, "다단연소방식 엔진의 터보펌프 및 유공압 라인 구성," 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회 논문집, 2016, pp.944~947
19. 우성필, 이광진, 이정호, 임지혁, 전준수, 황창환, 한영민, "다단연소사이클 엔진 시험을 위한 기술검증시제 설계," 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회 논문집, 2016, pp.934~937
20. 전준수, 이정호, 우성필, 임지혁, 이광진, 유병일, 조남경, 한영민, "다단연소방식 엔진의 점화 시스템," 한국추진공학회 2016년도 추계학술대회 논문집, 2016, pp.1055~1058
21. 김승한, 정용갑, 왕승원, 소윤석, 한영민, "한국형발사체 추진기관 3단 엔진 연소시험설비 개발," 한국추진공학회 2013년도 춘계학술대회 논문집, 2013, pp.451~455