

액체로켓엔진용 가스발생기의 고압연소특성

한영민* · 이광진* · 문일윤* · 서성현* · 최환석* · 이수용**

Combustion Characteristics of High Pressure Gas Generator for Liquid Rocket Engine

YeoungMin Han* · Kwangjin Lee* · Ilyoon Moon* · Seonghyeon Seo* · Hwan-Seok Choi* · Soo-Yong Lee**

ABSTRACT

This paper is for the combustion characteristics of gas generator which drive 1.5MW-class turbo pump and runs in fuel-rich combustion regime with LOx/kerosene as propellant. The outline of development procedure of real scale high pressure gas generator is introduced and the relation between O/F ratio and outlet temperature and the molecular weight and specific heat ratio of combustion gas are described. The relation between O/F ratio and temperature is newly obtained at higher pressure and the molecular weight and specific heat ratio is modified and their validity is confirmed by the mass relation equation.

초 록

본 논문은 액체로켓엔진용의 약 1.5MW급 터빈을 구동할 수 있고, 액체산소와 케로신을 추진제로 하는 연료과잉 영역에서 작동하는 실물형 가스발생기의 고압연소특성에 대한 것이다. 실물형 가스발생기 개발과정의 개략적인 과정, 연소시험 결과 분석에 따른 혼합비와 온도관계식, 연소가스의 물성치인 분자량 및 비열비 등에 대한 내용을 기술하였다. 혼합비에 따른 온도관계식을 고압에서 새롭게 얻을 수 있었으며 연소가스의 분자량 및 비열비를 수정하고 유량관계식을 통해 이들의 타당성을 확인하였다.

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Fuel Rich Combustion(연료과잉 연소), O/F Ratio(혼합비), Outlet Temperature(출구온도), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진)

1. 서 론

액체로켓엔진은 여러 핵심부품들로 구성되는

데, 그 중 가스발생기는 추진제를 탱크에서 연소기로 공급하는 터보펌프를 구동하는 가스를 공급하는 역할을 한다. 가스발생기는 엔진이 사용하는 추진제를 사용하는 것이 보편적이며, 작동압력은 엔진 압력과 비슷한 수준이다[1]. 가스발생기에서 주요 인자는 추진제 혼합비, 유량, 압력, 가스 온도, 가스의 분자량 및 비열비 등이

* 한국항공우주연구원 연소기그룹

** 한국항공우주연구원 우주발사체추진기관실
연락처, E-mail: ymhan@kari.re.kr

다. 터빈에서 요구되는 동력에 의해 유량 및 압력 등의 주요 인자가 결정되지만, 가스발생기에서 허용 가능한 출구 가스 온도의 최고값은 터빈의 재질에 의해 제한되게 되며, 가스발생기 출구온도는 추진제의 O/F 비로 조절된다. 액체로켓엔진의 추력조정 및 교정을 위해서는 가스발생기가 매우 넓은 범위에서 운영되어야 한다. 이러한 관계로 가스발생기는 설계점뿐만 아니라 탈설계점의 다양한 압력, 온도, 유량에서도 신뢰성 있게 작동해야 한다[2].

한국항공우주연구원에서 수행되고 있는 액체로켓엔진 가스발생기 개발은 여러 종의 단일분사기에 대한 설계/제작/수류시험 및, 4분사기 가스발생기 연소기에 대한 연소시험을 통한 후보 분사기 검증/선별/설계변경 단계 및 실물형 가스발생기 개발단계로 나누어서 진행되고 있는데, 본 논문은 실물형 가스발생기 시제품 개발에 대한 내용이다. 전반적으로 연소기와 비슷한 개발 단계를 거치고 있으며 다종의 분사기 후보군을 선정하여 분사기 설계검증을 위한 4분사기 가스발생기 연소기에서 1차 선별과정을 거친 후, 실물형에서 가스발생기 분사기 검증을 하는 것으로 개발 방향을 잡았다[3].

본 논문은 액체로켓엔진용의 약 1.5MW급 터빈을 구동할 수 있고, 액체산소와 케로신을 추진제로 하는 연료과잉 영역에서 작동하는 단일 연소영역 방식의 가스발생기의 개발에 대한 것이다. 실물형 가스발생기의 전체 개발과정의 개략적인 소개, 연소시험 결과 분석에 따른 혼합비와 온도관계식, 연소가스의 물성치인 분자량 및 비열비 등에 대한 내용을 기술하였다.

2. 실물형 가스발생기 개발

2.1 실물형 가스발생기 설계

실물형 가스발생기는 30ton급 엔진의 터보펌프를 구동할 수 있는 용량으로 케로신과 액체산소를 이중스웰 분사기를 통해 연소실로 보내 과농조건에서 연소하는 방식이다. 터빈 재질에 의해 연소가스의 출구온도는 900K로 제한되었으며 유량은 출력을 맞추기 위해 약 4.4kg/sec로 결정

되었고, 연소실 크기는 연소가스 잔류시간 6msec를 만족하게 결정하였다. 혼합비와 온도관계식은 기존의 25bar 연소시험에서 얻은 온도 = 1412.6*혼합비(O/F) + 430.99를 사용했으며[4] 연소가스의 분자량 및 비열비는 기존 문헌(NAL-TM-154 및 NASA-TM-192)을 참조하였다. Table 1은 실물형 가스발생기의 규격이며 Fig.1은 엔진장착용 가스발생기 개략도이다. 상세한 규격은 참고문헌[3]에 제시되어 있다. 가스발생기는 설계점 뿐만 아니라 넓은 영역에서 작동해야 하는 관계로 탈설계점에서 정상적인 작동이 중요한데 이에 대한 규격을 Table 2에 나타냈다.

Table 1 가스발생기 설계사양

Item	Unit	Value
O/F Ratio		0.33
Total Pressure (P _{gg})	MPa	5.78
Total Temperature (T _{gg})	K	900.00
Total Mass Flow Rate (W)	Kg/sec	4.4
Length/Diameter	mm	180/95
Molecular Weight		27.00
Specific Gas Constant(R)	J/kgK	307.92
Specific ratio(Gamma)		1.121
Gas Density (rho)	kg/m ³	20.85
Residence Time	msec	6

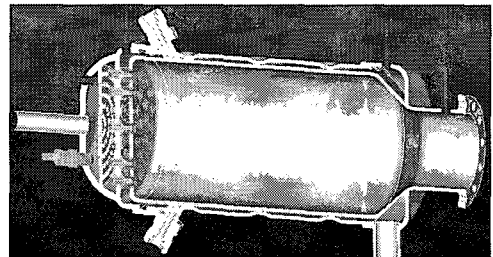


Fig. 1 재생냉각형 일체형 가스발생기

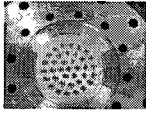
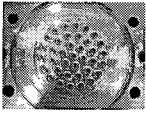
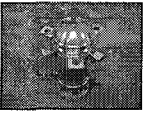
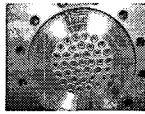
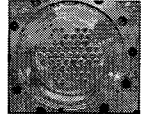
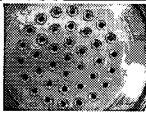
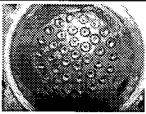
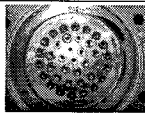
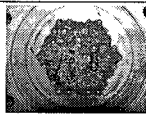
Table 2 가스발생기 운영 조건

Item	DP	OD1	OD2	OD3	OD4	OD5	OD6	OD7	OD8
Pressure(MPa)	5.8	4.9	4.9	6.6	6.6	5.8	4.9	5.8	6.6
O/F ratio	0.33	0.28	0.38	0.38	0.28	0.28	0.33	0.38	0.33
Total Temperature	900.0	823.6	970.4	970.4	823.6	823.6	900.0	970.4	900.0
Total Mass Flow	4.4	4.0	3.5	4.8	5.4	4.7	3.7	4.1	5.1
LOx(kg/s)	1.1	0.9	1.0	1.3	1.2	1.0	0.9	1.1	1.3
Kerosene(kg/s)	3.3	3.1	2.5	3.5	4.2	3.7	2.8	3.0	3.8
Molecular weight	30.3	31.6	28.3	29.3	32.2	31.9	30.0	28.8	30.7
Specific ratio	1.110	1.111	1.109	1.108	1.111	1.111	1.110	1.108	1.110

2.2 실물형 가스발생기 분사기 헤드

가스발생기 개발 단계 중 4-분사기 연소시험을

Table 3 실물형 가스발생기 분사기 헤드(규격 및 사진)

	Variant A	Variant B	Variant C	Variant D	Variant E	Variant F
분사기 형태	이중스월	이중스월	이중스월	이중스월	이중스월	단일스월
리세스 수(RN)	0.0	0.5	1.0	1.5	0.5	-
스월챔버 형태	mixed	mixed	mixed	mixed	closed	closed
분사기 개수	37	37	37	37	37	54
사진 (연소시험전)						
연소시험 회수	1	15	-	4	2	4
사진 (연소시험후)						
특이사항	분사기 LOx post 심한 손상	-분사기 LOx post 약간 손상	비행용	-Variant A 가공 불안정 발생	분사기 LOx post 약간 손상	분사기 헤드면 심한 손상

마친 후 축소형 단계를 거쳐 실물형 분사기 헤드를 제작하고자 하였으나, 온도 균일성 등 성능 확인의 애매성 그리고 제작단가의 차이가 크지 않음으로 인해 실물형에서 분사기 특성에 대한 검증용을 수행하기로 결정했다[3]. 분사기의 혼합 특성이 가장 중요한 인자로 보고 리세스에 따른 4종류의 분사기 헤드, 분사기 스월 챔버 유무에 따른 영향을 알기 위한 1종류의 분사기 헤드 그리고 이중 및 단일 스월 분사기 간의 영향을 평가하기 위한 1종류의 분사기 등 총 6개의 분사기 헤드를 고려하였다. Table 2에 각 분사기 헤드에 대한 규격, 사진, 시험회수, 현황 등에 대한 것을 나타내었다. Variant C는 생각까지 고려한 비행용으로 연료가 벽면을 따라 연소실을 냉각하는 구조인 일체형이며, 나머지 Variant들은 개발 시험용으로 헤드와 연소실을 결합/분리 가능한 분리형이다.

3. 실물형 가스발생기 고압연소시험

3.1 실물형 가스발생기 연소시험

실물형 가스발생기 연소시험은 처음에 항우연

이 보유하고 있는 ReTF에서 Variant A, B, F에 대해 수행되었다[3]. 이후 소형연소시험장 개선이 완료되어 Variant B, D, E에 대한 시험이 이곳에서 이루어졌다. 측정 센서, 연소시험을 위한 상세한 사항은 참고문헌[3]에 제시하였다. 소형 시험장에서 실물형 가스발생기를 장착하고 후처리 연소를 수행하면서 연소시험을 한 사진을 Fig. 2에 나타내었다.

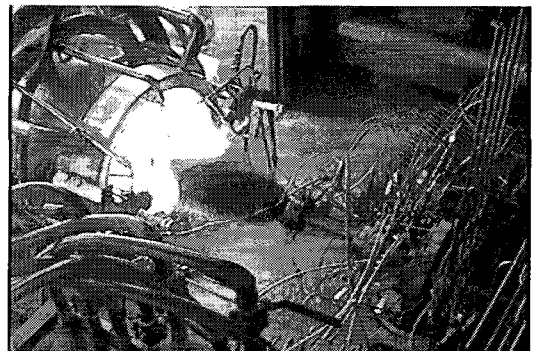


Fig. 2 Photo of exhaust gas at firing test

연소시험은 Variant B부터 시작했는데 축방향 연소불안정이 발생하였다. 또한 분사기 LOx post에서 미약하지만 손상이 발생하였다. 연소불

안정은 1L 모드로 가스발생기 출구에 연장부를 장착하여 해결하였으며 LOx post의 손상에 대한 부분은 현재 해결 중에 있다[5]. Variant A의 경우 연소불안정은 없지만 1회 연소시험으로 LOx post의 손상이 심해 분사기 리세스 수를 증가시키는 Variant D로 전환하기 위해 시험을 중지하였다. 이후 분사기 형태가 Variant F에 대한 연소시험을 수행했는데 table 2의 그림처럼 분사기 face plate가 손상을 입었다.

이후 분사기 LOx post 손상을 방지하기 위한 리세스 수를 증가시킨 variant D에 대한 연소시험을 진행했으나, 연소불안정이 발생하여 다시 Variant B, E에 대한 연소시험을 진행하였다. 그리고 연소불안정 방지 및 효율 증가를 위해 직경이 큰 연소실을 이용한 Variant D에 대한 연소시험을 진행하였다. 연소시험은 전체 26회 진행되었으며 각각의 Variant에 대한 연소시험 회수는 Table 2에 있다. 설계점 및 탈설계점 연소 성능 및 연소안정성 확보를 위한 시험을 주로 Variant B를 가지고 수행하였다.

3.2 실물형 가스발생기 연소시험 결과

본 논문에서는 Variant F 시험을 제외한 22회의 연소시험 결과를 가지고 분석을 수행하였다. 연소시험 결과에는 서로 다른 분사기 헤드(리세스 수(RN)가 다름)나 서로 다른 연장부 길이, 또는 연소불안정 유무 등 시험의 변수가 많고 또한 시험 측정상의 오차가 포함되어 있다.

연소시험을 수행하여 얻은 연소실 압력과 혼합비(O/F ratio)를 Fig. 3에 나타내었는데 사각형은 설계 예상치를 나타내고 있으며 삼각형은 연소시험 결과를 나타내고 있다. 연소시험은 설계점 위주로 진행되었으며 압력에 대한 영향을 알아보기 위해 탈설계점 OD6, OD8 그리고 혼합비 변화에 따른 영향을 알아보기 위해 OD5, OD7에 대한 시험이 이루어졌다. 연소시험 영역은 예상 운영에서 이루어졌으며 연소불안정 및 LOx post 손상 이외에는 하드웨어적인 손상이 없었다. 또한 연소기 출구에서의 온도 편차는 대체로 작았으며 시동초기 및 종료시 온도 peak는 존재하지

않았다[3].

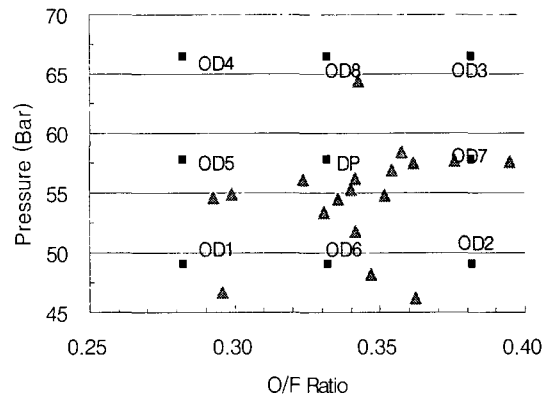


Fig. 3 실물형 가스발생기 혼합비와 압력

가스발생기 혼합비에 따른 온도 관계식을 구하기 위해 Fig. 4에 혼합비에 따른 연소가스 온도를 나타내었다. 연소실 압력은 약 45bar에서 65bar사이이고 유량은 약 3.2kg/sec에서 5.1kg/sec사이의 값을 갖는 실물형 가스발생기 연소시험 결과에서 온도(K)=1530.3*혼합비+409.28이라는 관계식(Fig. 4에서 직선)을 얻을 수 있었다. 이는 설계에서 사용하였던 관계식(Fig. 4에서 점선) 온도(K)=1412.6*혼합비+ 430.99와는 다른 관계식으로, Fig. 4에서 보는 바와 같이 같은 혼합비에서 연소가스의 온도가 더 높게 나올 수 있다. 이는 압력 상승에 따른 연소효율 증가로 가스의 온도가 상승한 것으로 사료된다.

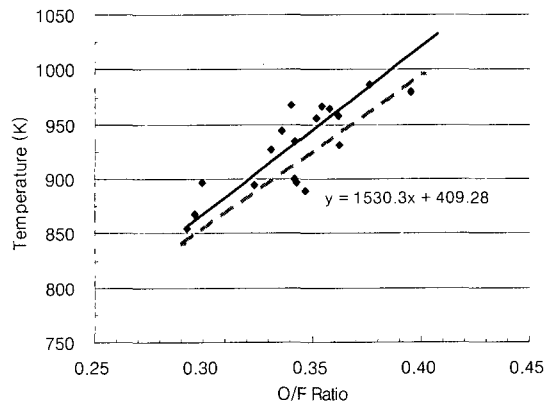


Fig. 4 실물형 가스발생기 혼합비와 온도

압력에 대한 영향을 배제하기 위해 53bar에

서 60bar 사이의 data를 가지고 혼합비에 따른 온도관계식을 Fig. 5에 나타내었다. 전체 data를 가지고 구한 식과는 혼합비가 높은 경우 다르게 나타났다. 하지만 압력에 대한 영향은 좀더 많은 data를 축적해야만 정확한 관계식을 구할 수 있을 것으로 사료된다.

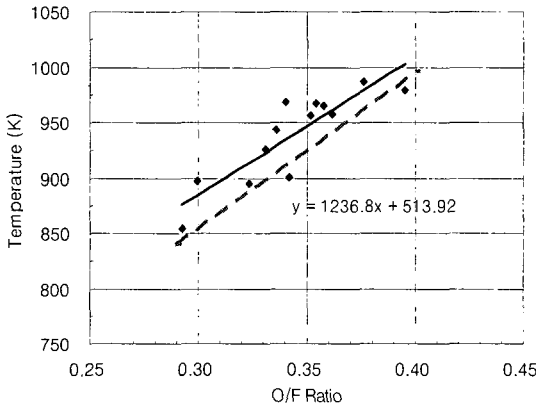


Fig. 5 실물형 가스발생기 혼합비와 온도(압력일정)

연소가스의 물성치를 간접적으로 평가하기 위해 일반적으로 적용하는 유량, 목 면적, 압력, 연소가스 분자량 및 비열비가 들어간 일반 유량관계식을 검증하였다. 검증결과 설계점에서 사용된 분자량 27 그리고 비열비 1.121가 잘 맞지 않음을 알 수 있었다. 이러한 점을 극복하기 위해 DLR에서 수행했던 방안을 참조하여 항우연에서 작성한 소프트웨어로 새롭게 분자량 및 비열비를 예측하였다. 연소시험결과 중 연소불안정이 발생하지 않았던 data에 대한 새로운 분자량 및 비열비에 대해 일반 유량관계식을 적용한 결과를 Table 4에 나타내었다. 실제 계측유량과 관계식에서 구한 유량이 매우 잘 일치함을 알 수 있다.

Table 4 실물형 가스발생기 분자량 및 비열비

	09.29	10.30	11.31	12.32	14.34	15.35	16.36	17.37
압력 (Bar)	58.4	56.1	57.5	56.2	57.6	48.2	64.4	55.3
혼합비	0.358	0.324	0.362	0.342	0.395	0.347	0.343	0.340
온도 (K)	965.1	894.7	957.8	900.0	979.4	888.7	896.6	967.8
가스상수	298.9	266.9	303.0	283.9	334.6	268.7	285.0	282.5
비열비	1.122	1.106	1.124	1.115	1.140	1.117	1.115	1.114
계측유량 (kg/s)	4.47	4.61	4.35	4.45	4.17	3.78	5.09	4.39
계산유량(kg/s)	4.35	4.57	4.28	4.45	4.06	3.81	5.09	4.23
오차(%)	-2.71	-0.80	-1.66	0.07	-2.74	0.75	0.17	-3.61

4. 결 론

본 논문에는 액체로켓엔진용 실물형 가스발생기의 전체적인 개발 과정 및 고압연소시험에서 얻어진 결과를 기술하였다.

실물형 가스발생기에 대한 26회 고압연소시험은 하드웨어 손상 없이 성공적으로 진행되었으며 개발 초기에 목적하였던 분사기 개발에 대한 많은 정보를 제공하였다. 하지만 실물형 연소실에서 1L 모드의 연소불안정 및 분사기 Lox post 손상이 발생하였고 이를 해결하기 위한 노력이 진행되고 있다.

고압연소시험 분석결과 가스발생기의 혼합비에 따른 출구 온도 관계식에서 기존의 25bar 연소압 관계식에 비해 기울기는 비슷하지만 온도 축 절편값이 더 커, 같은 혼합비에서 더 큰 온도를 보여주었다. 60bar 연소압을 갖는 실물형 가스발생기에서 혼합비에 따른 온도 관계식 온도 (K)=1530.3*혼합비+409.28를 새롭게 얻었다. 또한 수정된 연소가스의 분자량 및 비열비의 타당성을 유량관계식을 통해 확인할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," AIAA, 1992.
2. H. W. Douglass, H.W. Schmidt, L. Levinson, "Liquid Propellant Gas Generators", NASA SP-8081, 1972.
3. 김승한, 등 "액체로켓엔진용 실물형 1.5MW 급 가스발생기 개발," 제5회 우주발사체기술 심포지움, 2004. 5, pp.74-81
4. 한영민, 등 "액체로켓엔진에서 충돌형 분사기 형태의 연료 과잉 가스발생기 연소특성," 한국항공우주학회, 제33권 제6호, 2005, pp.64-70
5. 한영민, 등 "액체로켓용 가스발생기의 분사기 손상에 대한 분석 및 분사기 설계," 한국항공우주공학회 춘계학술발표회 논문집, KSAS05-1610, 2005.4, pp.531-535