

## 충돌형 가스발생기 탈설계점 연소시험

김승한\*, 한영민\*\*, 서성현\*\*\*, 문일윤\*\*\*\*, 이광진\*\*\*\*\*, 김종규\*\*\*\*\*, 설우석\*\*\*\*\*

### Off-Design Firing Tests of Gas Generator Using Impinging Injector

Seung-Han Kim\*, Yeung-Min Han\*\*, Seong-Hyeon Seo\*\*\*, Il-Yoon Moon\*\*\*\*, Kwang-Jin Lee\*\*\*\*\*, Jong-Kyu Kim\*\*\*\*\*, Woo-Seok Seol\*\*\*\*\*

#### Abstract

This paper describes the results of combustion performance test of fuel-rich gas generator(GG) using LOx and kerosene as propellant at off-design conditions. The chamber pressure is thought to be a function of O/F ratio and total propellant mass flow rate. The test shows that the spatial temperature deviation at the exit of gas generator remains within 7.5K and that the average gas temperature at the exit is a function of propellant O/F ratio. The results of firing test of gas generator at off-design conditions, especially the relation between gas temperature and O/F ratio, can provide useful data for the design of future gas generator and for the development of low-O/F ratio reaction analysis code.

#### 초 록

액체로켓엔진에서 터보펌프의 160kW급 터빈 구동용의, 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하는 가스발생기의 탈설계점 연소성능시험 결과에 대해 논의하였다. 가스발생기의 탈설계점 연소시험에서 연소압력은 O/F비와 추진제 공급유량의 함수로 나타나는데, 출구 온도편차는 turbulence ring이 있는 경우  $\pm 7.5K$ 이내로 매우 균일한 공간적 온도분포임을 확인하였다. 각각의 탈설계점 연소시험에서 가스발생기 출구 온도는 가스발생기로 공급되는 추진제의 O/F 비의 함수로 나타낼 수 있었다. 본 가스발생기의 탈설계점 연소시험 결과, 특히 가스발생기의 혼합비와 가스온도와의 관계는 향후 개발되어질 가스발생기 설계나 저혼합비 연소해석 코드를 작성 시 매우 유용하게 사용되어 질 것이다.

키워드 : 가스발생기(gas generator), 충돌형 분사기(impinging injector), 저혼합비(low O/F ratio)

\* 엔진그룹/detokim@kari.re.kr

\*\*\* 엔진그룹/sxs223@kari.re.kr

\*\*\*\* 엔진그룹/lkj@kari.re.kr

\*\*\*\*\* 엔진그룹/wsseol@kari.re.kr

\*\* 엔진그룹/ymhan@kari.re.kr

\*\*\*\* 엔진그룹/iymoon@kari.re.kr

\*\*\*\*\* 엔진그룹/bellstar@kari.re.kr

## 1. 서 론

가스발생기에서 주요 작동인자는 혼합비, 질량 유량, 출구 압력, 가스 온도, 가스의 분자량 및 비열비 등이다. 터보펌프 구동용 터빈에서 필요한 동력에 의해 유량 및 압력 등의 주요 인자가 결정되지만, 가스발생기 출구에서의 가스 온도는 터빈의 재질에 의해 제한받는다[1]. 따라서, 액체로켓엔진 시스템의 사양 선정에 있어서도 터보펌프의 작동효율 및 터빈 내구성과 밀접한 관련성이 있는 가스발생기 출구 가스의 물성치 평가는 매우 중요한 의미를 갖는다.

액체산소-케로신을 추진제 조합으로 사용하는 가스발생기 개발을 위해서는 저혼합비, 탄화수소계 연료과잉 연소조건에서의 연소가스의 물성치를 평가할 수 있는 해석코드의 개발이 필수적이며, 이러한 신뢰성있는 해석코드의 개발을 위해서는 각 추진제 조합에서 혼합비 변화에 따른 연소시험결과를 데이터베이스로 구축하는 것이 필요하다.

탄화수소계 연료의 저혼합비 영역에서의 연소특성에 대한 연구는 액체로켓엔진 개발 선진국에서는 활발히 진행되어 왔고 이미 신뢰성있는 실험결과와 데이터 베이스 구축이 이루어진 것으로 판단되지만, 국내에서는 일반적으로 액체로켓용 추진제로 사용되는 서구의 RP계열 케로신 및 동구권의 T계열의 케로신 추진제의 저혼합비 물성치 데이터 및 해석 코드에 대한 정보수집이 제한적이다[2,3].

현재 KSLV에서 추진제로 고려하고 있는 탄화수소계 연료인 케로신의 경우에는 국내에는 Jet-A1과 JP-4 등이 수급 가능하지만, 이러한 연료에 대한 저혼합비 영역에서의 연소특성에 대해서는 지금까지 국내에서 진행된 바 없다.

액체로켓엔진의 추력조정 및 교정을 위해서는 가스발생기가 매우 넓은 범위에서 운영되어야 한다. 이러한 관례로 가스발생기는 설계점 뿐만 아니라 탈설계점의 다양한 압력, 온도, 유량에서도 신뢰성 있게 작동해야 한다. 따라서, 본 연구에서는 액체산소-케로신 추진제 조합의 다양한 저혼

합비 영역에서의 연소가스의 물성치를 파악하기 위해 연소압력 및 출구온도 등의 결과를 연소시험을 통해 확보하고, 이를 데이터베이스화하여 저혼합비 연소해석코드 개발의 기초자료로 활용하고자 하였다.

본 연구는 액체산소와 케로신을 추진제로 하는 open cycle 액체로켓엔진용의 저혼합비 영역에서 작동하는 가스발생기의 탈설계점 연소성능 시험 결과에 대한 것이다. 탈설계점에서의 연소 시험 결과들에 대해 주로 혼합비에 따른 출구가스 온도관점에서 기술하였다. 본 결과는 향후 가스발생기의 개발에 기초 설계자료로 활용될 수 있을 것이다.

## 2. 본 론

### 2.1 가스발생기 및 시험장치

#### 2.1.1 액체로켓엔진용 가스발생기

표 1에 본 연구에서 사용한 케로신-LOx 연료과잉 가스발생기의 설계 재원을 나타내었다.

설계된 가스발생기는 연소실, 인젝터 및 헤드, 점화기, turbulence ring 그리고 측정 ring, 노즐부 등으로 구성되었다[4,5].

본 가스발생기에 장착한 분사기는 총돌각 45°, 총돌거리 6mm인 연료-산화제-연료(F-O-F)의 총돌형 인젝터이다[6]. 가스발생기 인젝터 헤드부에서의 인젝터 배열은 연소실 단면에서의 추진제의 균일한 분포 및 인젝터의 기하학적인 형상을 고려하여 배치하였다. 중앙에 구형인젝터를 배치하고 제 1열에 4개, 제 2열에 8개를 직교하게 배치하였다.

총돌형 인젝터를 사용하는 경우 국부적인 고온지역이 층을 이룰 수 있어 연소실 중간에 고온 연소가스와 저온부와의 혼합을 증가시키기 위한 turbulence ring을 장착하게 되는데, 본 가스발생기에서는 냉각을 하지 않는 원추형의 ring을 인젝터 face plate 면에서 50mm 정도 떨어진 지점에 장착하였다.

가스 발생기 출구에서의 온도분포를 측정하기 위해 측정 ring을 설치했는데, 동압 및 정압 센서, 6개의 K-type 온도센서를 장착하였다.

노즐은 가스발생기의 출구 가스온도가 약 1000K 이하이므로 냉각을 고려하지 않고 Stainless steel 재질로 교환이 가능토록 제작하였으며, 형상은 원추형태로 하였다.

표 1. Design Parameters of Gas Generator

인 자	단 위	Value
산화제/연료		LOx/Kerosene
연소실 압력	Bar	19.3
출구가스온도	K	920
추진제 유량	kg/s	0.9
O/F Ratio		0.337
연소실내경/길이	mm	52/293
Residence time	msec	5

## 2.2 시험조건 및 시험장치

가스발생기 설계점에서의 추진제 공급 유량은 산화제 227g/s, 연료유량 673g/sec이지만, 탈설계점에서는 각 탈설계점 조건마다 추진제 유량 및 혼합비가 다르고, 이에 따라 연료 및 산화제 runtank의 공급압력도 설계점 연소시험과 실유체 수류시험 결과를 바탕으로 조절되었다. 각 탈설계점 연소시험 조건에서 가스발생기의 설정 공급 유량 및 설정 혼합비, 예상 연소압을 표 2에 나타내었다.

표 2. 가스발생기 탈설계점 조건

시험	설정 혼합비	설정유량 [kg/s]			예상 연소압
		총유량	LOx	연료	
OD1	0.302	0.835	0.193	0.641	1.964
OD3	0.408	0.968	0.280	0.687	2.657
OD5	0.302	0.984	0.228	0.756	2.31
OD6	0.408	0.838	0.243	0.595	2.31
OD7	0.355	0.764	0.200	0.564	1.964
OD8	0.355	1.039	0.272	0.767	2.657

연소시험은 항우연에 설치 운영중인 소형연소 시험장(mReTF)에서 이루어졌으며 이에 대한 상

세설비 사항은 Fig. 1에 나타나 있다[7].

연소실 냉각을 위해 물공급 펌프를 사용했으며 기존의 추력측정장치에 가스발생기를 장착하였다. 물공급 라인 및 센서 그리고 추진제공급 라인 등을 연결하여 test stand에 장착한 가스발생기의 사진을 Fig. 2에 나타내었다.

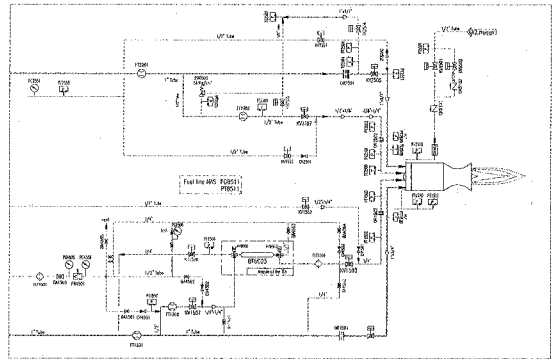


Fig. 1 소형액체로켓엔진 연소시험설비 P&ID

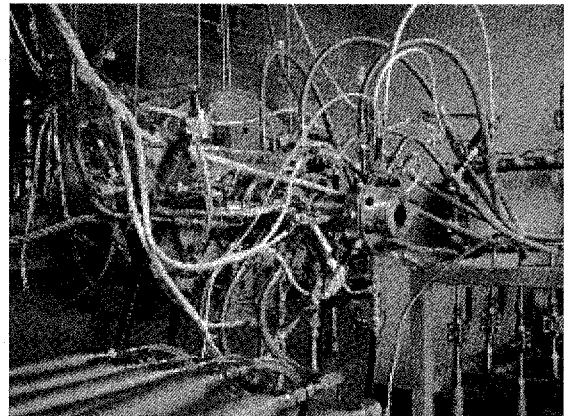


Fig. 2 Test Stand with Gas Generator

가스발생기의 점화를 위해서는 기존에 사용하던 점촉발화성추진제인 TEA를 사용하지 않고, gas torch 방식의 점화기를 이용하였다. 가스 메탄, 가스 산소를 스파크 플러그로 점화시킨 후 가스토치에서 발생하는 화염으로 가스발생기의 주추진제를 점화시켰다.

이를 위해 기존의 축소형 연소기의 점화와는 다른 sequence를 적용하였다. 가스발생기 점화순서는 torch ignitor에 spark을 발생시키고 가스매탄을 공급한 후 가스 산소를 공급해 연소실 안에 먼저 torch 화염이 존재하게 하였다. 화염의 존재로 torch ignitor안의 압력이 2bar 이상이 올라가면 가스발생기로 케로신을 보내고 약 0.3초 후에 산화제를 보내 연소실에서 연소가 이루어지게 하였다. 연소 종료시에는 질소 퍼지에 의한 산화제 순간 공급으로 인해 연소가스의 온도가 매우 빠르게 올라간다. 이는 열전대 및 노즐 파손을 가져오므로 케로신의 공급 중단 시기를 산화제보다 약 1.5초 후에 이루어지게 하였다[4,5].



Fig. 3 Exhaust Gas during Testing

일부 탈설계점 연소시험에서는 노즐 출구 후단의 후류화염이 주위 공기의 유입에 의해 2차 연소가 발생하여 추가적인 soot가 발생하는 경우가 있었다.

### 3. 연소시험결과

#### 3.1 가스발생기 탈설계점 연소시험

##### 3.1.1 탈설계점 시험결과 분석

가스발생기 탈설계점에 대한 연소시험에서, turbulence ring을 장착하고 연소기 길이 300mm의 동일한 조건에서 연소시험을 수행한 결과, 전체적인 작동성이 양호함을 보여 주었다. 연소압력과 연소가스 온도 등의 여러 인자들이 예상치와 비슷한 값을 보여주었고 물냉각을 이용한 연소실 냉각에도 문제가 없었다.

연소시험 후 인젝터 헤드에는 손상이 없었으며 저 혼합비로 인해 face plate에 soot가 많이 있음을 관찰할 수 있었다. 연소실 또한 손상이 없었으며 인젝터 배열에 따른 soot streak이 연소기 벽면에 존재했다. Turbulence ring 및 노즐부에 손상은 관찰되지 않았다. 다만, 초기의 가스발생기 연소 및 점화시험에서 시험 중단시의 산화제 라인의 퍼지에 의해 가스발생기 내부의 온도 센서의 단락이 발생했다. Fig. 3은 가스발생기 탈설계점 1(#OD1) 연소시험 중의 사진으로 노즐 출구에서도 상당한 양의 미연탄화수소 soot이 배출됨을 관찰할 수 있다.

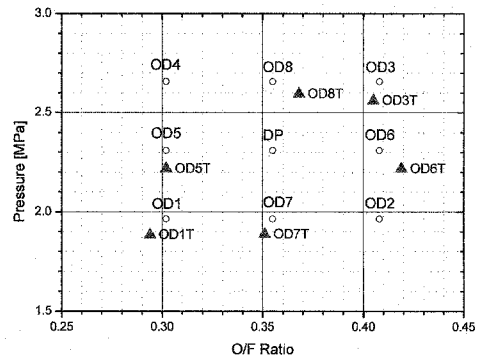


Fig. 4 Conditions of Off-Design Firing Tests

가스발생기의 탈설계점 연소시험을 위한 추진제 공급계의 가압압력 등의 공급 특성은 가스발생기 설계점 연소시험 결과와 마찬가지로 안정적인 특성을 보여주었다. Fig. 4에는 가스발생기 탈설계점 연소시험이 수행된 영역을 O/F 비와 연소압에 대해 도시하였다. Fig. 4에서 각각의 탈설계점 O/F 비 조건에서의 예측한 연소압과 실제 시험시의 연소압을 도시하였는데 설정 추진제 유량에 대해 실험결과가 예측값에 비해 0.1MPa 정도 낮은 값을 가지는데 이는 출구온도 균일화를 위해 장착한 turbulence ring의 전후단에서 압력 손실이 발생한 때문으로 판단된다.

### 3.1.2 탈설계점 1(OD #1) 결과

탈설계점 1에서의 가스발생기 연소시험에서 O/F비는 0.294, 전체 추진제 질유량은 0.858kg/s의 상태로 시험이 수행되었다.

Fig. 5에는 탈설계점 1의 연소시에 연소실과 추진제 매니폴드의 압력발달특성을 보여주고 있다. 연소초기의 연료 및 산화제 공급의 섭동에 의한 연소압의 섭동을 제외하고는 연소압이 일정하게 유지됨을 확인할 수 있으며, 정상구간에서의 평균 연소압은 1.883MPa이다.

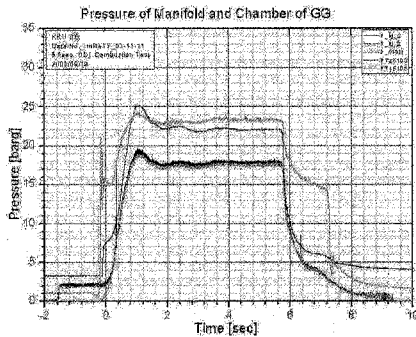


Fig. 5 Chamber Pressure (OD #1)

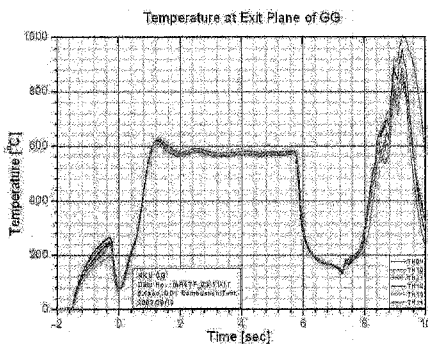


Fig. 6 Exit Temperature (OD #1)

Fig. 6은 가스발생기 출구에서의 연소가스 온도분포를 보여주고 있는데, 평균 출구온도는

844K이며, 공간상의 온도편차는  $\pm 6.5K$  이내의 범위이다. 연소가스의 고온부와 저온부의 원활한 혼합을 위해 장착한 turbulence ring이 설계점 뿐만 아니라 탈설계점에서도 원활히 작동하고 있음을 알 수 있다. 탈설계점 1조건의 시험에서 특이 사항으로는 LOx 중단밸브가 닫힌 후에 가스발생기 출구온도가 감소하다가 배관의 퍼지가 시작되면서 출구 기체온도가 1,000K까지 급격히 상승하는 현상이 관찰되는데, 이는 연소 종료시에 LOx 공급이 종료된 이후에 케로신 공급 유지 시간이 1.5초 정도로 다른 시험조건보다 짧기 때문에 퍼지시에 다량의 산소와 케로신이 순간적으로 반응하기 때문으로 판단된다.

### 3.1.3 탈설계점 3(OD #3) 결과

탈설계점 3에서의 가스발생기 연소시험에서 O/F비는 0.405, 전체 추진제 질유량은 0.973kg/s의 상태로 시험이 수행되었다.

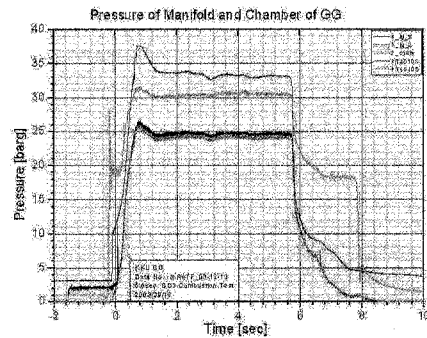


Fig. 7 Chamber Pressure (OD #3)

Fig. 7에는 탈설계점 3의 연소시에 연소실과 추진제 매니폴드의 압력발달특성을 보여주고 있다. 연소초기의 연료 및 산화제 공급의 섭동에 의한 연소압의 섭동을 제외하고는 연소압이 일정하게 유지됨을 확인할 수 있으며, 정상구간에서의 평균 연소압은 2.561MPa이다.

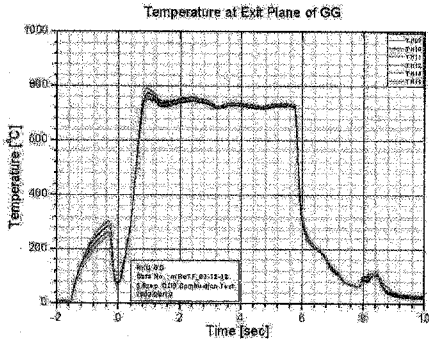


Fig. 8 Exit Temperature (OD #3)

Fig. 8는 가스발생기 출구에서의 연소가스 온도분포를 보여주고 있는데, 평균 출구온도는 1,001K이며, 공간상의 온도편차는  $\pm 5K$  이내의 범위이다. 연소압의 시간에 따른 섭동이 연소압의 섭동형태와 동일한 거동을 보여주고, 연소압은 액체산소와 케로신 공급압의 변화에 의존하는 경향을 확인할 수 있다. 탈설계점 1 조건의 시험에서 특이 사항으로는 관찰되었던 배관 퍼지시의 출구온도 급상승 문제는 액체산소 공급 중단이후의 연료 추진제 지속시간을 1.5초에서 2.0초로 증가시키는 것으로 해결되었다.

### 3.1.4 탈설계점 5(OD #5) 결과

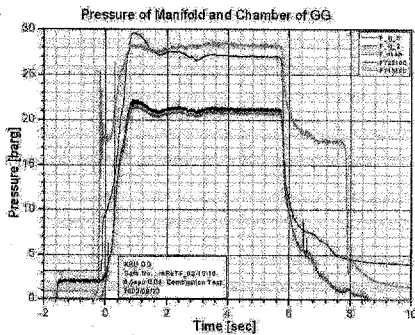


Fig. 9 Chamber Pressure (OD #5)

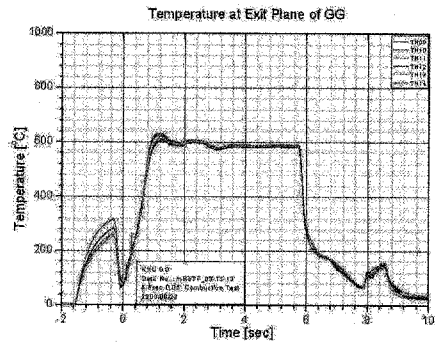


Fig. 10 Exit Temperature (OD #5)

탈설계점 5에서의 가스발생기 연소시험에서 O/F비는 0.302, 전체 추진제 질유량은 0.986kg/s의 상태로 시험이 수행되었다.

Fig. 9에는 탈설계점 5의 연소시에 연소실과 추진제 매니폴드의 압력발달특성을 보여주고 있다. 연소초기의 연료 및 산화제 공급의 섭동에 의한 연소압의 섭동을 제외하고는 연소압이 일정하게 유지됨을 확인할 수 있으며, 정상구간에서의 평균 연소압은 2.217Mpa이다.

Fig. 10은 가스발생기 출구에서의 연소가스 온도분포를 보여주고 있는데, 평균 출구온도는 861K이며, 공간상의 온도편차는  $\pm 4K$  이내의 범위이다. 공급유량 조건 및 혼합비 조건이 상당히 차이가 있는데도 불구하고, 가스발생기 연소실의 연소압 및 추진제 매니폴드 압력, 출구 연소가스 온도의 시간에 따른 거동은 탈설계점 3번 시험과 유사하게 나타나는데, 이는 소형액체로켓 연소시험설비의 공급계 특성에 기인한 것으로 판단된다.

### 3.1.5 탈설계점 6(OD #6) 결과

탈설계점 6에서의 가스발생기 연소시험에서 O/F비는 0.419, 전체 추진제 질유량은 0.827kg/s의 상태로 시험이 수행되었다.

Fig. 11에는 탈설계점 6의 연소시에 연소실과 추진제 매니폴드의 압력발달특성을 보여주고 있다. 연소초기의 연료 및 산화제 공급의 섭동에

의한 연소압의 섭동을 제외하고는 연소압이 일정하게 유지됨을 확인할 수 있으며, 정상구간에서의 평균 연소압은 2.217Mpa이다.

Fig. 12는 가스발생기 출구에서의 연소가스 온도분포를 보여주고 있는데, 평균 출구온도는 1013K이며, 공간상의 온도편차는  $\pm 6.5K$  이내의 범위이다. 소형액체로켓 연소시험설비의 공급계 특성에 기인한 추진제 매니폴드 압력 및 연소가스 출구온도의 시간에 따른 변화 양상은 이전의 시험결과와 동일하다.

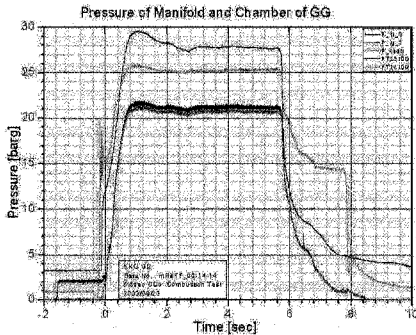


Fig. 11 Chamber Pressure (OD #6)

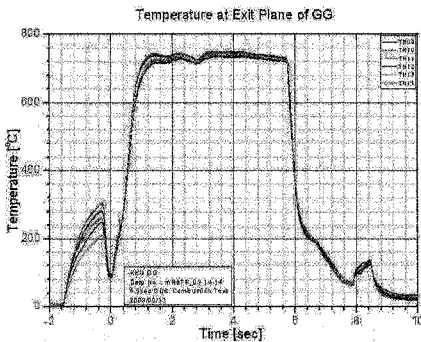


Fig. 12 Exit Temperature (OD #6)

### 3.1.6 탈설계점 7(OD #7) 결과

탈설계점 7에서의 가스발생기 연소시험에서 O/F비는 0.351, 전체 추진제 질유량은 0.773kg/s의 상태로 시험이 수행되었다.

Fig. 13에는 탈설계점 7의 연소시에 연소실과 추진제 매니폴드의 압력발달특성을 보여주고 있다. 연소초기의 연료 및 산화제 공급의 섭동에 의한 연소압의 섭동을 제외하고는 연소압이 일정하게 유지됨을 확인할 수 있으며, 정상구간에서의 평균 연소압은 1.887Mpa이다.

Fig. 14는 가스발생기 출구에서의 연소가스 온도분포를 보여주고 있는데, 평균 출구온도는 913K이며, 공간상의 온도편차는  $\pm 6.5K$  이내의 범위이다. 가스발생기 연소실의 연소압 및 추진제 매니폴드 압력, 출구 연소가스 온도의 시간에 따른 거동은 이전의 시험과 유사하게 나타나지만, 종료시의 출구가스 온도가 400℃까지 상승하는 것을 관찰할 수 있다. 이 시험시의 액체산소 및 케로신 공급 중단 밸브 작동 시점은 액체산소 및 케로신 매니폴드의 압력 상하 시점으로 판단했을 때 이전의 시험과 동일하다는 점을 고려하면 배관 및 매니폴드 퍼지압 등에 대해서도 추가 분석이 필요하다.

### 3.1.7 탈설계점 8(OD #8) 결과

탈설계점 8에서의 가스발생기 연소시험에서 O/F비는 0.368, 전체 추진제 질유량은 1.014kg/s의 상태로 시험이 수행되었다. 시험 전 목표로 하였던 혼합비 0.355에서 3.7%의 오차를 가지고, 총 유량측면에서는 목표값 1.039kg/s에서 2.4%의 설정오차를 가진다.

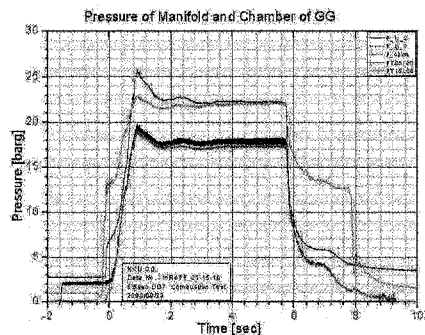


Fig. 13 Chamber Pressure (OD #7)

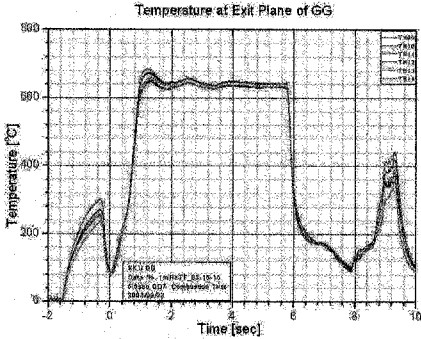


Fig. 14 Exit Temperature (OD #7)

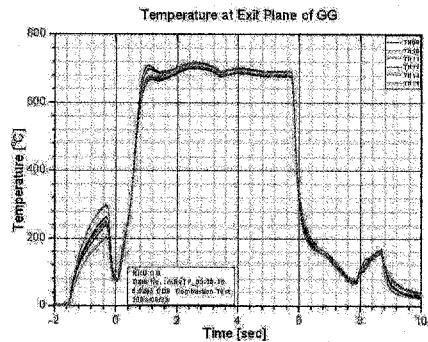


Fig. 16 Exit Temperature (OD #8)

Fig. 15에는 탈설계점 8의 연소시에 연소실과 추진제 매니폴드의 압력발달특성을 보여주고 있다. 연소초기의 연료 및 산화제 공급의 섭동에 의한 연소압의 섭동을 제외하고는 연소압이 일정하게 유지됨을 확인할 수 있으며, 정상구간에서의 평균 연소압은 2.595MPa이다.

Fig. 16은 가스발생기 출구에서의 연소가스 온도분포를 보여주고 있는데, 평균 출구온도는 963K이며, 공간상의 온도편차는  $\pm 7.5K$  이내의 범위이다. 탈설계점 8번 시험은 시험조건 중 추진제 공급유량이 가장 크고, 연소압도 가장 높게 나타난다. 공급유량 조건 및 혼합비 조건이 상당히 차이가 있는데도 불구하고, 가스발생기 연소실의 연소압 및 추진제 매니폴드 압력, 출구 연소가스 온도의 시간에 따른 거동은 이전 시험들과 동일한 양상을 보이며, 공급계 특성에 기인한 것으로 판단된다.

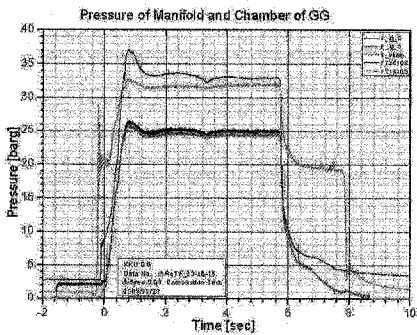


Fig. 15 Chamber Pressure (OD #8)

### 3.2 탈설계점 시험결과 분석

가스 발생기 탈설계점 연소시험결과 가스발생기에 중요한 인자인 출구에서의 가스온도는 공급되는 추진제의 O/F 비에 매우 민감함을 알 수 있었다. 표 3은 각 탈설계점 연소시험에 대한 연소압, O/F비, 총질량유량, 출구연소가스온도의 결과치를 요약한 것이다.

표 3에서 turbulence ring이 장착된 상태에서의 출구온도의 공간상의 편차는 최대  $\pm 7.5$ 로서 탈설계점 조건에 무관하게 일정한 것으로 나타났다. 연소실 압력은 탈설계점 조건에 따라 달라지는 것으로 연료와 산화제의 질량혼합비와 전체유량의 함수로 나타나는데, 앞서 Fig. 4에서 언급한 바와 같이 turbulence ring에 의한 압력감소가 발생한 것으로 판단된다. turbulence ring에 의해 부가적인 차압이 발생하지만, 가스발생기 내에서의 연소가스의 hot streak를 방지할 뿐만 아니라 온도분포를 매우 균일하게 해주어 터보펌프의 효율 증가에 기여할 수 있을 것으로 사료된다.

표 3. Test Results of Gas Generator

인자	OD1	OD3	OD5	OD6	OD7	OD8
연소실압력(MPa)	1.883	2.561	2.217	2.217	1.887	2.595
O/F Ratio	0.294	0.405	0.302	0.419	0.351	0.368
전체유량(kg/s)	0.858	0.973	0.986	0.827	0.773	1.014
평균출구온도(K)	844	1001	861	1013	913	963
온도 편차(K)	$\pm 6.5$	$\pm 5.0$	$\pm 4.0$	$\pm 6.5$	$\pm 6.5$	$\pm 7.5$



탈설계점 시험에서 가장 두드러진 특징은 각 탈설계점 조건에서의 평균출구온도이며, 이 결과는 Fig. 17에 혼합비에 따른 평균출구온도의 그래프로 제시하였다. 연소기 출구에서의 온도는 각각의 탈설계점 조건에서의 O/F ratio 범위에서 혼합비에 매우 민감하게 영향을 받고 있다. 가스 발생기 탈설계점 연소시험의 주된 목적이 O/F ratio 변화에 따른 연소가스의 출구 온도를 규명하기 위했던 것이었으므로, 연소 시험의 주목적을 달성했다고 판단된다.

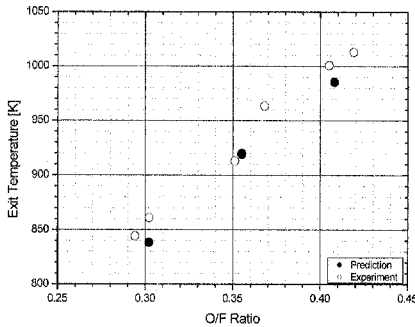


Fig. 17 Gas Generator Exit Temperature

Fig. 17에서 예측값은 NAL에서 JP-4와 kerosene에 대해 수행한 시험결과로부터 시험한 O/F비에 대해 추정된 값이고, 시험치는 국내에서 수급 가능한 Jet-A1에 대한 시험결과이다[3]. 시험결과는 예측값보다 다소 높게 나타남을 알 수 있는데, 이는 연료 물성치 차이에 기인한 것으로 보여지며, 향후 추가적인 시험을 통해 Jet-A1 연료의 O/F비 변화에 대해 보다 많은 실험결과를 확보하여야 할 것으로 판단된다.

#### 4. 결 론

액체로켓용 가스발생기를 제작하여 탈설계점 연소시험을 수행하였다. 연소시험 결과 가스발생기의 인젝터 헤드, 연소실, 노즐부, turbulence ring 등에서 손상이 전혀 없었다.

가스발생기의 점화를 torch ignitor로 성공적으로 이루었으며, 점화초기 및 종료 시에 발생하는 가스발생기 출구에서의 온도 스파이크는 케로신 선공급, 산화제 선종단 sequence에서 연료 추가 공급 시간을 증가시키는 방법으로 제거되었다.

가스발생기의 탈설계점 연소시험에서 온도편차는 turbulence ring이 있는 경우  $\pm 7.5K$ 이내로 균일한 공간적 온도분포를 가짐을 확인하였다.

가스발생기 출구 온도는 가스발생기로 공급되는 추진제의 O/F ratio에 매우 큰 영향을 받을 수 있었다. 연소압력은 O/F비와 추진제 공급 유량의 함수로 나타나는데 turbulence ring의 존재로 인해 부가적인 차압이 연소실 내부에서 발생함을 알 수 있었다.

본 가스발생기의 탈설계점 연소시험 결과, 특히 가스발생기의 혼합비와 가스온도와의 관계는 향후 개발되어질 가스발생기 설계나 저 혼합비 연소해석 코드를 작성 시 매우 유용하게 사용되어 질 것이며, 이에 대해서는 향후 추가적인 연소시험이 수행되어야 할 것이다.

#### 참 고 문 헌

1. H. W. Douglass, H.W. Schmidt, L. Levinson, "Liquid Propellant Gas Generators", NASA SP-8081, 1972.
2. Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," AIAA, 1992.
3. 毛呂明夫 등, "JP-4/LOx, JP-4/Air 평형조성 연소특성치의 검토", NAL TM-354, 1978. 7.
4. 한영민 등, "액체로켓용 가스발생기의 연소 성능시험", 제27회 KOSCO symposium, 한국연소학회논문집, 2003. 12.
5. 김승한 등, "액체로켓엔진 연소기 및 가스발생기의 점화 특성 연구", 제27회 KOSCO SYMPOSIUM, 2003.12.
6. 권순탁, 이창진, "액체로켓 가스발생기용 F-O-F 인젝터의 설계와 분사특성", 한국항공우주학회 추계학술발표회논문집(II), pp.1039-1043, 2203. 11.

7. 김영한 등, "KSR-III 축소형(I) 엔진의 연소 시험", 한국항공우주학회지, 제30호 제8권, pp. 120-125, 2002.12.