

액체로켓용 연료 과농 가스발생기 개발

서성현* · 안규복** · 임병직** · 김종규* · 이광진**
한영민** · 류철성* · 김홍집* · 최환석**

Development of a Liquid Rocket Engine Fuel-Rich Gas Generator

Seonghyeon Seo* · Kyubok Ahn** · Byoung-Jik Lim** · Jong-Gyu Kim* · Kwang-Jin Lee**
Yeoung-Min Han** · Chul-Sung Ryu* · Hong-Jip Kim* · Hwan-Seok Choi**

ABSTRACT

A liquid rocket engine fuel-rich gas generator has been developed for the first time in the country, which can produce combustion gas over the rate of 4 kg/s at 900 K and 58 bar. The gas is not only for driving a turbopump but also for providing heat source for propellant supply tanks. The final design of the gas generator had been fixed based on the concept and preliminary development tests, and was validated through structure and heat transfer analysis. The manufacturing involved precision machining, surface finish, and special welding technique. The final assessment on the characteristics of ignition and combustion had been carried out for two different versions of injector heads. This concluded that the present product satisfies the development requirements such as spatial temperature distribution and the development has been successful.

초 록

국내 최초로 액체로켓엔진용 연료 과농 가스발생기가 개발되었으며 이것은 고온, 고압가스(약 900 K, 약 58 bar)를 초당 4 kg이상 발생시킬 수 있다. 고압가스는 터보펌프 터빈을 구동하며, 추진제 탱크에 필요한 열 공급원으로 사용될 수 있다. 본 가스발생기는 개념설계 및 초기 개발시험을 거쳐 최종 형상이 결정되었으며, 구조 및 열 해석이 동시에 진행되었다. 제작은 정밀 기계가공과 표면처리, 특수용접 공정을 통해 이루어졌으며, 최종 개발 성능 및 기능 특성 확인을 위해 두 종류의 가스발생기가 제작되어 연소시험을 통한 평가가 진행되었다. 안정적인 점화 및 연소특성과 함께 발생 연소가스의 온도분포 및 평균온도 특성이 양호하며, 개발 요구 조건을 본 개발품이 만족하는 것으로 성공적인 개발이 이루어졌다.

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Coaxial Injector(동축형 분사기), Regenerative Cooling(재생냉각), Fuel Rich(연료과농)

† 2007년 7월 11일 접수 ~ 2007년 8월 18일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 연소기팀

** 종신회원, 한국항공우주연구원 연소기팀
연락처, E-mail: sxs223@kari.re.kr

액체로켓엔진 터보펌프 구동을 위해서는 고압의 작동 가스가 필요하다. 가스 생성을 위해 일반적으로 연료나 산화제 중 한쪽이 과도하게 공급된 상태로 연소 반응을 일으키는 방법을 사용하게 된다. 개방형 사이클(open cycle)을 갖는 액체로켓엔진에는 연료 과농(fuel rich) 가스발생기(gas generator, GG)가 산화제 과농 가스발생기에 비해 제작이나 취급이 용이하여 주로 적용된다[1, 2]. 본 논문에서는 국내최초로 추력 30톤급 액체로켓엔진용 터보펌프 구동을 위한 연료 과농 가스발생기의 개념 설계부터 제작, 시험에 이르기까지 전반적인 개발 과정에서 획득한 결과를 수록하고자 한다.

연료 과농 가스발생기 개발에 있어서 고려해야 할 주요 사항은 밀폐된 연소실 형상으로 인해 취약할 수 있는 연소안정성을 증대시키는 것이며, 연료 과농 연소 환경에 의해 생성되는 검댕이 터보펌프 터빈 블레이드의 작동에 영향을 미치지 않도록 해야 한다[2]. 고온 기체에 직접 노출된 상태에서 작동하는 터빈 블레이드에 국부적인 열부하가 발생하지 않게 가스발생기의 생성가스 온도분포가 균일하게 형성되도록 해야 한다[3]. 위의 성능 요구 조건을 만족하면서 장시간 동안 가스발생기가 안정적으로 연소 환경에서 작동해야 한다. 본문에서는 요구 사항을 만족하는 가스발생기의 개발을 위해서 초기 개념 설계에서부터 시제품 제작을 거쳐 연소 시험까지 단계별로 수행한 개발 과정을 소개하고자 한다.

2. 설 계

2.1 개념 설계

액체로켓엔진 연소기와 마찬가지로 가스발생기 개발에서도 분사기가 성능 및 기능을 좌우하는 핵심 요소가 된다. 본 연구에서는 두 종류의 서로 다른 이중 와류 동축형 분사기를 채택하였다[4, 5]. 동축형 분사기는 분무가 축대칭 특성을 보이는 이유로 충돌형 분사기에 비해 분사기 개

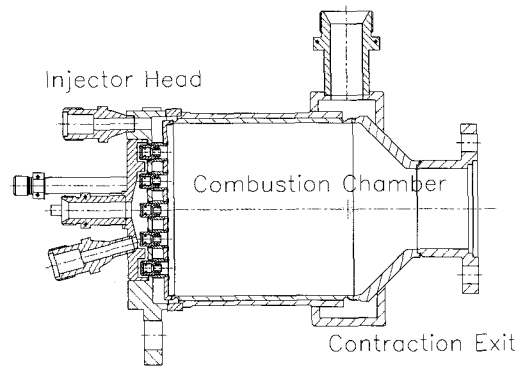


Fig. 1 Cutaway View of GG-A

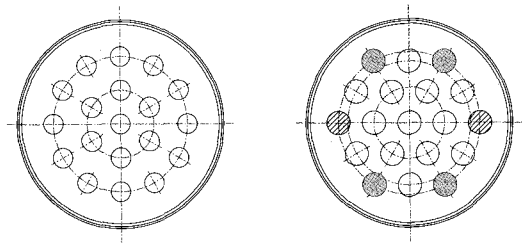


Fig. 2 Injector Layouts for Two Different Gas Generators: GG-A(left) and GG-B. For GG-B, Solid Circles Indicate Dummy Injectors and Hatched Ones Ignitor Ports (Not Used in the Present Study).

수 대비 혼합비 분포 즉 온도 분포 특성이 좀 더 우월하다[6]. 가스발생기의 전체적인 구성은 재생냉각(regenerative cooling)을 위한 이중채널로 구성된 원통형의 연소실과 원추형의 내부 매니폴드 형상을 갖는 분사기 헤드 그리고 터보펌프 터빈과 연결되는 축소부로 이루어진다. 본 연구를 통해 개발한 가스발생기의 단면을 Fig. 1에 나타내었다. 이와 같이 공통적인 연소실 형상을 가지는 분사기헤드 부분이 서로 다른 가스발생기(GG-A, GG-B)의 분사기 배열을 Fig. 2에 도시하였다. 두 가지 종류의 가스발생기의 전반적인 공통의 기능 및 형상을 결정짓는 규격을 Table 1에 나타내었다[7].

본 가스발생기의 추진제 공급 경로를 살펴보면 연료는 연소실 실린더 부 끝단에 위치한 연

료 링에서 재생냉각채널로 유입된 후 냉각채널을 지나 분사기 헤드의 최 외곽에서 연료 매니폴드로 유입된다. 산화제는 분사기 헤드 축 중심으로 유입되어 최소한의 부피를 갖는 산화제 매니폴드 내에서 균일한 유량 분포가 이루어지도록 하였다. GG-B의 경우 분사기헤드 면에 점화 가스 분사를 위한 점화기 포트가 있으나 실제 연소시험 시 사용된 점화기는 두 종류 모두 연소실 측면에 장착되었다. 가스발생기의 연소 가스 출구는 터보펌프의 터빈 매니폴드와 결합되도록 플랜지 형태를 지니도록 하였다. 본 가스발생기의 연소시험 시에 필요한 정보 획득을 위해 정압, 동압, 온도, 가속도등을 측정할 수 있도록 하였으며, 정압, 온도등과 같이 저주파 특성을 갖는 신호는 1 kHz로 계측되었고, 동압 및 가속도는 50 kHz의 샘플링 주파수로 저장되었다.

Table 1. Gas Generator Major Configuration

Item	Unit	Value
Chamber Pressure	MPa	5.78
Exit Gas Temperature	K	900
Total Mass Flow Rate	kg/s	4.40
Residence Time	msec	6.0
Turbine Simulating Nozzle Diameter	mm	27.4
Turbine Inlet Duct Diameter	mm	50
Injector Pressure Drop - Fuel	MPa	1.2
Injector Pressure Drop - Oxidizer	MPa	1.2

Table 2. Heat Transfer and Pressure Drop Analysis

Item	Unit	Value
T_{wg} , Hot gas side wall temperature	K	678
T_{wc} , Coolant side wall temperature	K	507
T_{co} , Coolant temperature	K	325
Heat flux	MW/m ²	2.82
Coolant velocity	m/s	11.2
Pressure Drop (cylinder part)	bar	0.97

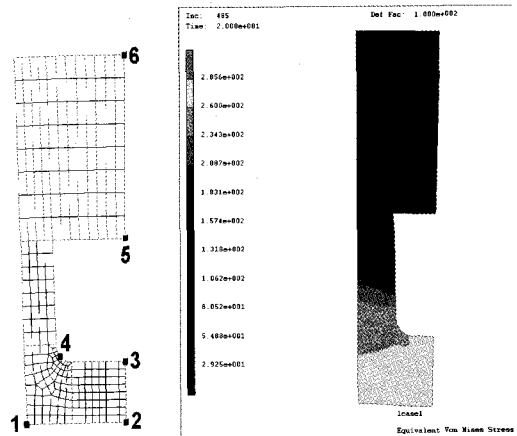


Fig. 3 Structural Analysis Node Points(left) and Stress Distribution Result

2.2 냉각 해석

본 가스발생기는 연료를 이용하여 연소실을 냉각시키는 재생냉각 방식을 적용하여 연소실 냉각채널이 가스발생기의 축 방향으로 벽면에 형성되도록 하였다. 가스발생기 연소실 내부 화염온도는 연소기에 비해 상대적으로 낮아서 냉각채널이 가공된 연소실 내벽과 원통 형태의 외벽 제작에 모두 스테인리스 스틸 계열 재료를 적용하였다. 연료 온도 상승 등을 감안한 냉각 채널 크기를 결정하기위해 열 해석 및 압력 손실 계산을 수행하였다. 냉각 채널에서의 연료 유속을 10 m/s 이상으로 유지하는 요구 조건으로 냉각 채널의 기본 규격을 설정하였다. 채널의 개수는 126개이며 개별 냉각 채널의 높이는 2 mm, 폭은 1.5 mm, 연소실과 채널사이의 벽두께는 1 mm로 설정하였다. 이와 같은 조건에서 수행한 열 해석 주요 결과를 Table 2에 나타내었다. 본 결과에 나타난 것과 같이 연소 가스온도를 최대 1063 K로 가정한 상태에서 냉각채널 벽면의 연료와 맞닿는 부위에서의 최대 온도는 507 K로 예상되며 이 값은 구리 합금 채널에서 탄화수소연료의 coking온도로 알려져 있는 560 K보다 낮으며, 1 bar정도의 압력 손실로 연소실 냉각은 문제가 없는 것으로 판단되었다.

2.3 구조 해석

구조해석은 상용 소프트웨어를 사용하였으며 MARC solver와 MENTAT preprocessor를 사용하였다. 가스발생기 구조해석은 분사기 헤드부와 연소실부로 그 해석 대상이 나뉠 수 있으며, 본문에서는 이전 해석 결과에 의해 안정적인 구조를 갖는 것으로 판단된 분사기 헤드 결과를 삽입하지 않았다[4, 5]. 해석 결과로 연소실 단면에서 최대 유효변형률(max. effective strain)은 Fig. 3에서 나타낸 node 1에서 1.46%로 나타났다. node 1에서 유효소성변형률(effective plastic strain)은 1.09%로 냉각 채널 내피 측에서 많은 소성변형이 발생하였음을 알 수 있다. 이 같은 소성 변형은 온도 구배에 따른 열 팽창을 외피부가 구속하면서 나타나는 현상이다. 실제 재생 냉각 챔버의 내압을 견딜 수 있도록 하는 냉각 챔버 외피부의 node 5와 node 6에서의 최대 유효변형률은 0.142%와 0.145%로 나타났다. 또한 이 외피부의 소성 변형률은 0으로 탄성영역 내에서 작동하고 있으므로 본 구조 해석 결과로부터 가스발생기의 재생냉각 챔버가 구조적으로 안정함을 확인하였다.

3. 재 작

가스발생기 제작은 정밀 기계가공을 통해 제작된 하부 구성품을 브레이징(brazing)과 TIG 용접(tungsten inert gas welding)에 의해 접합하는 방식을 취한다. 가스발생기의 구성품은 크게 분사기 헤드부, 연소실 부, 노즐 부, 그리고 압력, 온도 등을 측정하고자 하는 port부위로 나눌 수 있다. 분사기 헤드는 크게 네 부분으로 다시 나눌 수 있는데 분사기 헤드 몸체, 연소실을 구성하는 분사기 헤드면(injector faceplate), 분사기 헤드 몸체와 결합하여 산화제 매니폴드를 형성하는 산화제 돔(dome) 덮개 그리고 가장 중요한 분사기가 있다. Fig. 4에서는 분사기 헤드 제작 마무리 단계 공정 사진을 보여주고 있다. 강도 및 기밀시험이 끝난 분사기 헤드는 연소실과의

결합을 위해 wire cutting에 의해 본 그림의 하단 우측과 같이 세 개의 지지 부를 최종적으로 가공한다. 연소실 제작 과정 사진은 Fig. 5에 나타내었다. 기계 가공된 외피와 내피가 본 그림의 하단 좌측과 같이 조립된 상태에서 회전 브레이징 가열로(furnace)에서 브레이징이 수행되게 된다. 브레이징이 완료된 연소실은 본 그림의 하단 우측과 같이 X-ray 검사에 의해 채널 막힘 여부가 확인된다.

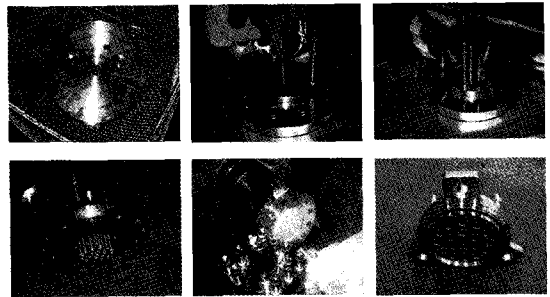


Fig. 4 Photographs of Injector Head Fabrication

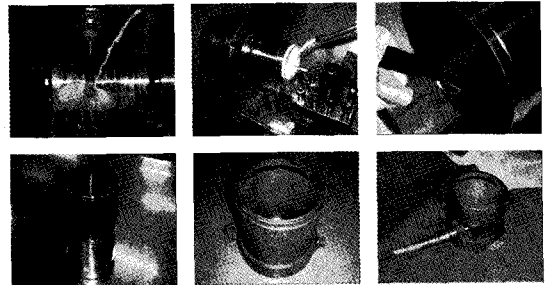


Fig. 5 Photographs of Chamber Fabrication

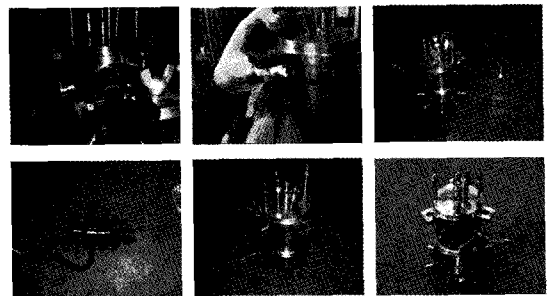


Fig. 6 Photographs of Final Welding Procedures

완성된 원통형 연소실은 노즐 부와 TIG용접에 의해 접합되게 된다. 최종 접합 공정을 Fig. 6에 나타내었다. 최종적으로 제작된 본 그림의 하단 중앙과 우측 사진은 최종 제작된 가스발생기의 모습을 보여주고 있다.

4. 시 험

본 가스발생기는 일체형으로 출구 부분이 터빈 매니폴드에 연결되도록 설계/제작되어 있어 터빈 블레이드 입구를 모사하기 위한 turbine nozzle simulator 즉, 노즐이 장착되어야만 연소압이 실제 원하는 값에서 형성되게 된다[8]. 모사 노즐을 장착한 상태에서 액체산소와 항공연료인 Jet A-1을 사용하여 두 종류의 가스발생기에 대한 연소시험을 각각 다섯 번씩 실시하였다. 시험은 발생가스 온도 900 K를 위한 일정 혼합비 조건에서 설계 규격 연소실 압력, 고압, 초고압 및 저압, 초저압 조건에서 실시되었다. 총 10 회의 시험에서 가스발생기의 점화 및 연소 종료는 가스발생기의 종류에 관계없이 매우 안정적으로 이루어졌으며, Fig. 7에서 보이는 대표적인 연소실과 추진제 매니폴드 내의 압력 변화와 같이 연소압 및 분사기 차압이 일정하게 유지되어 원활한 추진제 공급에 따라 연소압도 일정하게 형성된 것으로 판단되었다.

가스발생기 출구 유동 방향과 직각인 단면에서 여섯 개의 열전대를 이용하여 측정한 평균 연소가스 온도결과를 Fig. 8에 나타내었다. 그림에서 보이는 것과 같이 설계 규격대로 혼합비 0.321을 중심으로 $\pm 5\%$ 의 혼합비 대역 (0.305~0.337)에서 평균 연소가스 출구온도가 900 K를 나타냄을 알 수 있다. 저 혼합비 결과 (OFR=0.255)를 제외하면 혼합비가 0.321인 주위의 데이터는 혼합비와 출구 가스 온도 관계가 선형 특성을 보이고 있음을 알 수 있다. 이를 통하여 본 가스발생기의 출구가스 온도가 추진제 유량 조절에 좋은 종속 특성을 보이고 있음을 확인하였다.

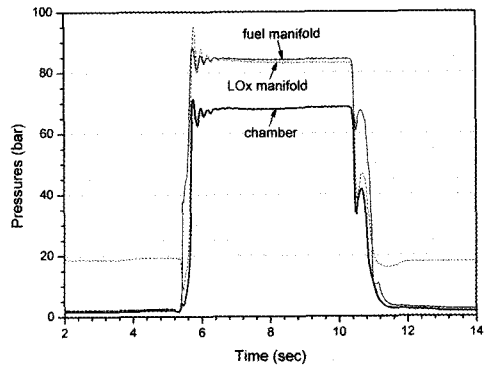


Fig. 7 Time Plots of Typical Manifold and Chamber Pressures for GG-A

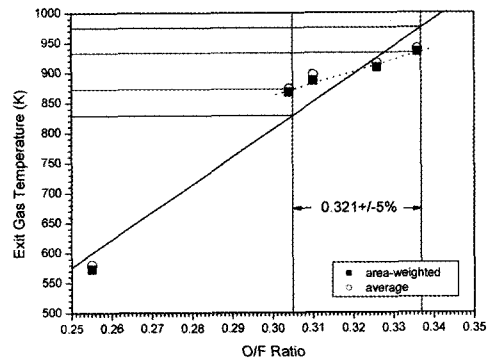


Fig. 8 Exit Temperature vs. O/F Ratio for GG-A

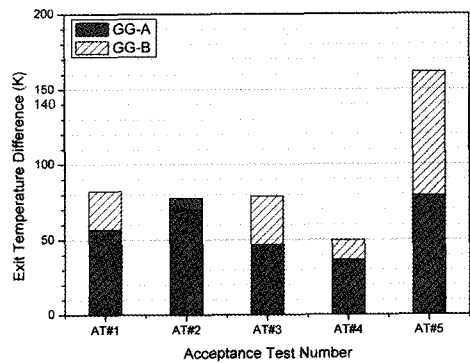


Fig. 9 Exit Temperature Measurement Differences for Each Test

언급한 것과 같이 가스발생기는 생성되는 출구 가스 온도가 균일한 공간 분포를 보이는 것이 가장 중요하므로 Fig. 9에서 두 종류의 가스발생기에 대해 유동 방향에 수직인 평면에서의 온도 균일 특성을 온도 편차로 나타내었다. 유동 방향과 수직 평면에서 온도 편차는 벽면에서 측정된 가스 온도를 제외할 경우, 최대 80도 이하이며 따라서, 개발 요구사항인 ± 70 K를 충분히 만족하는 것으로 확인되었다.

연소 안정성의 척도가 되는 가스발생기의 압력 섭동의 세기는 연료 및 산화제의 매니폴드와 연소실 측면에 부착한 dynamic pressure sensor로 측정되었다. Table 3에서 각 가스발생기의 연소시험에 따른 연소실 내 압력 섭동 세기를 정적 연소압 대비 root-mean-square 값으로 나타내었다. 압력 섭동 RMS 값은 GG-A의 경우 최대 2.3%, GG-B의 경우 최대 2.8%인 것으로 3% 이내의 값을 갖는 것으로 확인되었다. 이와 같은 값의 범위는 연소가 매우 안정적으로 이루어지고 있음을 보여 준다[9]. 연소실과 달리 추진제 매니폴드에서의 압력 섭동 세기는 매니폴드 정압대비 1~1.6%대의 일정한 비율을 갖는 것으로 파악된다. 연소실 압력 섭동의 주파수 특성을 살펴보기 위해 Fig. 10과 11에 각각의 가스발생기 연소실 내부의 압력 섭동에 대한 파워 스펙트럼 결과를 도시하였다. 본 그래프에서 보듯이 두 가스발생기에 대해 연소실 내부에는 5000 Hz까지 특정한 주파수를 보이는 압력파가 존재하지 않으며, 5000 Hz이상에서 날카로운 peak이 보이지 않고 3000 Hz에 걸친 넓은 대역의 peak이 존재하는 것으로 보아 본 가스발생기는 특정 주파수를 내재한 특성을 보이지 않으며 매우 안정적으로 연소가 이루어지고 있음을 알 수 있다.

Table 3. Intensities of Chamber Pressure Fluctuations

RMS(%)	No.1	No.2	No.3	No.4	No.5
GG-A	1.1	0.8	1.9	2.3	1.9
GG-B	2.8	2.2	2.0	2.1	1.9

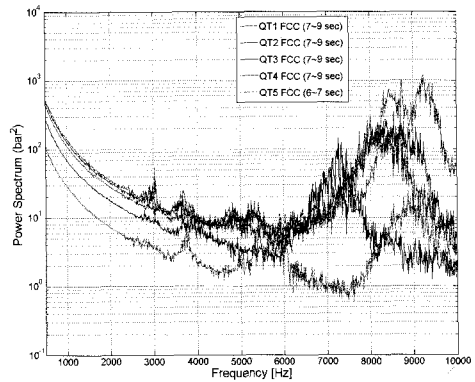


Fig. 10 Power Spectrum Density Plots for Five Combustion Tests of GG-A

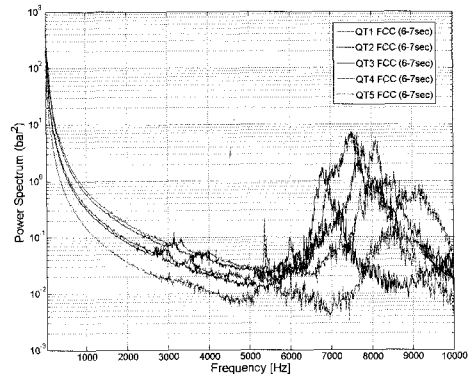


Fig. 11 Power Spectrum Density Plots for Five Combustion Tests of GG-B

가스발생기에 노즐을 장착한 연소 시험과 달리 실제 엔진에서 가스발생기는 터보펌프 터빈 매니폴드에 연결된 상태로 작동된다. 가스발생기의 연소안정성 특성에 많은 영향을 미치는 실제 가스발생기 내부의 음향 환경은 터빈 매니폴드까지 고려한 상태에서 이해가 되어야 한다. 따라서 실제와 동일한 유동 통로 조건에서 가스발생기의 연소 안정성을 평가하는 개발 과정이 필요하다. 이와 더불어 가스발생기 가스에 의해 형성되는 터빈 매니폴드에서 온도 분포 또한 확인하였다. GG-A에 대해 실제 터빈 매니폴드와 연결된 상태에서 실시한 연소 시험은 설계 규격 조

건, 설계 규격 연소압에서 저 혼합비 조건, 설계 규격 혼합비에서 고압 조건에 대해 3회가 실시되었다. 연소 안정성 평가를 위한 외부 압력 교란 장치인 펄스건(pulse gun)을 이용한 Stability Rating Test는 첫 번째와 두 번째 시험에 적용되었다[10]. 결과적으로 3회의 연소시험이 성공적으로 이루어졌으며, 터빈 매니폴드와 연결된 상태에서 가스발생기의 연소가 안정적으로 이루어짐을 확인하였다. Fig. 12는 연소 시험시의 가스발생기 및 터빈 매니폴드의 연결 모습과 연소 가스 분출 모습(화살표)을 보여주고 있다.

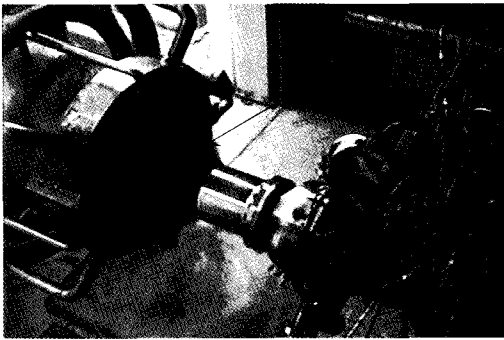


Fig. 12 Photographic View of a Combustion Test of Assembly of Gas Generator and Turbine Manifold Block

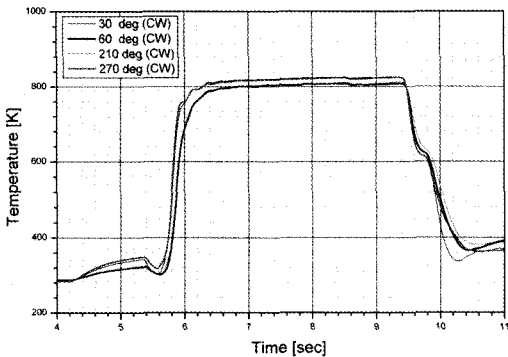
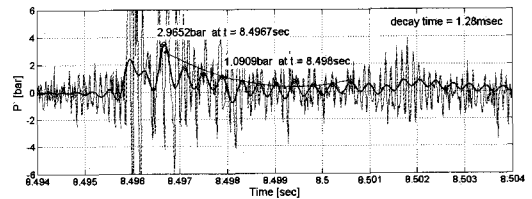


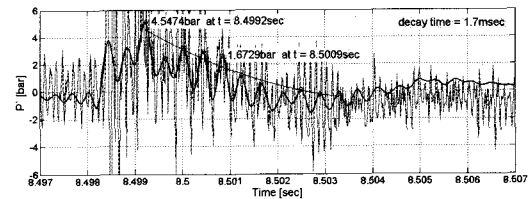
Fig. 13 Typical Gas Temperature Variations in Turbine Manifold

도넛 모양의 터빈 매니폴드 내부에서 측정된 연소 가스 온도의 시간에 따른 변화를 Fig. 13에 나타내었다. 터빈 매니폴드 내의 가스 온도는 정상 연소 구간에서 일정하게 유지되고 있으며, 가스발생기 연결부위에 근접한 곳에서의 가스온도가 스타터 격막에 근접한 곳의 가스 온도보다 높게 나타난다. 온도 편차는 연소가 진행되면서 줄어드는 것으로 확인되었다. 터빈 매니폴드 내의 공간 온도 편차는 17~33 K 정도 수준이며, 터빈 매니폴드 내 가스 온도는 가스발생기의 원통형 연소실 끝단에서 측정된 온도 보다 5 K 정도 높으며, 이는 연소가스가 연소실을 벗어난 후에도 계속 연소 반응을 이루고 있음을 보여준다.

정상 연소 시 각 부위에서의 동압 섭동의 세기는 해당 부위의 정압 측정값으로 나누었을 때 3.5%이하로 매우 안정적인 연소 특성을 보여주었다. SRT 평가 결과로는 펄스건에 의해 연소실 내부에 발생하는 초기 압력 섭동 최대값은 연소실 압력 대비 23.6%, 36.1%의 값을 가지며, 감쇠 시간(decay time)은 각각 1.3 msec, 1.7 msec로 안정적인 연소가 이루어지는 것으로 확인하였다.



(a)



(b)

Fig. 14 Combustion Chamber Dynamic Pressure Trace as a Function of Time When Excited by a Pulse Gun at (a) Design Condition and (b) High Pressure Condition

5. 결 론

국내 최초로 터보펌프식 액체로켓엔진에 적용 가능한 가스발생기가 개발되었다. 본 가스발생기는 혼합비 0.3 근처의 연료 과농 연소 조건에서 작동하며, 900 K 정도의 온도를 갖는 58 bar 수준의 고압가스를 초당 4 kg 이상 발생시킬 수 있다. 본 가스발생기는 연소실 크기, 추진제 유량, 분사기의 형태 등을 결정짓는 일련의 개념 설정 과정을 통해 기초 설계가 이루어졌다. 또한 설계에 필요한 초기 개발시험을 거쳐 최종 형상이 결정되었으며, 본 과정을 통해 도출된 형상에 대해 구조 및 열 해석이 진행되었다. 정밀 기계 가공, 브레이징 접합 공법, TIG 접합 공법 등을 포함하여 여러 가지 공정을 통해 제작이 성공적으로 이루어졌으며, 최종 개발 성능 및 기능 특성 확인을 위해 두 종류의 서로 다른 분사기를 채택한 가스발생기가 각각 하나씩 제작되어 연소 시험이 진행되었다. 시험결과를 통해 본 가스발생기가 안정적인 점화 및 연소특성을 보이며 발생 연소가스의 온도분포 및 평균온도 특성이 개발 요구규격을 만족하는 것으로 판단하였다. 이로서 터보펌프식 액체로켓엔진용 연료 과농 가스발생기의 개발이 성공적으로 수행되었다.

참 고 문 헌

- Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 147, 1992
- Liquid Rocket Gas Generators, NASA SP-8081, 1972
- 서성현, 한영민, 김성구, 최환석, "연료 과농 가스발생기의 연소 가스 물성치에 관한 연구," 한국항공우주학회지, 제34권, 제10호, 2006, pp.56-60
- 연소기그룹, "GGEM#6 설계보고서", 한국항공우주연구원, 2006
- 연소기그룹, "GGEM#8 설계보고서", 한국항공우주연구원, 2006
- 서성현, 이광진, 한영민, 김승환, 김종규, 문일윤, 설우석, "다종의 동축 스월형 단일 분사기 연소 특성에 관한 실험적 연구," 한국추진공학회지, 제8권, 제2호, 2004, pp.85-94
- 엔진그룹, "TP+GG 연계시험용 가스발생기의 납품 조건", 한국항공우주연구원, 2006
- 서성현, 안규복, 임병직, 김종규, 이광진, 문일윤, 한영민, 류철성, 김홍집, 최환석, "액체로켓용 연료 과농 가스발생기 개발," 한국추진공학회 제27회 추계학술대회 논문집, 2006, pp.181-185
- Harrje, D. T. and Reardon, F. H. (eds.), Liquid Propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194, 1972
- 서성현, 고영성, 이광진, 박성진, 이수용, "액체로켓엔진 연소 안정성 평가를 위한 압력교란 장치 특성 연구", 한국항공우주학회지, 제31권, 제7호, 2003, pp.94-99