

액체로켓용 연료 과농 가스발생기 개발

서성현* · 안규복* · 임병직* · 김종규* · 이광진*
문일윤* · 한영민* · 유철성* · 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*
Il-Yoon Moon* · Yeoung-Min Han* · Chul-Sung Ryu* · Hong-Jip Kim* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

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

초 록

국내 최초로 개발된 액체로켓엔진용 연료 과농 가스발생기는 900 K 정도의 온도를 갖는 58 bar 수준의 고압가스를 초당 4 kg이상 발생시킬 수 있다. 고압가스는 터보펌프 터빈을 안정적으로 구동할 수 있으며, 추진제 공급탱크 가압에 필요한 열원으로 사용될 수 있다. 본 가스발생기는 개념설계 및 일련의 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 총 다섯 차례의 연소시험이 진행되었다. 시험결과를 통해 안정적인 점화 및 연소특성과 발생 연소가스의 온도분포 및 평균온도 특성이 개발 요구규격을 본 개발품이 만족하는 것으로 판단하였다.

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

1. 서 론

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

액체로켓 터보펌프 구동을 위해서는 고압의

가스가 필요하다. 이와 같은 가스를 생성하기 위해서 연료나 산화제의 한쪽이 과농한 상태에서 연소 반응을 일으키는 방법을 사용하게 되며, 연료 과농 가스발생기가 산화제 과농 가스발생기에 비해 하드웨어 재료 선택이나 취급이 용이하여 주로 개방형 사이클 액체 로켓 엔진에 적용된다. 본 논문에서는 추력 30톤급 액체로켓엔진에 장착되는 터보펌프를 구동하는데 사용될 수 있는 연료 과농 가스발생기의 개념 설계부터 제작, 시험에 이르기까지 전반적인 개발 내용을 국내최초로 수록하고자 한다.

연료 과농 가스발생기 개발에 있어서 고려해야 할 주요 사항은 밀폐된 연소실 공간에서 발생할 수 있는 연소안정성을 증대시키는 것이며, 연료 과농에 의해 발생하는 검댕이 터보펌프 터빈 블레이드의 구동에 영향을 미치지 않도록 해야 한다. 터빈블레이드는 고온의 가스에 직접 노출되어 작동을 하므로 가스발생기의 생성가스 온도분포가 좀 더 균일하게 이루어지도록 해야 한다. 본문에서는 이와 같은 개발 요구사항을 만족하는 가스발생기의 개발을 위해서 초기 개념 설계에서부터 연소 시험까지 단계별로 밟았던 개발 과정을 소개하고자 한다.

2. 설 계

2.1 개념 설계

액체 로켓엔진 연소기와 마찬가지로 연료 과농 가스발생기 또한 분사기가 가스발생기의 성능 및 기능을 좌우하는 핵심 요소가 된다. 본 설계에서는 일련의 선행 개발과정을 통해 선정된 이중 와류 동축형 분사기를 채택하였다[1, 2]. 동축형 분사기는 충돌형 분사기에 비해 가스발생기 당 분사기 개수 대비 혼합비 분포 즉 온도 분포 특성이 좀 더 균일하다. 가스발생기의 전체적인 형상은 원통형의 연소실과 원추형의 분사기 헤드 그리고 터보펌프 터빈과 연결되는 축소부로 이루어진다. 가스발생기의 전반적인 기능 및 형상을 결정짓는 개념 설계내용을 Table 1에 나타내었다. 본 가스발생기의 추진제 공급 방식

을 살펴보면 연료는 연소실 실린더 부 끝단 즉 축소부 전단에 위치한 연료 링에서 재생냉각 채널로 유입되도록 하였다. 산화제는 분사기 헤드 축 중심으로 유입되어 최소한의 공간을 갖는 매니폴드 내에서 균일한 유량 분포가 이루어지도록 하였다. 점화기는 연소실 측면에 장착되도록 하였다. 가스 발생기의 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 하였다. 개념 및 형상 설계에 따른 실제 제작한 가스 발생기의 단면 모습을 Fig. 1에 나타내었다[3].

Table 1. Gas Generator Concept Design

Item	Unit	Value
Chamber Pressure	MPa	5.78
Exit Gas Temperature	K	900
Overall O/F Ratio	-	0.321
Total Mass Flow Rate	kg/s	4.40
Fuel	kg/s	3.33
Oxidizer	kg/s	1.07
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

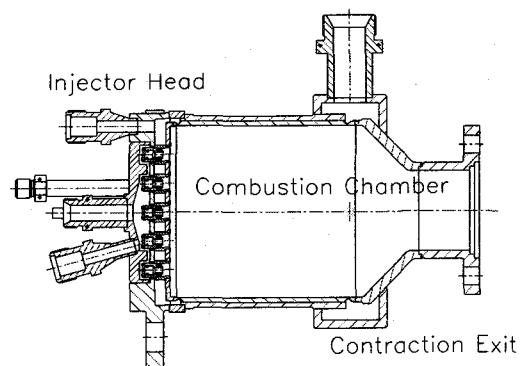


Fig. 1 Cross-sectional View of Gas Generator

Table 2. Heat Transfer and Pressure Drop Analysis

Item	Value
T_{wg} , Hot gas side wall temperature, [K]	678
T_{wc} , Coolant side wall temperature, [K]	507
T_{co} , Coolant temperature, [K]	325
h_g , Hot gas side heat transfer coeff., [W/m ² ·K]	7248
h_c , Coolant side heat transfer coeff., [W/m ² ·K]	15338
Heat flux [MW/m ²]	2.82
Coolant velocity [m/s]	11.2
Pressure Drop (cylinder part) [bar]	0.97

속을 10 m/s 이상으로 유지하는 선제 조건으로 냉각 채널의 기본 규격을 설정하였다. 채널의 개수는 126개, 높이는 2 mm, 폭은 1.5 mm, 연소실과 채널사이의 벽두께는 1 mm로 설정하였다. 이와 같은 조건에서 열 해석 결과를 Table 2에 나타내었다. 연소 가스온도를 1063 K으로 가정 한 상태에서 냉각채널 벽면의 최대 온도는 507 K로 구리 합금 채널에서 탄화수소연료의 coking 온도인 560 K보다 낮으며, 1bar정도의 압력 손실로 연소실 냉각은 문제가 없는 것으로 판단되었다.

23 구조 해석

구조해석은 상용 소프트웨어를 사용하여 수행되었으며 MARC라는 Solver와 MENTAT이라는 Preprocessor를 사용하였다. 해석 결과로 최대 유효변형률(Max. Effective Strain)은 Fig. 2에서 나타낸 Node 1에서 1.46%로 나타났다. 이 Node 1에서 유효소성변형률(Effective Plastic Strain)은 1.09%로 냉각 채널에서 많은 소성변형이 발생하였음을 알 수 있다. 이와 같은 소성 변형은 재생 냉각 챔버의 기하학적인 특성에 의하여 나타나는 현상으로 실제 재생냉각 챔버의 내압을 견딜 수 있도록 하는 냉각 챔버 외피부의 Node5와 Node6에서의 최대 유효변형률은 0.142%와 0.145%로 나타났다. 또한 이 외피부의 소성 변형률은 0(zero)으로 탄성영역 내에서 작동하고 있으므로 본 구조 해석 결과로부터 가스발생기의 재생냉각 챔버가 구조적으로 안정함을 확인하였다.

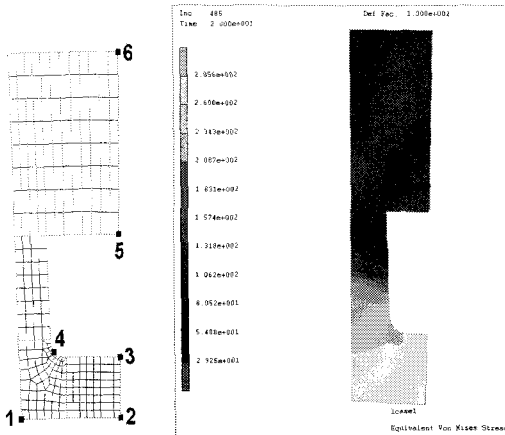


Fig. 2 Structural Analysis Node Points(left) and Stress Distribution Result

22 연소실 설계

언급한 바와 같이 본 가스발생기는 연소실을 연료로 냉각시키는 재생냉각 (Regenerative Cooling) 방식을 적용하였다. 본 방식에서는 연소실 냉각을 위한 냉각채널이 가스발생기의 축 방향으로 형성되어 벽면을 구성하는 형상을 갖도록 하였다. 가스발생기의 작동온도는 연소기에 비해 상대적으로 낮은 수준으로 연소실 내벽과 외벽 제작에 모두 Stainless Steel 계열 재료를 적용하였다. 연료 온도 상승 등을 감안한 냉각 채널 치수를 결정하기위해 열 해석 및 압력 손실 계산을 수행하였다. 냉각 채널에서의 연료 유

3. 제 작

가스발생기의 제작은 기계가공을 통해 제작된 하부 구성품을 브레이징(Brazing)이나 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 세 부분으로 다시 나

늘 수 있는데 분사기 헤드 몸체, 연소실을 구성하는 분사기 헤드면(Injector Faceplate), 분사기 헤드 몸체와 결합하여 산화제 매니폴드를 형성하는 산화제 돔(Dome) 덮개가 있다. Figure 3에서는 분사기 헤드 제작 마무리 단계 공정 사진을 보여주고 있다. 강도 및 기밀시험이 끝난 분사기 헤드는 연소실과의 결합을 위해 Wire Cutting에 의해 하단 오른쪽과 같이 세 개의 지지 부를 최종적으로 가공한다.

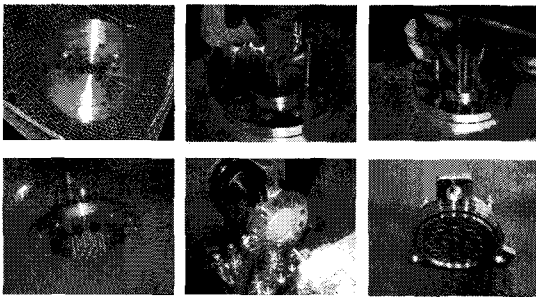


Fig. 3 Photographs of Injector Head Fabrication



Fig. 4 Photographs of Chamber Fabrication



Fig. 5 Photographs of Final Welding Procedures

연소실 제작 과정 사진은 Fig. 4에 나타내었다. 기계 가공된 외피와 내피가 하단 왼쪽과 같이 조립되어 회전 브레이징 로에서 브레이징이 수행되게 된다. 브레이징이 완료된 연소실은 X-ray 검사에 의해 채널 막힘 상태가 점검된다. 완성된 원통형 연소실은 노즐 부와 접합되게 된다. 최종 접합 공정을 Fig. 5에 나타내었다. 하단 가운데, 오른쪽 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. 연소시험은 총 5회가 실시되었으며 온도와 정압, 유량의 신호값은 1kHz로 동압 및 가속도는 50kHz의 Sampling Rate로 측정되었다. 가스발생기 출구에서 여섯 개의 열전대를 이용하여 측정한 연소 가스 온도결과를 Fig. 6에 나타내었다. 그림에서 보이는 것과 같이 $0.321 \pm 5\%$ 의 혼합비 대역(0.305~0.337)에서 연소가스 출구온도가 900K을 나타냄을 알 수 있다.

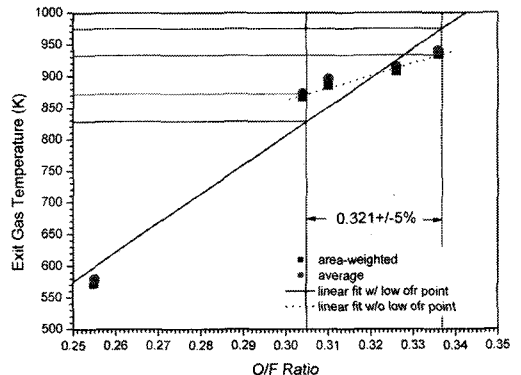


Fig. 6 Exit Temperature vs. O/F Ratio

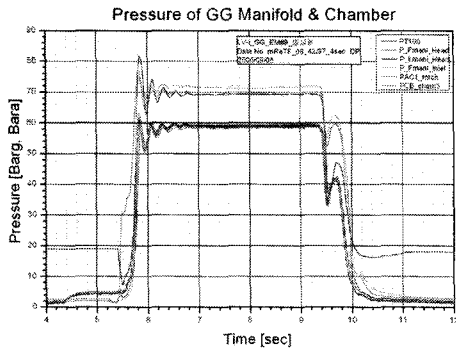


Fig. 7 Time Traces of Pressures

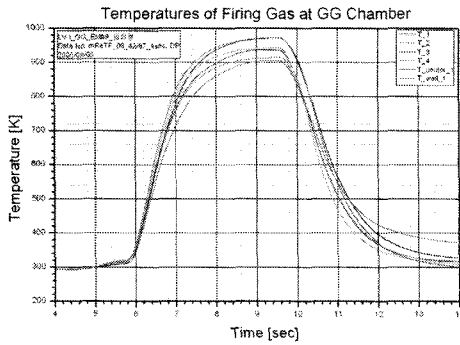


Fig. 8 Time Traces of Exit Temperatures

유동 방향과 직각인 평면에서 온도 편차는 벽면 온도를 제외할 경우, 최대 80도 이하이며 따라서, 개발 요구사항인 ± 70 K을 충분히 만족하는 것으로 확인되었다[4]. 가스발생기의 동압은 연료 및 산화제의 매니폴드와 연소실 측면에 부착한 동압센서로 측정되었다. 동압의 최대 RMS 값은 2.3%로 연소실에서 발생하는 것으로 확인되었다. 연소실과 달리 매니폴드에서의 동압의 세기는 매니폴드 정압대비 1~1.6%대의 일정한 비율을 갖는 것으로 파악된다.

가스 발생기의 연소시험 진행 시 형성되는 연

소실 및 매니폴드에서의 압력 변화의 전형적인 모습을 Fig. 7에 나타내었다. 또한 본 조건에서 측정된 연소가스 출구온도를 Fig. 8에 나타내었다.

4. 맺음말

국내 최초로 액체로켓엔진에 적용 가능한 고압/고온 가스발생기가 개발되었다. 본 가스발생기는 혼합비 0.3 근처의 연료 과농 조건에서 작동하며, 900 K 정도의 온도를 갖는 58 bar 수준의 고압가스를 초당 4 kg이상 발생시킬 수 있다. 본 가스발생기는 개념 설정 및 설계에 필요한 초기 개발시험을 거쳐 최종 형상이 결정되었으며, 구조 및 열 해석이 본 형상에 대해 진행되었다. 여러 가지 공정을 통해 제작이 성공적으로 이루어졌으며, 최종 개발 성능 및 기능 특성 확인을 위해 총 다섯 차례의 연소시험이 진행되었다. 시험결과를 통해 본 가스발생기가 안정적인 점화 및 연소특성과 발생 연소가스의 온도분포 및 평균온도 특성이 개발 요구규격을 만족하는 것으로 판단하였다.

참고문헌

1. 연소기그룹, "GGEM#6 설계보고서", 한국항공우주연구원, 2006.
2. 연소기그룹, "GGEM#8 설계보고서", 한국항공우주연구원, 2006.
3. Yuzhnoye State Design Office, Report and Drawings on Gas Generator, KGG-Y030DR, 2004.
4. 엔진그룹, "TP+GG 연계시험용 가스발생기의 납품 조건", 한국항공우주연구원, 2006.