

7톤급 로켓엔진 가스발생기 개념설계 및 제작계획

임병직* · 김문기* · 강동혁* · 최환석*

Conceptual Design and Manufacturing Scheme of a Gas Generator for 7 tonf Class Rocket Engine

Byoungjik Lim*[†] · Moonki Kim* · Donghyuk Kang* · Hwanseok Choi*

ABSTRACT

Conceptual design and manufacturing scheme of a gas generator for 7 tonf class rocket engine were described. The combustion chamber pressure, O/F ratio, and total flow rate were decided to be 6 MPa, 0.321, and 1 kg/s respectively in consequence of the engine system design. Based on the parameters conceptual design of the gas generator was carried out and its outer dimension was about $\Phi 100 \times 250$ mm. Most parts of the gas generator to be jointed together by brazing or TIG welding and, if possible, the strength and leakproof tests are to be conducted in every step for checking the welding section.

초 록

7톤급 로켓엔진 가스발생기에 대한 개념설계와 제작방법에 대해서 기술하였다. 엔진 시스템 설계의 결과로서 연소실 압력, 혼합비, 전체유량이 각각 6 MPa, 0.321, 1kg/s로 결정되었다. 이 변수들을 기본으로 가스발생기의 개념설계가 수행되었고 외형 치수는 대략 $\Phi 100 \times 250$ mm 정도이다. 가스발생기 대부분의 부품들은 브레이징이나 TIG 용접을 통해 서로 결합되며 가능한 모든 단계에서 강도/기밀시험을 수행하여 용접 부를 점검한다.

Key Words: Rocket Engine(로켓엔진), Gas Generator(가스발생기), Injector Head(분사기 헤드), Combustion Chamber(연소실), O/F(혼합비), Flowrate(유량)

1. 서 론

3단형 발사체를 개발하는 한국형발사체개발사업의 1단계에는 7톤급 엔진 개발이 주요 목표

중 하나이다. 개발 목표인 7톤급 액체로켓엔진은 가스발생기를 이용하는 개방형 사이클로 본 논문에서는 엔진 구성품 중 하나인 가스발생기 개념설계 형상과 설계된 하드웨어의 제작 방식에 대한 내용을 제시한다.

가스발생기는 개방형 사이클 액체로켓엔진에서 추진제의 일부를 소모하여 터보펌프를 구동

* 한국항공우주연구원 연소기팀

† 교신저자, E-mail: tachyon@kari.re.kr

시키는 것을 목적으로 하기 때문에 터보펌프의 정상적인 작동을 담보할 수 있어야 한다. 따라서 가스발생기의 설계 요구조건은 터보펌프 효율, 터빈의 온도 제한조건 등에 의해 결정된다. 7톤급 엔진 시스템 설계를 통해 가스발생기에서 요구되는 성능 및 운용 요구조건이 도출되었고 그 주요한 결과는 Table 1과 같다. 요구조건 중 터보펌프에 공급되는 연소가스 온도를 만족시키기 위한 산화제와 연료의 혼합비(O/F)는 액체산소와 케로신(Jet A-1)을 이용한 기존의 연소시험 결과(Fig. 1)에서 도출된 값이다.

Table 1. Requirements of the Gas Generator of a 7 tonf Class Rocket Engine

Item	Requirement	Item	Requirement
Oxidizer	Liquid Oxygen	m	~1 kg/s
Fuel	Jet A-1	Weight	~3.3 kg/s
Pc	6 MPa	t_d	~500 sec
O/F	0.321	T_{gg}	900 K

m : Total Propellant Flow Rate

t_d : Combustion Duration

T_{gg} : Mean Temperature of Exit Gas

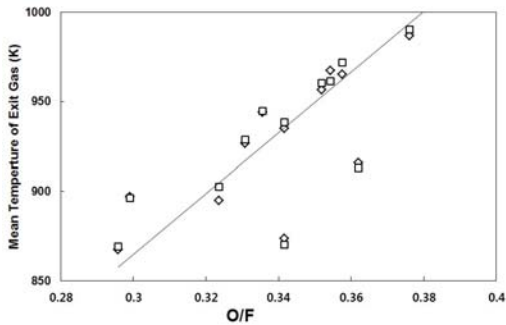


Fig. 1 O/F ratio vs Exit Gas Temperature

2. 개념설계 및 형상설계

가스발생기 개념설계에서 기본적인 외형 크기를 결정하는 연소실 직경과 연소실 길이는 상대

유량밀도(relative flowrate density, RFD, $g/s \cdot kgf$)와 연소가스 잔류시간(residence time, msec)에 각각 결정된다. 가스발생기 개발과정에서는 기본형상을 바탕으로 위의 두 가지 변수를 변경하여 시험을 수행할 계획이다.

RFD 값을 바탕으로 결정된 연소실 직경에 대해서 추진제를 분사하는 분사기의 개수를 적절히 배치하게 되는데 터보펌프에 공급되는 연소가스 온도의 공간분포가 균일한 것이 선호된다. 하지만 7톤급 엔진 가스발생기는 추진제 유량이 1 kg/s 정도이기 때문에 분사기 개수를 증가시켜 공간 분포를 개선하기는 분사기 설계 및 제작 등에서 제약이 있다. 이에 따라 가스발생기 헤드에 분사기를 동심형으로 배치하여 중앙에 1개 분사기, 1열에 6개의 분사기가 위치하도록 한다(Fig. 2). 초기 개발형 시제인 가스발생기에서는 7개 분사기를 배치하는 방식은 동일하지만 중앙과 1열 분사기의 O/F를 다르게 하거나 챔버 직경 변화에 따라 분사기 사이 간격을 조절하여 가스발생기의 성능을 비교할 예정이다.

Figure 2는 가스발생기의 개념설계 결과로서 연소실(6)은 직선형 실린더이며 터보펌프와 연결되는 부분의 직경에 따라 후반부가 축소되는 형태를 가지는 비냉각형이다. 비냉각형으로 제작하기 위해서 연소실은 고온에서 강도가 높은 재질을 선정할 예정이다. 분사기 헤드 부분의 중앙으로 산화제가 공급되고 측면으로 연료가 공급되는 반구형의 돔 형태를 가진다.

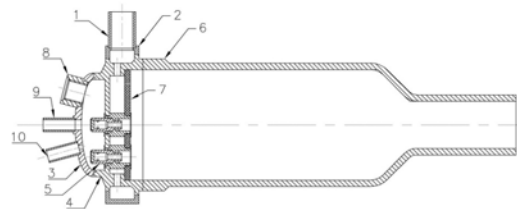


Fig. 2 Conceptual Drawing of the Gas Generator of the 7 tonf Class Rocket Engine

산화제는 산화제 유입구(9)를 통해 산화제 돔(3)과 분사기 매니폴드(4)에 의해 형성되는 산화제 매니폴드로 공급되어 분사기(5)를 통해 연소

실로 분사된다. 연료는 연료 유입구(1)을 통해 연료 링 커버(2)와 분사기 매니폴드(4)로 형성되는 연료 링에 1차적으로 공급되며, 연료 링에서 다수의 방사형 유로를 통해 분사기 매니폴드(4)와 분사기 면(7)으로 형성되는 연료 매니폴드로 공급되어 분사기(5)를 통해 연소실로 분사된다.

가스발생기 산화제 돔(3)에는 산화제 매니폴드에서의 압력(10), 온도, 압력섭동(8) 등을 측정하기 위한 센서 포트 등이 있으며, 연료 매니폴드에는 온도와 압력을 직접적으로 측정하는 것이 불가능한 구조이기 때문에 연료 링에서 각각의 데이터를 측정하도록 구성한다.

가스발생기 분사기 조립체(5)는 산화제 분사기와 연료 분사기가 같은 중심축을 기준으로 조립되어서 와류형태로 분사되는 동축와류형이다.

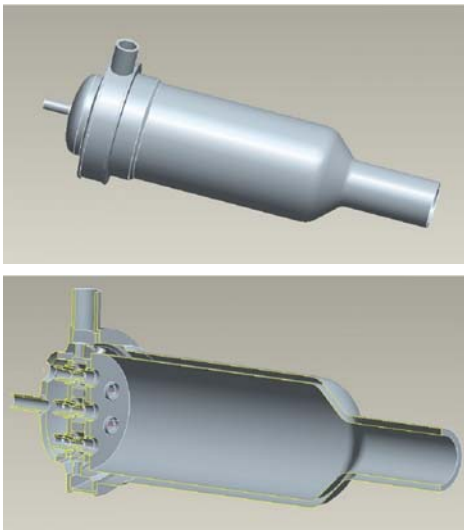


Fig. 3 3D-modellings of the Gas Generator of the 7 tonf Class Rocket Engine

Figure 3은 가스발생기의 개념설계 결과를 모델링한 형상으로 센서류는 표시를 하지 않고 추진제 공급 배관, 분사기, 매니폴드, 연소실 부분만 나타내었다. 7톤급 엔진 가스발생기의 개념설계에 따른 대략적인 크기는 최대 직경 100 mm, 전체길이 250 mm로서 상세설계 과정에서 확정될 예정이다.

3. 가스발생기 제작

7톤급 엔진용 가스발생기는 국내에서 수급 가능한 재질(UNS 31603, Inconel 718 등)을 이용하여 제작할 계획으로 브레이징과 용접봉 용접에 의해 각 부품이 조립되는 방식이다.

산화제 분사기와 연료 분사기가 각각 가공되어서 1차 브레이징을 통해 분사기 조립체(5)를 가장 먼저 제작하게 된다. 제작된 분사기 조립체에 대해서는 기밀시험, 수류시험을 수행하게 되고 그 결과를 활용하여 분사기를 선별하고 분사기면에 대한 배치가 이루어진다.

배치된 분사기 조립체(5)는 분사기 매니폴드(4), 분사기 면(7)과 함께 조립되며, 2차 브레이징을 통해 연료 매니폴드를 형성하게 된다. 브레이징 완료 후 분사기 매니폴드(4)와 연료 링 커버(2), 연료 유입구(1) 등을 용접봉으로 용접하면 연료 측은 완성된다. 완성된 연료 측에 대해서 강도/기밀시험을 수행하여 브레이징과 용접의 건전성을 확인한다.

산화제 돔은 용접봉 용접을 통해 분사기 매니폴드에 접합이 되는데 용접이 완료된 이후에 산화제와 연료 매니폴드에 대한 강도/기밀시험을 수행하여 용접부와 산화제 돔의 구조적 건전성을 확인한다.

연소실은 비냉각형으로 900 K의 고온에서도 충분한 강도를 가지며, UNS 31603으로 제작예정인 분사기 헤드와의 용접에 의한 접합에도 적합한 재질을 활용할 계획이다. 연소실을 일체형으로 가공이 가능한 형태로서 기본적으로 기계 가공을 통해 제작할 예정이지만 재질에 따라 가공 방식은 변경이 될 수도 있다.

4. 결 론

7톤급 로켓엔진 시스템 설계 결과에 따라 가스발생기에 대한 개념설계를 수행하였고 하드웨어의 제작계획에 대해서도 간략히 언급하였다.