Technical Paper

DOI: https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.4.055

75톤급 가스발생기 개발시험 및 수락시험 결과

임병직^{**} · 김문기^b · 강동혁^b · 김현준^b · 김종규^b · 최환석^c

Development and Acceptance Test Results of 75-tonf Class Liquid Rocket Engine Gas Generator

Byoungjik Lim^{a,*} • Munki Kim^b • Donghyuk Kang^b • Hyeon-Jun Kim^b • Jong-Gyu Kim^b • Hwan-Seok Choi^c

^a Future Launcher R&D Program Office, Korea Aerospace Research Institute, Korea
^b Combustion Chamber Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea
^c Rocket Engine Development Division, Korea Aerospace Research Institute, Korea
^{*} Corresponding author. E-mail: tachyon@kari.re.kr

ABSTRACT

In this paper, development and acceptance test results of 75-tonf class liquid rocket engine gas generators are described. Up to now, more than 330 times and cumulative time of 7,000 seconds gas generator autonomous tests have been carried out with 44 gas generator models. Through the tests it was verified that 75 tonf gas generator shows very reliable and reproducible characteristics in terms of chamber pressure, combustion efficiency, pressure loss, combustion stability, burnt gas temperature, and etc. 5 gas generators which are the last series of 75 tonf gas generator for the Korea Space Launch Vehicle II, will be manufactured until end of 2019 and their acceptance tests will be executed at the first half of 2020.

초 록

본 논문에는 75톤급 액체로켓엔진 가스발생기의 개발시험과 수락시험 결과가 기술되어 있다. 현재 까지 44기의 가스발생기 모델을 이용하여 330회 이상, 누적 연소시간 7,000 초 이상의 가스발생기 단 독 시험이 수행되었다. 시험을 통해 75톤급 가스발생기가 연소압력, 연소효율, 압력손실, 연소안정성, 연소가스 온도 등에서 신뢰성과 재현성이 높은 특성을 보여준다는 것이 확인되었다. 한국형발사체용 75톤급 가스발생기의 마지막 시리즈에 해당하는 5기는 2019년 말까지 제작 완료되어 2020년 상반기 에 수락시험이 수행될 계획이다.

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Development Test(개발시험), Acceptance Test(수락시험), Korea Space Launch Vehicle II(한국형발사체)

Received 5 December 2019 / Revised 29 April 2020 / Accepted 4 May 2020 Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 [이 논문은 한국추진공학회 2019년도 추계학술대회(2019. 11. 27-29, 해운대 그랜드호텔) 발표논문을 심사하여 수정 · 보완한 것입.]

1. 서 론

한국항공우주연구원에서 개발 중인 한국형발

사체(Korea Space Launch Vehicle II, KSLV-II) 는 1.5 ton의 실용위성을 지구 저궤도(600 km~ 800 km)에 투입하는 것을 목표로 하여 2010년부 터 사업이 진행되었다. 한국형발사체는 3단계로 개발 진행 중이며, 2018년 11월 75톤급 엔진 검 증을 위한 시험발사체(Test Launch Vehicle, TLV) 가 성공적으로 발사되어 2단계가 마무리되었으 며 현재 3단계가 진행 중이다.

시험발사체는 지상형 75톤급 엔진 1기로 구성 된 한국형발사체 2단으로 엔진에 대한 검증이 주요 목적이었다[2,3]. 현재 진행되고 있는 3단계 는 75톤 엔진 4개를 묶은 1단 인증, 7톤 엔진으 로 구성되는 3단 인증이 수행되며, 그 결과를 바 탕으로 2021년에 3단형 한국형발사체를 발사할 계획이다. Fig. 1은 75톤급 엔진과 4개의 75톤급 엔진이 묶여서 형성되는 한국형발사체 1단 내부 모습을 나타낸다.

75톤급 가스발생기는 30톤급 가스발생기 개발 경험[4,5]을 바탕으로 설계되었다. 실물형(Full Scale) 기술검증시제(Technology Demonstration Model, TDM) 2기 및 축소형(Subscale) 기술검증 시제 5기를 TDM을 이용하여 제작성, 분사기 및 연소실 형상에 따른 차압 및 연소안정성, 연소특 성에 대한 연구를 수행하였다[6-11].

TDM 시험결과를 반영하여 75톤급 가스발생 기 개발시제(Development Model, DM)를 설계하 였으며, DM 시험결과[12-23]를 반영하여 설계 및 제작된 엔진 개발시제(Engine Development Model, EDM)는 수락시험(Acceptance Test, AT) 후 엔진 시스템에 납품되는 과정을 거친다. Fig. 2는 각 단계에서 사용된 시제 형상을 나타낸 것 이며, DM과 EDM은 목표 유량, 엔진 조립 방식, 측정 센서 등에 따라서 크게 2 단계로 분류된다. Fig. 2에 나열된 그림은 개발 순서를 나타낸다.

본 논문은 75톤급 액체로켓엔진 가스발생기에 대한 개발시험 및 수락시험 결과를 기술한 것이 다. 본문에서는 가스발생기 설계 및 시험 구성에 대한 내용을 간략히 기술하고 개발 및 수락 연 소시험을 통해 확인된 75톤급 가스발생기의 작 동 특성, 안정성, 성능 재현성, 내구성 등에 대해 서 종합적으로 기술한다.



Fig. 1 75 tonf-class liquid rocket engine and 1st stage propulsion system of KSLV-II[1].



Fig. 2 Appearances of 75 tonf gas generators corresponding to each development stage.

2. 가스발생기 설계 및 시험구성

2.1 가스발생기 설계

75톤급 엔진 구성품의 초기 규격은 각 구성품 의 예측성능 및 엔진시스템에 대한 성능해석을 통해 결정되며, 각 구성품의 개발시험을 통해 확 보된 성능과 엔진시험을 통해 확인된 성능으로 보정하여 개정된다.

75톤급 엔진 구성품 및 엔진시스템 개발과정 을 통해 엔진시스템에서의 성능 및 효율 등이 검증되었고, 그 과정에서 최종 결정된 75톤급 가 스발생기 규격은 Table 1과 같다.

Table 1. Specification of 75-tonf gas generator.

Spec.	Value
Chamber Pressure	6.05 MPa
Total Propellant Flow Rate	10.3 kg/s
Brunt Gas Temperature	900 K \pm 70 K
Weight	< 11.2 kg

75톤급 가스발생기와 같이 일반적인 연료 과 농 가스발생기 사이클 엔진에서는 터보펌프 터 빈 블레이드의 구조적인 이유로 연소가스 온도 가 상대적으로 낮은 조건에 제한된다[27-29]. 규 격으로 제시된 온도 조건에서는 니켈합금으로 가스발생기 연소실과 출구부를 비냉각형으로 구 성하는 것도 가능하다. 하지만, 반복 사용 및 임 무 시간 동안의 열변형, 구조적 안정성 및 내구 성 확보, 복사열로 인한 엔진 주변 구성품의 영 향 최소화, 단열재 사용으로 인한 무게 증가 방 지, 사용 소재의 가공성 및 취급 용이성 등을 고 려하여 연료로 연소실을 냉각하는 재생냉각 형 태를 채택하였다.

75톤급 가스발생기는 액체-액체 추진제를 사 용하는 것을 고려하여 혼합 및 미립화 특성, 연 소안정성이 상대적으로 우수한 동축 와류형 분 사기를 적용하였다. 헤드부는 매니폴드 부피를 줄여서 엔진 종료 시의 잔류 추력을 줄일 수 있 도록 하였으며, 분사기는 동심형의 3열로 배치되 는 형태이다.

Fig. 3은 설계를 통해 도출된 75톤급 가스발생 기의 단면 형상으로 점화를 위한 2개의 가스발 생기 점화기(Gas Generator Ignitor, GGI)가 헤 브부에 장착될 수 있는 구조이다.

냉각채널 형상(14.4 mm² x 90개), 동축 완료형 분사기 개수(30개) 및 배치(동심형)를 고려하여 유동의 균일성 검증을 위한 유동해석(Fig. 4)과 구조적 강성 검증을 위한 구조해석(Fig. 5)이 수 행되었다[30].

분사기면에서 나타나는 최대 유량 편차는 산 화제, 연료가 각각 2.2%, 0.9%이며, 산화제와 연 료 유량의 조합으로 나타나는 혼합비 편차는 최 대 1.9%로 나타난다[30]. 이 혼합비 편차는 공간 상의 온도 분포를 최대 11 K 변화시킬 수 있는 조건으로 출구의 온도편차 요구조건에 해당하는 ±70 K를 충분히 만족하는 조건이다.

구조해석을 통해서 각 구성품의 두께 및 형상 을 조정하고, 필요한 모서리 가공을 통해 각 재 질과 작동 조건에 부합하는 형상 설계가 이루어 졌다.



Fig. 3 Sectional drawing of 75 tonf gas generator.



Fig. 4 Propellant mass distribution analysis in front of the injector face plate.



Fig. 5 Structural analysis on 75 tonf gas generator.

2.2 시험구성

가스발생기 사이클 로켓엔진에서 가스발생기 의 역할은 추진제를 연소시켜 터보펌프 터빈을 구동하는 것이기 때문에 일반적인 경우 터빈노 즐에서 질식(choking)이 발생한다. 결국 가스발 생기의 연소장은 가스발생기 및 터빈 노즐을 포 함한 터빈노즐컬렉터 영역 전체에 해당하기 때 문에 가스발생기 개발시험을 통해 정량적인 결 과를 얻기 위해서는 터빈노즐컬렉터를 포함한 시험이 반드시 필요하다.

이러한 필요성에도 불구하고 엔진 개발초기에

실제 터보펌프 부품을 사용하는 것은 시간과 비 용 측면에서 상당한 부담이며, 시험 과정에서의 안전 및 기술 성숙도 측면에서도 적절하지 않다.

따라서 가스발생기 연소장을 모사하기 위해 30톤급 엔진 가스발생기 개발에는 터빈노즐컬렉 터의 길이를 모사할 수 있는 직선 배관을 이용 하였다[29]. 하지만, 터빈노즐컬렉터 입구에서 좌 우 2개의 유로로 분기되고 여러 개의 터빈노즐 을 통해 배출되는 특성을 제대로 반영하기에는 부족함이 있었다.

이를 보완하기 위해 75톤급 가스발생기 DM 개발에는 Fastrac 엔진 가스발생기 개발시험[32] 과 유사하게 실제 터빈노즐컬렉터와 내부 형상 이 동일한 제품을 제작하여 사용하였고, 내부 유 동 길이 및 노즐의 상대적인 위치를 동일하게 맞춘 모사장치도 이용하였다[14,16,21,23,24].

DM 6차 시제 및 EDM 4차 시제부터는 엔진 개발시험 후 확보된 터빈노즐컬렉터를 이용하여 연소시험을 수행하였다[8]. Fig. 6은 75톤급 가스 발생기 개발과정 각 단계별로 사용된 터빈노즐 컬렉터, 터빈노즐컬렉터 모사장치 및 단일초킹노 즐 형상과 시험을 위해 가스발생기와 함께 스탠 드에 설치된 형상이다.

75톤급 가스발생기 개발시험에서 또 하나의 중요한 설비 구성요소는 연소가스 처리 장치였 다. 추진제 전체 유량이 10 kg/s 이상이고, 연료 과농으로 연소되는 조건에서 연소 후 발생되는 연소가스는 추가적인 연소 및 폭발 가능성을 내 포하고 있는 상당한 위험 요소이다. 소음저감장 치 내부 또는 대기 중에서 강제로 재연소시키거 나 추가 연소 가능성이 없도록 내부에서 질식 또는 냉각시켜 배출하여야 한다.

75톤급 가스발생기 실물형 TDM 시험에서는 미연가스를 밀폐된 소음저감로 배출하고 내부에 액체질소와 물을 분사하여 연소되지 않는 조건 으로 배출하는 방식을 시도하였다[6]. 하지만 충 분한 안정성이 확보되지 못한 것으로 판단되었 으며, 축소형 TDM 시험에서는 배기가스를 대기 중에서 연소시키는 후연소 시스템을 구성하고 [7], 반복 시험을 통해 설비 및 작동의 안정성을 확보하고 충분한 검증을 수행하였다(Fig. 7).



Fig. 6 Turbine nozzle collectors, its simulators, and single choking nozzle used through gas generator development test.



Fig. 7 After burning system in test facilities for the 75tGG firing test, (top) leased test facility, (bottom) dedicated test facility in Goheung.

이후 DM과 EDM 시험 과정에서도 동일한 방 식의 후연소 장치가 설비에 구성되었고, 75톤급 가스발생기뿐만 아니라 7톤급 가스발생기 연소시 험에도 동일한 방식이 적용되어 미연가스에 의한 폭발 가능성 없이 안정적인 시험이 이루어졌다.

3. 시험결과

3.1 개발시험 이력 및 작동영역

75톤급 가스발생기에 대해서 '19년 11월까지 가스발생기 단품에 대해서 총 339회, 누적시간 7,024초 연소시험이 수행되었고, 엔진시스템에서 가스발생기가 작동한 시간은 대략 130회, 13,000 초이다. 개발과정에서 수행된 개발시험 및 수락 시험 이력을 년 단위로 나타내었다(Fig. 8). 그림 의 막대 표시는 해당 년도에 수행한 시험 횟수 및 시간이며, 꺽은 선은 누적된 시험 횟수와 시 간이다.

Fig. 8에서 표시한 바와 같이 TDM 단계인 '13 년까지 시험횟수는 많지만 시험시간은 짧다. 개 발시제(DM) 시험단계로 접어들고 75톤급 가스 발생기 시험설비가 준공되어 본격적으로 운영되 기 시작한 '15년부터 시험횟수 및 시간이 급격히 증가하였다. '18년 시험발사체(TLV) 발사 이후에 는 납품을 위한 수락시험만 수행되어 시험횟수 및 시간의 증가율이 줄어들었다.

로켓엔진 구성품인 가스발생기는 정격조건을 기준으로 발사체와 엔진에서의 성능 분산을 고 려하여 일정한 작동영역에서 정상 작동하여야 한다. Fig. 9는 DM, EDM 시제에 대한 개발시험 및 수락시험에서 수행된 작동조건을 개별 기호 로 표시한 것으로 가로축과 세로축은 각각 정격 조건(nominal condition)으로 무차원화된 추진제 혼합비와 연소압력에 해당한다.

점선으로 표현된 3개의 사각형 영역은 가스발 생기 개발에 필요한 단독시험 영역, 엔진 및 발 사체에서의 가스발생기 작동영역을 각각 나타낸 다. 가스발생기 개발시험은 단독시험 영역을 포 함하는 보다 더 넓은 조건에서 수행되었으며, 연 소압력과 혼합비를 기준으로 하여 검증된 가스 발생기의 작동영역은 정격조건을 기준으로 대략 ±30%에 해당된다.



Fig. 8 Annual histories of test time and number of tests conducted through gas generator development and acceptance test.



Fig. 9 Normalized operating ranges by the rated condition of the 75tGG in terms of chamber pressure and propellant mixture ratio.

3.2 연소압력

연료 과농 조건에서 운영되는 75톤급 가스발 생기는 액체산소와 케로신 연료의 이론 당량비 와 케로신 유량을 기준으로 비교하면 산화제 유 량이 약 10% 정도로 공급된다. 따라서 산화제는 과잉 공급된 연료와 반응하여 공급된 전체 산화 제가 연소에 참여하고, 화학반응을 통해 생성된 열은 화학반응에 참여하지 못하고 남은 연료 온 도를 기화시키고 부피를 팽창시키는데 사용된다.

결과적으로 액체 추진제의 연소반응에 의해 생성된 연소가스와 열에 의한 추진제의 부피 팽 창으로 나타나는 연소압력은 연소반응 양을 결 정하는 산화제 유량에 의해 지배적인 영향을 받 을 수밖에 없다. 그리고 추가적인 부피팽창에 기 여하는 연료의 유량과 연소가스 온도를 결정하



Fig. 10 Combustion pressure in terms of correlation parameter product of oxidizer mass flow rate and propellant mixture ratio.

는 산화제와 연료의 혼합비도 연소압력에 영향 을 주게 된다.

Eq. 1은 이러한 추론을 바탕으로 연소압력을 산화제 유량과 혼합비 조합으로 각각 정격조건 의 값으로 무차원화하여 제시한 것이며, Fig. 10 은 각 시험 데이터를 Eq. 1으로 계산하여 나타 낸 것이다. Eq. 1에서 민감도가 높은 산화제 유 량으로만 결과를 표시하여도 상관관계가 높게 나타나지만, 450회 이상의 누적된 시험 데이터에 서 동일한 산화제 유량조건에서 혼합비에 따른 연소실 압력 차이가 명확히 나타났다.

그 결과를 보정하기 위해 연소가스 온도를 결 정하는 혼합비가 추가된 것이며, 혼합비의 영향 을 나타내는 지수 값이 (-)를 나타내는 것은 혼 합비 상승에 따른 온도 예측을 감안할 때 직관 적인 예상과는 다른 결과이다.

 $\overline{P_{gg}} = \overline{m_{lox}} \times (\overline{O/F})^{-0.13}$ $\overline{P_{gg}} = P_{gg} / P_{gg,rated}$ $\overline{m_{lox}} = \overline{m_{lox}} / \overline{m_{lox,rated}}$ $\overline{O/F} = (O/F) / (O/F)_{rated}$ (1)

이것은 해당 온도 구역에서 발생하는 연소생 성물의 변화가 급격하지 않을 것이라는 가정 하



Fig. 11 Characteristic velocity in terms of propellant mixture ratio (Oxidizer over Fuel).

에 연소가스 온도 상승에 따른 연소가스 및 증 발 연료의 부피 팽창에 비하여 터빈노즐의 열팽 창에 따른 노즐목 직경 증가가 더 크게 나타난 원인으로 설명할 수 있다.

3.3 특성속도

Fig. 9는 특성속도(characteristic velocity)를 추 진제 혼합비로 각각 무차원화하여 표현한 그림 으로 혼합비에 따라서 증가하는 연소가스 온도 의 영향으로 전체적인 연소성능이 좋아지고 있 는 것을 보여준다.

액체산소와 케로신의 이론 혼합비(3.3~3.5)와 비교하여 아주 낮은 혼합비 조건에서 작동하는 가스발생기 사이클 로켓엔진의 연료 과농 가스 발생기 작동 조건으로 인하여 혼합비 증가에 따 른 지속적인 특성속도 증가가 나타난다.

혼합비 증가에 따른 연소가스 온도 증가로 특 성속도로 나타나는 전반적인 연소효율은 증가하 는 것으로 나타나지만, 3.2절의 연소압력과 혼합 비의 상관관계에서 언급한 바와 같이 연소가스 온도 증가에 따른 상대적인 연소압력 감소 효과 로 인하여 추진제 혼합비 증가율보다는 연소효 율 증가율이 낮게 나타난다.

3.4 연소가스 온도

가스발생기 연소가스 온도는 터보펌프 터빈 블레이드 작동 환경에 직접적으로 영향을 주는



Fig. 12 Burnt gas temperature in terms of propellant mixture ratio.

값이기 때문에 연소가스의 온도 변화 특성을 정 량적으로 파악하는 것이 매우 중요하며, 시제에 따른 재현성 확인 역시 필수 사항이다.

Fig. 12는 추진제 혼합비에 따른 연소가스 온 도 관계를 나타낸 그래프이며, Fig. 13은 터빈노 즐컬렉터 내부에서 측정된 온도편차를 나타낸 그래프이다. Fig. 12의 혼합비와 연소가스 온도 는 상관계수 0.97의 높은 경향성을 나타내며, 동 일한 혼합비에서 나타나는 시제 간의 온도 편차 역시 ±2.0% 이내로 충분한 재현성을 보여준다.

터빈노즐컬렉터(TNC) 내부 공간의 온도 편차 역시 터빈 블레이드 열충격을 감소시키기 위해 서 확인되어야 할 중요한 데이터로서 75톤급 가 스발생기에서는 요구조건 대비 최대 29%의 온도 편차를 나타내며, 대부분 10% 이내의 값을 나타 낸다(Fig. 13).

Fig. 13의 막대그래프는 각각 개별시험에서 측 정된 값으로 좌측이 더 최근에 수행된 시험결과 이다. 우측의 전반부 시험결과에서 온도 편차가 높게 나타나는 시제들은 시험 횟수 누적에 따른 온도 센서의 반응성 저하가 원인으로 판단되었 다. 이후 시험에서는 시제가 변경될 때 온도 센 서도 같이 교체하는 방식으로 시험을 수행하여 대부분의 온도편차가 7% 이내로 발생하는 결과 를 얻었다. 이 온도편차 결과는 Fastrac 엔진[31] 과 Vulcain 엔진[32]의 가스발생기 온도편차 요 구조건을 모두 만족시키는 값이며, KSLV-II 규격



Fig. 13 Spatial temperature deviations in turbine nozzle collector.

에 해당하는 ±70 K 조건 역시 만족한다.

3.5 압력손실

개방형 가스발생기 사이클을 채택하고 있는 한국형발사체 75톤 액체로켓엔진에서는 터보펌 프에서 공급되는 산화제와 연료 추진제를 개별 유로를 통해 가스발생기 내부로 분사하게 된다. 이 때 개별유로에서 발생하는 압력손실이 규격 으로 정해진 범위 내에 있어야만 엔진이 정상 조건에서 운영된다.

앞서 설명한 연소압력, 연소가스 온도 등은 추 진제의 공급유량과 혼합비에 의해 좌우되는 화 학반응으로 결정되는 값들로서 가스발생기 제작 편차가 큰 영향을 주지 않는다. 하지만, 압력손 실은 제작품의 무게와 더불어 개별시제의 제작 상태 및 표면 거칠기 등에 따라서 결정되기 때 문에 제작 재현성을 검증할 수 있는 주요 데이 터이다.

Fig. 14는 가스발생기 동축와류형 분사기에서 발생하는 산화제와 연료의 분사기 차압을 추진 제 유량에 대해 각각 무차원화하여 나타낸 것으 로 동일한 설계로 제작된 27기의 가스발생기에 대한 173회의 시험결과에 해당한다.

시험에서 나타난 연료 차압은 시제에 따라 거 의 동일한 결과를 나타내지만, 산화제 차압은 최 대 6%의 차이가 발생하였다. 6%의 차이를 나타 낸 시제는 연소시험 횟수(27회) 및 누적시간



Fig. 14 Pressure losses through oxidizer and fuel injectors in terms of the propellant flow rate.

(1,515초)이 상대적으로 긴 시제이며, 또한 유사 하게 산화제 차압 편차가 크게 나타나는 또 다 른 시제는 설계가 다르지만 시험횟수와 누적시 간이 상대적으로 긴 시제인 것이 것으로 확인되 었다. 즉, 연소시간과 시험횟수가 늘어나면서 동 축 분사기의 중심부에 위치하고, 상대적으로 유 량이 적은 산화제 분사기가 열적인 영향을 받으 면서 차압이 커지는 방향으로 변형이 이루어진 것으로 판단된다.

시험 누적에 따라서 산화제 차압의 편차가 증 가한 2기 시제를 제외하면 산화제와 연료 분사 기 차압은 시제와 상관없이 동일한 유량조건에 서 2% 이내의 편차를 나타내는 것이 확인되었 다. 따라서 75톤급 가스발생기의 제작 재현성은 확인되었다고 할 수 있다.

3.6 압력섭동

Fig. 15는 가스발생기 연소시험 중 연소실에서 발생되는 압력섭동 크기를 평가하기 위한 것이 다. 표시된 원의 위치와 크기는 각각 시험 조건 과 그 조건에서 연소압력으로 무차원화된 압력 섭동의 상대적 크기(압력섭동비)이다.

원의 크기는 연소실 압력섭동의 root mean square(RMS) 값을 해당 시험 연소압력으로 나눈 값으로, 숫자로 표시된 원의 크기는 해당 시험 조건에서 계산된 압력섭동비를 나타내며, 다른



한국추진공학회지

Fig. 15 Pressure perturbation results: relative circle diameters represent the normalized RMS value of each test condition.

시험의 압력섭동비와 상대적인 비교가 가능하도 록 표시한 것이다.

가스발생기의 최대 압력섭동비는 최대 5.3%를 나타내며, 정격조건에서는 2% 내외의 압력섭동 비를 나타낸다. 낮은 연소압력 조건에서 압력섭 동비가 크게 나타나는 것은 연소압력 감소와 압 력섭동 증가가 동시에 작용한 결과이다.

가스발생기에서 연소압력이 낮은 것은 산화제 유량이 줄어드는 것을 의미하며, 산화제 임계압 력(5.03 MPa) 근처로 시험 조건이 이동하는 것 을 의미한다. 산화제 임계압력 보다 낮은 조건에 서는 분사기의 수력학 특성과 연동되어 연소실 의 압력 섭동 비율이 증가하는 것이 확인된 바 가 있으며, 또한 일부 형상의 분사기에서는 해당 조건에서 저주파 섭동이 발생되기도 하였고 낮 은 연소압력 조건에서 연료 유량이 감소(혼합비 증가)하는 경우에는 섭동크기가 더 증가하는 현 상도 있었다[25,33].

75톤급 가스발생기 시험은 산화제 임계압력 대비 87.8% 연소압력까지 수행되었으며, 압력섭 동 경향은 이전 연구와 동일하게 저압 조건에 증가하고, 혼합비 증가에 따라 증가하는 결과를 나타내었다. 하지만, 특정 주파수 섭동이 강하게 발현되거나 지속되는 현상은 나타나지 않았다. 앞서 작동영역에서 언급한 바와 같이 75톤급 가 스발생기는 개발시험 조건 보다 더 넓은 작동영 역에서 연소불안정 현상이 나타나지 않는 것이 확인되었다.

4. 결 론

한국항공우주연구원은 2010년부터 실용위성발 사체를 개발하기 위한 한국형발사체 개발사업 (KSLV-II)을 진행하고 있으며, 2018년 11월 75톤 급 액체로켓엔진 검증을 위한 시험발사체 비행 시험(Flight Test)을 수행하였다. 비행시험은 성공 적이었으며, 2021년 3단형 한국형발사체의 비행 시험을 위해 1단 및 3단에 대한 단 인증시험 및 조립 과정을 진행하고 있다.

본 논문은 한국형발사체에 사용되는 75톤급 가스발생기의 개발시험 및 수락시험 결과를 정 리한 것이며, 현재까지 개발시제 8기 및 엔진납 품시제 29기에 대한 시험을 수행하였다. 가스발 생기 시험은 단독시험과 엔진시험을 모두 포함 하여 470여회이며, 누적시간은 20,000초 이상이 다. 다수의 가스발생기를 이용한 시험을 통해 75 톤급 엔진에 사용되는 가스발생기의 성능, 내구 성, 작동 안정성 등에 대한 검증이 충분히 이루 어졌으며 제작 및 성능에 대한 재현성도 확인되 었다.

향후 한국형발사체용으로 남은 엔진 납품시제 5기의 수락시험이 계획되어 있고, 납품된 가스발 생기가 포함된 엔진시험도 다수 남아 있다. 하지 만, 지금까지의 개발과정으로도 75톤급 가스발생 기에 대한 충분한 검증은 완료된 것으로 판단할 수 있으며, 2021년에 계획된 한국형발사체의 비 행시험에 투입될 수 있는 조건도 갖춘 것으로 평가 가능하다.

References

- 1. https://www.kari.re.kr/kslvii
- Park, S.Y., Moon, Y., Choi, H.S., Choi, C.H., Han, S., Han, Y. and Kim, J. "Development status of booster stage

liquid rocket engine of KSLV-II program," 70th International Astronautical Congress 2019, IAC-19.C4.1.5, 2019

- Jin, S.B., J. Y, H. H, J. Kim, and Ko, J. "Development of KSLV-II and flight test of its one staged test vehicle employing newly developed main engine(KRE-75)," 70th International Astronautical Congress 2019, IAC-19.D2.IP.1, 2019.
- Choi, H.S., Seo, S., Kim, Y.M. and Cho, G.R., "Development of 30-tonf lox/kerosene rocket engine combustion devices(II) - gas generator," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, Issue 10, pp. 1038-1047, 2009.
- Seo, S., Han, Y.M., Choi, H.S., Kim, Y.M. and Cho, G.R. "Fuel-rich gas generator development for a lox/kerosene space rocket engine," 60th International Astronautical Congress, Deajeon, Korea, Oct. 2009.
- Ahn, K., Seo, S., Kim, M., Lim, B., Kim, J., Lee, K.J., Han, Y.M. and Choi, H.S., "Hot-firing test of technology demonstration model gas generator for 75 tonf-class liquid rocket engine," *Proceeding* of the Korean Society of Propulsion Engineers 2009 Fall Conference, pp. 225-230, 2009.
- Kim, M., Lim, B., Kang, D., Ahn, K., Kim, J. and Choi, H.S., "Hot-firing tests of afterburing device for a gas generator," *Proceeding of the Korean Society of Propulsion Engineers 2011 Spring Conference*, 2011.
- Kim, M., Lim, B., Kang, D., Ahn, K., Kim, J. and Choi, H.S., "Effect of injector shape Variation on combustion performance of a subscale gas generator," *Proceeding of the Korean Society of Propulsion Engineers* 2012 *Spring Conference*, 2012.
- Lim, B., Kim, M., Kang, D. and Choi, H.S., "Conceptual design and manufacturing scheme for 7 tonf class rocket engine,"

Proceeding of the Korean Society of Propulsion Engineers 2012 Spring Conference, 2012.

- Lim, B., Kim, H.J., Kim, M., Kim, J. and Choi, H.S., "Combustion tests for the gas generator of a 7 tonf-class liquid rocket engine using industrial flow control valves," *Proceeding of the Korean Society of Propulsion Engineers 2013 Fall Conference*, 2013.
- Kim, H.J., Lim, B. and Choi, H.S., "Test facility improvement for hot firing test of a 7-tonf gas generator," *Proceeding of the Korean Society of Propulsion Engineers* 2013 *Fall Conference*, 2013.
- 12. Lim, B., Kim, M., Kim, H.J., Kang, D., Kim, J. and Choi, H.S., "Combustion Tests of the Gas Generator Development Models of a 75 tonf-class Liquid Rocket Engine," *Proceeding of the Korean Society of Propulsion Engineers 2014 Spring Conference*, 2014.
- Kim, M., Lim, B., Kim, J. and Choi, H.S., "Effect of combustion instability on combustion performance of a gas generator," *Proceeding of the Korean Society* of Propulsion Engineers 2014 Fall Conference, 2014.
- Lim, B., Kim, M., Kim, J. and Choi, H.S., "Hot firing tests of gas generator for liquid rocket engine using a turbine manifold simulator," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 19, No. 5, pp. 22-30, 2015.
- Kim, M., Lim, B., Kim, J. and Choi, H.S., "Current development status of 7-tonf liquid rocket engine gas generator for KSLV-II," Proceeding of the Korean Society of Propulsion Engineers 2016 Fall Conference, 2016.
- Lim, B., Kim, M., Kim, J. and Choi, H.S., "Current development status of 75-tonf liquid rocket engine gas generator for

KSLV-II," Proceeding of the Korean Society of Propulsion Engineers 2016 Fall Conference, 2016.

- 17. Joo, S., Kim, H.J., Kim, J., Lim, B., Kang, D., Kim, M., Hwang, D. and Choi, H.S., "Comparison of accelerometer data in hot firing tests of liquid rocket engine gas generators," *Proceeding of the Korean Society* of *Propulsion Engineers* 2016 Fall Conference, 2016.
- Kim, M., Lim, B., Kim, S.K., Kim, J. and Kim, H.S., "Experience cases of combustion instability in development of gas generator for liquid rocket engine," *Proceeding of the Korean Society of Propulsion Engineers* 2017 *Spring Conference*, 2017.
- 19. Joo. S., Kim, H.J., Lim, B., Kim, J. and Choi, H.S., "Comparison of dynamic pressure data in hot-firing tests of liquid rocket engine gas generators," *Proceeding of the Korean Society of Propulsion Engineers* 2017 Spring Conference, 2017.
- 20. Kim, M., Lim, B., Kim, J. and Choi, H.S., "Effects of turbine nozzle condition on combustion characteristics of gas generator," *Proceeding of the Korean Society* of Propulsion Engineers 2018 Spring Conference, 2018
- 21. Kang, D., Lim, B., Kim, J. and Choi, H.S., "Facility configuration and performance tests for coupled test of gas generator and heat exchanger of turbine exhaust system," *Proceeding of the Korean Society of Propulsion Engineers 2018 Fall Conference*, 2018.
- 22. Lim, B., Lee, B. and Choi, H.S., "Operating margin for the gas generator of a 75-tonf class liquid rocket engine," *Proceeding of the Korean Society of Propulsion Engineers* 2018 *Fall Conference*, 2018.
- 23. Lim, B., Kim, M., Je, W. and Choi, H.S., "Combined tests of liquid rocket engine

components with gas generator," *Proceeding* of the Korean Society of Propulsion Engineers 2018 Fall Conference, 2018.

- 24. Lim, B., Kim, M., Kang, D., Kim, H.J., Kim, J. and Choi, H.S., "Development of a reliable performance gas generator of 75 tonf-class liquid rocket engine for the Korea space launch vehicle II," 8th European Conference for Aeronautics and Space Sciences (EUCASS), DOI:10.13009, EUCASS2019-521, 1-4, Jul. 2019.
- Ahn, K., Lim, B. and Choi, H.S., "Stability characteristics of bi-swirl coaxial injectors in fuel-rich combustion," *Transaction of the Japan Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 57, No. 6, pp. 317-324, 2014.
- Lim, B., Seo, S., Kim, M., Ahn, K., Kim, J. and Choi, H.S., "Combustion characteristics of swirl coaxial injectors at kerosene-rich conditions," *Fuel*, Vol. 106, pp. 639-645, 2013.
- 27. Sutton, G.P. And Biblarz, O., "Rocket Propulsion Elements," 7th Edition, Wiley-Interscience.
- Parsley, R.C. and Zang, B., "Thermodynamics power cycle for pump-fed liquid rocket engines, Liquid

Rocket Thrust Chamber: Aspect of modeling, analysis, and design, Progress in Astronautics and Aeronautics," Vol. 200, pp. 621-648.

- NASA Lewis Research Center, "NASA space vehicle design criteria(Chemical Propulsion), liquid propellant gas generator," NASA SP-8081, 1972.
- Lim, B., "DAP part 6. Book 4. Chapter 4. Section 2: Design analysis package on 75tf gas generator for KSLV-II development project," L2-DR-01645, 28, Dec. 2019.
- Dennis, Jr.H.J. and Sanders, T., "NASA Fastrac engine gas generator component test program and results," 36th AIAA/ SAE/ASME/ASEE Joint Propulsion Conference, Huntsville, A.L., USA, AIAA 2000-3401, pp. 17-19, Jul. 2000.
- Thiard, B., 1990, "Vulcain gas generator development status," 26th AIAA/SAE/ASME/ ASEE Joint Propulsion Conference, Orlando, F.L, USA, AIAA-90-2252, pp. 16-18, 1990.
- Ahn K. and Choi, H.S., "Combustion dynamics of swirl coaxial injectors in fuel-rich combustion," *Journal of Propulsion* and Power, Vol. 28, No. 6, pp. 1359-1367, 2012.