

技術論文

추력 30톤급 액체산소/케로신 로켓엔진 연소장치 개발(II)-가스발생기

최환석*, 서성현*, 김영목*, 조광래**

Development of 30-Ton_f LO_x/Kerosene Rocket Engine Combustion Devices(II) - Gas Generator

Hwan-Seok Choi*, Seonghyeon Seo*, Young-Mog Kim* and Gwang-Rae Cho**

ABSTRACT

The development process of a gas generator for a 30-tonf pump-fed space liquid rocket engine is described. Starting from the development of an injector, followed by subscale and full-scale test specimens, the development of LO_x/kerosene fuel-rich gas generator has been concluded successfully. Various analytical methods have been utilized in the course of design and the performance requirements have been verified experimentally through ignition tests, combustion performance and stability assessment tests and duration tests. The gas generator has proven its workability and stability within a defined operation window of varying chamber pressure and mixture ratio and demonstrated compliance to the performance and life time requirements.

초 록

추력 30톤급 펌프공급방식 액체로켓엔진을 위한 가스발생기 개발 과정에 관하여 기술하였다. 액체산소와 케로신을 추진제로 연료 과농 조건에서 작동하는 가스발생기의 개발을 위해 분사기 개발에서부터 시작하여 축소형, 실물형 개발시체를 거쳐 가스발생기 단품 개발을 성공적으로 완료하였다. 가스발생기 설계 과정에서 다양한 해석적 방법을 적용하였으며 점화 시험, 연소성능 및 연소안정성 평가시험, 내구성 평가시험 등을 통해 가스발생기의 성능요구사항을 시험적으로 검증하였다. 개발된 가스발생기는 연소압 및 혼합비 운용 영역 내에서 안정적으로 작동하며 성능 및 수명 요구조건을 만족시킴을 확인하였다.

Key Words : Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Combustion Device(연소장치), Gas Generator(가스발생기), Development Process(개발 과정)

1. 서 론

한국항공우주연구원(이하 항우연)에서는 액체 추진과학로켓(KSR-III)을 통한 추력 13톤급 가압

식 액체로켓엔진[1]의 성공적인 개발 후 KSLV-I 과 같은 소형위성발사체급 액체로켓엔진(LRE) 기술개발을 목표로 2002년부터 추력 30톤급 펌프 공급방식 액체로켓엔진 개발에 착수하였다.

펌프공급방식 액체로켓엔진의 가스발생기(gas generator)는 엔진에 연료와 산화제를 고압으로 공급하는 터보펌프의 터빈을 구동시키는데 필요한 동력을 제공하는 장치로서, 터보펌프와 함께 파워팩(power pack)이라고 불린다. 또한 가스발생기는 엔진의 추력을 발생시키는 연소기

† 2009년 7월 30일 접수 ~ 2009년 9월 28일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 발사체추진기관개발실

교신저자, E-mail : hschoi@kari.re.kr

대전광역시 유성구 과학로 115번지

** 정회원, 한국항공우주연구원 발사체연구본부

(combustion chamber)와 함께 액체로켓엔진에서 중요한 연소장치의 하나이다.

가스발생기는 연소기와 마찬가지로 연료와 산화제를 챔버 내에서 연소시켜 그 에너지를 이용하는 연소장치이기도 하나, 요구되는 기능의 차이로 연소기와는 설계 개념이 다르다. 연소기는 최대의 비추력을 얻기 위해 높은 특성속도를 갖도록 고효율의 연소를 하도록 하는 것이 설계의 주안점이지만, 가스발생기는 특성속도보다는 출구에서 연소가스의 온도 및 온도편차가 더 중요하다. 이것은 가스발생기 생성가스에 의해 구동되는 터빈 블레이드 소재의 내열 한계로 인해 연소가스의 최대온도가 제한되며, 또한 온도 편차로 인한 열응력에 의해 터빈 블레이드가 파손되는 것을 방지하기 위한 것이다. 일반적으로 가스발생기의 출구 가스 온도, 즉 터빈 입구 온도는 1,200K 이하로 제한되며[2, 3], 이를 위해 가스발생기는 연료 과농(fuel rich) 또는 산화제 과농(oxidizer rich) 상태에서 작동된다.

30톤급 액체로켓엔진 가스발생기는 2002년에 개발에 착수한 이래 현재 단품 개발 및 성능 검증이 완료된 상태이다. 본 논문에서는 30톤급 가스발생기의 설계, 해석, 성능 시험 및 평가 등의 개발 과정 및 그 결과에 관하여 기술하였다.

II. 가스발생기 개발

2.1 설계 개념 및 규격

개방형 사이클(open cycle) 액체로켓엔진에는 일반적으로 연료 과농 방식의 가스발생기가 적용되는데 그 이유는 산화제 과농 방식에 비해 제작 소재 선택과 운용이 용이하기 때문이다[2, 3]. 개방형 사이클을 채택한 30톤급 액체로켓엔진을 위해 연소기와 동일한 추진제를 사용하고 연료 과농 상태에서 작동하는 가스발생기를 개발하였다.

앞서 언급한 바와 같이 터보펌프 터빈 블레이드(blade)는 고속, 고온의 기체에 직접 노출되어 작동하기 때문에 국부적인 열 부하에 의해 블레이드가 손상되지 않도록 하기 위해서는 가스발생기에서 생성되는 가스의 온도 분포가 공간적으로 최대한 균일하여야 하며 또한 시간에 따른 변동도 적어야 한다. 이와 동시에 음향학적으로 밀폐된 연소실 형상으로 인해 발생할 수 있는 연소불안정 문제에 대해 안정성 여부를 확보하여야 한다. 부가적으로 케로신(kerosene)과 같은 탄화수소계 연료를 사용하는 경우 연료 과농 상태 연소에서 생성되는 검댕(soot)이 터빈 노즐 입구와 터빈 블레이드에 들러붙어 엔진의 성능을 저하시

Table 1. Gas generator design specifications and requirements

Operation mode		Fuel-Rich
Propellant	Oxidizer	LOx
	Fuel	Jet A-1
Chamber Pressure		5.78 MPa
Gas Temperature		900 K
O/F Ratio		0.321
Mass Flow Rate	Fuel	3.33 kg/s
	Oxidizer	1.07 kg/s
	Total	4.40 kg/s
Residence Time		6.0 msec
Injector Pressure Drop	Fuel	1.2 MPa
	Oxidizer	1.2 MPa
Spatial Temp. Difference		<±70 K
Chamber Pressure Fluctuation		< 3 %

킬 수 있으므로 이에 대비하여야 한다. 궁극적으로 엔진 구성품으로서의 가스발생기는 엔진시스템에서 요구하는 성능 조건을 만족시키면서 규정된 점화 회수와 시간 동안 안정적으로 작동할 수 있는 작동성과 내구성을 가져야 한다.

개발 대상 가스발생기의 주요 규격 및 성능 요구사항을 Table 1에 수록하였다. 가스발생기의 가장 중요한 성능 규격 중의 하나인 출구 가스 온도는 설계 혼합비의 ±5% 범위에서 900 K를 만족시킬 것을 요구하고 있다. 또한 터빈 블레이드가 가스발생기로부터 공급되는 연소가스에 의해 손상을 입지 않도록 온도 분포의 공간 균일도를 ±70 K 이하로 제한하고 있다.

가스발생기는 Table 1에 열거된 설계 조건에서의 성능 및 기능적 요구사항을 만족하면서 연소압과 혼합비(O/F ratio)가 설계 조건 대비 ±15%의 탈설계점 영역 내에서 안정적으로 작동하여야 한다.

2.2 구성

본 가스발생기는 Fig. 1에 도시한 바와 같이 크게 분사기 헤드부, 연소실부, 축소부로 구성된다. 분사기 헤드부는 터보펌프로부터 공급된 추진제의 압력 전위 에너지를 운동 에너지로 변환하여 액체 상태의 추진제를 미립화된 액적 상태로 연소실 내부로 분사하는 역할을 한다. 연소실부는 연소 반응이 일어나는 공간을 형성하며 이중벽으로 구성된 연소실 내벽과 외벽 사이에 형성된 냉각 유로를 통해 연료가 흐르면서 연소실 냉각이 이루어지도록 한다. 가스발생기 연소실부

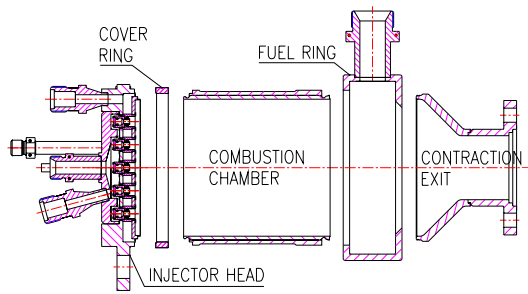


Fig. 1. Construction of gas generator

끝단에는 냉각 유로로 균일하게 연료를 유입시키기 위한 연료 링(fuel ring)이 존재한다. 가스발생기의 축소부는 연소실에서 생성된 가스를 터빈 매니폴드로 공급하기 위한 연결 배관 역할을 하는 것으로, 연소실 유동 단면적을 축소하여 터빈 축 연결 배관과 결합될 수 있도록 한다.

가스발생기의 각 구성 부위를 기능에 따라 세분화하면 분사기 헤드는 산화제 매니폴드, 연료 매니폴드, 산화제 돔(dome), 그리고 분사기로 구분된다. 연소실은 직사각 홈(groove) 형태의 냉각 유로를 구성하는 원통형 연소실 내피부와 이의 외측부에 접합되어 냉각 유로를 완성하고 냉각 유로의 압력을 구조적으로 지탱하는 연소실 외피부, 그리고 연료 링으로 이루어져 있다. 축소부는 축소 배관과 연결 플랜지(flange)로 구성된다.

본 가스발생기는 초기 점화를 위한 점화원이 연소실 측면에서 연소실로 유입되도록 하였으며, 비행용 엔진시스템에서는 파이로테크닉(pyro technic) 점화기를 사용하도록 설계되었으나 개발 시험에서는 편의 상 기체 메탄과 기체 산소를 사용한 토치(torch) 화염을 사용하였다. 가스발생기의 세부 시동절차는 단품상태와 엔진시스템에서 다를 수 있으나, 기본적으로 연료가 산화제보다 먼저 가스발생기 연소실로 공급되어 연소실 내부에서 추진제 혼합비가 항상 연료 과농 상태를 유지하도록 하였다.

2.3 개발 과정

가스발생기 개발을 위해 가장 먼저 가스발생기용 분사기 개발에 착수하였다. 분사기 개발 초기에는 충돌형 분사기를 포함하여 단일추진제 및 이중추진제 동축형 분사기 등 여러 형태의 분사기를 검토하였고 검토 결과를 토대로 8종의 후보 분사기를 설계, 제작하였다[4, 5]. 후보 분사기의 연소 특성을 파악하고자 2개 또는 4개 분사기로 이루어진 축소형 가스발생기를 제작하여 실제 추진제를 사용한 연소시험을 수행하였다[6]. 연소시험 결과 충돌형 분사기는 연소안정성 면에서 취약하고 분무 패턴이 갖는 방향성에 의해 발생 가

스의 공간적 온도 균일도가 만족스럽지 못한 것으로 평가되었다[4]. 또한 연료 및 산화제 단일추진제 분사기를 사용한 가스발생기를 검토하였으나 분사기 면에 심각한 열 손상을 유발하는 단점을 보였다. 이에 반해 이중추진제 동축형 분사기는 축대칭 형태의 분무 패턴으로 보다 균일한 온도 분포를 보였고 연소 특성 측면에서도 더 나은 결과를 나타내었다[5, 7].

이 결과를 바탕으로 이중추진제 동축형 분사기를 선정하여 37개의 분사기가 3열 동심형으로 배치된 분사기 헤드를 제작하였다. 연소실부는 열 흡수원(heat sink)방식의 연소실을 조립형으로 설계하여 다양한 분사기 헤드와 결합하여 시험할 수 있도록 하였다. 실물형(full-scale) 가스발생기에 대한 초기 시험 결과 축 방향 연소불안정 및 분사기 산화제 포스트(post)의 손상 문제가 발생하였다[5, 6]. 이 문제를 해결하기 위해 가스발생기 연소실의 형상과 분사기 산화제 포스트의 함몰 깊이(recess depth)를 주요 인자로 설정하고 다양한 설계 변경을 통해 해결점을 찾아가 하였으나 궁극적인 해결 방안은 되지 못하였다[8]. 이 과정에서 분사기 리세스 수가 0~2.9인 다양한 분사기를 채택한 실물형 가스발생기가 연구되었다. 여기서 분사기의 리세스 수는 이중추진제 동축 분사기의 추진제 충돌지점까지의 거리에 대한 내측 산화제 포스트의 함몰 깊이로 정의된다.

그 후 단위 분사기 유량 증대를 통한 분사기 열 손상 문제 해결과 화염면(flame front)의 위치변경을 통한 연소안정성 향상을 위해 분사기의 개수를 줄이는 시도를 하게 되었는데 그 결과로 연소불안정 및 산화제 포스트 손상의 문제가 해결되었다[9]. 이에 따라 최종 개발된 가스발생기는 리세스 수 2.0의 분사기 19개로 구성된다.

본 가스발생기의 개발을 위해 총 8기의 축소형 가스발생기 시제와 11기의 실물형 가스발생기 시제를 제작하였으며, 축소형 가스발생기로 총 25회 그리고 실물형 가스발생기로 총 80회의 연소시험을 수행하였다. 실물형 가스발생기의 연소시험은 주로 항우연 소형연소시험장에서 이루어졌으며, 총 누적 연소시험 시간 470초, 단일 최장 연소시험 60초를 달성하였다. 단품 개발시험에서 실물형 가스발생기 1기가 수행한 최대 시험은 시험회수 16회, 누적연소시간 168초였다.

III. 설계 및 해석

3.1 설계

가스발생기에서 가장 중요한 역할을 하는 부품은 분사기라고 할 수 있다. 본 가스발생기에는

이중 와류(swirl) 동축형 분사기를 채택하였으며 분사기 중심부에 산화제 노즐이 있고 그 외곽에 연료 노즐이 위치한다. 와류 형성을 위해 연료와 산화제는 분사기 측면에 접선 방향으로 가공된 구멍을 통해 와류실로 유입된다. 연료측은 와류실에 축소부가 없으며, 산화제측은 축소부가 형성되어 있는데 실제 모습은 Fig. 2에 나타난 것과 같다.

가스발생기 개발 과정에서 Fig. 3에 나타난 것과 같은 다양한 설계의 분사기 헤드가 검토되었다. Figure 3(a)의 분사기 헤드는 LOx 단일분사기를 6개의 케로신 단일분사기가 등 간격으로 둘러싸고 있는 벌집 형상을 하고 있으며, 이 설계는 초기 연소시험에서 분사기 면에 심각한 열손상이 발생하여 배제되었다. Figure 3(b)는 앞서 설명한 바 있는 37개의 이중추진제 분사기를 채택한 분사기 헤드이며, 분사기 배치는 동축형 분사기를 사용하는 연소기에서의 분사기 배치와 동일한 개념을 따랐다. 즉, 분사기 면 중심에 중앙 분사기를 두고 그 다음 열에는 6개의 분사기, 그리고 이로부터 외곽으로 가면서 열 별로 6개씩 분사기 개수가 증가하도록 하였다. Figure 3(c)는 Fig. 3(a)와 유사한 등 간격 분사기 배치를 하고 있으나 단일추진제 분사기가 아닌 총 13개의 이중추진제 분사기로 구성되며, 최외곽에 점화용 고온 가스 유입을 위한 2개의 유도관(3시, 9시 방향)과 헤드부 구조보강을 위한 4개의 포스트(1, 5, 7, 11시 방향)를 가지고 있다.

Figure 3(c)의 분사기 헤드는 성능 및 연소 안정성, 분사기의 열적 내구성 측면에서 만족스러



Fig. 2. Photographic view of the Injector (left) and its 3D modelling works

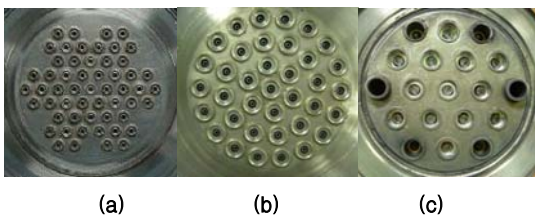


Fig. 3. Variants of injector arrangement in full-scale gas generator

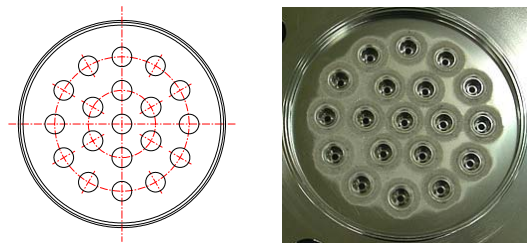


Fig. 4. Distribution of injectors on gas generator faceplate

운 결과를 보여주었다. 그러나 Fig. 3(b)의 설계에서 분사기 배열을 2열로 줄이고 분사기당 유량을 증가시킨 Fig. 4의 설계가 Fig. 3(b)에서 나타났던 연소불안정 및 분사기 열손상 문제를 해결하였고 동시에 가스발생기 출구 온도 균일성이 Fig. 3(c)보다 양호한 것으로 평가되어 이 설계안을 최종적으로 채택하였다. Figure 4의 분사기 헤드 설계에서는 점화를 위한 고온 가스의 유입이 가스발생기 측면에서 이루어져야 하나, Fig. 3(c)와 같이 최외곽열 분사기의 일부를 점화용 가스 유도관으로 대체할 경우 분사기 헤드를 통한 점화도 가능하다.

가스발생기의 외부 모습과 연소실 측면이 절개된 내부 형상을 Fig. 5에 나타내었으며, Fig. 6에는 분사기 헤드부의 연료 및 산화제 매니폴드 형태를 자세하게 나타내었다. 산화제는 분사기 헤드 산화제 돔 중심에 연결된 1/2 inch 직경 관을 통해 산화제 매니폴드로 공급되며, 산화제 매니폴드 공간을 최소화하기 위해 중앙 분사기와

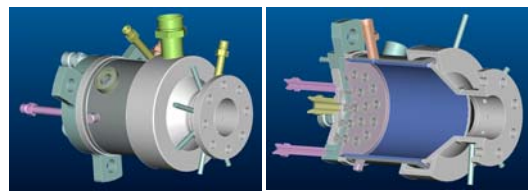


Fig. 5. Gas generator and its cut view

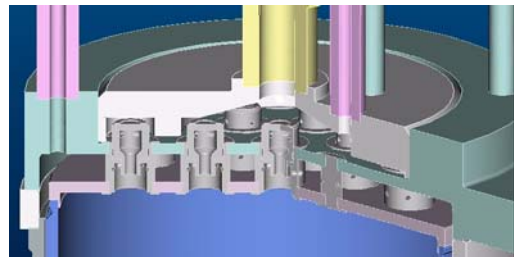


Fig. 6. Close-up view of manifolds

첫 번째 열의 분사기를 하나의 연결된 공간에 배치하고 두 번째 열의 각 분사기에 대해서는 헤드부 커버가 분사기를 에워싸는 포켓(pocket) 형태의 공간을 형성하도록 하였다.

연료는 연소실 실린더 부 끝단에 위치한 연료 링에서 재생냉각 채널로 유입된 후 사각단면 형태의 냉각채널을 지나 분사기 헤드의 최 외곽에서 연료 매니폴드로 유입된다.

산화제와 연료의 유속은 유입구에서만 10 m/s 이상의 값을 가지며, 실제 유량 분포가 이루어지는 매니폴드 및 연료 링에서는 2 m/s 이내의 값을 가진다. 따라서 동압의 크기를 감소시켜 안정적인 정압 분포를 이루게 하여 매니폴드 내의 유량 분포가 균일하게 되도록 하였다.

가스발생기 시험 시 기술적으로 관심 있는 각 지점에서 압력, 온도, 압력 섭동, 가속도 등의 데이터를 측정하기 위해 계측 포트를 설치하였다. 분사기 헤드에는 연료 및 산화제 매니폴드에서의 압력 섭동, 정압 그리고 온도를 측정하기 위한 포트를 마련하였다. 연소실 내부에서의 압력 섭동 측정을 위해 연소실 측면에 센서 포트를 마련하였으며, 정압과 연소가스 온도 측정을 위해 Fig. 5에 보이는 것과 같이 축소부와 플랜지 사이에 원주 방향으로 다수의 포트를 마련하였다. 연료 링에서의 압력 섭동 측정을 위해서 동압 센서를 장착하였다. 산화제 매니폴드의 경우, 중앙 분사기와 1열 분사기를 포함하는 공동 공간에서의 압력 섭동과 최 외곽 분사기의 산화제 포켓에서의 압력 섭동 측정이 이루어지도록 하였다.

3.2 해석

가스발생기의 설계를 위해 음향해석, 열 해석, 유동해석, 수력해석, 그리고 구조강도 해석 등 다양한 해석을 수행하였다.

가스발생기에서 연소불안정을 발생시킬 수 있는 유해 주파수 모드를 예측하기 위하여 convected Helmholtz equation에 기초한 선형 음향해석을 통해 가스발생기 유효 체적 형상에 대한 음향모드 해석을 수행하였다[10]. 또한 가스발생기 단독 연소시험에서 터빈 매니폴드를 장착한 것과 음향학적으로 동등한 조건을 형성하는 모사배관 길이 결정에도 활용하였다[10].

냉각 채널의 설계 및 설계 건전성을 평가하기 위하여 열 해석 및 수력해석을 수행하였다. 열 해석을 통하여 냉각 채널에서의 연료 온도 상승을 예측하였고, 수력해석을 통하여 냉각채널에서의 압력 손실을 예측하였다. 연소실 벽면 근처에서의 단열 벽온도는 주어진 혼합비 조건에서 약

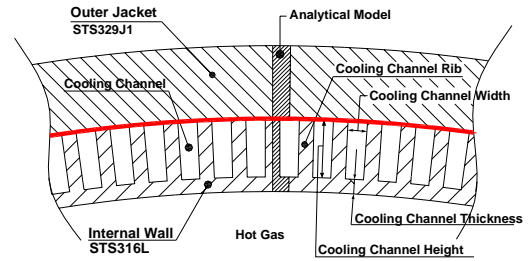


Fig. 7. Section view of cooling channel

1,063 K, 냉각 채널의 연료와 맞닿는 벽면에서의 최대 온도는 약 507 K로 예측되었다. 또한 냉각 채널에서의 압력 손실은 약 1 bar정도이며, 이러한 열 및 수력 해석의 결과들을 종합하여 설계안의 건전성을 확보하였다고 판단되었다.

가스발생기의 구조적 안정성을 위해 구조적으로 취약할 것으로 예상되는 부위에 대한 구조해석을 수행하였다. 해석에는 상용 유한요소해석 소프트웨어인 MSC/Marc[11]를 사용하였다. 냉각 채널의 폭과 리브(rib) 두께를 결정하기 위해 Fig. 7에 도시한 가스발생기 챔버 단면 형상에 대해 탄-소성 구조해석을 수행하였다. 냉각 채널 형상의 대칭성과 원주방향 반복성을 고려하여 Fig. 7의 빗금 친 영역을 해석 모델로 하였다.

해석을 통해 최종적으로 총 126개의 냉각채널에 냉각채널을 형성하는 리브의 높이는 2 mm, 폭은 1.25 mm로 결정되었다. 최종적으로 결정된 냉각 채널 설계에 대한 구조해석 결과를 Fig. 8에 나타내었다. 가스발생기 작동 조건 중 구조적으로 가장 열악한 조건에서 node 1과 node 2에

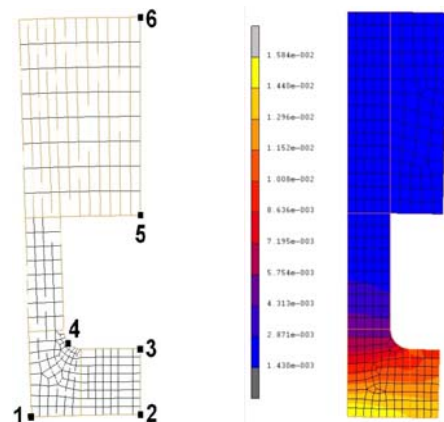


Fig. 8. Structure analysis model and computed effective total strain

서 최대 유효변형률(max. effective strain)이 각각 1.59%와 1.41%로 나타났으며, 이 지점에서 유효 소성변형률(effective plastic strain)은 각각 1.2%와 0.97%로 나타났다. 따라서 가스발생기 작동 조건에서 냉각 채널 내피에 소성변형이 발생함을 파악하였다. 이와 같은 소성 변형은 고온의 연소가스에 접하는 내피의 온도 구배에 따른 열팽창을 외피가 구속하여서 발생하는 것이다. 그러나 가스발생기 작동 종료 후 node 1과 node 2에서 유효 소성변형률은 각각 0.34%와 0.19% 정도의 값을 갖는 것으로 나타나 허용할 수 있는 수준으로 평가되었다. 실제 가스발생기 냉각채널의 내압을 견딜 수 있도록 하는 외피부 node 5와 node 6에서의 유효변형률은 0.14% 수준으로 매우 작았으며, 유효 소성변형률은 영(zero)으로 탄성 영역 내에서 작동하는 것으로 나타났다. 이러한 구조 해석 결과로부터 가스발생기 재생냉각 챔버의 설계가 구조적으로 안정함을 확인하였다 [12].

3.3 제작

가스발생기의 제작은 정밀 기계가공을 통해 제작된 구성품을 브레이징(brazing)과 TIG 용접(Tungsten Inert Gas Welding)으로 접합하는 과정으로 이루어진다. 가스발생기는 저 혼합비에서 작동하여 연소실 내부 화염온도가 연소기에 비해 상대적으로 낮아 열유속이 크지 않으므로 연소실 내벽과 외벽에 모두 스테인리스 스틸(stainless steel) 계열 재료를 적용하였다. 분사기 헤드부와 축소부도 스테인리스 스틸 계열의 소재가 사용되었다.

가스발생기의 분사기는 개별 가공된 부품들이 브레이징으로 접합되어 단품으로 완성되며, 분사기 헤드부 몸체에 다시 브레이징을 통해 조립된다. 고압 질소와 물을 이용한 강도 및 기밀시험을 통해 분사기 헤드의 제작성을 검증한다. 연소실부는 냉각 채널이 가공된 내피를 외피에 삽입하여 브레이징 접합을 실시한다. 브레이징이 완료된 연소실부는 X-ray 검사를 실시하여 채널의 막힘 여부를 확인한다. 축소부와 연료 링은 TIG 용접에 의해 연소실 원통 부위에 접합되며, 분사기 헤드와 조립하기 전에 강도와 기밀시험을 수행하여 제작성을 평가한다. 분사기 헤드와 연소실부의 결합을 위해 우선 내피 간 TIG 용접이 실시되며, 외피 간 용접은 반달 모양의 두 개의 밴드를 이용하여 용접 가공한다[13]. 최종 완성품에 대해 강도 및 기밀시험을 수행하여 제작 품질을 다시 한 번 확인한다. 이러한 절차에 따라 제



Fig. 9. 30-tonf LRE gas generator

작된 가스발생기의 최종 모습을 Fig. 9에 나타내었다.

IV. 시험 평가

가스발생기의 성능 확인을 위해서는 실제 추진제를 이용한 연소시험이 필수적으로 요구된다. 가스발생기의 연소시험은 가스발생기만 독립적으로 시험하는 단독 연소시험과 실제 터보펌프와 결합하여 파워팩(power pack)으로 시험을 수행할 수 있다. 후자의 경우 가스발생기가 실제 운용되는 상황과 동일한 조건에서 시험을 수행할 수 있기 때문에 보다 현실적이기는 하지만, 이를 위해서도 가스발생기 단독시험을 통한 사전 검증은 필요하다.

가스발생기는 터빈에 연결되어 운용되기 때문에 터빈 매니폴드 내에 터빈 로터를 구동하기 위한 초음속 노즐에 의해 유동이 초킹(choking)되어 연소 압력이 형성된다. 따라서 가스발생기 단독시험 시에는 터빈의 초음속 노즐 역할을 하는 모사 노즐을 가스발생기 출구에 장착하여야 실제 설계된 값으로 가스발생기 연소압이 형성된다.

가스발생기 단독시험에서 모사 노즐 대신 터빈 매니폴드를 장착함으로써 실제와 보다 근접한 조건에서 시험할 수 있다. 가스발생기 출구부터 연결배관을 거쳐 유동이 초킹되는 터빈 매니폴드까지의 체적이 가스발생기의 유효 체적이 되어 연소 반응 및 축 방향 음향 모드에 중요한 역할을 하기 때문이다.

4.1 압력 및 온도 특성

가스발생기에 터빈 매니폴드가 결합된 형상과 연소시험을 위해 이를 설비에 장착한 모습을 Fig. 10에 나타내었다. 가스발생기 단독 연소시험과 터빈 매니폴드 연결 연소시험 장면을 Fig. 11에 나타내었는데 검은색의 연료 과농 연소 가스

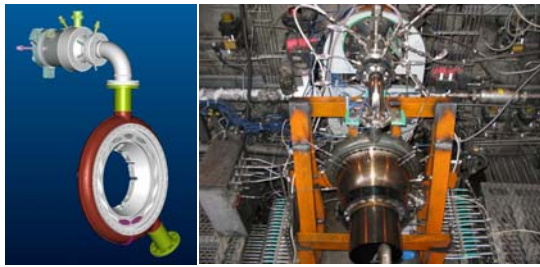


Fig. 10. Configuration of turbine manifold connected gas generator test

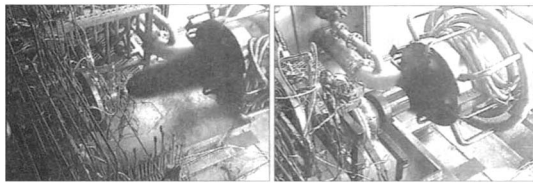


Fig. 11. Firing tests of gas generator

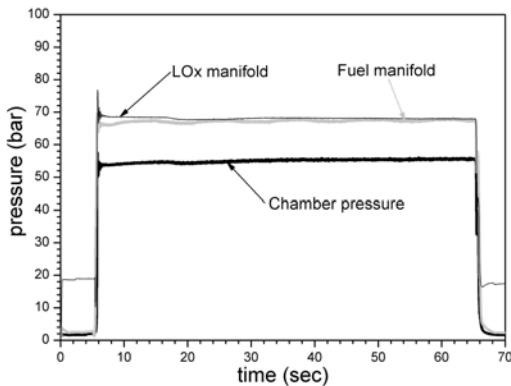


Fig. 12. Static pressure measurement from 60-second combustion test

가 사진의 왼쪽에서 오른쪽으로 분출되고 있는 것이 보인다.

가스발생기 시험에서 가장 관심 있는 부분은 안정적인 연소를 통한 연소압력의 형성과 연소가스 온도 분포의 균일성이다. 본 가스발생기의 개발 과정에서 수행된 총 80회의 실물형 가스발생기 연소시험 중 설계점 60초 단독 연소시험 결과를 Fig. 12에 나타내었다. 연소실 평균압력은 55.3 bar로 안정적으로 형성되었으며 연료 및 산화제 매니폴드와 연소실 압력과의 차압은 각각 12.1 bar와 12.9 bar로 설계 작동점 차압 12 bar와 매우 근사하게 나타났다.

가스발생기 연소 생성가스의 공간 온도 분포는 가스발생기 출구 온도 측정 단면에 장착한 열

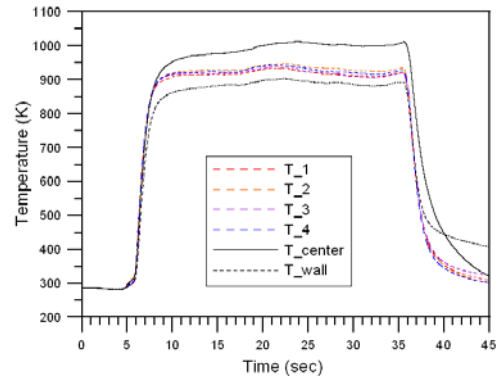


Fig. 13. Combustion gas temperature at gas generator exit

전대의 측정값을 통해서 알 수 있다. 일례로 Fig. 13에 터빈 매니폴드 결합 연소시험에서의 온도 측정 결과를 나타내었다. 시험 조건은 연소압 52 bar, 혼합비 0.336이었다. 연소가스 온도 측정 단면의 중심(T_center)과 벽면(T_wall), 그리고 일정한 반경 방향 위치에서 원주방향으로 4지점(T_1 ~ T_4)에서 측정된 온도를 보면, 벽면에서 측정된 가스 온도를 제외하고 유동방향에 수직인 평면에서 최대 온도 편차는 90 K 이내이며 따라서 개발 요구사항인 ± 70 K를 충분히 만족하는 것으로 확인되었다.

터빈 매니폴드 결합 가스발생기 연소시험에서 터빈 매니폴드 내의 가스 온도는 정상 연소 구간에서 일정하게 유지되며, 매니폴드 내 공간적인 온도 편차는 시간에 따라 감소하는 것으로 확인되었다. 터빈 매니폴드 내 평균 가스 온도는 약 952 K로서 가스발생기의 출구 면에서의 평균 온도 925 K 보다 27 K 정도 더 높게 나타났다. 이것은 가스발생기 연소가스가 연소실을 벗어난 후에도 계속 연소반응이 진행됨을 의미한다.

가스발생기 혼합비와 발생 가스 온도 사이의 관계식을 찾고자 혼합비에 따른 출구 가스 평균 온도를 Fig. 14에 나타내었으며, 이들 두 변수 사이에 선형적 관계가 있음을 파악하고[14] 최소자승법(least-square)에 따른 선형 근사식을 구하여 함께 표기하였다. 액체산소와 케로신(Jet A-1)을 사용한 연료 과농 가스발생기에서 설계 혼합비 기준 $\pm 15\%$ 혼합비 대역(0.27~0.40)에서 출구 가스 평균 온도와 혼합비 사이의 선형근사식은 $T[K]=1550.3 \times \text{혼합비} + 409.3$ 으로 나타난다.

이 관계식에 의하면 설계 혼합비 0.321을 중심으로 $\pm 5\%$ 의 혼합비 대역(0.305~0.337)에서 연소가스 평균 출구 온도는 900 ± 25 K 범위에 있다.

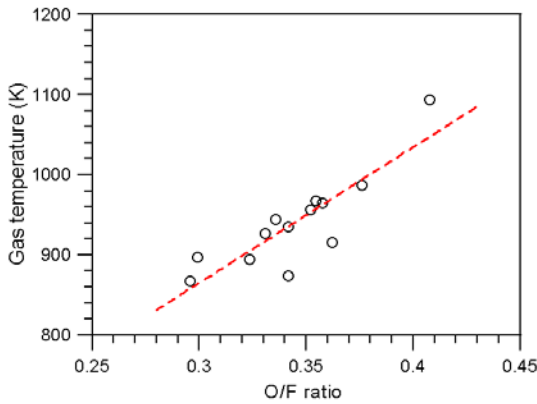


Fig. 14. Combustion gas temperature as a function of mixture ratio

4.2 연소 안정성

가스발생기가 안정적으로 작동하기 위해서는 연소안정성을 확보하여야 한다. 일반적으로 가스발생기에서의 연소불안정 현상은 축방향으로 길이가 긴 기하학적 특성으로 인하여 주로 축방향 음향 모드와의 상호작용으로 발생한다.

가스발생기의 연소안정성을 평가하기 위해서 연소실 및 매니폴드 내에서의 압력 섭동을 측정하여 그 강도를 평가하는 수동적 방법과 연소실 내에 인위적으로 압력펄스를 인가하여 반응 특성을 살펴보는 적극적 방법이 사용되었다[15].

가스발생기 내부 압력 섭동의 세기는 연료 및 산화제의 매니폴드와 연소실 측면에 부착한 동압 센서(dynamic pressure sensor)로 측정하였다. 연소실 압력 섭동의 RMS 값은 30~10,000 Hz 주파수 대역에서 정압 대비 최대 2.3%의 값을 갖는 것으로 확인되었다. 이와 같이 낮은 수준의 압력 섭동은 연소가 매우 안정적으로 이루어지고 있음을 의미한다. 추진제 매니폴드에서의 압력 섭동은 매니폴드 정압 대비 1~1.6% 대의 일정한 비율을 갖는 것으로 파악되었다. 이와 같은 압력 섭동 세기는 개발 요구 조건인 정압 대비 최대 3% 이하를 만족하는 수준이다.

실제 작동 상황에서 가스발생기 출구에서 터빈 매니폴드까지의 공간은 가스발생기 내부의 음향 환경에 많은 영향을 미친다. 따라서 터빈 매니폴드가 연결된 조건에서 가스발생기의 연소 안정성을 평가할 필요가 있다. 터빈 매니폴드 연결 연소시험 시 연소실과 추진제 매니폴드 내부 압력 섭동의 일반적인 주파수 특성은 Fig. 15에 도시한 것과 같다. 그래프에서 보듯이 연소실 내부에는 5,000 Hz까지 특정한 주파수를 보이는 압

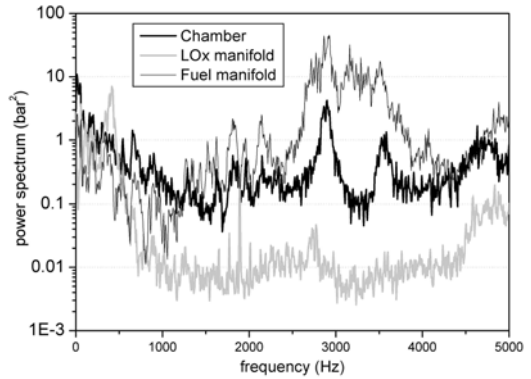
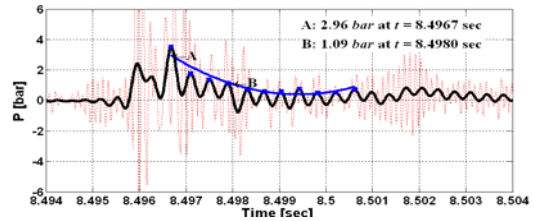
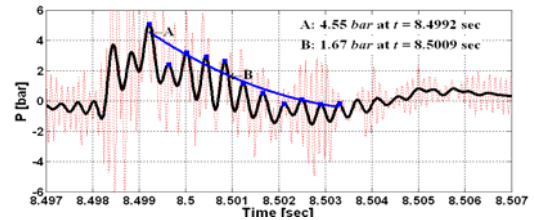


Fig. 15. Typical power spectrum of pressure fluctuations in the gas generator



(a) SRT No. 1



(b) SRT No. 2

Fig. 16. Decay of peak pressure fluctuation in gas generator stability rating test

력파가 존재하지 않으며, 3,000 Hz 근처에서 넓은 대역의 최대점이 존재하는 것으로 보아 본 가스발생기는 특정 주파수를 내재한 특성을 보이지 않으며 안정적으로 연소가 이루어지고 있음을 확인하였다.

가스발생기를 터빈 매니폴드와 연결한 상태에서 외부 압력교란 장치인 펄스건(pulse gun)[16]을 이용한 연소안정성 평가시험(SRT, Stability Rating Test)을 수행하였다. 2회의 연소안정성 평가시험 중 압력교란 감쇠 선도를 Fig. 16에 나타내었다. 펄스건에 의해 연소실 평균 압력 대비 23.6%, 36.1%의 피크(peak)를 갖는 압력 교란이

연소실로 인가되었으며 이 압력 교란은 각각 1.3 msec, 1.7 msec 이내에 감쇠되었다. 결과적으로 이 가스발생기는 터빈 매니폴드와 연결된 상태에서도 연소가 안정적인 것으로 판명되었다[17].

4.3 내구성 및 수명

본 가스발생기는 소모성 발사체를 염두에 두고 개발되었다. 소모성 발사체의 엔진은 일회 사용이 목적이지만 엔진이 발사체에 탑재되기 위해서는 최종적으로 수락시험을 거쳐야하며, 또한 가스발생기와 같은 엔진 서브시스템은 이전에 서브시스템 단독 수락시험을 거치기 때문에 소모성 발사체용 엔진 서브시스템이더라도 여러 번 사용이 가능하여야 한다. 또한 개발과정 중에 많은 회수의 시험이 필요한데 이를 소화해 내기 위해서도 여러 회 시험이 가능하여야 한다. 본 가스발생기의 경우 임무 연소시간이 120초이며, 10회 사용이 가능한 것을 개발요구조건으로 하였다.

개발 과정에서 제작된 총 11기의 실물형 가스발생기 중 최종 3기(GG_DM 9~11호기)는 Fig. 9에 나타난 것과 같은 형상으로, 비행용 가스발생기에 준하여 일체형으로 제작되었다. 가스발생기 단독 개발시험이 완료된 이들 가스발생기는 엔진 시스템 차원의 터보펌프-가스발생기 연계시험을 위해 수락시험 후 엔진시스템에 제공되었다.

최종 3기의 가스발생기 중 GG_DM 11호기는 실제 터보펌프와 연계하여 총 9회의 연소시험이 수행되었으며, 이 중 5회의 시험은 실제 엔진에서 가스발생기가 작동하는 방식과 동일하게 터보펌프에서 연료와 산화제를 가스발생기로 공급하고 가스발생기에서 발생된 연소가스를 이용하여 터보펌프의 터빈을 구동시키는 폐회로 방식으로 수행되었다. 터보펌프-가스발생기 연계시험에서는 총 9회 시험을 통해 누적 연소시간 513초를 달성하였으며, 단일시험 최장 연소시간은 폐회로 시험에서 120초였다. 따라서 GG_DM 11호기는 엔진시스템으로 납품 전 검증 및 수락시험 12회를 포함하여 총 21회 사용, 누적연소시간 595초를 성공적으로 달성하였다. 최종 연소시험 후 GG_DM 11호기 헤드부의 모습을 Fig. 17에 나타내었다. 분사기 면과 분사기 포트에 검댕(soot)이 묻어 있는 것이 관찰될 뿐 가스발생기의 수명을 의심할 만한 어떤 징후도 발견되지 않았다. 또한 이보다 앞서 헤드부/연소실 조립 방식 실물형 가스발생기 최종 모델인 GG_DM 8호기에서도 총 16회, 누적시간 168초간 연소시험을 성공적으로 수행한 바 있다.

따라서 개발된 가스발생기는 최소 21회 점화



Fig. 17. Gas generator faceplate after 595 sec firing tests

를 통한 누적 연소시간 595초 이상 안정적으로 사용 가능함이 입증되었으며, 이 수치는 향후 성능 검증이 계속됨에 따라 더 증가될 전망이다.

V. 결 론

국내 최초의 추력 30톤급 펌프공급방식 액체로켓엔진용 가스발생기 개발 과정에 관하여 기술하였다. 추진제로 액체산소와 케로신을 사용하여 연료 과농 조건에서 작동하는 가스발생기의 개발을 위해 분사기 개발에서부터 시작하여 2개, 4개 분사기를 갖는 축소형 시제와 실물형 개발시제를 거쳐 일체형 가스발생기 개발을 성공적으로 완료하였다. 가스발생기 개발 과정에서 음향 해석, 열 해석, 유동해석, 수력해석, 구조강도 해석 등 다양한 해석을 수행하여 그 결과를 개발에 활용하였다.

개발된 가스발생기는 설계점 및 연소압력과 혼합비가 설계점의 $\pm 15\%$ 범위로 정의되는 탈설계점 영역에서 연소시험을 통해 그 성능을 검증하였다. 가스발생기에서 중요한 설계 인자의 하나인 출구 가스 온도는 설계 혼합비의 $\pm 5\%$ 에서 900 ± 25 K 범위에 있으며, 공간 온도 편차도 최대 90 K로서 설계요구사항을 만족시킴을 확인하였다. 가스발생기 연소안정성 평가에서 펄스건에 의해 인가된 압력 교란이 최대 1.7 msec 이내에 감쇠되어 연소가 외부교란에 반응하지 않고 안정적인임을 확인하였다.

비행용 가스발생기에 준하여 일체형으로 제작된 GG_DM 11호기는 총 21회 연소시험을 통해 누적 연소시간 595초를 달성하였으며, 가스발생기 단독시험뿐만 아니라 터보펌프와의 폐회로 연계시험을 성공적으로 수행하여 터보펌프와의 연계 작동성을 입증하였다.

전술한 바와 같이 추력 30톤급 펌프공급방식 액체로켓엔진용 연료 과농 가스발생기의 단품 개발이 성공적으로 이루어졌으며, 이 과정에서 축적된 관련 기술은 향후 고추력 엔진용 가스발생기 개발에 직접 활용될 것이다. 또한 향후 실제 비행용 가스발생기로의 적용을 위해서는 구조 경량화를 위한 설계 개선이 이루어 질 것이다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부 특정연구개발사업인 '소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업' 성과의 일부입니다.

참고문헌

- 1) 최환석, 설우석, 이수용, "KSR-III 액체추진제 로켓 엔진 개발", 한국추진공학회지, 제8권 제3호, 2004, pp. 75~86.
- 2) Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, 1992.
- 3) Douglass, H. W., Schmidt, H. W., Levinson, L., "Liquid Propellant Gas Generators", NASA SP-8081, 1972
- 4) 김승한, 한영민, 서성현, 문일윤, 이광진, 김종규, 설우석, "충돌형 가스발생기 탈설계점 연소 시험", 항공우주기술, 제3권 제2호, 2004, pp. 81~90.
- 5) 안규복, 서성현, 이광진, 한영민, 최환석, "분사기 설계에 따른 실물형 가스발생기 연소특성 비교", 한국추진공학회 제27회 추계학술대회 논문집, 2006, pp. 309~315.
- 6) 문일윤, 이광진, 임병직, 서성현, 한영민, 최환석, "연료 과농 가스발생기의 분사기 손상에 관한 연구", 한국추진공학회 제26회 춘계학술대회 논문집, 2006, pp. 197~201.
- 7) 서성현, 이광진, 한영민, 김승한, 김종규, 문

일윤, 설우석, "다종의 동축 스윙형 단일 분사기 연소 특성에 관한 실험적 연구", 한국추진공학회지, 제8권 제2호, 2004, pp. 85~94.

8) 안규복, 서성현, 이광진, 한영민, 최환석, "분사기 설계에 따른 실물형 가스발생기 연소특성 비교", 한국추진공학회 제27회 추계학술대회 논문집, 2006, pp. 309~315.

9) 안규복, 서성현, 임병직, 김종규, 이광진, 한영민, 최환석, "분사기 수에 따른 실물형 가스발생기 연소특성", 항공우주기술, 제6권 제1호, 2007, pp. 128~135.

10) 김홍집, 김성구, 한영민, 최환석, "비행 가스발생기 모사배관 도출 및 연소불안정 제어를 위한 음향해석", 한국추진공학회지, 제9권 제3호, 2005, pp. 1-9

11) MARC General Purpose Finite Element Program, MARC Analysis Research Corporation, Palo Alto, Vol. A-D, 2001

12) 류철성, 김홍집, 최환석, "재냉각형 가스발생기 챔버 구조해석", 대한기계학회지 A권, 제31권 제10호, 2007, pp. 1046~1052.

13) 서성현, 안규복, 임병직, 김종규, 이광진, 한영민, 류철성, 김홍집, 최환석, "액체로켓용 연료 과농 가스발생기 개발", 한국추진공학회지, 제11권 제4호, 2007, pp. 38~45.

14) 서성현, 한영민, 김성구, 최환석, "연료 과농 가스발생기의 연소 가스 물성치에 관한 연구", 한국항공우주학회지, 제34권 제10호, 2006, pp. 56~60.

15) Harrje, D. T. and Reardon, F. H. (eds.), *Liquid Propellant Rocket Combustion Instability*, NASA SP-194, 1972.

16) 이광진, 김홍집, 서성현, 문일윤, 김형모, 이수용, 고영성, "연소안정성 평가시험 기법을 위한 펄스건 압력과 유도장치 개발 시험", 한국항공우주학회지, 제33권 제3호, 2005, pp. 99~106.

17) 서성현, 한영민, 최환석, "연료 과농 가스발생기의 연소 안정성 특성 연구", 한국추진공학회 2007년 추계학술대회 논문집, 2007, pp. 119~124.