

액체로켓엔진용 가스발생기의 연소성능시험

한영민* · 김승한* · 문일윤* · 김홍집* · 김종규* · 설우석* · 이수용* · 권순탁** · 이창진**

Combustion Performance Tests of Fuel-Rich Gas Generator for Liquid Rocket Engine at Design Point

Yeoung Min Han, Seung Han Kim, IL Yoon Moon, Hong Jip Kim, Jong Gyu Kim,
Woo Seok Seol, Soo Yong Lee, Sun Tak Kwon, Chang Jin Lee

ABSTRACT

본 논문에서는 액체로켓엔진에서 터보펌프의 160kW급 터빈을 구동하고, 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하는 가스발생기의 설계점 연소성능시험 결과에 대해 논의하였다. 충돌형 F-O-F 인젝터, 물냉각 채널을 가진 연소실, torch ignitor, turbulence ring 그리고 측정 링을 갖는 가스발생기에 대해 기술하였고, 점화, 연소, 종료 등의 시험 cyclogram에 대해 언급하였다. 설계점에서의 연소시험 및 turbulence ring 장착여부, 연소실 길이 변화에 따른 연소시험의 결과들에 대해 기술하였다. 연소시험 결과 가스발생기는 설계점에서 안정된 작동성을 보여주었고, 연소압력 및 온도 등의 성능이 예측치에 근접하는 결과를 보여 주었다. Turbulence ring은 출구에서의 가스온도를 균일하게 분포시켜 효과적인 혼합 장치임을 보여 주었고, 4-6msec 정도에서의 잔류시간에서는 연소효율의 차이가 크지 않음을 알 수 있었다. 가스발생기 출구에서의 온도는 공급되는 추진제의 O/F ratio에 따라 매우 민감하게 반응함을 알 수 있었다.

Key Words : Gas Generator(가스발생기), Low O/F Ratio(저혼합비), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Temperature Distribution(온도분포)

1. 서 론

고성능 액체로켓엔진의 경우 추진제를 연소기로 공급할 때 터보펌프를 사용하는데, 터보펌프를 구동시키는 것은 고온의 가스를 팽창시켜 힘을 얻는 터빈이다. 이러한 고온의 가스를 발생시키는 방법은 여러 가지가 있지만 효율적이고 많이 사용하는 것은 가스 발생기를 이용한 것이다. 가스 발생기는 주 엔진이 사용하는 추진제를 사용하는 것이 보편적이며, 작동압력은 엔진 압력과 비슷한 수준이다.[1]

가스발생기에서 주요 인자는 유량, 압력, 가스 온도, 가스의 분자량 및 비열비 등이다. 터빈에서 필요한 동력에 의해 유량 및 압력 등의 주요 인자가 결정되지만, 가스발생기 출구에서의 가스

온도는 터빈의 재질에 의해 결정된다.

이원 추진제를 사용하는 가스발생기에서 발생할 수 있는 가장 큰 문제는 고온충(hot streaking)의 발생이다. 연소실에서 고온충은 가스발생기 자체를 파손시킬 뿐만 아니라 터보펌프의 터빈을 손상시켜 액체로켓엔진 파손 및 이를 장착한 발사체 비행실패, 시험 시설에 매우 큰 피해를 줄 수 있다. 대부분 이원 추진제 조합의 연소는 가스발생기 벽면 및 터빈의 재질을 녹일 수 있는 온도보다 높은 값에서 이루어지므로, 벽면 근처에서 연소가 일어나지 않게, 그리고 고온가스와 저온 추진제가 잘 혼합되게 해야 한다. 즉, 가스발생기의 설계자는 주 연소지역의 위치 및 고온과 저온 가스의 혼합을 최우선으로 고려해야 한다. 액체로켓엔진의 추력조정 및 교정을 위해서는 가스발생기가 매우 넓은 범위에서 운영되어야 한다. 이러한 관계로 가스발생기는 설계점뿐만 아니라 탈설계점의 다양한 압력, 온도, 유량에서도 신뢰성 있게 작동해야 한다.[2]

우주선진국의 경우 대부분의 우주발사체에 터

* 한국항공우주연구원 우주추진기관실

† 한영민, 042-860-2369 ymhan@kari.re.kr

** 건국대학교 항공우주공학과

보펌프를 사용하는 관계로 1950년대부터 가스발생기에 대한 개발을 수행해 왔으며, 현재 운용중인 staged combustion closed cycle 엔진에서 산화제 과잉으로 운전하는 preburner 개념까지 매우 높은 수준의 가스발생기 개발을 진행해 왔다. 국내의 경우는 터보펌프를 사용하는 액체로켓엔진이 없는 관계로 액체로켓용 가스발생기 개발 경험이 거의 전무하다.

본 연구는 액체로켓엔진의 약 160kW급 터빈을 구동할 수 있고, 액체산소와 케로신을 추진제로 하는 가스발생기의 연소성능시험 결과에 대한 것이다. 충돌형 인젝터, 물냉각 채널, torch ignitor, turbulence ring 그리고 측정 ring을 갖는 가스발생기에 대해 기술하였고, 점화, 연소, 종료 등에 대한 cyclogram에 대해 언급하였다. 설계점에서의 연소시험 및 turbulence ring 장착 여부, 연소실 길이 변화에 따른 연소시험의 결과들에 대해 기술하였다. 탈설계점에서의 연소시험 결과에 대해서는 향후에 발표할 예정이다. 본 결과는 향후 가스발생기의 개발에 기초 설계자료로 활용될 수 있을 것이다.

2. 가스발생기 및 시험장치

2.1 액체로켓엔진용 가스발생기

액체로켓엔진의 전체 성능해석을 통해 가스발생기에서 요구되는 성능을 최적화하였다. Table 1에 시스템에서 요구되는 가스발생기의 설계 제원을 나타내었다.

Table 1. Design Parameter of Gas Generator

인자	단위	Value
산화제/연료		LOx/Kerosene
연소실 압력	Bar	19.3
출구가스온도	K	920
추진제 유량	kg/s	0.9
O/F Ratio		0.337
연소실 내경/길이	mm	52/293
추진제 Stay Time	msec	5

설계된 가스발생기는 연소실, 인젝터 및 헤드, 점화기, turbulence ring 그리고 측정 ring, 노 wmf부 등으로 구성되었다. 연소실의 경우는 가스발생기 특성상 낮은 증발율과 혼합과정을 고려하여 추진제의 체류시간(stay time)을 약 5msec로 선정해 크기를 결정하였고, 연소실 벽면은 시험용이라는 점을 감안하여 내벽 5mm, 물냉각 채널 간격 2mm, 외벽 5mm 인 SUS로 제작하였다.

본 가스발생기에 장착한 인젝터는 연료-산화제-연료(F-O-F)의 충돌형 인젝터이다. 인젝터는 충돌각 범위가 30°에서 60°, 충돌거리는 4mm에

서 8.6mm까지 변화시킨 수류시험을 거쳐 혼합효율, 분무특성 등을 고려하여 충돌각 45°, 충돌거리 6mm인 인젝터를 선정하였다.[3]

Fig. 1은 인젝터 도면과 제작된 인젝터이다.

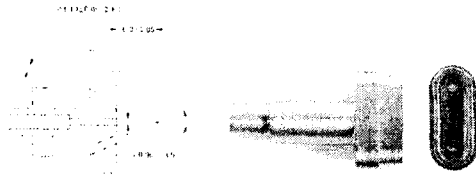


Fig. 1 F-O-F Impinging Type Injector

가스발생기 인젝터 헤드부는 추진제를 여러 인젝터로 균일하게 공급하는 연료 메니폴드 링 및 산화제 dome을 가지고 있으며, 헤드부에서의 인젝터 배열은 연소실 단면에서의 추진제의 균일한 분포 및 인젝터의 기하학적인 형상을 고려하여 배치하였다. 중앙에 구형인젝터를 배치하고 제 1열에 4개, 제 2열에 8개를 직교하게 배치하였다. Fig. 2는 가스발생기 인젝터 헤드부 face plate의 사진이다.

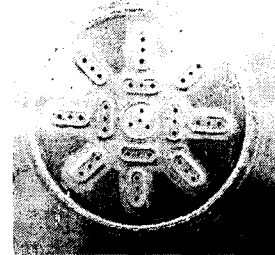


Fig. 2 Injector Face Plate

가스발생기 연소시험에 사용된 점화기는 기체 산소와 기체메탄을 사용한 torch ignitor 형태로 equivalence ratio가 2-2.5정도에서 전체 유량이 3-4g/sec를 유지하면서 점화가 이루어지게 하였다.[4]

충돌형 인젝터를 사용하는 경우 국부적인 고온 지역이 층을 이룰 수 있어 연소실 중간에 혼합을 증가시키기 위한 turbulence ring을 장착하게 되는데, 본 가스발생기에서는 냉각을 하지 않는 원추형의 ring을 인젝터 face plate 면에서 50mm 정도 떨어진 지점에 장착하였다.

가스 발생기 출구에서의 온도분포를 측정하기 위해 측정 ring을 설치했는데, 동압 및 정압 센서, 6개의 K-type 온도센서를 장착할 수 있는데, Fig. 3에 이를 나타내었다.

노즐은 가스발생기의 출구 가스온도가 1000K 이하로 냉각을 고려하지 않고 SUS 재질로 교환이 가능토록 제작하였으며, 형상은 원추형태로 하였다.

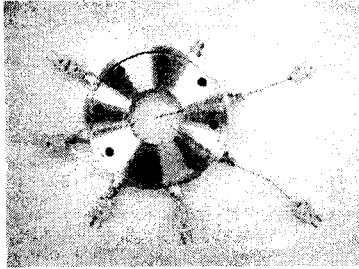


Fig. 3 Instrument Ring

Fig. 4는 전체 조립된 가스발생기의 형상을 보여주고 있다.

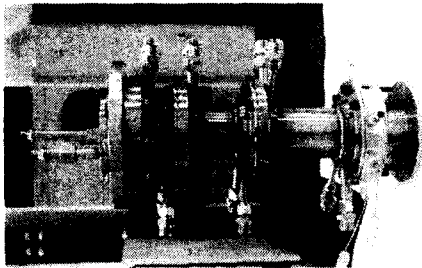


Fig. 4 Gas Generator Assembly

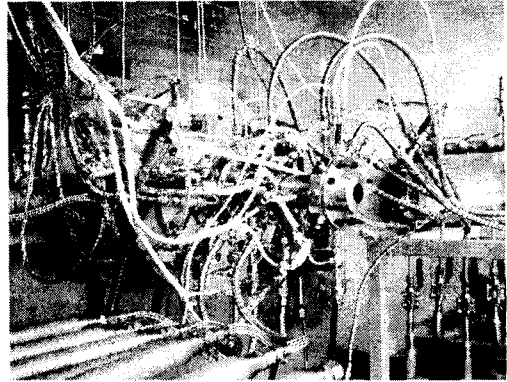


Fig. 5 Test Stand with Gas Generator

점화순서는 torch ignitor에 spark을 발생시키고 가스 메탄을 공급한 후 가스 산소를 공급해 연소실 안에 먼저 torch 화염이 존재하게 하였다. 화염의 존재로 torch ignitor안의 압력이 2bar 이상이 올라가면 가스발생기로 케로신을 보내고 약 0.3초 후에 산화제를 보내 연소실에서 연소가 이루어지게 하였다. 연소 종료시에는 질소 퍼지에 의한 산화제 순간 공급으로 인해 연소가스의 온도가 매우 빠르게 올라간다. 이는 열전대 및 노즐 파손을 가져오므로 케로신의 공급 중단 시기를 산화제보다 약 1.5초 후에 이루어지게 하였다. 점화 및 종료에 대한 연소시험 cyclogram을 Table 3에 나타내었다.[6]

2.2 시험조건 및 시험장치

가스발생기로의 추진제 공급 유량은 설계점 기준으로 산화제 227g/s, 연료유량 673g/sec로 하였으며, 설비의 가압압력은 산화제 탱크 약 34bar, 연료탱크 약 32bar로 하였다.

각 연소시험 조건에서 가스발생기의 사양은 Table 2에 나타내었다.

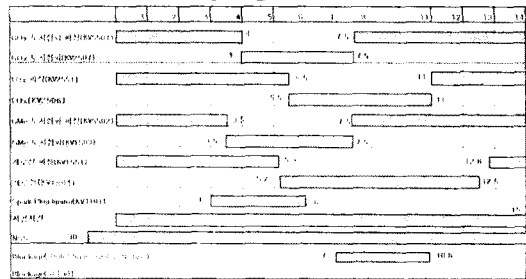
Table 2 Test Conditions

	Turbulence Ring 유무	연소실 길이	비교
Test A	유	300mm	설계점
Test B	무	300mm	"
Test C	유	350mm	"
Test D	유	222mm	"

연소시험은 항우연에 설치 운영중인 소형연소 시험장(mReTF)에서 이루어졌으며 이에 대한 상세설비 사항은 참고문헌[5]에 나타나 있다.

연소실 냉각을 위해 물공급 펌프를 사용했으며 기존의 추력측정장치에 가스발생기를 장착하였다. 물공급 라인 및 센서 그리고 추진제공급 라인 등을 연결하여 test stand에 장착한 가스발생기의 사진을 Fig. 5에 나타내었다.

Table 3 Test Cyclogram of Gas Generator



3. 연소시험결과

3.1 가스발생기 연소시험

3.1.1 Test A 결과

가스발생기 설계점에서 turbulence ring을 장착하고 연소시험을 수행한 결과, 전체적인 작동성이 양호함을 보여 주었다. 연소압력과 연소가스 온도 등의 여러 인자들이 예상치와 비슷한 값을 보여주었고 연소실 냉각에 문제가 없었다.

연소시험 후 인젝터 헤드에는 손상이 없었으며 저 혼합비로 인해 face plate에 soot가 많이 있음

을 Fig. 6에서 확인할 수 있다. 연소실 또한 손상이 없었으며 인젝터 배열에 따른 soot streak가 벽면에 존재했다. Turbulence ring, 노즐부에 손상은 없었다.



(a)Injector Face Plate (b) Case Wall
Fig. 6 Gas Generator after Testing

Fig. 7은 시험 중의 사진으로 연소시간이 짧은 관계로 후처리하지 않고 시험을 수행하였다.



Fig. 8 Exhaust Gas during Testing

산화제 공급은 Fig. 9와 같이 일정하게 공급되었으며 압력은 34bar를 유지하였다.

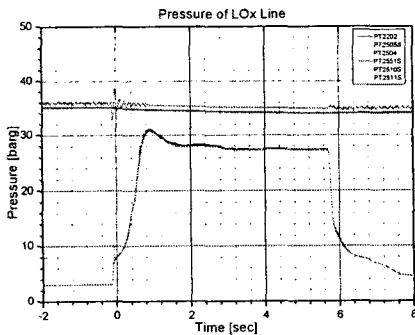


Fig. 9 Pressure of LOx Supply Line

연료 공급은 Fig. 10과 같이 초기 구간을 제외하면 균일하게 유지하였다.

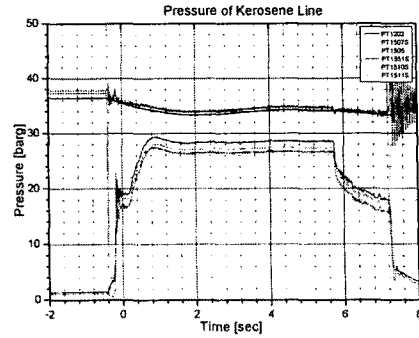


Fig. 10 Pressure of Kerosene Supply Line

Fig. 11은 가스발생기 메니폴드와 연소실에서의 압력을 보여 주고 있는데, 연소시작 3초후에는 안정된 값을 보여주고 있다.

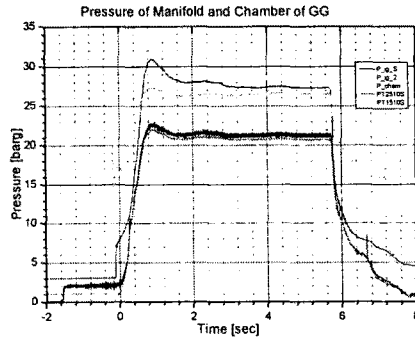


Fig. 11 Pressure at Manifold and Chamber

Fig. 12은 산화제 및 연료 유량곡선을 보여주고 있는데 산화제는 약 240g/s, 연료는 약 640g/s 정도의 값을 나타내고 있다.

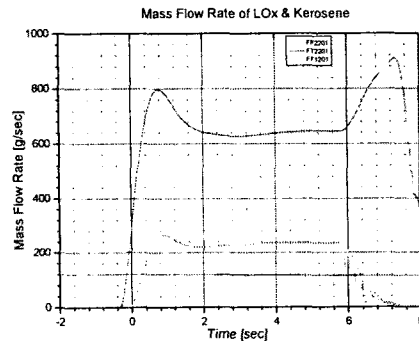


Fig. 12 LOx/Kerosene Mass Flow Rate

Fig. 13은 가스발생기 출구에서의 온도분포를 보여주고 있다. 가스온도의 면적 평균값은 약 685°C이며 온도센서간의 편차는 약 $\pm 10^\circ\text{C}$ 값을 나타내고 있다. 초기 압력 및 혼합비의 섭동에 따른 구간을 제외하면 안정된 값을 보여주고 있다. Fig. 3에서 보듯이 중앙에 열전대 1개 (TH14), 연소실 벽면에서 25mm 떨어진 열전대 2개(TH13, 12), 벽면에서 5mm 떨어진 열전대 3개(TH11, 10, 9)가 장착되어 있다. Fig. 13에서 중앙 열전대 TH14의 값은 약 695°C이며 벽면에서는 676°C를 보여주고 있다.

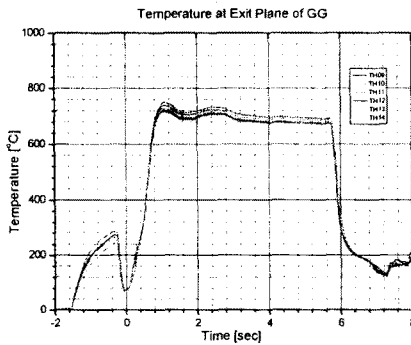


Fig. 13 Temperature Distribution (Test A)

3.1.2 Test B 결과

가스발생기에서 turbulence ring의 효과를 확인하기 위해 이를 제거한 상태에서 시험을 수행하였다. 추진제 공급은 위의 Test A와 동일하게 이루어졌으며, 유량 및 가스발생기의 압력은 전 시험과 유사하게 값을 보여 주었다.

Fig. 14은 출구에서의 온도분포를 보여주고 있는데, 면적 평균온도는 670°C로 최대 차이는 50°C 이상을 보여주고 있다.

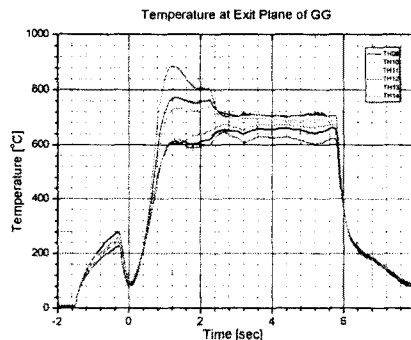


Fig. 14 Temperature Distribution (Test B)

3.1.3 Test C 결과

가스발생기의 경우 저 혼합비에서 연소가 이루어지므로 연소가스의 잔류시간이 연소효율(특성 속도)에 영향을 미친다. 그래서 본 조건에서는 Test A의 연소실 길이 300mm(잔류시간 5msec)보다 긴 350mm(6msec)를 선택하여 시험을 수행하였다.

Fig. 15은 출구에서의 온도분포를 보여주고 있는데, 면적 평균값은 663°C를 보여주고 있으며 편차는 시험중에서 가장 작은 $\pm 5^\circ\text{C}$ 값을 보여주고 있다. 이는 연소실이 길어짐과 turbulence ring에 의한 혼합이 중복된 결과로 볼 수 있다.

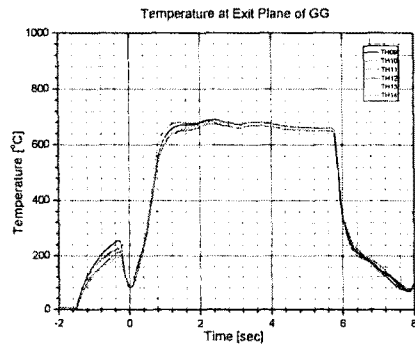


Fig. 15 Temperature Distribution (Test C)

3.1.4 Test D 결과

연소실 길이가 작은 222mm인 경우에 대한 연소시험을 수행하였다. 추진제 잔류시간은 약 4msec이다. Fig. 16은 출구의 온도분포로 면적 평균값은 약 675°C, 편차는 최대 38°C까지 보여주고 있어 turbulence ring에 의한 혼합이 아직도 이루어지지 않았음을 보여주고 있다.

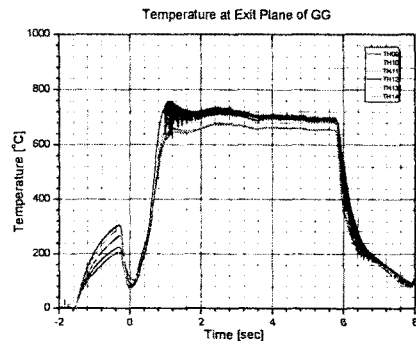


Fig. 16 Temperature Distribution (Test D)

3.2 설계점 시험결과 분석

가스 발생기 설계점 연소시험결과 가스발생기에 중요한 인자인 출구에서의 가스온도는 공급되는 추진제의 O/F 비에 매우 민감함을 알 수 있었다. Table 4은 각 시험에 대한 결과치를 요약한 것이다.

Table 4. Test Results of Gas Generator

인자	Test A	Test B	Test C	Test D
연소실 압력(bar)	22.35	22.42	22.49	22.75
O/F Ratio	0.366	0.350	0.355	0.362
전체 유량(g/sec)	878	914	901	897
평균출구 온도(K)	958	943	936	948
온도 편차(K)	±9.4	±25.0	±5.0	±19.5
C*(특성속도, m/s)	1001	965	981	998

Table 4에서 특성속도(연소효율)는 turbulence ring 장착 여부 및 연소실 길이(잔류시간)에 큰 영향을 받지 않고, 추진제의 O/F ratio에 영향을 받을 수 있다. 이는 4-6msec 정도의 잔류 시간에서는 이미 혼합 연소가 이루어졌다는 것을 의미하는 것이다.

연소기 출구에서의 온도 또한 범위가 작은 O/F ratio 이지만 매우 민감하게 영향을 받고 있다. O/F ratio에 따른 연소가스의 온도 관계는 탈설계점에서의 관계를 알게 되면 명확하게 파악할 수 있을 것으로 사료된다.

Turbulence ring의 경우 연소실에서 약 0.5bar 정도의 차압을 발생시키지만, 온도편차는 ±25.0K에서 ±9.4K로 줄어들게 하였다. 이는 약간의 압력 손실이 되겠지만 출구에서 연소가스의 hot streak를 방지할 뿐만 아니라 온도분포를 매우 균일하게 해주어 터보펌프의 효율 증가에 기여할 수 있을 것으로 사료된다.

4. 결론

액체로켓용 가스발생기를 제작하여 성공적으로 설계점 연소시험을 수행하였다. 연소시험 결과 가스발생기의 인젝터 헤드, 연소실, 노즐부, turbulence ring 등에서 손상이 전혀 없었으며, 압력 및 온도 등의 성능이 만족한 결과를 보여 주었다.

가스발생기의 점화를 torch ignitor로 성공적으로 이루었으며, 점화초기 및 종료시에 발생하는 가스발생기 출구에서의 온도 스파이크는 케로신 선공급, 산화제 선종단으로 제거되었다.

가스발생기의 온도편차는 turbulence ring이

없는 경우 ±25K, ring을 장착한 경우 ±9.4K로 매우 균일한 값을 보여, 타 가스발생기의 ±50K보다 매우 좋은 성능을 보여 주었다.

연소실에서 추진제의 4-6msec 정도의 잔류 시간에서는 크게 연소효율이나 출구온도가 변하지 않았다. 연소효율이나 출구온도는 가스발생기로 공급되는 추진제의 O/F ratio에 매우 큰 영향을 받을 수 있었다. 이는 액체로켓엔진에서 엔진의 추력 정확도를 결정하는 터보펌프의 정확한 출력을 위해서는 매우 세밀한 가스발생기의 O/F ratio 제어가 필요하다는 의미이다.

본 가스발생기의 설계 및 연소시험 결과 특히 가스발생기의 혼합비와 가스온도와의 관계식은 향후 개발되어질 가스발생기 설계나 저 혼합비 연소해석 코드를 작성시 매우 유용하게 사용되어질 것이다.

후 기

본 액체로켓엔진용 가스발생기의 연소시험에 많은 도움을 주신 한국항공우주연구원 엔진그룹 송주영, 강동혁, 정민제씨에게 감사드립니다.

참고문헌

- [1] H. W. Douglass, H.W. Schmidt, L. Levinson, "Liquid Propellant Gas Generators", NASA SP-8081, 1972.
- [2] Huzel, D. K. and Huang, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," AIAA, 1992.
- [3] 권순탁, 이창진, "액체로켓 가스발생기용 F-O-F 인젝터의 설계와 분사특성", 한국항공우주학회 추계학술발표회논문집(II), pp.1039-1043, 2203. 11.
- [4] 김승한 등, "액체로켓엔진 연소기 및 가스발생기의 점화 특성 연구", 제27회 KOSCO SYMPOSIUM, 2003.12.
- [5] 김영한 등, "KSR-III 축소형(I) 엔진의 연소 시험", 한국항공우주학회지, 제30호 제8권, pp. 120-125, 2002.12.
- [6] 한영민, 조남경, 박성진, 이수용, 이대성, "KSR-III 주엔진 연소시험 Cyclogram에 대한 고찰", 한국추진공학회지, 제6권 제3호, pp.19-27, 2002.9.