

분사기 설계에 따른 실물형 가스발생기 연소특성 비교

안규복* · 서성현* · 이광진* · 한영민* · 최환석*

Effect of Injector Design on Combustion Characteristics of Full-scale Gas Generators

Kyubok Ahn* · Seonghyeon Seo* · Kwang-Jin Lee* · Yeoung-Min Han* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

Effects of injector design on combustion characteristics of full-scale gas generators were studied. Three full-scale gas generators, which have same total mass flow rate but mass flow rate per injector is different depending on their designs, were manufactured. Thirteen, nineteen and thirty seven injectors, which have internal-mixing and double-swirl characteristics, are distributed in injector heads, respectively. The results showed that special pressure fluctuations in the gas generators with 13 and 19 injectors didn't appear around longitudinal resonant frequency, but small longitudinal-mode instability appeared in the gas generator with 37 injectors. As the number of injectors installed in injector heads increased, temperature distribution in combustion chambers showed small deviations, but the damage of LOx posts increased.

초 록

분사기 설계에 따른 실물형 가스발생기의 연소 특성에 대한 연구를 수행하였다. 가스발생기에 공급되는 총 추진제의 유량은 같으면서도 분사기 설계에 따라 분사기당 유량이 달라지는 실물형 가스발생기 3대가 제작되었다. 각 가스발생기에는 13개, 19개, 37개의 내부 혼합형 이중 스월 분사기가 배치되었다. 연소시험 결과, 13개, 19개 분사기를 장착한 가스발생기는 축방향 공진주파수에 해당하는 섭동이 발생하지 않았지만, 37개 분사기가 장착된 가스발생기의 경우 강도가 작긴 하지만 축방향 공진주파수에 해당하는 연소불안정 현상이 나타나고 있다. 분사기 헤드에 배치된 분사기 수가 증가할수록 연소실내의 온도 분포는 작은 편차를 보이지만, LOx post의 손상은 증가하는 것을 알 수 있었다.

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Injector Design(분사기 설계), Dynamic Pressure(동압), Combustion Instability(연소불안정), Temperature Distribution(온도 분포)

1. 서 론

고압 액체로켓엔진에서 추진제를 저장탱크에서 연소기로 전달하는 터보펌프를 구동하기 위해서는 터빈을 돌리기 위한 공급원이 필요하게 된다. 이러한 공급원을 제공하는 방법으로는 펌

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

창식 사이클(expander cycle), 단계식 연소 사이클(staged-combustion cycle), 가스발생기 사이클(gas generator cycle) 등이 대표적이며, 비행임무, 성능, 추진제, 연소실 등의 특성에 따라 최적의 방법이 선택된다[1].

근래의 우주발사체용 액체추진제 로켓시스템에 가장 널리 사용되고 있는 것이 가스발생기 사이클이며[2], 한국항공우주연구원에서도 추진제 공급방식으로 터보펌프를 이용하는 30톤급 액체로켓엔진에 사용될 가스발생기를 개발하고 있다[3-6].

가스발생기에서 배출되는 가스의 온도가 높을 경우 터빈 블레이드를 녹일 수 있기 때문에 일반적으로 터빈의 재질에 따라 연소가스의 온도는 1000 K 내외로 제한되게 된다. 이를 위해 연료 과농(fuel-rich)이나 산화제 과농(oxidizer-rich) 조건[7]에서 연소가 이루어지게 하거나, 연소는 stoichiometric 조건에서 일어나지만 터빈에 들어 오기 전 추가적인 연료/산화제/물 등의 희석제를 이용하여 연소가스의 온도를 낮추는 방법이 사용되기도 한다[1].

한국항공우주연구원에서는 액체로켓엔진의 1.5 MW급 터빈을 구동할 수 있고, 액체산소와 케로신을 추진제로 연료과잉 조건에서 작동하는 가스발생기를 개발하고 있다. 그동안 액체로켓엔진 가스발생기 개발은 여러 종의 단일분사기에 대한 설계/제작/수류시험 단계, 2- 또는 4분사기 축소형 가스발생기의 연소시험을 통한 후보 분사기 검증/선별/설계변경 단계, 그리고 실물형 가스발생기 개발 단계로 진행되었고[3], 지금까지 실물형 가스발생기의 경우 총 10대가 제작되어 59번의 연소시험이 수행되었다.

실물형 가스발생기 연소시험 결과 크게 두 가지 문제가 제기되었는데 하나는 LOx post의 손상 문제[4], 다른 하나는 연소 안정성 문제에 대한 것이다[5-6]. 이 두 가지 문제를 해결하기 위해 분사기의 리세스 수(RN, recess number), 분사기당 유량, 연소실 길이/직경, 교반링(turbulence ring) 장착 등의 분사기 및 연소실 설계 변경을 수행하여 왔다.

본 논문에서는 이러한 설계 변경 중에서 가스

발생기에 공급되는 총 추진제의 유량은 같되 분사기 헤드에 배치된 분사기의 개수가 13, 19, 37개로 분사기당 유량이 다른 실물형 가스발생기 3종에 대한 연소특성을 비교해 보았다.

2. 가스발생기 및 시험조건

2.1 가스발생기 형상

Table 1은 본 연구에 사용된 실물형 가스발생기 분사기 헤드의 모습을 나타낸다. 비행용으로 사용되는 가스발생기는 일체형 형태를 가지나, 본 연구에서는 개발비 절감을 위하여 연소실과 노즐은 서로 공유하도록 하고 분사기 헤드만을 교체할 수 있도록 하였다. 각 가스발생기 모델에는 LOx post 손상을 줄이기 위해 리세스 수가 1보다 큰 내부 혼합형 이중 스윙 분사기가 적용되었다[4]. Table 1에서와 같이, 가스발생기에 배치되는 분사기의 수가 증가할수록 분사기의 리세스 수 또한 증가하여 제작하였다. 이는 분사기 수가 증가할수록 분사기당 유량과 크기가 작아지므로 LOx post의 손상이 심각해질 수 있기 때문에 리세스 수를 증가시켜 이를 방지하도록 하였다.

연소시험에 사용된 실물형 가스발생기의 연소실 실린더부는 직경 107 mm, 길이 125 mm의 크기를 갖으며, 연소실 축소부는 76도, 90도의 축소각을 갖는 두 가지가 조건에 따라 사용되었다. 노즐의 직경은 28.4 mm이었으며, 시험조건에 따라 525 mm 길이의 연장배관부나 교반링(turbulence ring)이 사용되기도 하였다. 연소실 형상에 대한 보다 자세한 사항은 참고문헌[6]에 나와 있다.

2.2 시험조건

가스발생기 또한 연소기와 동일하게 엔진의 작동 영역이 15% 범위에서 변화하므로 이러한 범위 내에서 가스발생기의 작동성 및 안정성을 보장하기 위해 가스발생기의 성능이 매우 중요하다. 가스발생기의 설계점 뿐만 아니라 탈설계점 특히 고압, 고 O/F비에서는 출구온도가 높기

때문에 가스발생기 자체적인 손상뿐만 아니라 터빈의 블레이드를 손상시킬 수 있기에 매우 정확한 성능을 알아야한다. 탈설계점은 가스발생기 설계점 연소압력 및 O/F비 기준으로 $\pm 15\%$ 를 설정하여 Table 2과 같이 도출하였다.

Table 1. 실물형 가스발생기 헤드부 형상

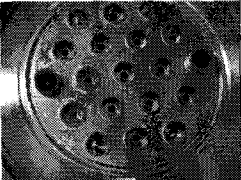
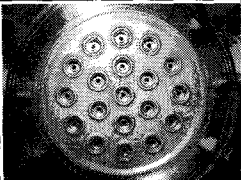
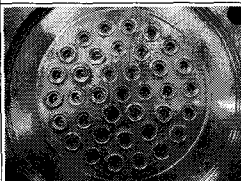
가스발생기 모델	헤드부 사진	분사기 수	RN
GG#1		13	1.6
GG#2		19	2.0
GG#3		37	2.7

Table 2. 가스발생기 설계점 및 탈설계점 시험 조건

Item	DP	OD1	OD2	OD3	OD4	OD5	OD6	OD7	OD8
O/F Ratio	0.32	0.27	0.37	0.37	0.27	0.27	0.32	0.37	0.32
Total Press. [MPa]	5.78	4.91	4.91	6.65	6.65	5.78	4.91	5.78	6.65
Total Temp. [K]	900	827	974	974	827	827	901	974	901
Mass Flow Rate [kg/s]	4.40	4.25	3.34	4.52	5.76	5.00	3.74	3.93	5.06

3. 연소시험 결과 및 검토

3.1 연소시험 결과(GG#1)

먼저 13개 분사기를 갖는 실물형 가스발생기 GG#1(연소실 축소부 76도, 교반링·연장배관부

사용 안함)을 이용하여 설계점에서 수행한 연소 시험의 정압과 온도 결과를 Fig. 1에 나타내었다. 산화제 유량이 예상보다 적게 들어가 O/F비가 0.306으로 측정되었으며, 이에 따라 연소압과 온도가 52.9 bar, 851 K로 Table 2의 설계점 조건 보다 낮은 결과를 보여주고 있다.

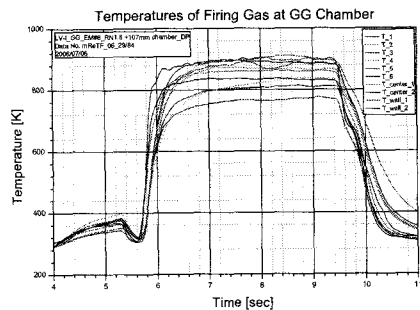
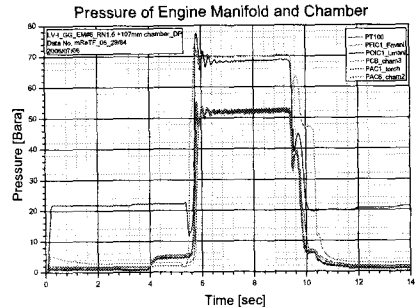


Fig. 1 매니폴드 및 연소실 압력과 연소실내 연소가스 온도 분포(GG#1)

연소실내의 온도 분포는 벽면이 가열되는 시간을 제외하면, 1초 정도면 충분히 평형이 이루어진다는 것을 알 수 있다. 벽면에서 측정된 온도를 제외하면 최고온도와 최저온도의 차이는 75.9 K이었으며, 가스발생기로부터 터빈 입구까지의 길이를 고려하면 터빈 입구에서의 온도 편차는 50 K 이내로 유지될 것으로 예상된다.

Figure 2는 연소실 및 계측링(instrument ring) 동압 센서로부터 측정된 동압 신호를 분석한 결과이다. 연소실 벽면에 수평하게 배치된 (flush-mount) 동압 센서(FCC1)를 기준으로 보면 rms 값으로 1.02 bar, 연소압 기준 1.93%로 작은

섭동 강도를 보이고 있다. 스펙트럼 분석 결과 가장 큰 섭동은 7300 Hz 정도에서 나타나고 있고, 작은 섭동이 축방향 공진주파수에 해당하는 2700 Hz 정도에서 발생하고 있는 것을 알 수 있다. 기존 시험 결과들로부터 축방향 공진주파수 영역에서 큰 섭동이 발생했던 것과 비교해 보면 [6], 분사기 개수가 줄어들고 분사기당 유량이 증가함에 따라 화염면의 영역이 축방향으로 확장되고 이에 따라 축방향 공진주파수에 해당하는 동압 섭동이 작아졌을 것으로 판단된다.

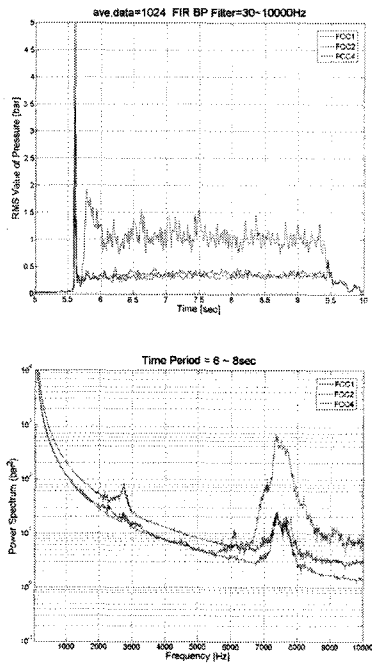


Fig. 2 시간에 따른 동압 섭동 RMS 값 및 스펙트럼 분석 결과(GG#1)

3.2 연소시험 결과(GG#2)

다음으로 19개 분사기를 갖는 실물형 가스발생기 GG#2(연소실 축소부 76도, 교반링·연장배관부 사용 안함)을 이용하여 설계점에서 수행한 연소시험의 정압과 온도 결과를 Fig. 3에 나타내었다. 시험결과 O/F 비, 연소압, 온도는 각각 0.329, 56.0 bar, 902 K로 Table 2의 설계점 조건과 거의 유사한 결과를 보여주었다. 벽면에서 측정된 온도를 제외하면 최고온도와 최저온도의

차이는 74.5 K이었으며, 분사기 수가 13개에서 19개로 늘어남에 따라 연소실내에서의 혼합 효율이 약간 좋아졌다고 생각된다.

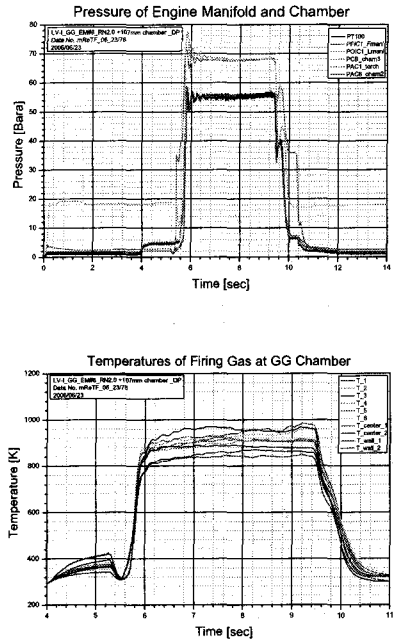


Fig. 3 매니폴드 및 연소실 압력과 연소실내 연소가스 온도 분포(GG#2)

동압 센서로부터 측정된 동압 신호를 분석하여 Fig. 4에 도시하였다. 동압 센서(FCC1)에서 측정된 rms 값이 간헐적으로 상당히 강한 증폭(peak)을 보이는데, 이는 시험중 센서와 라인의 접촉이 순간적으로 불량했기 때문으로 생각되며 정상 구간에서의 평균을 취해보면 rms 값으로 0.61 bar, 연소압 기준 1.08%로 작은 섭동 강도를 보이고 있다. 스펙트럼 분석 결과에서도 가장 큰 섭동은 8500 Hz 정도에서 나타나고 있고, 축방향 공진주파수에 해당하는 영역에서는 두드러진 섭동이 나타나지 않는 것을 알 수 있었다. 이 또한 기존보다 분사기 개수가 줄어들고 분사기당 유량이 증가함에 따라 화염면의 영역이 축방향으로 확장되고 이에 따라 축방향 공진주파수에 해당하는 동압 섭동이 작아졌을 것으로 판단된다.

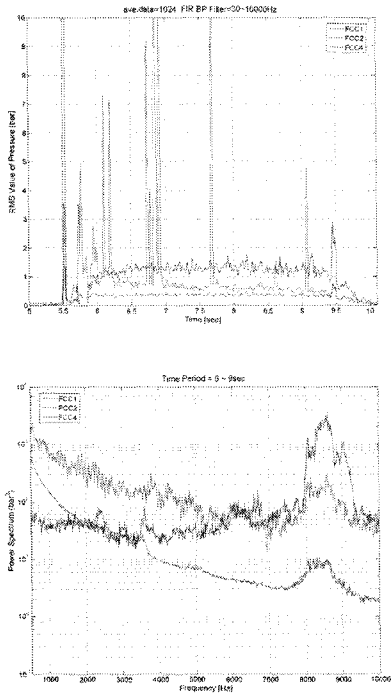


Fig. 4 시간에 따른 동압 섭동 RMS 값 및 스펙트럼 분석 결과(GG#2)

3.3 연소시험 결과(GG#3)

마지막으로 37개 분사기를 갖는 실물형 가스 발생기 GG#3(연소실 축소부 76도, 교반링·연장 배관부 사용 안함)을 이용하여 설계점에서 수행한 연소시험의 정압과 온도 결과를 Fig. 5에 나타내었다. 연료 유량이 예상보다 많이 들어가 O/F 비가 0.301로 측정되었으며, 이에 따라 연소압과 온도가 52.9 bar, 849 K로 Table 2의 설계점 조건 보다 낮은 결과를 보여주고 있다. 벽면에서 측정된 온도를 제외하면 최고온도와 최저온도의 차이는 67.7 K로, 분사기 수가 37개로 증가함에 따라 혼합 효율이 GG#1, GG#2 보다 좋아진다는 것을 알 수 있었다.

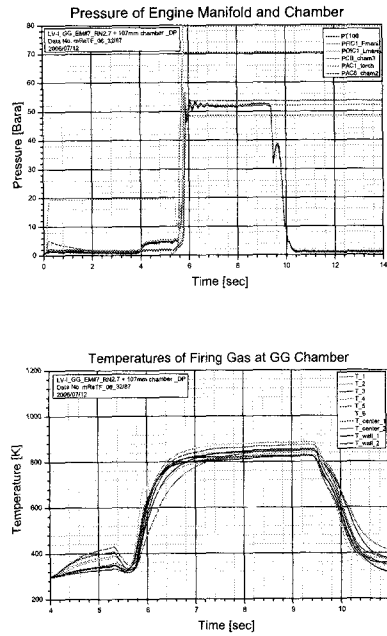


Fig. 5 매니폴드 및 연소실 압력과 연소실내 연소가스 온도 분포(GG#3)

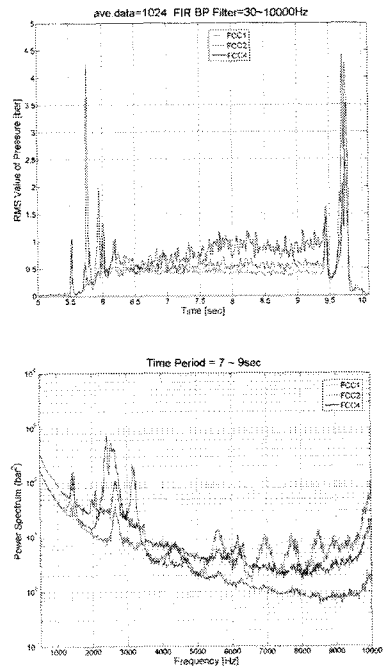
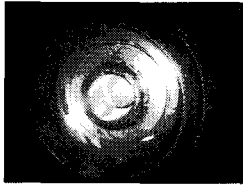
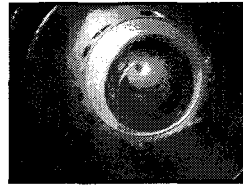
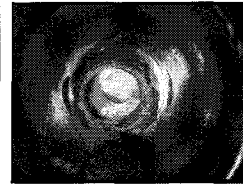


Fig. 6 시간에 따른 동압 섭동 RMS 값 및 스펙트럼 분석 결과(GG#3)

Table 3. 실물형 가스발생기 연소시험 결과 비교

가스발생기 모델	GG#1	GG#2	GG#3
연소실내 온도 편차(K)	75.9	74.5	67.7
연소실내 동압 섭동(bar)	1.02	0.61	0.41
연소압 기준 동압 섭동(%)	1.93	1.08	0.84
축방향 연소불안정 발생여부	X	X	○
3회 연소시험 후 LOx post 사진			

동압 신호 데이터를 분석하여 Fig. 6에 도시하였다. 정상 구간에서의 평균을 취해보면 rms 값으로 0.41 bar, 연소압 기준 0.84%로 GG#1, GG#2 보다 작은 섭동 강도를 보이고 있지만, 스펙트럼 분석 결과에서는 GG#1, GG#2와는 달리 축방향 공진주파수에 해당하는 영역인 2600 Hz 주위에서 섭동이 나타나는 것을 알 수 있었다. 분사기 개수의 증가로 분사기당 유량이 감소함에 따라 화염면의 영역이 축방향으로 좁아짐으로써 축방향 공진주파수에 해당하는 동압 섭동이 커졌을 것으로 판단된다.

3.4 연소시험 결과 비교

지금까지 실물형 가스발생기 GG#1, GG#2, GG#3에 대한 설계점에서 수행된 연소시험 결과에 대하여 논의를 하였다. 공통적으로 탈설계점 OD5, OD8에 대한 시험을 수행하였고, OD8에서 동압의 섭동 강도가 다른 조건보다 큰 것을 제외하고는 설계점에서의 결과와 큰 차이를 보이지 않으므로, 본 논문에서는 탈설계점 연소시험 결과에 대한 논의는 생략을 하였다.

실물형 가스발생기 GG#1, GG#2, GG#3의 대표적 시험 결과를 Table 3에 비교하였다. 앞에서 살펴본 바와 같이 분사기 수가 증가할수록 연소실내의 온도 편차, 동압 섭동의 강도는 감소하였다. 하지만 동압 섭동의 강도와는 달리 축방향 연소불안정은 GG#3에서 발생하였다. 3회 연소시험 후 내시경 카메라를 이용하여 LOx post의 사

진을 촬영하였는데 Table 3에서와 같이 13개, 19개 분사기를 적용한 GG#1, GG#2의 분사기는 손상이 거의 없는 반면에 37개 분사기를 사용한 GG#3에서는 많은 손상이 이루어진 것을 알 수 있었다. 이는 GG#3의 경우 분사기의 크기와 분사기당 유량이 작기 때문에 화염의 영역이 분사기 헤드 근처에서 발생될 것이며 상대적으로 분사기를 생각해 줄 수 있는 LOx의 양이 적기 때문으로 생각된다.

현재 우주개발 선진국에서는 가스발생기 개발에 있어 많은 비용이 분사기를 제작하는데 사용되므로 화염 길이와 혼합 효율은 유지하면서도 고유량을 보낼 수 있는 분사기를 적게 배치하기 위해 노력하고 있다[8].

GG#1, GG#2, GG#3 가스발생기 모두 터빈 입구에서의 온도 편차는 ± 50 K 이내로 유지될 것으로 판단되며, 연소실내 동압 섭동은 연소압 기준 5% 이내를 만족하고 있다. 제작 비용, 축방향 연소불안정 발생 여부, LOx post의 손상 정도로 볼 때, GG#3 가스발생기 보다는 분사기 개수가 작은 GG#1, GG#2 가스발생기를 좀 더 깊게 연구하여 개발하는 것이 적당하다고 생각된다.

4. 결 론

분사기 설계에 따른 실물형 가스발생기의 온도 분포, 동압 섭동, LOx post 손상 등과 같은 연소

특성에 대하여 비교, 분석을 하였다. 가스발생기에 공급되는 총 추진제의 유량은 같으면서도 분사기당 유량을 변화시키기 위해 13개, 19개, 37개 분사기가 배치된 총 3종의 가스발생기를 제작하였다. 가스발생기에 배치된 분사기 수가 증가할수록 연소실내의 온도 편차와 동압 섭동의 강도는 전반적으로 감소하는 경향을 나타내었다. 하지만 37개 분사기가 배치된 가스발생기의 경우 미약하긴 하지만 축방향 연소불안정이 발생을 하였으며 LOx post의 손상이 상당히 진행됐다는 것을 알 수 있었다. 따라서 가스발생기의 제작 비용, 축방향 연소불안정 발생, 분사기의 LOx post 손상 등을 고려할 때 분사기 개수가 작은 13개, 19개 분사기를 갖는 가스발생기를 개발하는 것이 적당하다고 생각된다.

참 고 문 헌

1. D. B. Morgan and R. Beichel, "Stoichiometric Gas Generator - A Strategic Departure," AIAA Paper 91-2584, 1991
2. 홍용식, 우주추진공학, 청문각, pp.143-149
3. 한영민, 이광진, 문일윤, 서성현, 최환석, 이수용, "액체로켓엔진용 가스발생기의 고압연소특성," 제25회 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2005, pp.341-345
4. 송주영, 김종규, 문일윤, 한영민, 최환석, "가스발생기 분사기 LOx post 손상 방지를 위한 분사기 개발," 제25회 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2005, pp.353-357
5. 안규복, 이광진, 임병직, 한영민, 최환석, "액체로켓엔진용 가스발생기에서 연소불안정 방지를 위한 연소실 개발," 제25회 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2005, pp.207-210
6. 안규복, 문일윤, 서성현, 한영민, 최환석, "설계 인자에 따른 연료 과농 가스발생기의 연소 안정성 특성 연구," 제26회 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2006, pp.171-176
7. P. W. Gloyer, W. H. Knuth and R. A. Crawford, "Oxygen Rich Gas Generator Design and Performance Analysis," AIAA Paper 93-2159, 1993
8. A. Fournet, J. M. Lonchard, J. L. Thomas, "Technological Demonstration for Low Cost Gas Generator," AIAA Paper 2004-4006, 2004