

터보펌프 연계상태의 가스발생기 연소 특성

서성현* · 안규복* · 한영민* · 최환석*

Combustion Characteristics of a Gas Generator Associated with a Turbopump

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

ABSTRACT

The present study presents experimental results of combustion tests of a fuel-rich gas generator associated with a turbopump. Five combustion tests had been successfully executed. Static pressures of the gas generator promptly reacted to propellant supply variations from the turbopump. A closed-loop test for driving the turbopump revealed no flaw. Exit gas temperature results are very similar to previous ones. An orifice was effective on the suppression of pressure fluctuations although tests conducted below 45 bar showed the same dynamic behaviour as that of component-only tests.

초 록

본 연구는 추진제를 공급하는 터보펌프와 연계한 연료 과농 가스발생기의 연소 특성에 관한 것이다. 총 5회의 연소시험이 안정적으로 실시되었다. 가스발생기의 압력 형성은 터보펌프로부터 추진제 공급 유량에 따라 연동하였다. 터보펌프를 가스발생기 가스로 직접 구동하는 폐회로 시험에서도 안정적인 작동 성능을 보여주었다. 연소 가스의 온도 형성은 이전 시험 결과와 비슷한 양상을 보였다. 실제 작동 연소 압력 변동을 위해 장착한 오리피스는 압력 섭동 저감에 효과적이었으나 45 bar 이하의 저압에서는 단품 시험 시와 동일한 압력 섭동 특성을 보여주었다.

Key Words: Gas Generator(가스발생기), Combustion Characteristics(연소 특성), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Powerpack(파워팩), Fuel-Rich(연료 과농)

1. 서 론

터보펌프방식 액체로켓엔진은 터보펌프 구동을 위한 작동가스가 필요하다. 가장 단순한 개방

형 사이클을 적용할 경우 어느 추진제 한쪽을 과농상태에서 연소시켜 고압가스를 생성하는 가스발생기를 적용한다[1]. 이원추진제를 사용하는 액체로켓엔진의 가스발생기는 연료 또는 산화제가 과농한 상태에서 연소하는 방식을 택하게 된다. 본 연구에서는 연료 과농 방식 가스발생기의 연소 시험결과에 대해 논의하고자 한다. 가스발

* 한국항공우주연구원 연소기팀
연락처, E-mail: sxs223@kari.re.kr

생기는 케로신과 액체산소를 사용하며 연소기와 유사한 형태를 지닌다. 다만 추력발생을 위한 노즐이 없고 연소가스가 터빈 매니폴드로 유입될 수 있도록 연결 배관이 존재한다. 따라서 가스발생기의 압력 형성은 터빈 매니폴드에서 터빈 블레이드로 통하는 다수의 노즐에 의해 이루어진다. 가스발생기의 연소는 연료가 완전연소에 필요한 양보다 과다하게 공급되어 연소온도를 낮추는 환경에서 이루어진다[2]. 가스발생기 연소실뿐만 아니라 터빈 매니폴드로의 연결배관 그리고 터빈 매니폴드가 모두 연소반응이 이루어질 수 있는 공간이 된다. 음속 조건에 의해 음향경계 조건이 노즐에서 형성되는 연소기와 달리 가스발생기의 경우 축 방향 특성 길이가 상대적으로 길고 연소실 부피도 가스발생기 연소실부와 연결부를 모두 고려해야 한다.

본 연구에서는 이와 같이 연소기와 달리 독특한 연소 환경을 보이는 연료 과농 가스발생기의 터보펌프 조합 환경에서의 실제 추진제 연소시험결과를 기술하고 연소실의 조건을 변경시키는 오리피스 삽입에 따른 연소 특성 변화를 살펴보고자 한다.

2. 시 험

터보펌프와 연결된 상태에서 연소시험은 총 5회가 실시되었으며, 터보펌프에서 가압된 추진제가 가스발생기로 공급되었다. 연소시험에 사용한 추진제는 액체산소와 항공유(T-1)이다. 5회의 시험 중 네 번은 가스발생기의 연소가스가 터보펌프 터빈 작동 없이 외부로 방출되는 형태로 진행되었으며, 나머지 한 번은 연소 가스가 터빈을 직접 구동하는 파워팩(powerpack)시험이 이루어졌다. Figure 1에서 가스발생기가 90도 각도를 이루는 곡관 형태의 연결배관을 통해 터보펌프 터빈 매니폴드와 연결된 모습을 볼 수 있다. 개방시험 시에는 터빈 매니폴드 모사를 위해 연결배관 대신에 길이 496 mm의 직선배관과 출구에 터빈 노즐을 모사하는 노즐이 장착되었다.

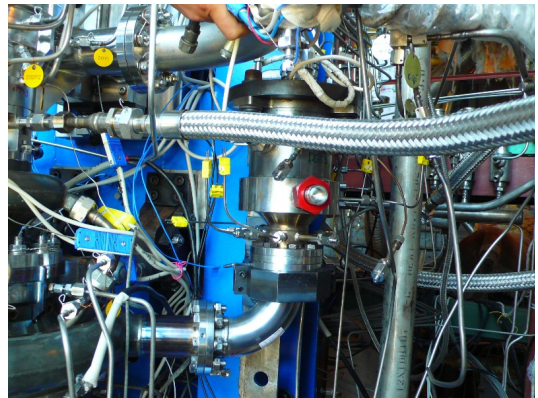


Fig. 1 A Gas Generator Assembled with a Turbopump for a Closed Combustion Test

언급한 것과 같이 가스발생기 출구에는 연소실 음향 경계 조건 변경을 위한 압력 강하를 유도하기 위해 오리피스가 삽입되었으며, 본 오리피스의 내경은 35.5 mm 로 동일한 제품이 모든 시험에 사용되었다. 가스발생기의 점화는 파이로테크닉(pyrotechnic) 점화기에 의해 이루어졌으며, 점화 위치는 연소실 측면에 가공되어 있는 구멍을 통해 점화가스가 추진제 유동 방향에 직각으로 분출되도록 하였다.

연소시험 시 가스발생기의 작동 특성 파악을 위해 매니폴드와 연소실 내부의 압력섭동이 측정되었으며, 각 주요 부위에서의 온도, 압력이 측정되었다. 정적 물리량은 100 Hz의 측정주파수로 계측 저장되었으며, 동적 물리량은 19.2 kHz이었다. 터빈 작동에 있어서 제한 조건이 되는 연소가스 온도 조절 및 확인을 위해 가스발생기의 연소실 축소부가 끝나는 곳에 가스의 유동방향에 대해 직각으로 6개의 열전대를 이용하여 가스 온도를 측정하였다.

3. 결 과

가스발생기 연소 조건은 궁극적으로 터보펌프로부터의 추진제 공급에 따라 영향을 받는다. 산화제와 연료 공급 라인에는 유량 개도 조절 밸브에 의해 유량이 실시간 조절되어 단일 연소

시험에서 여러 연소 조건을 시험할 수 있었다. Table 1에는 각 시험에서 유량 변경에 의한 연소압과 혼합비의 변화결과를 나타내었다. 연소압의 경우, 44~62 bar, 혼합비는 0.26~0.37의 범위에서 시험이 진행되었다.

가스발생기의 연소압은 혼합비에 의해 지배되는 연소 효율과 유량에 따라 변화하며, 출구 온도는 혼합비에 주로 영향을 받는다[3]. 가스발생기의 정적인 특성은 연소압과 매니폴드 압력의 변화 그리고 가스발생기 출구에서의 가스 온도 변화에 의해 확인될 수 있는데 Fig. 2에 전형적인 정압 특성 변화를 나타내었다. 초기 점화 시 매니폴드 내에서 압력 surge가 존재하나 곧 사라지며 연소실 압력과 감압 오리피스 후단의 압력 또한 매니폴드 압과 잘 연동하고 있음을 볼 수 있다. 공급 유량 증가에 의해서 매니폴드 압이 증가함에 따라 분사기를 통하는 차압이 증가하며, 감압 오리피스에 의한 압력 강하도 증가하는 것이 보인다.

동일 시험에 대한 가스발생기 출구에서의 온도 변화를 Fig. 3에 나타내었다. 열전대는 유동 방향에 직각으로 연소실 벽면에서 중심으로 돌출되어 있으며, TGG2는 중심, TGG4는 벽면 온도를 측정하고 나머지 4개는 중심과 벽면사이 중간부 온도를 측정하였다. 예상대로 중심 부 온도가 가장 높으며, 벽면측이 가장 낮고 중간부 측정 열전대는 상대적으로 작은 편차를 보인다. 시험이 진행되면서 중간부 측정 열전대 간 편차가 커지는데 이는 검댕이 퇴적에 따른 온도 측정 오류 상승에 기인한 것으로 보인다. 본 그래프에는 터빈 유량계 결과를 이용하여 간접적으로 구한 혼합비 변화도 같이 도시하였는데 평균 온도변화가 혼합비에 비례하여 변화되고 있음을 알 수 있다.

감압 오리피스에 의한 혼합효과로 인해 공간적인 가스 온도의 균일성이 향상되었는지는 확인할 수 없으나 연소실과 연결배관/터빈매니폴드 사이의 공간이 감압 오리피스에 의해 음향학적으로 구분되는 효과를 압력 섭동 측정 결과에서 확인할 수 있었다. Figure 4는 이전 결과 대비하여 본 연구에서 획득한 압력 섭동 세기 결

과를 RMS(Root Mean Square)로 나타내었다. 이전 결과와 비교하면 오리피스 삽입에 의해 연소실 내부의 압력 섭동은 현저하게 감소하였음을 볼 수 있다. 두 개의 데이터로 표현되는 45 bar 이하의 저압 조건에서는 연소 불안정이 발생한 경우와 같은 압력 섭동이 2 bar에 근접한 경우도 발생하였는데 이 때 특성 주파수는 100 Hz 대역에 존재하였다[4].

Table 1. Test Conditions

Test No	Config.	Chamber Pressure (bar)	Downstream Pressure (bar)	Mixture Ratio
1	Open	44.2	38.4	0.256
2	Open	56.3	49.2	0.341
		50.9	44.3	0.344
		53.9	47.2	0.359
3	Open	61.8	-	0.396
4	Open	44.7	39.9	0.255
		44.2	38.4	0.279
		59.9	51.4	0.368
		61.8	53.0	0.350
5	Closed	56.5	49.0	0.315
		53.0	46.4	0.314

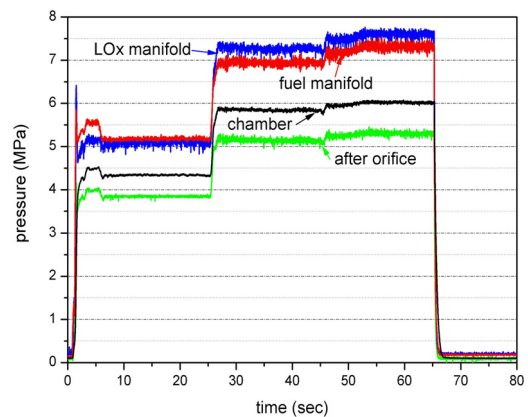


Fig. 2 Pressure Traces in Manifolds, a Combustion Chamber and a Turbine Manifold Simulating Pipe for Test No. 4

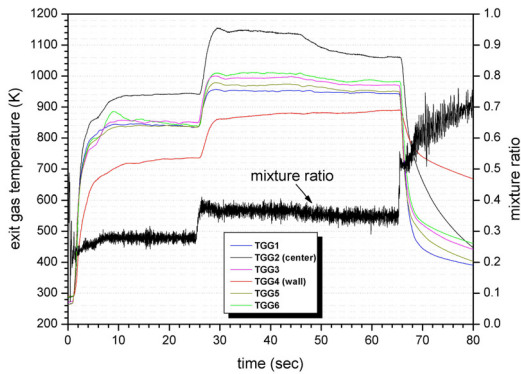


Fig. 3 Temporal Variations of Exit Gas Temperatures and a Mixture Ratio

본 시험결과와 이전 결과를 비교한 Fig. 5에서는 같은 항공유 계열인 Jet A-1의 결과와 매우 비슷한 결과를 보이고 있음을 알 수 있다. 평형 상태를 가정한 예측결과는 기울기를 낮게 예측하는 것과 같이 비평형 특성의 연소를 예측하는데 한계가 있음을 다시 한 번 확인하였다.

4. 맺 음 말

가스발생기의 수력학적 특성은 공급되는 추진제 유량에 즉각 반응하며 안정적인 모습을 보여주었다. 작동 연소 압력 변경과 동시에 연소실 축 방향 특성 길이 감소를 통한 연소 안정성 증대를 위해 장착한 감압 오리피스는 50 bar 이상의 연소압력 구간에서는 안정성 증대 효과가 확인하나 45 bar이하에서는 종전의 단품 시험 결과와 동일한 특성을 보였다.

참 고 문 헌

1. 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," Progress in Astronautics

and Aeronautics, Vol. 147, 1992

3. 서성현, 안규복, 임병직, 김종규, 이광진, 한영민, 류철성, 김홍집, 최환석, "액체로켓용 연료 과농 가스발생기 개발," 한국추진공학회지, 제11권 제4호, 2007, pp.38-45
4. 서성현, 임병직, 안규복, 이광진, 김종규, 이광진, 한영민, 최환석, "터빈 결합 환경의 가스발생기 동적 연소 특성," 제30회 한국추진공학회 춘계 학술대회, 2008, pp.121-124

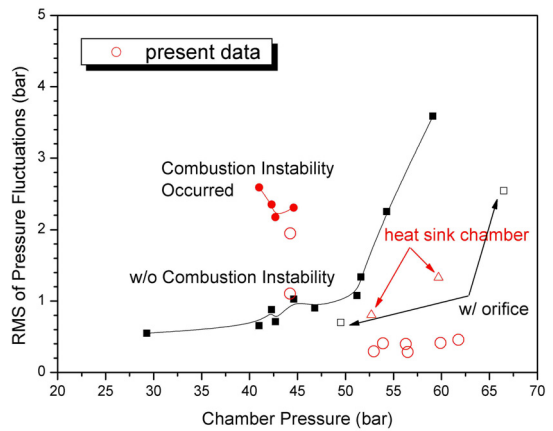


Fig. 4 RMS Values of Chamber Pressure Fluctuations with Respect to a Chamber Pressure

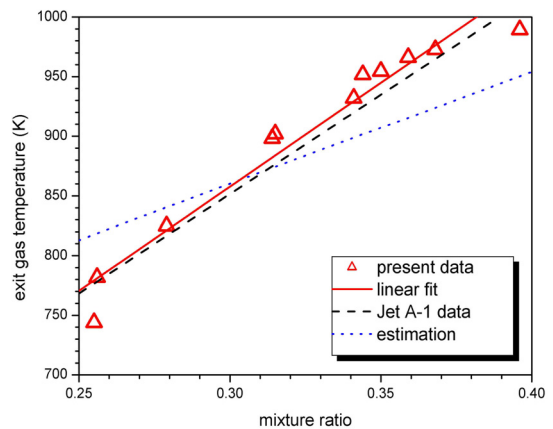


Fig. 5 Averaged Exit Gas Temperature and its Comparison with Previous Results and Estimation