

연료 과농 가스발생기의 연소 가스 물성치에 관한 연구

서성현* · 한영민* · 김성구* · 최환석*

Study on Combustion Gas Properties of a Fuel-Rich Gas Generator

Seonghyeon Seo* · Yeoung-Min Han* · Sung-Ku Kim* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

For the development of a gas generator of a liquid rocket engine, the prediction of thermodynamic properties of combustion gas with respect to a propellant mixture ratio becomes critical. The present study focuses on the temperature measurement of exit combustion gas as a function of a mixture ratio through combustion tests of a fuel-rich gas generator propelled by LOX/Jet A-1. The measurement of combustion dynamic and static pressures allowed indirect estimation of thermodynamic properties like specific heat ratio, gas constant, and constant pressure specific heat. Comparing the results with empirical prediction through an interpolation reveals that the interpolation method calibrated using temperature results can be utilized as an effective tool for the design of a fuel-rich gas generator.

초 록

액체 로켓 엔진용 가스발생기 개발을 위해서는 추진제 혼합비에 따른 연소 가스의 열역학적 물성치 예측이 필수적이다. 본 연구에서는 LOX/Jet A-1 조합의 연료 과농 가스발생기의 실 추진제 연소 시험을 통해 전체 혼합비에 따른 연소 가스의 생성 온도를 계속하였다. 연소실 내 동압 섭동 측정 및 정압 측정 결과를 이용하여 비열비, 가스 상수, 정압 비열과 같은 물성치를 간접적으로 산출해내었다. 본 실험값은 보간 계수를 이용한 예측 결과와 비교해보았을 때 동일한 대표 값을 가지는 것으로 나타나, 보간 계수 예측 방법이 설계 도구로 충분히 적용 가능하다는 것을 확인하였다.

Key Words: Fuel-Rich(연료 과농), Gas Generator(가스발생기), Thermal Property(열역학적 물성치), Open Cycle(개방형 사이클), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진)

1. 서 론

터보펌프를 이용한 추진제 가압 방식을 채택

하는 액체 로켓 엔진 사이클 중에서 가장 간단한 방법이 개방형 사이클(open cycle)이라 할 수 있다. 터보펌프 터빈 구동용 고압가스를 생성하기 위해 연료와 산화제를 적당한 혼합비에서 반응시키는 연소기가 필요하게 된다[1]. 보통 연소 가스와 직접 접촉하면서 작동하는 터빈 블레이

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

드의 고온 내구 특성에 따라 연소 가스의 생성 요구 온도는 1000K내외에서 결정되게 된다. 이와 같은 온도의 연소 가스를 생성하기 위해서 연료나 산화제가 과농한 상태에서 연소 반응을 일으키는 방법을 사용하게 되며, 연료 과농 가스 발생기가 주로 개방형 사이클 액체 로켓 엔진에 적용된다. 작동 가스의 엔탈피 변화에 의한 터빈 출력을 예측하기 위해서는 가스발생기에서 생성되는 연소 가스의 열역학적 물성치 파악이 매우 중요하다. 따라서 가스발생기 설계에 있어서 주어진 추진제 조합에 따른 연소 가스의 물성치 결과를 확보하는 것이 새로운 가스발생기 설계에 매우 필수적인 것이라 할 수 있다. 연료 과농 가스발생기는 산화제에 비해 연료가 많아 상대적으로 완전 연소 조건에 비해 낮은 온도에서 화학 반응이 이루어지므로 기존의 평형 화학 방정식을 적용하여 연소 가스의 물성치를 예측하는 것이 적절하지 않다. 즉 혼합비가 0.5이하의 연료가 극심하게 많은 조건에서 발생하는 연소는 비평형 특성을 지닌다. 이와 같은 문제점을 극복하기 위해, 탄화수소 연료인 RP-1과 액체 산소를 이용한 연료 과농 가스발생기에서 발생하는 연소 가스의 물성치를 예측하기 위해서 Fuel Rich Combustion Model과 같은 물성치 예측 방법이 1980년대 이전부터 고안되었다[2,3]. 이와 병행하여 예측 방법을 검증하기 위해 실제 연소 시험에서 발생하는 연소 가스를 포집하여 가스 크로마토그래피등의 방법을 사용하여 가스 성분 조성을 직접 분석하는 실험적 방법도 사용하였다.

가스발생기에서 생성되는 연소 가스의 물성치는 여러 가지 성분의 조성에 따라 바뀌며, 이 조성은 연료 즉, 탄화수소의 성분에 따라서 많은 영향을 받는다. 연료 과농 가스발생기는 액체 로켓 엔진 개발 초기에 러시아와 미국 등에서 매우 활발하게 적용되었으나, 역시 관련 문헌을 찾아보기는 매우 힘들다. 또한 국내에서 액체 로켓 엔진 개발에 사용하고 있는 항공유 계열의 탄화수소를 적용한 사례는 없다고 할 수 있기 때문에 본 연구에서는 Jet A-1을 이용한 연료 과농 가스발생기의 연소 가스 물성치를 실험적 방법

을 통해 파악하고, 가스 성분 분석 방법 외에는 직접 계측이 어려운 물성치 예측을 위해 시험 결과에 가장 부합한 설계 예측 방법을 제시하고자 한다.

2. 시험 방법

본 시험에서 사용한 가스발생기는 액체 산소와 항공유인 Jet A-1을 사용하였으며, 혼합비가 0.3~0.4에 해당하는 구간에서 연소 시험이 이루어졌다. 설계 연소압은 57.8 bara이며, 분사기는 이중 와류 동축형 분사기를 적용하여 원통형의 연소실을 갖는다. 점화는 기체 메탄과 산소를 사용한 토치 점화기에 의해 이루어졌으며, 산화제 유량 및 연료 유량은 터빈 미터 및 질유량계에 의해 계측되었다. 연소실 및 매니폴드 각 부위에 정압 및 동압 센서가 부착되어 연소 안정성 및 동특성 관련 평가가 이루어지도록 하였다. 물성치 파악에 가장 중요한 온도 측정은 연소 가스의 유동 방향과 직각을 이루는 평면에서 각기 다른 원주 방향 위치에 배열된 열전대 온도 측정 레이크(temperature rake)에 의해 이루어졌다.

3. 시험 결과

Jet A-1을 사용한 연료 과농 가스발생기의 연소 효율은 Fig. 1의 결과와 같다. 예측 가능한대로 57.8 bara수준의 가스발생기에서 특성 속도(characteristic velocity)로 표현되는 연소 효율은 전체 혼합비에 비례하는 경향을 보인다. 이전 문헌에 나타난 RP-1을 이용한 시험 결과[4]와 비교해 보았을 때도 거의 동일한 경향을 보이고 있다. 단지 약간의 연소 효율 저하는 비교 문헌 결과가 89~175 bara의 고압에서 얻어진 것이며, 분사기 및 연소실 체적 등의 하드웨어 형상에 영향을 받는 것으로 판단된다. 연료 과농 가스발생기 설계에 있어서 가장 중요한 전체 혼합비 대비 생성 연소 가스의 출구 온도결과를 Fig. 2에 나타내었다. 온도 측정은 언급한 바와 같이 연소

실 노즐 축소 시작 부위에서 측정되었으며, 면적 가중치를 주어 평균값을 구하였다. 참고로 출구에서의 횡방향 온도 분포는 Fig. 3에서와 같이 r/R 이 0.7이내인 영역에서 50도 이내의 온도 차이를 보이는 매우 균일한 것으로 나타났다. Figure 2에서는 LOX/RP-1을 사용한 기존의 문헌 결과와 혼합비 대비 연소 가스 온도 변화를 도시하였다. 본 그래프에서 각 결과마다 상대적인 온도 편차는 존재하나 혼합비 대비 연소 가스 온도 상승 기울기는 거의 동일한 값을 보이고 있음을 알 수 있다.

연소 가스의 열역학적 물성치는 연소 가스의 조성을 직접 계측하는 방법을 사용하거나, 연소 온도와 압력 등을 이용하여 예측하는 방법을 사용할 수 있다. 시험적 기법은 가스 포집(gas sampling)등의 여러 가지 기술적 문제가 존재하기 때문에 본 연구에서는 연소 생성물의 물성치를 예측하기 위해 온도 계측 결과를 이용하였다. 본 연구에서는 독일 항공우주연구소(DLR)에서 제안한 보간 방법을 이용하여 실제 가스발생기 배출 가스 온도결과를 통한 보간 계수를 구하였다[5]. 본 방법을 살펴보면, 연료 과농 조건에서 운용되는 탄화수소-액체산소 가스발생기의 연소 가스를 예측하기 위해서 본래의 CEA 해석 결과와 탄소(graphite) 및 C_1 , C_2 계열 탄화수소들을 제외한 계산결과를 보간하여 보간계수를 구하고 이와 같은 보간 계수를 다른 열역학적 물성치를 예측하는데 사용하는 것이다. 보간 계수(γ)를 구하기 위해서는 Eq. 1과 같은 방법을 사용한다. 비열비와 분자량 등과 같은 열역학적 물성치(Φ)들은 위에서 구한 보간계수 값을 이용하여 Eq. 2와 같이 계산하게 된다.

$$\gamma = \frac{T_{\text{exp}} - T_{\text{CEA, HComitted}}}{T_{\text{CEA}} - T_{\text{CEA, HComitted}}} \quad (1)$$

$$\Phi = \gamma\Phi_{\text{CEA}} + (1 - \gamma)\Phi_{\text{CEA, HComitted}} \quad (2)$$

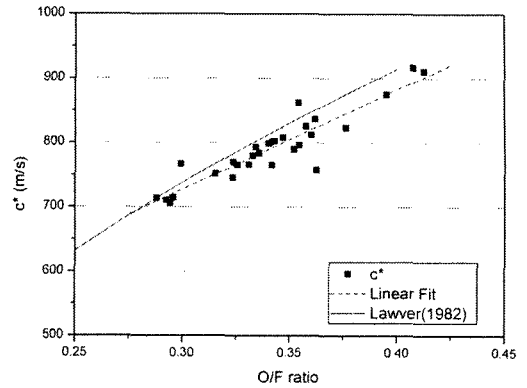


Fig. 1 Characteristic Velocity as a Function of a Mixture Ratio

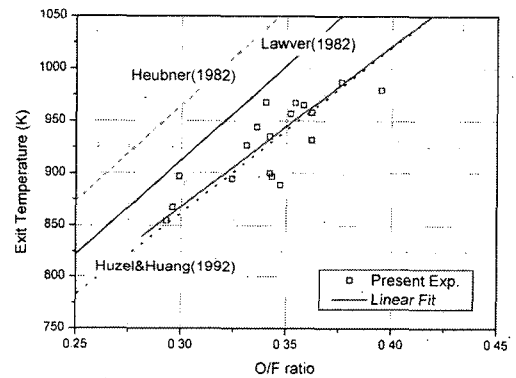


Fig. 2 Mean Exit Temperature as a Function of a Mixture Ratio

본 연구에서 사용한 가스발생기에서는 연소실의 축방향 공진 주파수와 결합한 연소 불안정에 의한 압력 섭동이 발생하였으며, 이는 동압 센서에 의해 계측되었다. 이와 같은 계측 결과로부터 연소실내의 음속이 예측 가능해지며, 이상적인 음속 계산식에서 비열비와 기체상수의 곱셈 값이 얻어질 수 있다. 또한 가스발생기의 출구에서의 음속 조건에 의한 유량 관계식에서 비열비와 기체상수의 곱셈 값이 얻어지므로 이 두 개의 관계식에서 간접적으로 비열비와 기체상수와 같은 연소 가스의 물성치가 추산될 수 있다. 이와 같은 결과를 Eq. 1에서 선보인 보간계수 값에

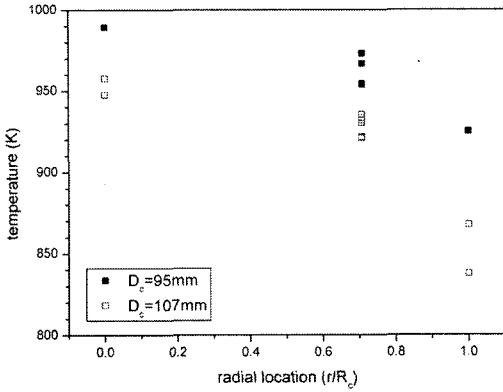


Fig. 3 Exit Combustion Gas Temperature Profile in a Radial Direction for Two Different Chamber Diameters

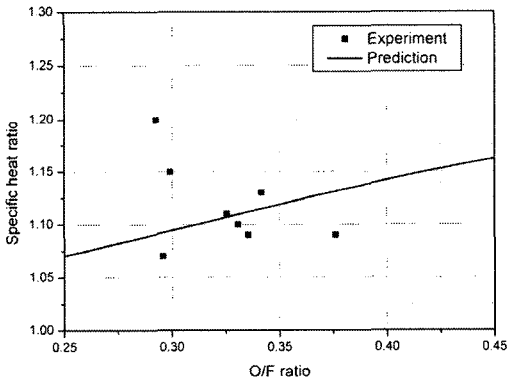


Fig. 4 Specific Heat Ratio as a Function of a Mixture Ratio

의한 예측 결과와 비교하여 Fig. 4, 5, 6에서 나타내었다.

Figure 4에서는 보간 계수에 의한 비열비 예측 값과 계측 값을 이용하여 간접적으로 산출한 값 사이의 order가 일치함을 볼 수 있다. 가스 상수 값의 변화 또한 Fig. 5에서 볼 수 있듯이 동일한 경향을 나타내고 있으나 기울기는 실험값에서 낮게 나타나고 있음을 확인할 수 있다. 비열비와 가스 상수와는 달리 터빈 출력을 예측하는데 가장 간단한 상수 값으로 쓰이는 정압 비열 값이 실험값에서 큰 산포를 보인다. 그러나 여전히 보간 계수를 이용한 예측 값과 동일한 대표 값을

갖는다. 계측 결과에 의한 간접적인 물성치 산출 값이 큰 산포를 갖는 이유는 연소실 내부 압력 섭동 주파수 측정에 의한 음속 산출 과정에서 발생하는 오차로부터 주로 기인하는 것으로 판단된다.

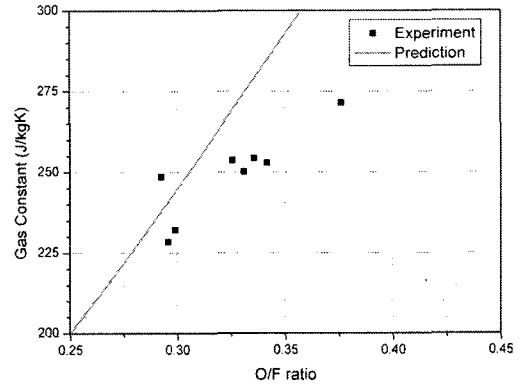


Fig. 5 Gas Constant as a Function of a Mixture Ratio

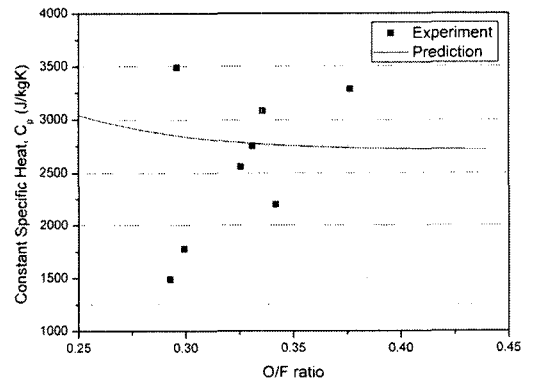


Fig. 6 Constant Pressure Specific Heat as a Function of a Mixture Ratio

4. 맺음말

개방형 사이클의 액체 로켓 엔진용 가스발생 기의 개발을 위해서는 추진제 혼합비에 따르는

생성 연소 가스의 온도, 비열비, 가스 상수, 정압 비열등과 같은 열역학적 물성치 예측이 필수적이다. 본 연구에서는 LOX/Jet A-1 조합의 연료 과농 가스발생기의 실 추진제 연소 시험을 통해 연소 가스의 생성 온도를 계측하였으며, 간접적인 방법을 통해 비열비, 가스 상수, 정압 비열과 같은 물성치를 산출해내었다. 이와 같은 실험값은 온도결과를 이용한 보간 계수 예측 결과와 비교해보았을 때 설계 도구로 충분히 적용 가능하다는 것을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. Huzel, D. K. and Haung, D. H., "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," Progress in Astronautics and Aeronautics, vol. 147, 1992, pp. 165-173
2. Lawver, B. R., "Test Verification of LOX/RP-1 High-Pressure Fuel/Oxidizer-Rich Preburner Design," AIAA Technical Paper, AIAA-82-1153, 1982
3. Lawver, B. R., "Testing of Fuel/Oxidizer-Rich, High-Pressure Preburners," Final Report, NASA CR-165609, NASA-Lewis Research Center, March 1982
4. Huebner, A. W., "High-Pressure LOX/Hydrocarbon Preburner Injector Investigation," AIAA Technical Paper, AIAA-82-1152, 1982
5. 김성구, "케로신-액체산소 가스발생기 설계를 위한 비평형 연소해석 기법 연구," KARI-REG-TM-2004-007, 한국항공우주연구원, 2004