

論文

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*, Seong-Ku Kim* and Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

It is essential to predict thermodynamic properties of combustion gas with respect to a propellant mixture ratio for the development of a gas generator for a liquid rocket engine. The present study shows the temperature measurement of exit combustion gas as a function of a mixture ratio through the series of combustion tests of a fuel-rich gas generator with liquid oxygen and Jet A-1. The measurements of dynamic and static pressures, and combustion gas temperatures allowed the estimation of thermodynamic properties like a specific heat ratio, a gas constant, and a constant pressure specific heat of the combustion gas. The comparison of the experimental results with predictions made by interpolation parameters obtained from the modification of the chemical equilibrium code indicates that the interpolation method calibrated using the temperature measurements can be utilized as an effective tool for the initial design of a fuel-rich gas generator.

초 록

액체 로켓 엔진용 가스발생기 개발을 위해서는 추진제 O/F ratio에 따른 연소 가스의 열역학적 물성치 예측이 필수적이다. 본 연구에서는 액체산소/Jet A-1 조합의 연료 과농 가스발생기의 실 추진제 연소 시험을 통해 O/F ratio 변화에 따른 연소 생성 가스의 온도를 계측하였다. 또한 연소실 내 동압 섭동 측정 및 정압 측정 결과를 이용하여 비열비, 가스 상수, 정압 비열과 같은 연소 가스의 열역학적 물성치를 간접적으로 산출해내었다. 본 실험값은 화학평형코드 결과를 통해 구한 보간 계수를 이용한 예측 결과와 비교해보았을 때 동일한 경향 및 유사한 값을 가지는 것으로 밝혀졌으며 이는 보간 계수 예측 방법이 설계 도구로 충분히 적용 가능하다는 결과를 확인하였다.

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

1. 서 론

터보펌프 가압 방식의 액체 로켓 엔진 사이클

† 2006년 7월 20일 접수 ~ 2006년 9월 22일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 연소기그룹
연락처, E-mail : sxs223@kari.re.kr
대전광역시 유성구 어은동 45번지

중에서 가장 간단한 방법이 가스발생기를 사용하는 개방형 사이클(open cycle)이라 할 수 있다. 터보펌프 터빈을 구동하기 위해서는 고압가스가 필요하며 이를 생성하기 위해 연료와 산화제를 적당한 O/F ratio에서 반응시키는 가스발생기를 적용하게 된다[1]. 연소 가스와 직접 접촉하면서 작동하는 터빈 블레이드의 고온 내구 특성에 따라 작동 연소 가스의 최대 온도는 1000K내외에

서 결정되게 된다. 이와 같은 온도의 연소 가스를 생성하기 위해서 연료나 산화제의 한쪽이 과농한 상태에서 연소 반응을 일으키는 방법을 사용하게 되며, 연료 과농 가스발생기가 산화제 과농 가스발생기에 비해 하드웨어 재료 선택이나 취급이 용이하여 주로 개방형 사이클 액체 로켓 엔진에 적용된다. 작동 가스의 엔탈피 변화에 의한 터보펌프 터빈 출력을 예측하기 위해서는 가스발생기에서 생성되어 터빈으로 공급되는 연소 가스의 열역학적 물성치 파악이 매우 중요하다. 따라서 추진제 공급 조건에 따른 연소 가스의 물성치를 예측할 수 있는 방법을 확보하는 것이 새로운 가스발생기 설계에 있어서 필수적인 요소라 할 수 있다. 불행하게도 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. O/F ratio가 0.5이하로 유지되어 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]. 이러한 예측 방법을 검증하기 위해 실제 비평형 연소에서 발생하는 연소 가스를 포집하여 가스 크로마토그래피 등의 계측기를 사용하여 가스 성분 조성을 직접 분석하는 실험적 방법도 사용되었다[4].

가스발생기에서 생성되는 연소 가스의 물성치는 구성 성분의 조성에 따라 바뀌며, 이와 같은 조성은 연료의 종류 즉, 탄화수소의 조성에 따라서 많은 영향을 받는다. 연료 과농 가스발생기는 액체 로켓 엔진 개발 초기에 러시아와 미국 등에서 매우 활발하게 적용되었으나, 본 분야의 특수성으로 인해 역시 그와 관련한 문헌을 찾아보기는 매우 힘들다. 또한 국내에서 액체 로켓 엔진 개발에 사용하고 있는 항공유 계열의 탄화수소를 가스발생기 개발에 적용한 사례는 전무하다고 할 수 있기 때문에 본 연구에서는 Jet A-1을 이용한 연료 과농 가스발생기의 연소 가스 물성치를 실추진제 연소 실험 결과를 분석하여 도출해내고, 가스 성분 분석 방법 외에는 직접 계측에 의한 산출이 어려운 열역학적 물성치 예측을 위해 실험 결과에 가장 부합한 설계 방법을 제시하고자 한다.

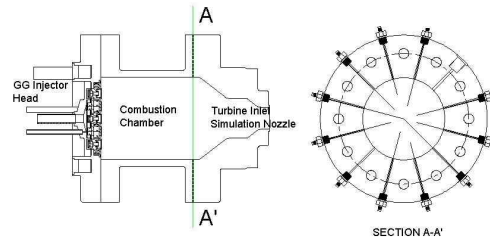


Fig. 1. Cross sectional view of the gas generator and the temperature rake

II. 시험방법

본 시험에서 사용한 가스발생기는 액체 산소를 산화제로 항공유인 Jet A-1을 연료로 사용하였으며, 추진제 공급 O/F ratio가 0.3~0.4에 해당하는 구간에서 연소 시험이 이루어졌다. 가스발생기의 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 체적유량계 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 출구 연소 가스 온도 측정은 Fig. 1에서와 같이 터빈 모사 노즐 축소 부위가 시작되기 바로 전인 원통형 연소실 끝단에서 수행되었다. 연소 가스의 유동 방향과 직각을 이루는 평면(section A-A')에서 각기 다른 원주 방향 위치에 배열된 K type 열전대 온도 측정 레이크(temperature rake)에 의해 이루어졌다.

III. 시험결과

항공유인 Jet A-1을 사용한 연료 과농 가스발생기의 연소 효율은 Fig. 2의 결과와 같다. 예측 가능한대로 57.8 bara수준의 가스발생기에서 특성 속도(characteristic velocity)로 표현되는 연소 효율은 전체 O/F ratio에 비례하는 경향을 보인다. 이전 문헌에 나타난 RP-1을 이용한 시험 결과[5]와 비교해 보았을 때도 연소 효율은 연소압에 관계없이 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 설계

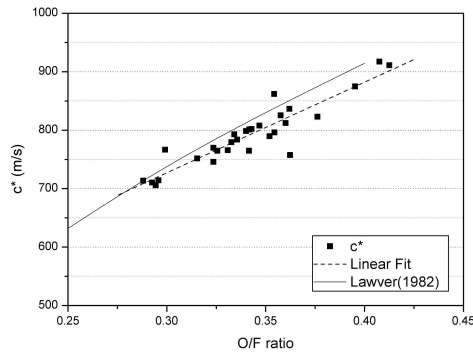


Fig. 2. Characteristic velocity as a function of an O/F ratio

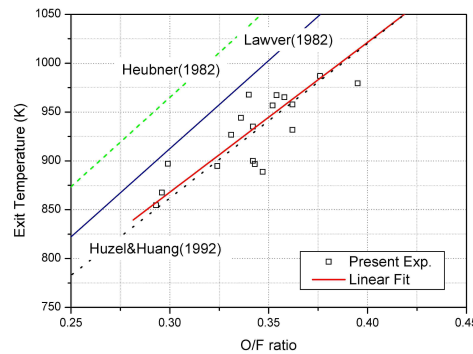


Fig. 3. Mean exit temperature as a function of an O/F ratio

에 있어서 가장 중요한 전체 O/F ratio 대비 생성 연소 가스의 출구 온도결과를 Fig. 3에 나타내었다. 온도 측정은 앞에서 언급한 바와 같이 연소실 노즐 축소 시작 부위에서 측정되었으며, 면적 가중치를 주어 평균값을 구하였다. 본 그래프에서는 LOX/RP-1을 사용한 기존의 여러 가지 문헌 결과[2,5]를 본 연구 결과와 비교하였다. 본 그래프에서 각 결과마다 상대적인 온도 편차는 존재하나 O/F ratio 대비 연소 가스 온도 상승 기울기는 거의 동일한 값을 보이고 있음을 알 수 있다. 특히 본 연구 결과는 Huzel & Huang[1]에 나타난 값과 잘 일치하는 결과를 보이고 있다.

참고로 가스발생기 원통형 연소실 끝단에서의 횡 방향 온도의 일반적인 분포는 Fig. 4에서 보이는 바와 같이 연소실 내경 대비 온도 측정 위치(r/R)가 0.7이내인 영역에서 50도 이내의 온도 차이를 갖는, 매우 균일한 것으로 나타났다. 이는 분무 형상이 방향성을 갖는 충돌형 분사기를 적용한 가스발생기에 비해 축대칭의 분무 형상을 갖는 동축형 분사기가 지니는 장점으로부터 기인

한 것이라 할 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 연소 생성물의 물성치를 예측하기위한 경험적 방법을 도출하기 위해 직접적인 계측이 상대적으로 용이한 연소 가스 온도 결과를 이용하였다.

본 연구에서는 독일 항공우주연구소(DLR)에서 처음으로 제안한 보간 방법을 응용하였다. 본 실험에서 획득한 가스발생기 배출 가스 온도결과를 활용하여 연소 가스 물성치 예측을 위한 보간 계수(interpolation parameter)를 구하였다[6]. 연료 과농 조건에서 운용되는 탄화수소-액체산소 가스 발생기의 연소가스 열역학적 물성치를 예측하기 위해서 본래의 CEA (Chemical Equilibrium with Applications) code[7] 해석 결과와 흑연(graphite) 및 C1, C2 계열 탄화수소들을 제외한 계산결과를 이용하여 보간 계수를 구하고 이와 같은 보간 계수를 다른 열역학적 물성치를 예측하는데 사용하는 것이다. 보간 계수(γ)를 구하기 위해서는 아래의 식 1과 같은 방법을 사용한다. 비열비와 분자량 등과 같은 열역학적 물성치(Φ)들은 위에서 구한 보간 계수 값을 이용하여 식 2와 같이 계산하게 된다. 본 식 아래글자에서 exp는 실험값, CEA는 Chemical Equilibrium Code, 그리고 HComitted는 탄화수소를 제외한 계산 결과를 의미한다.

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

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

본 연구에 사용한 가스발생기에서는 연소실의 축 방향 공진 주파수에 결합한 약한 연소 불안정이 발생하였으며, 이에 따른 압력 섭동이 동압 센서에 의해 계측되었다. 계측된 축 방향 공진주파수로부터 연소실내의 음속이 예측 가능해지며, 이상적인 음속 계산식에서 비열비(λ)와 기체상수(R) 곱셈 값이 식 3에서와 같이 얻어질 수 있다.

$$\sqrt{\lambda R} = 2L f_{1L} / \sqrt{T} \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \sqrt{\lambda R} ((\lambda + 1)/2)^{((\lambda + 1)/(2 - 2\lambda))} \\ = \dot{m} \sqrt{T} / (P A_{th}) \end{aligned} \quad (4)$$

식 4에서와 같이 가스발생기의 출구에서 형성되는 음속 조건에 의한 이상기체 유량 관계식에서 비열비와 기체상수의 곱셈 값이 얻어진다. 식

3, 4에서 L_c 는 연소실 특성 길이, n_L 은 첫 번째 축 방향 공진주파수, A_{th} 는 노즐 최소 단면적이다. 이 두 개의 식에서 비열비와 기체상수가 추산될 수 있다. 이와 같은 결과를 식 1에서 선보인 보간 계수 값에 의한 예측 결과와 비교하여 Fig. 5, 6, 7에서 그래프로 나타내었다.

Fig. 5에서는 보간 계수에 의한 비열비 예측 값과 계측 값을 이용하여 간접적으로 산출한 값이 매우 유사함을 볼 수 있다. 특히 온도 결과에서 매우 비슷한 경향 및 값을 보여주었던 Huzel & Huang[1]결과와 보간 계수에 의한 예측 값이 O/F ratio 0.35이하에서는 거의 일치함을 볼 수 있다. 가스 상수 값의 변화 또한 Fig. 6에서 볼 수 있듯이 O/F ratio에 비례하는 동일한 경향을 나타내고 있으나 기울기는 보간 방법이 실험값보다 높게 예측되고 있음을 확인할 수 있다. 앞선 비열비 결과와는 달리 RP-1을 이용한 문헌 결과 [1]는 시험 결과와 매우 유사한 기체 상수 값을 보이고 있다. 정압 비열 값은 Fig. 7에서와 같이

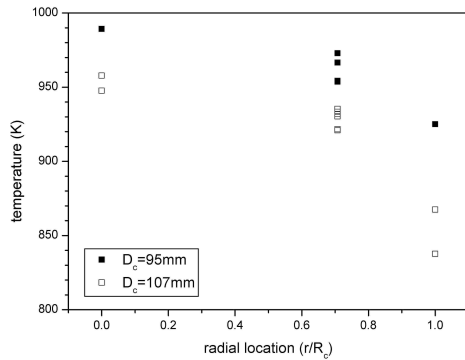


Fig. 4. Exit combustion gas temperature profiles in a radial direction for two different chamber diameters, D_c

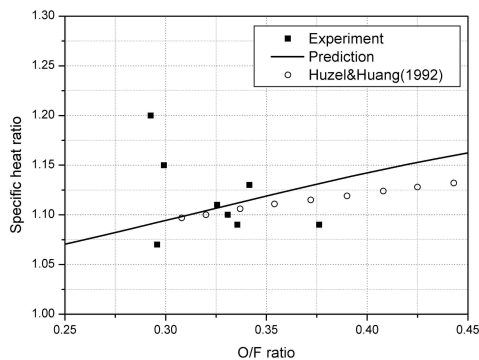


Fig. 5. Specific heat ratio as a function of an O/F ratio

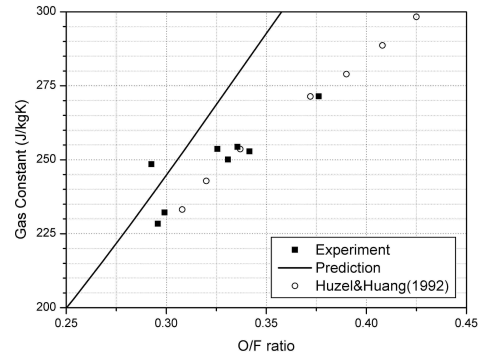


Fig. 6. Gas constant as a function of an O/F ratio

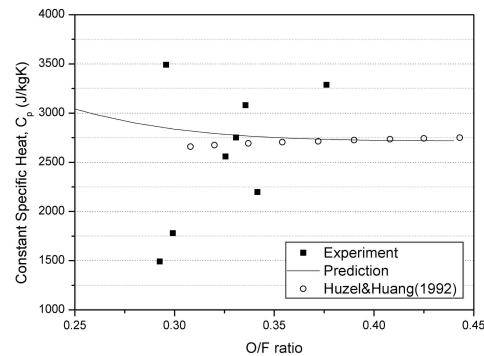


Fig. 7. Specific heat ratio as a function of an O/F ratio

실험값에서 큰 산포를 보인다. 그러나 여전히 보간 계수를 이용한 예측 값과 동일한 대표 값을 갖는다.

본 물성치는 터보펌프 터빈의 파워예측에 있어서 가장 기본이 되는 값으로 시험 결과, 예측 기법 및 문헌에서의 결과가 서로 매우 유사한 값 및 경향을 보여주고 있음이 매우 고무적이라 할 수 있다. 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.

IV. 결 론

개방형 사이클의 액체 로켓 엔진용 가스발생기의 개발을 위해서는 추진제 O/F ratio에 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 생성 가스의 온도를 계측하였으며, 간접적인 방법을 통해 비열비, 가스 상수, 정압 비열과 같은 물성치를 산출해내었다. 이와 같은 실험값을 온도결과를 이용한 보간 계수 예측 방법에 의한 결과와 비교해보았을 때 본 경험 보간 방법은 초기 개념 설계 도구로 효과적으로 사용될 수 있다는 것을 확인하였다.

참고문헌

- 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) Foelsche, R. O., Keen, J. M., Solomon, W. C., Buckley, P. L., and Coporan, E., "Nonequilibrium Combustion Model for Fuel-Rich Gas Generators", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 10, July-Aug. 1994, pp. 461~472.
- 5) Huebner, A. W., "High-Pressure LOX/Hydrocarbon Preburner Injector Investigation", AIAA Technical Paper, AIAA-82-1152, 1982.
- 6) 김성구, "케로신-액체산소 가스발생기 설계를 위한 비평형 연소해석 기법 연구", KARI-REG-TM-2004-007, 한국항공우주연구원, 2004.
- 7) Gordon, S. and McBride, B. J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications", NASA RP-1311, 1996.