

가스발생기 사이클 엔진 연소시험 중 재생냉각형 연소기의 내피 손상진단

황도근*[†] · 김현준* · 김종규* · 김문기* · 임병직* · 강동혁* · 주성민* · 최환석*

A Fault Diagnosis of Damage on Inner Liner of Regeneratively-Cooled Combustion Chamber during Gas Generator Cycle Engine Hot Firing Test

Dokeun Hwang*[†] · Hyeon-Jun Kim* · Jong-gyu Kim* · Munki Kim* · Byoungjik Lim* · Donghyuk Kang*[†] · Seongmin Joo* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

This paper suggests a fault diagnosis of damage on inner liner of regeneratively-cooled combustion chamber during gas generator cycle rocket engine hot firing test. This method focuses on a phenomenon that fuel flow rate difference between two flow estimate methods changes under an inner liner damage of combustion chamber causing fuel leakage and it is expected that it contributes to detect a damage on the combustion chamber in early stage and prevent further destruction during the hot firing test.

초 록

본 논문에서는 재생냉각형 연소기를 채용한 가스발생기 사이클 로켓엔진의 연소시험 중 연소기의 내피 손상을 진단하는 방안을 제시하였다. 이는 연소기 내피 손상 발생 시 연료가 유실되면서 두가지 방식의 연소기 연료유입량 예측값 차이에 변화가 발생하는 것에 착안한 방법으로 로켓엔진 시험 중 연소기 내피손상을 조기에 파악하여 추가 손상 방지에 기여할 수 있을 것으로 기대된다.

Key Words: Liquid-Propellant Rocket Engine(액체 추진제 로켓 엔진), Gas Generator Cycle(가스발생기 사이클), Regeneratively-Cooled Combustion Chamber(재생냉각형 연소기), Combustion Chamber Inner Liner(연소기 내피), Fault Diagnosis(고장 진단)

1. 서 론

액체 추진제 로켓 엔진을 포함한 로켓 추진 시스템은 실제 운영에 투입되기 전까지 각 요소의 제작부터 발사체 비행시험에 이르는 전 개발 단계에서 여러 시험이 이루어진다.[1, 2] 이중 각

* 한국항공우주연구원 연소기팀

[†] 교신저자, E-mail: dokeun@kari.re.kr

엔진 서브시스템 구성이 완료되어 엔진 조립체가 제작되는 단계에서는 지상시험설비에서 엔진 예냉, 점화, 단기연소 시험 등 엔진 시동 시퀀스 개발시험, 설계점 및 탈설계점 연소시험, 제어 성능평가, 내구성 확인 시험 등을 포함한 여러 목적의 연소시험을 수행하게 된다.[3~6] 이러한 엔진 연소시험 과정에서 연소기 연소실 벽면은 연소과정에서 발생하는 고온의 연소생성물에 노출되므로 재생냉각, 액체 및 기체막냉각 등 여러 냉각장치를 채용하고 있다.[7] 그러나 개발중인 로켓 엔진의 경우, 연소 과정에서 열방출 이상 섭동에 의한 열유속 증가, 열차폐코팅 박리, 탄화수소계 연료 코킹현상에 의한 냉각 성능 저하 등 여러 요인으로 인해 재생냉각형 연소기 연소실 내벽이 손상의 가능성이 존재한다. 일단 내벽 손상으로 인해 연료가 유실되면, 연소기 분사기의 혼합비 증가로 인한 분사기 손상, 막냉각 유량 감소로 인한 연소실 내벽 추가 손상 등으로 이어져 엔진 성능 저하 뿐 아니라 연소기 전체 범위로 손상 범위가 확대되는 문제가 발생할 수 있다. 따라서 연소기 내벽 손상 발생 시 이를 조기에 발견하여 손상범위를 최소화하는 것이 엔진 개발비용 및 시간을 절약하는데 도움이 될 것으로 보인다. 따라서 본 논문에서는 재생냉각형 연소기를 채용한 가스발생기 사이클 로켓 엔진의 지상연소시험단계에서 발생하는 연소기 연소실 내피 손상을 실시간으로 감시하는 방안을 제시하고자 한다.

2. 가스발생기 사이클 엔진 및 설비 구성

Figure 1은 [5]에서 제시된 재생냉각형 연소기를 채용한 가스발생기 사이클 로켓엔진 다이어그램에 추진제 탱크 및 유량계를 포함한 설비의 예를 나타낸 것이며, 연소시험 중 엔진 시스템으로 공급되는 연료와 산화제의 유량 계측을 위해 설비측에 유량계가 설치되어 있다. 이로써 엔진 시스템으로 공급되는 연료의 유량을 계측할 수 있다.

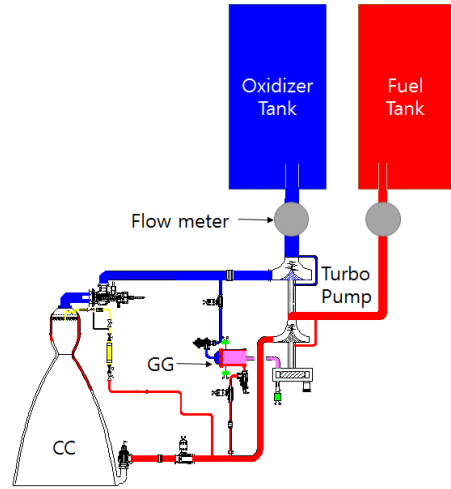


Figure 1. GG cycle rocket engine in a hot firing test facility diagram

3. 연소기 연료 유량계산

3.1 연소기 연료 유입량 계산(유량계-가스발생기유량)

가스발생기 사이클 엔진의 특성상 터보펌프를 통해 공급된 가스발생기용 추진제는 연소 및 터빈구동 후 배기 노즐을 통해 외부로 배출된다. 따라서 설비에서 계측된 연료 유량값에서 가스발생기로 유입된 연료를 제외하면 Equ. 1과 같이 연소기로 유입된 연료의 양을 계산 할 수 있다.

$$\dot{m}_{Fuel_{CC}} = \dot{m}_{FM} - \dot{m}_{Fuel_{GG}} \quad (1)$$

이때, 가스발생기의 유량은 수류시험을 통해 측정된 분사기나 냉각채널 유량계수(flow coefficient), 분출계수(discharge coefficient) 또는 단품 연소시험으로부터 얻어낸 분사기나 냉각채널 차압의 연료 밀도 관계식 $\dot{m}(\rho, \Delta P)$ 등으로부터 계산할 수 있다. 분출계수를 활용한 유량 계산의 예는 Equ. 2와 같다.

$$\dot{m} = C_d A \sqrt{2 \cdot \Delta P \cdot \rho} \quad (2)$$

밀도의 경우 엔진 시스템 내에서 직접 측정이 어려우므로 계측된 압력 및 온도값을 통해 연료 대체 혼합의 물성치 계산을 통해 얻어낼 수 있다. [8]

3.2 연소기 연료 유입량 계산(연소기 요소 분출계수)

가스발생기로의 연료 유입 유량 계산과 마찬가지로 연소기 수류시험이나 단품 연소시험을 통해 연소기로의 연료 유량을 계산할 수 있다. 다만 구조가 단순한 가스발생기와는 달리, 주분사기 뿐 아니라 배플 연료 분사기, 점화추진제 분사기, 막냉각링 등 여러 연료분사 경로가 있으므로 관련요소로의 유량을 합산한다.

$$\dot{m}_{Fuel_{CC}} = \sum_{i=1}^n \dot{m}_{Fuel_i} \quad (3)$$

4 연소기 연료유량값의 비교와 고장 진단방법

Equation 1, 3을 통해 각각 계산된 연소기의 유량은 동일하지 않으며 값의 차이가 나타난다. 이는 유량 예측의 불확실성에 기인한 것으로 상수로 가정되는 분출계수를 구하기 위한 수류시험과 실제 연소시험에서의 물리적 환경 차이로 인해 매질의 압축성, 마찰, 그리고 연소 과정에서 발생하는 고온의 열과 압력에 의한 분사기 열변형 등의 효과가 고려되지 않기 때문이다. 그럼에도 불구하고 일단 엔진 연소가 정상상태에 도달하면 연료 매질의 물성치 및 분사기 등 연소기 요소의 기하학적 특성이 변하지 않아 유량계수는 고정편차를 가질 것으로 가정할 수 있다.

엔진 시험에서 연소기 내피 손상에 의한 연료 손실과 이로 인한 연소기의 차압 변화가 엔진 시스템 전체에 미치는 영향을 종합적으로 평가하는 것은 시스템의 복잡성으로 인해 어렵다. 따라서, 연소기 내피 손상의 정도가 적고 연소기로 유입되는 연료의 큰 압력강하로 인해 아래 Fig. 2와 같이 연소기 내피손상에 의한 효과가 연소기 내 연료유동의 하류 방향으로만 영향을 미치는 것으로 가정한다.

이 경우 Equ. 1, 3을 통해 계산된 유량값의 차이가 일정할 것이며, 연소기 내피가 열손상 등에 의해 손상되어 추가적인 유량 손실이 발생할 경우 유량값의 차이에 변화가 생길 것으로 예상된다.

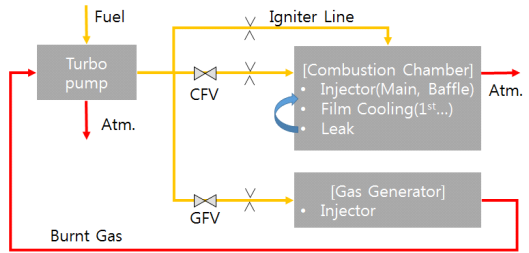


Figure 2. Combustion Chamber Inner Liner damage effect diagram

5 한국형발사체 7톤급 엔진시험결과와 적용사례

아래의 Fig. 3, 4는 본 논문에서 제안한 연소기 내피고장 진단 방법을 한국형발사체 7톤급 엔진 시험에 적용한 결과를 나타낸다. 그래프상의 결과는 시간에 대하여 무차원화 되었으며, 초기 유량 차이를 차감하여 표현하였다.

먼저 Fig. 3은 내피 손상이 발생하지 않은 엔진 연소시험에 대한 그래프로, 연소 초기와 종료 시험에서의 천이구간을 제외하고 시험진행에 따라 차이가 발생하지 않음을 알 수 있다. 또한, 본 논문에 포함되어 있지 않으나 연소시험 중 유량제어밸브 개도가 변하는 경우 유량차의 변화가 일시적으로 발생할 수 있으나, 정상상태로 수렴 후에는 Fig. 3과 같이 일정값을 나타낸다.

Figure 4는 연소기 내피 손상이 발생한 경우의 엔진연소시험에 대한 그래프로, 시간 진행에 따라 점진적으로 유량차이의 변화가 증가하는 방향으로 변함을 확인할 수 있다. 이는 내피 손상 범위가 연소시험 진행에 따라 커지고, 손상부위를 통해 손실되는 연료의 유량이 증가함으로 인해 터보펌프를 통해 유입되는 연료 유량엔 변화가 없으나, 연소기 내 연료 분사요소를 통해 유출되는 연료의 유량 계산값이 지속적으로 감소하면서 발생하는 현상으로 볼 수 있다.

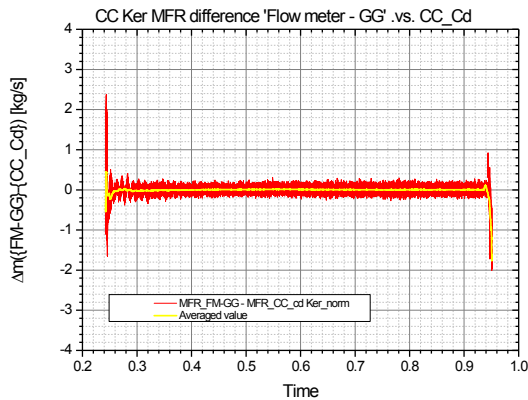


Figure 3. Mass flow rate difference without inner liner damage

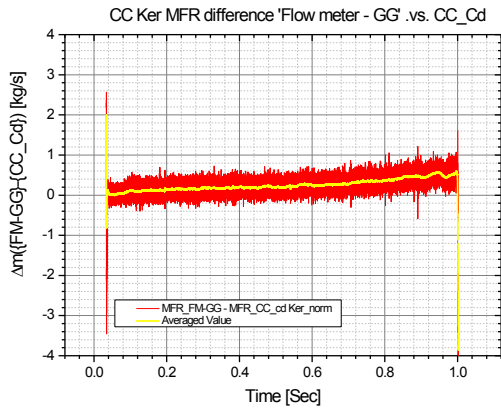


Figure 4. Mass flow rate difference with inner liner damage

6 결론

본 논문에서는 재생냉각형 연소기를 채용한 가스발생기 사이클 엔진의 연소시험에서 연소기 내피 손상을 조기에 파악하기 위한 방안을 제시하였다. 시스템의 복잡성으로 시스템 전체에 대한 검토의 어려움으로 연소기 손상의 영향 범위를 축소 가정하여 고안된 진단 방안이나 한국형 발사체 7톤급 엔진 시험결과에 적용한 결과 정

성적인 수준으로 고장진단이 가능함을 확인하였다.

참고문헌

1. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., 1992
2. Shamim A. Rahman, Bartt J. Hebert, "Large Liquid Rocket Testing - Strategies and Challenges," Joint Propulsion Conference & Exhibit, Tuscon, Arizona, July 10-13, AIAA-2005-3564
3. 김승한 외, "한국형발사체 7톤급 엔진시스템 연소시험", 한국추진공학회 2015년도 제45회 추계학술대회 논문집, 2015. 11, pp181-185
4. 황창환 외, "한국형발사체 7톤급 엔진 연소시험 시 엔진작동점 제어에 대한 연구", 한국추진공학회 2016년도 제47회 추계학술대회 논문집, 2016. 12, pp956-959
5. 이광진 외, "한국형발사체 7톤급 엔진의 개발 시험 현황", 한국추진공학회 2016년도 제47회 추계학술대회 논문집, 2016. 12, pp874-882
6. 서대반 외, "한국형발사체 75톤급 엔진 1G의 예냉 특성", 한국추진공학회 2016년도 제47회 추계학술대회 논문집, 2016. 12, pp930-933
7. David H. Huang, Dieter K. Huzel, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines", Progress in Astronautics and Aeronautics, Volume 147, 1992
8. 김성구, 조미옥, 최환석, 정은환, "NIST의 대체 혼합물 모델을 이용한 케로신 연료의 열역학/전달 물성치 계산", 한국항공우주학회 2016년도 추계학술대회, 2016.11, pp1146-1147