

액체로켓엔진 재생냉각 연소기의 점화 특성 연구

이광진* · 한영민* · 김종규** · 최환석**

A Study on the Ignition Characteristics of Liquid Rocket Engine Thrust Chamber with Regenerative Cooling

Kwang-Jin Lee* · Yeoung-Min Han* · Jong-Gyu Kim** · Hwan-Seok Choi**

ABSTRACT

The ignition characteristics of liquid rocket engine thrust chambers which have been developed by domestic technology were analyzed. Analysis results showed that low frequency fluctuation appeared in a partial ignition range according to different temperature profiles and vaporous state in the oxidizer manifold with startup sequences. This low frequency fluctuation wasn't developed as a malfunction factor, but this fluctuation is thought to be taken a continuous concern considering interfaces with engine system and launch vehicle.

초 록

국내 기술로 개발된 액체로켓엔진 연소기의 점화 특성을 분석하였다. 분석결과 시동 시퀀스와 더불어 산화제 매니폴드의 온도 편차 및 증발 상태에 따라 저주파 섭동이 일부 점화 구간 내에 나타남을 보였다. 이 저주파 섭동은 연소기의 기능 장애 요소로 성장하지 않았지만, 엔진시스템 및 발사체와의 인터페이스를 고려하여 지속적인 관심을 가져야 할 것으로 사료된다.

Key Words: Ignition Characteristics(점화특성), Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Thrust Chamber(연소기), Startup Sequence(시동시퀀스)

1. 서 론

우주발사체용 액체로켓엔진은 여러 구성요소들이 모여 시스템을 이룬 기계장치라 할 수 있다. 엔진을 구성하는 대표적인 구성요소로는 추력을 발생시키는 연소기와 추진제를 고압으로 연소기에 공급해주는 터보펌프를 들 수 있다. 그리고 터보펌프를 구동하는 방식은 엔진 사이클

방식에 따라 연소된 가스를 사용하기도 하고 연소되기 전 추진제를 기화시켜 사용하기도 한다. 때로는 터보펌프가 없는 가압식 구조의 엔진을 사용하기도 하지만 터보펌프의 존재는 액체로켓 엔진의 추력을 증가시킬 수 있는 주요 방법이기 에 우주발사체 선진국에서는 터보펌프 방식 액체로켓엔진을 우주발사체용 추진 장치로 많이 사용하고 있다. 추력을 발생시키는 연소기는 연소된 가스를 산화제로 사용하는 것과 연소되지 않은 추진제를 산화제로 사용하는 방식에 따라

* 한국항공우주연구원 추진시험팀

** 한국항공우주연구원 연소기팀

† 교신저자, E-mail: lkj@kari.re.kr

설계 및 제작 특성이 크게 차이를 보이게 된다.

현재 한국항공우주연구원에서 개발 중인 연소기는 연소되지 않은 액체산소를 산화제로 사용하고 케로신을 연료로 사용하여 연소함으로써 연소실 내 압력을 생성하고 노즐을 통해 압력에너지를 속도에너지로 변환시켜 추력을 발생시키게 된다. 터보펌프의 구동은 연료과잉 연소장치인 가스발생기로부터 생성된 연소가스를 이용하지만 초기 시동 시에는 파이로시동기를 이용하여 터보펌프를 시동하고 파이로시동기가 작동하는 과정에서 가스발생기가 점화된다. 이 과정에서 추진제가 연소기로 공급되는 시점은 가스발생기가 작동하는 시점에 메인 산화제 밸브가 열리고 이 후 점화용 연료가 분사되며 곧 이어 메인 연료 밸브가 열리게 된다. 이러한 시퀀스는 문헌[1,2]에도 기술되어 있는 절차이지만 아직 국내에서 개발된 엔진시스템에 대한 연소시험이 수행되지 않아 이 시퀀스에 대한 조율이 필요한 상태이다. 다만, 엔진 구성품인 연소기의 개발 과정에서 도출된 연소기의 구동 시퀀스는 산화제 선공급 및 연료 선공급 방식에 따라 포괄적인 조율이 이루어진 상태이다[3].

본 논문은 국내에서 개발된 30톤급 액체로켓 엔진 연소기를 개발하는 과정에서 도출된 시험 시퀀스를 제시하고 이에 따른 연소기의 점화 특성을 살펴보고자 한다. 본 논문의 결과는 향후 조율하고자 하는 엔진시스템의 시험 시퀀스뿐만 아니라 한국형발사체급의 대형 액체로켓엔진 연소기의 구동 시퀀스를 확립하는데 기초자료로 활용될 수 있을 것으로 기대한다.

2. 시험장치

2.1 연소기 형상

본 연구에 사용된 실물형 연소기의 설계 규격을 Table 1에 제시하였다. Table 1을 살펴보면 A-type과 B-type의 연소실 직경이 각각 380 mm와 360 mm로 서로 다르지만 주요 설계 요소들은 동일한 것을 알 수 있다. 이들 연소기의 진공 추력은 27톤 정도로 연소압력은 60 bar이고 추

진제 총 유량은 88.8 kg/s이다. 이 설계 규격을 바탕으로 제작한 추력 30톤급 재생냉각 연소기의 형상을 Fig. 1에 제시하였다. Fig. 1에 제시된 연소기는 모두 연료로 사용되는 케로신을 이용하여 노즐부와 연소실부를 냉각하는 동일한 재생냉방식을 사용하고 있다. Fig. 2는 Fig. 1에 제시된 연소기 헤드부로부터 분사되는 점화용 연료의 모습과 헤드면에 설치된 분사기의 배열 구조와 배플 형상을 보여준다.

본 논문에 제시된 A-type 연소기의 특징을 살펴보면 산화제 공급부가 측면에 위치하고, Fig. 2의 점화용 연료가 오직 중앙에서만 분사된다. 그리고 점화용 산화제를 공급할 수 있는 별도의 분사기가 중앙에 설치되어 있어 메인 산화제의 공급을 독립적으로 제어할 수 있다. 연소실 내벽 냉각방식으로는 재생냉각 방식과 더불어 연료만 분사되는 냉각용 분사기를 연소기 헤드부의 최외곽에 설치하여 연소실 벽면 냉각을 수행하였다. B-type 연소기의 특징은 산화제 공급부가 중앙에 위치하며, Fig. 2에서 보이는 바와 같이 점화용 연료가 중앙부분과 측면 6곳에서 분사된다. 그리고 점화용 산화제를 공급하기 위한 분사기는 별도로 사용하지 않았다. 연소실 냉각방법은 재생냉각 방식을 기본으로 하며 A-type 연소기와는 달리 냉각용 분사기가 필요 없는 막냉각 방식을 적용하였다. 냉각용 분사기와 막냉각 방식의 기술적 사항은 문헌[4]에 제시되어 있어 본 논문에서는 생략하도록 하였다. A-type 연소기와 B-type 연소기에 사용된 주 분사기의 형상은 이중와류 동축형 구조의 동일한 분사기를 기본으

Table 1. Specification of Thrust chamber

Parameter	Value	Parameter	Value
연소압(MPa)	6	노즐목 직경(mm)	180.5
정체압력(MPa)	5.9	노즐 팽창비	12
추진제 유량(kg/s)	88.8	노즐출구 직경(mm)	625
연료 유량(kg/s)	25.8	A 연소실 직경(mm)	380
산화제 유량(kg/s)	63.0	B 연소실 직경(mm)	360
혼합비	2.44	연소특성속도(m/s)	1710



(a) A-type (b) B-type

Fig. 1 Configuration of regenerative cooling thrust chamber

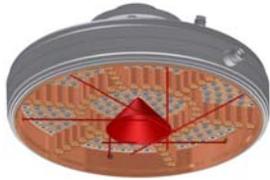


Fig. 2 Configuration of ignition fuel injection

로 사용하고 있으며, 고주파 연소불안정을 방지하기 위한 베플을 헤드부에 설치하였다.

2.2 시험설비

Figure 1에 제시한 연소기의 기술검증 및 성능평가를 수행하기 위한 연소시험용 테스트 스텐드를 Fig. 3에 나타내었다. Fig. 3에 제시된 추진제 공급라인에 추진제를 보내는 방식은 고압질소가스를 이용한 런탱크 가압방식으로 추진제는 연소기에 2단계로 공급된다. 이 방식은 산화제 및 연료 배관에 있는 pre valve(AV2505, AV1505)와 오리피스를 이용하여 pre stage를 거쳐 정상상태에 도달하게 된다. 이것은 간헐적으로 액체로켓엔진 연소기 개발과정에서 발생하는 hard start의 폭발 크기를 줄일 수 있으며 오리피스 제어방식 연소시험으로 발생할 수 있는 연소압력의 overshoot 크기를 감소시킬 수 있다. 점화용 연료로 사용된 triethylaluminum과 triethylborane의 혼합물은 앰플에 충전된 후 Fig. 3과 같이 장착된다.

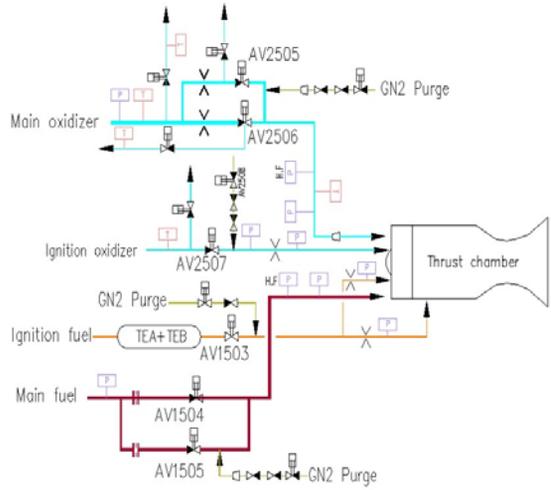


Fig. 3 Schematic of test stand

3. 시험결과

3.1 점화특성

앞서 터보펌프 방식 액체로켓엔진의 시동 시퀀스에 대하여 간략하게 기술한 내용을 도시화하면 Fig. 4와 같이 나타낼 수 있다. 이것은 국내에서 개발한 시험 시퀀스가 아닌 문헌[1]에서 제시된 시동과도 모델로 산화제 주 밸브의 개방 후 점화 연료가 공급되면서 초기 점화가 이루어진다. 이후 연료 주 밸브가 개방되어 주 추진제

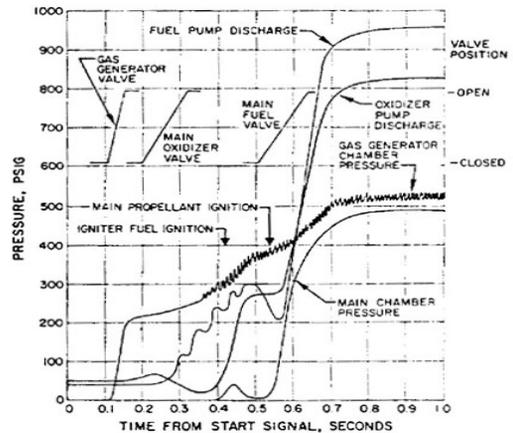


Fig. 4 startup transient model

의 점화가 이루어지는 단계로 진행된다.

본 연구에 적용된 시동 시퀀스는 두 가지 방식으로 Fig. 1에 제시된 연소기 타입에 따라 다르게 적용되었다. 그 이유는 점화용 산화제를 공급하는 분사기의 유무에 따라 공급배관 내 자동 밸브의 존재가 결정되기 때문이다. Fig. 5는 A-type 연소기에 사용된 시동 시퀀스를 나타낸 것으로 점화용 산화제 분사기의 존재로 인한 점화용 산화제 밸브의 개방을 시작으로 초기 점화가 이루어진다. 이 시퀀스를 통해 형성된 연소기 내 온도와 압력을 Fig. 6과 Fig. 7에 제시하였다. 그림에 제시된 TOIC1, TOIC2, TOIC3는 산화제 매니폴드 내 120° 간격으로 설치된 K-type 온도 센서의 값을 나타내며, PAC1은 연소실 연소압력을, POIC1은 산화제 매니폴드 압력을, PFIC는 연료 매니폴드 압력을 각각 나타낸다. Fig. 6과 Fig. 7로부터 이 연소기에 적용된 시퀀스는 산화제 매니폴드 내 온도를 빠르게 떨어뜨리고, 이로 인해 산화제 매니폴드 내 압력이 0.8 MPa를 넘어서면서 산화제 매니폴드 내 물성치가 액체상

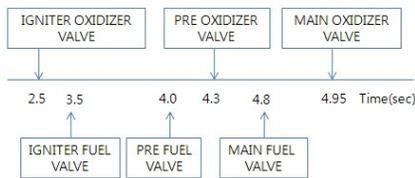


Fig. 5 Startup sequence of A-type Thrust chamber

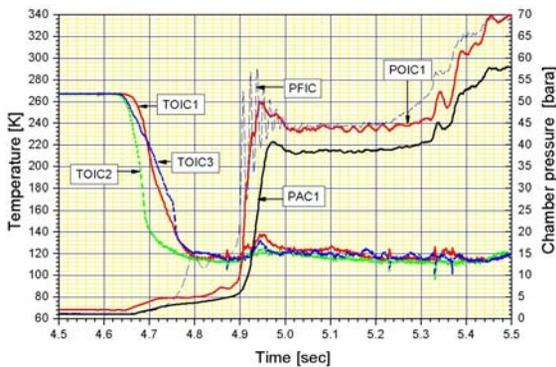


Fig. 6 Static pressure and temperature in startup transient of A-type Thrust chamber

태로 존재할 수 있는 여건을 제공한다. 물론 이러한 추진제 상태를 유발시키는 원인을 시험 시퀀스로 한정 지을 수는 없으며 산화제 매니폴드의 형상 또한 중요한 역할을 하게 된다. Fig. 8은 Fig. 5의 시동 시퀀스로 형성된 A-type 연소기의 동 특성을 나타낸다. Fig. 8에 제시된 FCC1은 연소실 내 설치된 동압센서의 신호로, 동압센서는 PCB사의 123A24 모델을 사용하였다. FOIC1은 산화제 매니폴드 내 설치된 동압센서의 신호를 나타내며, 동압센서는 PCB사의 102A11 모델을 사용하였다. FFIC1은 연료 매니폴드 내 설치된 동압센서의 신호를 보여주며, 사

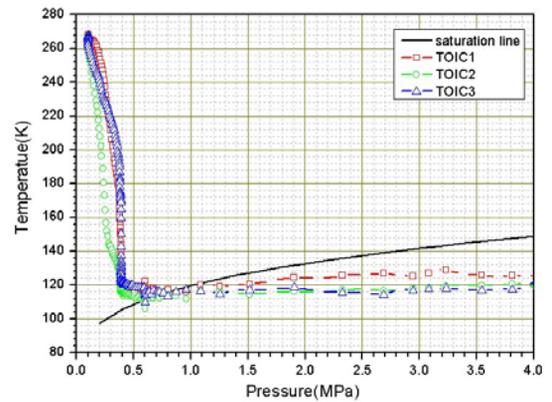


Fig. 7 Saturation curve in startup transient of A-type Thrust chamber

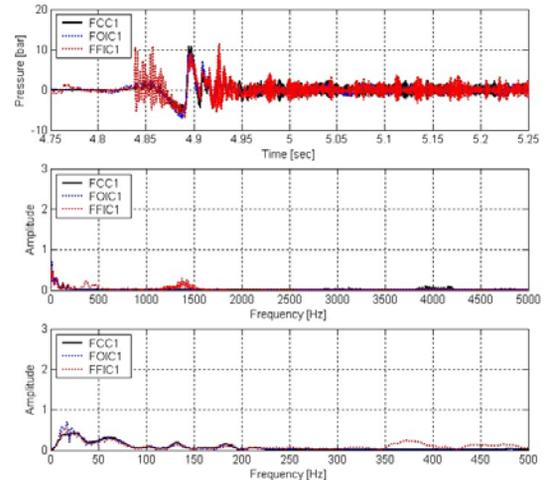


Fig. 8 Dynamic pressure in startup transient of A-type Thrust chamber

용된 동압센서는 PCB사의 101A04 모델을 사용하였고, 모든 동압신호는 25.6 kHz의 샘플링으로 계측하였다. 이렇게 계측된 신호의 동압 크기와 주파수 특성을 Fig. 8로부터 분석하면 다음과 같다. 연료 주 밸브가 개방되는 시점에 10 bar 크기의 충격파가 형성되지만 빠르게 정상상태로 돌아오며, 섭동을 유발하는 특정 주파수도 발생하지 않는 것으로 판단할 수 있다. 이러한 결과는 Fig. 7에서 나타난 결과와 같이 산화제 매니폴드 내 물질치가 액체산소의 포화 선도를 넘어서지 않는 범위에서 일정하게 유지됨에 기인한 것으로 추론할 수 있다.

Figure 9는 B-type 연소기의 시동 시퀀스로 이 시퀀스에는 점화용 산화제 분사가 사용되지 않았기에 Fig. 5와 비교하여 점화용 산화제 밸브의 개방 명령이 필요 없다. 또한 이 시퀀스는 A-type 연소기에 사용된 시퀀스보다 Fig. 4에 제시한 시퀀스에 더 가깝다. 물론 주 추진제의 2단 공급으로 인한 연소압력이 2단계로 형성되지만

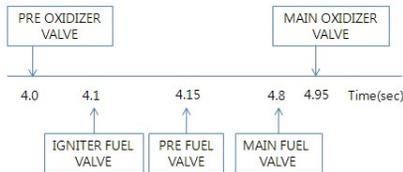


Fig. 9 Startup sequence of B-type Thrust chamber

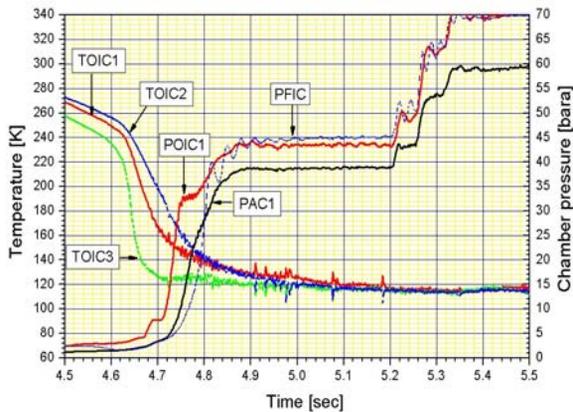


Fig. 10 Static pressure and temperature in startup transient of B-type Thrust chamber

초기 점화와 연소압력 형성 곡선을 나타내는 Fig. 10을 보면 Fig. 4의 main chamber pressure 선도와 유사하게 연소압력이 성장함을 알 수 있다. 다만, 이 시퀀스의 경우 Fig. 11과 같이 연소압력이 형성되는 과정에서 A-type 연소기에 비해 산화제 매니폴드 내 온도 편차가 크게 발생하고, 액체산소의 포화 선도를 넘어서지 않는 조건까지 도달하는데 필요한 산화제 매니폴드 압력이 높게 나타남을 알 수 있다. 물론 이러한 특징을 시동 시퀀스에 의한 결과로만 간주하기 보다는 B-type 연소기의 산화제 매니폴드 형상에 의해 나타나는 현상으로도 볼 수 있다.

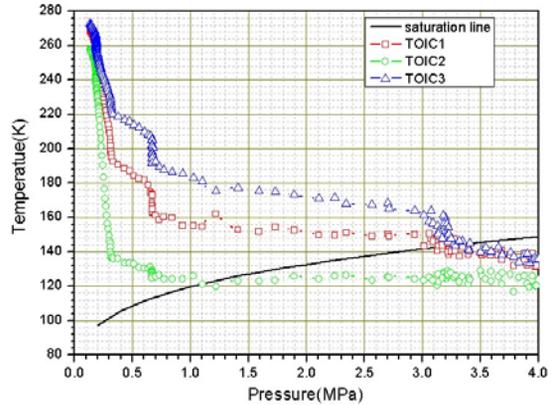


Fig. 11 Saturation curve in startup transient of B-type Thrust chamber

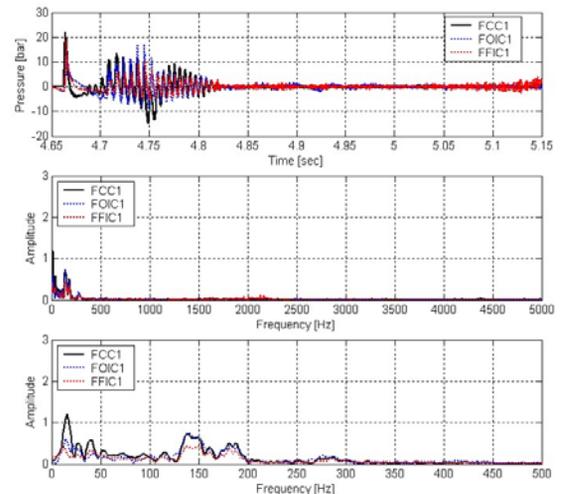


Fig. 12 Dynamic pressure in startup transient of B-type Thrust chamber

초기 점화 구간에서 나타나는 산화제 매니폴드의 온도 편차와 증발 상태는 Fig. 12에서 나타나는 것과 같이 일정 구간 저주파 섭동을 발생시키는 것을 알 수 있다. 이러한 저주파 섭동은 연소압력이 성장하는 과정에서 곧 사라지고 정상 상태를 유지하는 것으로 보아 재생냉각 연소기의 기능을 발휘하는데 유해요소로 작용하지 않는 것으로 판단된다. 그러나 이러한 저주파 섭동이 엔진시스템 또는 발사체를 구성하는 단계에서 어떠한 영향을 발생시킬 것 인지 알 수 없으므로 지속적인 관찰과 개선이 필요하다고 하겠다.

4. 맺 음 말

국내 기술로 개발된 터보펌프 방식 액체로켓 엔진연소기를 가지고 서로 다른 시동 시퀀스에 의해 나타나는 점화 특성을 분석하였다. 본 논문에서 다루어진 연소기는 30톤급 재생냉각 방식의 연소기로 현재 개발 중인 한국형발사체의 75톤급 연소기와 많은 부분이 비슷하여 75톤급 연소기의 축소형 모델이라 할 수 있다. 본 논문에서 제시된 연소기별 시동 시퀀스가 엔진시스템 시험 시 동일하게 적용될 수는 없지만 터보펌프 구동이후 본 논문에서 다룬 시동 시퀀스의 경로를 지날 경우 나타나는 점화 특성은 예측할 수 있는 것으로 판단된다. 본 논문에서 제시된 점화 특성은 동일한 분사기를 사용한 연소기 헤드부라도 산화제 매니폴드 내 온도 편차의 발생과 증발 상태 그리고 시동 시퀀스의 차이에 따라 저주파 섭동이 일정 구간에서 발생할 수 있음을 보여준다. B-type 연소기의 초기 점화 구간에서 나타났다가 소멸되는 저주파 섭동은 연소기 본연의 기능을 저해하는 현상을 발생시키지 않았지만, 향후 엔진시스템 및 발사체와의 인터페이스를 고려하여 이 현상에 대한 지속적인 연구가 필요하다고 하겠다.

참 고 문 헌

1. Huzel, D. K. and Huang, D. H., Modern Engineering for Design of Liquid - Propellant Rocket Engines, Vol. 147, AIAA, 1992
2. 문운완, 조원국, 설우석, "다양한 구동가스를 사용한 액체로켓엔진의 시동특성 연구," 항공우주기술 제6권 제1호, 2008
3. 한영민 외 6인, "30톤급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기의 산화제 선공급 연소시험," 한국항공우주학회 춘계학술대회, 2009.04
4. 이광진 외 6인, "막냉각 링을 사용한 축소형 연소기의 연소성능시험," 우주발사체기술심포지움, 2005