

실물형 연소기의 형상에 따른 연소특성속도 비교

김종규* · 한영민* · 안규복* · 김문기* · 서성현* · 최환석*

Effect of Chamber Configuration on Combustion Characteristic Velocity of Full-scale Combustion Chamber

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

ABSTRACT

Effects of chamber configuration on combustion characteristic velocity of full-scale combustion chamber for 30-tonf-class liquid rocket engine were studied. The configurations of combustion chamber are ablative and channel cooling chamber ($\epsilon=3.2$) which have detachable mixing head, and single body regenerative cooling chamber which has nozzle expansion ratio of 3.5 and 12, respectively. The combustion chambers have chamber pressure of 53~60 bar and propellant mass flow rate of 89 kg/s, and the injectors of all combustion chamber have recess number 1.0 and double-swirl characteristics. The hot firing test results at design point show that the combustion characteristic velocity of the regenerative cooling chamber which has nozzle expansion ratio of 12 is higher than that of other combustion chambers. The reasons for the above result are the increases of combustion pressure and enthalpy of kerosene which is heated due to cooling of the chamber wall before injection into the combustion field.

초 록

30톤급 액체로켓엔진 실물형 연소기의 형상에 따른 연소특성속도에 대한 연구를 수행하였다. 본 연구에서 연소기의 형상은 연소기 헤드와 분리가 가능한 내열재 및 채널 냉각형 연소실($\epsilon=3.2$), 그리고 일체형인 팽창비가 각각 3.5와 12인 재생냉각형 연소기이다. 연소압력은 약 53~60 bar 그리고 추진제 유량은 약 89 kg/s이고, 적용된 분사기는 리세스수가 1.0인 동축 와류형이다. 설계점 연소시험에서 팽창비가 12인 일체형 재생냉각 방식의 연소기가 가장 큰 연소특성속도를 보였는데 이는 추진제인 케로신이 분무되기 전 챔버 냉각으로 인한 온도 상승에 따른 엔탈피의 증가 및 연소압력의 증가에 기인한 것이다.

Key Words: Combustion Chamber(연소기), Characteristic Velocity(특성속도), Ablative Cooling(삭마냉각), Regenerative Cooling(재생냉각)

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

액체로켓엔진에 사용되는 연소기는 연소실로 산화제와 연료를 분사시켜 고온, 고압의 연소가스를 생성, 분출하여 높은 추력을 얻는다. 이 때 연소실에서 발생하는 고온, 고압의 연소가스로부터 연소실의 벽면을 보호하기 위해 내열재 삭마, 막냉각, 침투냉각, 재생냉각 방식 등 많은 냉각 방식이 개발되었다. 이 중 현재에 가장 많이 사용하는 방식이 재생냉각 방식으로 냉각 시 흡수된 열에너지를 연소에 다시 활용하여 성능 손실이 없고 연소시간을 증가시킬 수 있으며, 상대적으로 구조가 가볍다는 장점이 있다[1].

한국항공우주연구원에서는 30톤급 액체로켓엔진 연소기를 개발하면서 내열재 삭마 방식의 연소실, 물 또는 케로신으로 냉각하는 채널 냉각 방식의 연소실, 그리고 연소기 헤드와 일체형인 케로신을 이용한 재생냉각 방식의 연소기 등 다양한 형상의 연소기를 개발하였다[2-5]. 내열재 삭마 방식의 연소실은 팽창비가 11이고, 채널냉각 방식의 연소실은 팽창비가 3.2이다. 이 두 방식의 연소실은 연소기 헤드와 분리가 가능한 구조이다. 그리고 팽창비가 각각 3.55와 12인 재생냉각 방식의 연소기는 연소기 헤드와 일체형으로 연소실의 벽면을 냉각한 연료가 연소실로 분무되어 연소되는 완전한 재생 냉각 방식의 연소기이다. 본 연구에서는 이러한 총 4가지의 연소기 형상에 따른 연소특성속도에 대해 알아보았다.

2. 연소기 형상 및 연소 시험

2.1 연소기 형상

본 연구에서 고려한 연소기의 형상을 Fig. 1에 나타내었다. 모든 연소기의 헤드는 리세스(recess) 수가 1.0으로 동일한 동축 와류형 분사기를 적용하였고 연소실의 벽면 냉각을 위해 헤드의 최외각에 연료만이 분사되는 냉각용 분사기를 배치하였다. Case 1과 2 연소기의 설계 연소압력은 52.5 bar이며, Case 1 연소기는 팽창비가 11인 내열재 삭마 방식의 연소실이고, 연소안정성을 위해서 STS로 제작된 배플을 적용하였

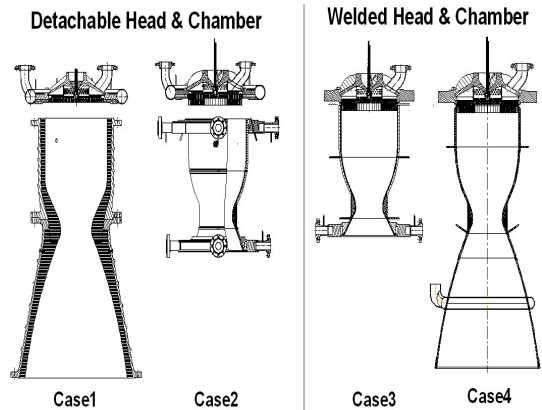


Fig. 1 Configurations of Combustion Chamber

다. Case 2 연소기는 팽창비가 3.2인 채널 냉각 방식의 연소기이며, case 1과 같이 헤드와 조립 및 분리가 가능한 구조로 연소실 벽면 냉각은 연료로 하되, 냉각을 하고 난 연료는 헤드로 유입이 되지 않고, 연소기 헤드로 산화제와 연료가 독립적으로 유입되는 구조를 가지고 있다. 연소안정성을 위해서 STS 배플이 아닌 배플형 분사기를 적용하였다. Case3과 4의 연소기는 설계 연소압력이 60 bar이며, 동일한 헤드로 산화제만이 유입되는 구조이다. 연소실은 팽창비가 각각 3.55와 12인 완전한 재생냉각 방식의 연소기이다.

2.2 연소시험

각각의 연소기를 Fig. 2와 같이 연소시험 설비에 장착하여 수회의 연소시험을 수행하였다. 시험조건은 설계점 기준으로 모든 연소기에서 전체 추진제 유량은 88.8 kg/s (산화제 : 62.9 kg/s, 연료 : 25.8 kg/s)이고, 연소압력은 위에서 언급하였듯이 case 1과 2는 52.5 bar, case 3과 4는 60 bar이다. case 1은 1회, case 2는 2회, case 3과 4는 각각 4회에 걸친 설계점 연소시험과 수회의 탈설계점 연소시험을 수행하였다. 모든 연소시험은 성공적으로 수행되어 안정한 연소를 보였고, 연소기 헤드의 분사기 면, 분사기, 배플형 분사기, 연소실 벽면, 그리고 노즐부 등 하드웨어의 손상은 없었다.

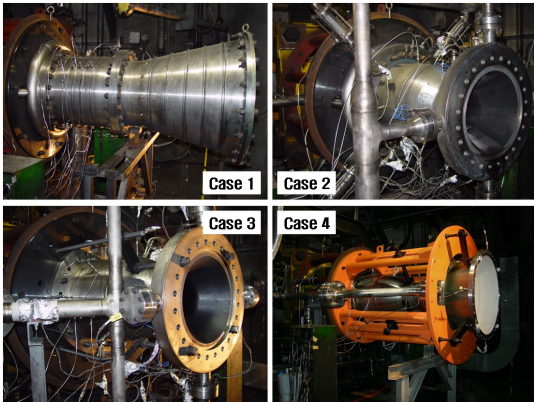


Fig. 2 Photo of Combustion Chamber on Test Stand

3. 연소시험 결과

3.1 설계점 연소 시험 결과

각각의 연소기에 대해서 설계점 및 탈설계점 연소시험을 수행하였고, 설계점 연소시험의 결과를 살펴보면 다음과 같다. Fig.3에 각 연소기의 산화제 및 연료의 매니폴드와 연소실에서의 압력 선도를 나타내었다. Case 1 연소기는 연소시험 시간이 약 2초이며, 연소압력은 52.7 bar이고 산화제 및 연료 매니폴드 압력은 63 bar이다. 약 4.8초부터 5.3초 사이에서 보이는 압력선도는 연소를 2단으로 수행하여 생긴 것이며 약 5.5초 이후부터 6.4초 까지가 설계점 정상 연소 구간이다. Case 2 연소기는 연소압력이 53.3 bar, 매니폴드 압력이 65 bar로 약 11초의 정상연소 구간 동안 일정한 압력분포를 보였다. Case 3 연소기는 연소시험 시간이 50초이며, 연소압력은 약 59.6 bar로 시험 후반으로 갈수록 시험설비의 가압능력이 떨어져 압력이 조금씩 감소함을 보이고 있으나 작동성에는 큰 문제가 없었다. Case 4 연소기, 즉 팽창비가 12인 완전한 재생냉각방식의 연소기는 60초 연소 시험에서 안정한 연소를 보였으며, case 3과 동일하게 후반으로 갈수록 설비 가압 능력의 한계로 인해 압력이 떨어지는 경향을 보이고 있다. 연소압력은 약 59.4 bar를 보였다.

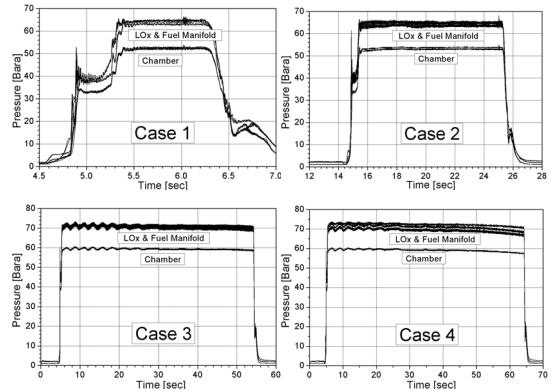


Fig. 3 Traces of pressures as function of time

3.2 연소특성속도 (C^*)

각각의 연소기의 설계점 연소시험에서 얻은 연소특성속도의 분포를 Fig.4에 나타내었다. Case 1부터 4까지 각각 1717, 1720, 1727, 1744 m/s의 값을 보였다. Case 1을 제외한 나머지 연소기는 수회에 걸친 설계점 연소시험에서의 평균값을 나타내었다. Case 1에서부터 4의 순서로 연소특성속도의 값이 증가함을 보였다.

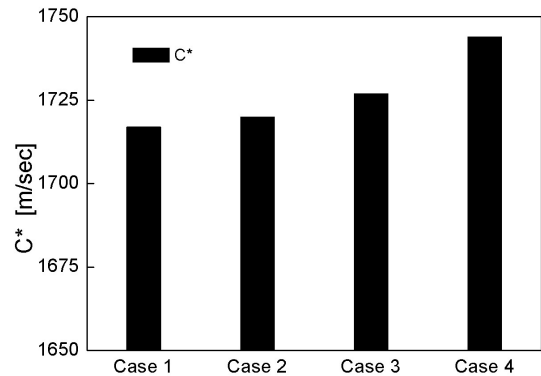


Fig. 4 Distribution of combustion characteristic velocity

이러한 차이를 보이는 이유 중의 하나는 우선 연소압력의 영향으로 볼 수 있는데, 위에서도 언급하였듯이 case 3과 4의 연소압력이 case 1과 2보다 크므로 case 3과 4의 연소특성속도의 값이 case 1과 2보다 높은 것으로 판단된다. 또한 헤드 산화제와 연료가 각각 유입이 되는 동일한

헤드 구조를 가지고 있고, 연소압력도 동일한 case 1과 case 2와의 연소특성속도의 차이는 연소실의 냉각 방식(내열재/채널냉각)의 차이와 연소 안정성을 위한 배플 형상(STS/배플형 분사기)의 차이로 판단된다. 즉, 연소 시 내열재의 열분해 등으로 인한 영향으로 연소특성속도의 차이를 보이는 것으로 보이며, STS 배플의 경우는 그 형상이 분사기와 분사기 사이의 격벽으로 존재해 분사기간의 혼합 효율을 감소시킴으로 인해 낮은 연소특성속도를 보이는 것으로 판단된다. 그리고 Case 3과 case 4는 하나의 동일한 헤드를 각각 연소실에 적용하였기 때문에 이 두 경우의 연소특성속도의 차이는 연소실의 형상으로 인한 것으로 볼 수 있다. 두 연소기는 연료가 연소실의 벽면을 냉각하고 난 후 연소기 헤드로 유입되어 분무, 연소가 되는 방식이기 때문에 연소실로 분무되기 전의 연료의 온도 차이가 연소특성속도의 차이로 나타나는 것으로 판단된다. 시험 결과 case 3과 case 4에서의 연소기 헤드로 유입되기 전의 연료 온도 상승분, 즉 연소실 벽면 냉각을 마친 연료는 각각 32 °C와 72 °C 상승하였다. 이는 연료의 온도 상승으로 인한 케로신 엔탈피의 증가가 연소특성속도를 증가시킨 것으로 볼 수 있다.

내열재 삭마 방식이나 채널 냉각 방식의 연소기보다는 재생냉각 방식의 연소기가 좀 더 높은 효율을 보이는 것으로 판단된다. 이렇듯 재생냉각 방식의 연소기에서 연료의 온도 상승을 최적화하는, 즉 효율적인 냉각 채널 설계가 중요하게 되는데 연소기의 효율을 높이기 위해서 케로신의 온도 상승을 과하게 설계하면 채널 내부에서 코킹(coking) 현상이 발생되어 냉각성능의 급격한 저하가 발생, 결과적으로 연소실이 손상되는 결과를 초래하기 때문에 효율을 최대한 높이면서 냉각성능을 유지하는 설계가 반드시 필요하다.

4. 결 론

연소기 헤드와 분리가 가능한 내열재 및 채널 냉각형 연소실($\epsilon=3.5$), 그리고 일체형인 팽창비가 각각 3.5와 12인 재생냉각형 연소기 등 총 4가지의 연소기 형상에 따른 연소특성속도의 특성을 알아보았다. 연소 시험 결과 연소압력은 약 53~60 bar를 보였으며, 모두 안정한 연소를 보였다. 시험 결과 설계점 연소시험에서 팽창비가 12인 일체형 재생냉각 방식의 연소기가 가장 큰 연소특성속도를 보였고, 이는 연료가 연소실로 분무되기 전 벽면 냉각으로 인한 온도 상승에 따른 엔탈피의 증가 및 연소압력의 증가에 기인한 것이다.

참 고 문 헌

1. Dieter K. Huzel and David H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-propellant Rocket Engines," AIAA, Vol. 147 Progress in Astronautics & Aeronautics, 1992.
2. 서성현, 김종규, 문일윤, 한영민, 최환석, 이수용, 조광래, "실물형 액체로켓 연소기 지상연소 성능 결과," 한국추진공학회 2005년도 추계학술대회 논문집, 2005, pp.235-239
3. 한영민, 김종규, 이광진, 임병직, 서성현, 최환석, "실물형 재생냉각 액체로켓엔진 연소기 연소시험," 항공우주학회 2007년도 추계학술대회 논문집, 2007, pp.1358-1361
4. 한영민, 안규복, 임병직, 김종규, 이광진, 서성현, 최환석, "30톤급 액체로켓엔진 재생냉각 연소기 연소성능시험," 항공우주학회 2008년도 춘계학술대회 논문집, 2008, pp.735-738
5. 김종규, 한영민, 서성현, 이광진, 최환석, "지상연소시험용 실물형 재생냉각 연소기(확대비 12)의 설계 및 제작," 한국추진공학회 2007년도 추계학술대회 논문집, 2007, pp.114-118