고압 축소형 연소기의 설계 및 연소효율 평가

이광진* · 김홍집* · 류철성* · 한영민* · 최환석*

A Design of High Pressure Sub-scale Combustor and the Assessment of Combustion Efficiency

Kwang-Jin Lee* · Hong-Jip Kim* · Chul-Sung Ryu* · Yeoung-Min Han* · Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

This paper is related to a design of high pressure sub-scale combustor with regenerative cooling. As a previous step for the evaluation of thermal heat flux, a similar combustor with cooling water was manufactured. Design conditions with high combustion efficiency and cooling performance were verified through the hot firing tests of the water-cooled high pressure combustor. Finally the regeneratively cooled high pressure combustor has been designed based on these data. After manufacturing it, its practical utility will be tested and verified through hot firing tests.

초 록

본 연구는 재생냉각형 고압 축소형 연소기 설계에 관한 것으로 이 연소기를 제작하기 전에 열유속 측정을 위한 물냉각 고압 축소형 연소기를 제작하였다. 물냉각 고압 축소형 연소기의 연소시험결과 높은 연소성능 및 냉각성능이 검증된 설계 조건을 얻었고 이를 바탕으로 재생냉각형 고압 축소형 연소기의 형상을 설계하였다. 설계된 연소기의 형상은 제작이 완료된 후 연소시험을 수행하여 실용성을 검증할 예정이다.

Key Words: High Pressure Sub-scale Combustor(고압축소형연소기), Regenerative Cooling(재생냉각), Combustion Efficiency(연소효율), Cooling Performance(냉각성능)

1. 서 론

신뢰도와 성능이 우수한 액체로켓엔진용 연소기를 개발하는 것은 긴 시간과 많은 비용을 수반한다. 대표적으로 연소안정성은 신뢰도 부문에, 연소효율은 성능 부문과 깊은 관계가 있으며 이것은 동전의 앞, 뒷면과 같이 떼어서 생각 할 수 없는 연소기 개발의 핵심 부문이라 할 수 있다[1]. 현재 한국항공우주연구원(이하 항우연)에서는 많은 시험결과 이 두 부문에 있어서 만족할 만한 성과를 얻었다[2-8]. 연소기 개발과정 중 이 두 부문과 더불어 고려해야 하는 사항이 바로 연소기의 무게 절감이다. 이것은 경제적인 우주발사체를 개발하는데 있어서 반드시 고려해야 하는 사항이라 할 수 있다. 연소기의 무게 절감은 설계 및 제작방식으로 해결할 수 있으며 대표적인 예로 재생냉각형 연소실 설계와 벌징

* 한국항공우주연구원 연소기그룹
연락저자, E-mail: lkj@kari.re.kr

(bulging) 방식의 노즐 제작을 들 수 있다. 우주 개발 선진국에서는 이러한 기술을 통하여 최적화된 연소기를 생산하고 있다[9].

따라서 본 연구는 신뢰도와 성능이 검증된 연소기 설계 기술을 바탕으로 재생냉각 및 벌징 기술이 적용된 고압 축소형 연소기를 설계 제작하고 연소시험을 통하여 시제품의 실용성을 검증하는데 있다.

2. 본 론

2.1 고압 축소형 연소기 설계 요소

제작하고자 하는 고압 축소형 연소기는 추력 3 톤급으로 재생냉각을 수행하는데 필요한 연료 유량에 맞추어 전체 유량을 결정하였다. 또한 벽면 냉각을 위해 막냉각을 적용하였는데 이 방식은 삽입링을 이용하는 것과 재생냉각 채널에 홀(hole)을 뚫어 사용하는 두 가지 방식을 고려하였다. 고압 축소형 연소기의 추진제는 산화제로 액체산소, 연료로 케로신(Jet A-1)을 사용하며 설계점 연소압력은 7 MPa이고 혼합비는 2.44이다. CEA 코드를 이용하여 구한 이론 특성속도는 1777 m/s로 고압 축소형 연소기의 상세 규격은 Table 1과 같다.

Table 1. Design parameters of sub-scale combustor

항목	값	단위
연소압	7.00	MPa
혼합비(O/F)	2.44	
산화제유량	6.80	kg/s
연료유량	2.78	kg/s
막냉각 유량(전체유량대비)	3.5~5.2	%
진공추력	2.72	ton
이론특성속도	1777	m/s
노즐목직경	55	mm
노즐확대비	5.00	
노즐출구압력	0.23	MPa
잔류시간	2.50	msec
비단위면적당유량	1.06	①
노즐목까지의 연소실길이	384	mm

① g/(s×MPa×㎠)

2.2 열유속 측정용 고압 축소형 연소기 형상

재생냉각을 사용하는 축소형 연소기를 설계하기 위해서는 먼저 연소실에서 발생하는 열유속을 정확히 계산하여야 한다. 본 연구에서는 이 값을 측정하는 다양한 방법[10, 11] 중 축방향 냉각 채널을 갖는 연소실을 사용하여 설계된 연소기가 발생하는 열유속을 측정하였다. Table 1을 만족하는 연소기는 헤드부, 1차 및 2차 막냉각링, 실린더부 그리고 노즐부로 구성된다. 헤드부의 경우 외부혼합형 이중와류 분사기 37개 1 set을 설계 제작 하였고 5차 연소시험 후 37개 분사기의 산화제 포스트를 가공하여 내부혼합형 이중와류 분사기로 변경하였다. 1차 막냉각 링의 경우 직경 0.8 mm 홀(hole)이 9개 뚫려 있고 2차 막냉각 링의 경우 직경 0.8 mm 홀(hole)이 16개 뚫려 있어 설계 연료 유량의 12 % ~ 18 %에 해당하는 연료가 벽면냉각에 사용되도록 설계 하였다. 실린더부의 경우 전체 냉각 채널의 개수는 120개 이고 채널당 단면적은 8 ㎟ 정도로 30°의 나선(spiral) 유로를 냉각수가 지나게 된다. 노즐부의 경우 전체 냉각 채널의 개수는 수축부, 노즐목, 확대부의 방향으로 120개, 60개, 120개로 변화되며 노즐목에서 단면적 8.4 ㎟ 정도를 유지하도록 하였다. 노즐부를 지나는 냉각수는 15°의 나선(spiral) 유로를 지나게 되며 이곳을 지난 냉각수는 실린더부에 유입된다. Fig. 1은 헤드면, 실린더부 유로 및 노즐부 유로의 형상을 보여준다. Fig. 2는 헤드부, 막냉각링, 실린더부 그리고 노즐부가 결합된 전체 형상을 보여준다.

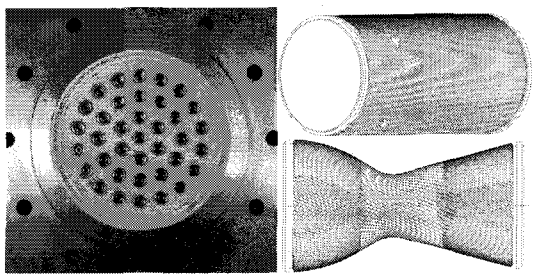

Fig. 1 Faceplate and cooling passage of the sub-scale combustor with cooling water

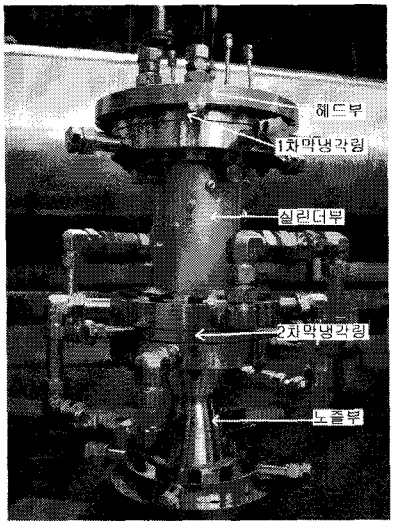

Fig. 2 Configuration of the sub-scale combustor with cooling water

2.3 연소시험

열유속 측정용 고압 축소형 연소기를 사용하여 수행한 연소시험 결과를 Fig. 3과 Fig 4에 제시하였다. Test-A1, Test-A2, Test-A3 그리고 Test-A4는 외부혼합형 분사기를 사용하여 막냉각 유량을 변화시켜 가면서 수행한 결과로서 특성속도 효율이 89 %, 91 %, 90 %, 90.8 %가 된다. 막냉각이 시작되는 위치는 Fig. 2의 1차 막냉각 링과 2차 막냉각 링이 설치된 곳이 되며 Test-A1, Test-A2, Test-A3의 총 막냉각 유량 대비 1차 막냉각 유량의 비율은 44 %, 36 %, 41 %가 된다. Test-A4는 1차 막냉각 유량이 없는 경우로 총 막냉각 유량은 전체 유량대비 2.4 % 정도이다. Test-A1, Test-A2, Test-A3의 총 막냉각 유량은 Fig. 4에서 알 수 있듯이 전체 유량 대비 5 % 내외의 값으로 설계 조건에 맞추어 시험이 이루어 졌다. Test A-2는 1차 막냉각 유량 감소로 인해 cylinder part의 열유속과 특성속도 효율이 다소 증가하였으나 Test A-4에서 알 수 있듯이 1차 막냉각 유량 감소 조건이 반드시 특성속도 효율을 증가시키지 않는다. 반면에 Test B-1의 시험결과는 내부혼합형 분사기를 사용한 것으로 총 막냉각 유량은 전체 유량대비 3.8 %이고 1차 막냉각 유량은 총 막냉각 유량대비 31 %이다. 시험결과 연소기의 형상 변화 없이 열유속과 97 %의 특성속도 효율은 다른 시험조건에 비해 크게 증가하였다. 이 결과로부터 재생냉각형 고압 축소형 연소기의 설계 방향은 내부혼합형 분사기를 사용하며 막냉각 유량은 전체 유량의 3.8 % 정도를 유지 하는 것이 연소효율과 연소실 냉각 측면에 있어서 바람직할 것으로 사료된다.

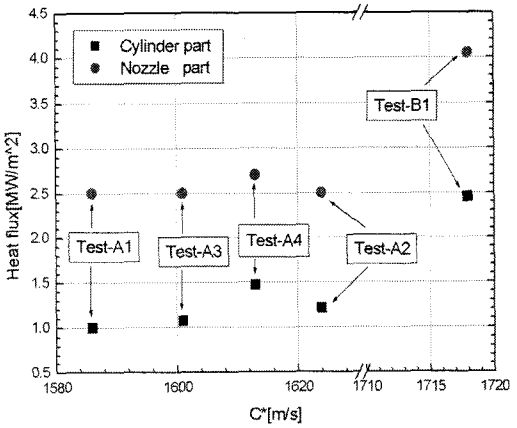

Fig. 3 Heat flux vs. characteristics velocity of the sub-scale combustor with cooling water

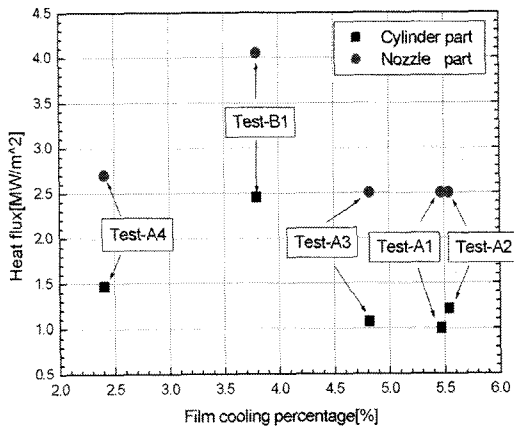

Fig. 4 Heat flux of the sub-scale combustor with varying film cooling flow rate

2.4 재생냉각형 고압 축소형 연소기 형상

재생냉각형 고압 축소형 연소기는 열유속 측정용 고압 축소형 연소기를 이용하여 얻은 열유속 값에 대해 실린더부와 노즐부를 충분히 냉각 할

수 있도록 설계하였다. 고온의 연소가스로부터 연소실을 보호하기 위해서는 냉각수의 유량과 유속이 무엇보다 중요하며 재생냉각형 고압 축소형 연소기는 열유속 측정용 고압 축소형 연소기와 달리 실 추진제인 케로신(Jet A-1)을 이용하여 냉각을 하게 된다. 냉각된 연료는 헤드부로 유입되어 분사기를 거쳐 산화제와 혼합되며 연소실에서 연소하게 된다. 냉각 채널의 설계는 Table 1의 설계 연료 유량이 연소시험으로 얻은 열유속에 대해 연소실 벽면을 보호할 수 있도록 충분한 유속을 냉각 채널 내에서 갖도록 해야 한다. 재생냉각형 고압 축소형 연소기는 헤드부와 연소실부로 구성되며 연소실부는 막냉각 홀을 갖는 실린더부와 벌징 방식으로 제작되는 노즐부가 전자빔 용접(EBW)으로 접합되어 일체형 형상을 갖게 된다. 헤드부는 열유속 측정용 고압 축소형 연소기와 같은 종류의 분사기 37개로 배열되며 헤드면 중앙에 초기 점화를 위한 점화용 분사기를 배치하였다. 이로 인해 분사기간 간격이 열유속 측정용 고압 축소형 연소기의 배열에서 다소 변경되었다. 연소실의 경우 실린더부에 0.8 mm 홀(hole) 7개와 0.8 mm 홀(hole) 16개로 구성되는 두개의 막냉각 단면을 설계하였고 실린더부 전체 냉각 채널의 개수는 120개, 채널당 단면적은 3.7 ㎟ 로 연료가 직선형 유로를 지나도록 설계하였다. 노즐부의 경우 무게 절감을 위해 벌징(bulging) 방식을 이용하여 설계하였고 $\frac{R_e(\text{노즐출구반경})}{R_t(\text{노즐목반경})}$의 값이 1.3 ~ 2.24가 되는 노즐 확대부는 graphite를 사용하도록 설계하였다. 노즐부 전체 냉각 채널의 개수는 수축부로부터 노즐목 방향으로 160개에서 80개로 줄어들지만 열유속이 가장 높은 노즐목에서 유속은 설계 조건에서 25 m/s를 상회하도록 하였다. 열해석 결과를 살펴보면 다음과 같다. Table 1의 설계 조건하에 발생되는 열유속은 Fig. 6과 같으며 설계된 냉각 채널에서 연료(Jet A-1)의 유속이 Fig. 5와 같을 경우 냉각 채널내의 온도 변화는 Fig. 7과 같다. Fig. 6의 열유속이 연소시험 결과 계산된 값보다 높음에도 불구하고 Fig. 7에 제시된 냉각 채널의 벽면온도는 Fig. 5의 조건에서 동합금 재질의 연소실 내벽이 구조적으로 안전한 범위 내에 있음을 보여준다. 또한 Fig. 7은 연료로 사용되는 Jet-A1의 coking 발생 온도범위보다 안전한 값에서 연료가 운영됨을 보여준다[12]. Fig. 6의 heat flux가 0인 지점은 1차 및 2차 막냉각이 시작되는 지점으로 열해석의 정확성을 위해서 현재 실험값과의 보정작업이 진행 중에 있다. 위와 같은 설계 조건 및 방식을 적용한 재생냉각형 고압 축소형 연소기의 형상을 Fig. 8에 제시하였다.

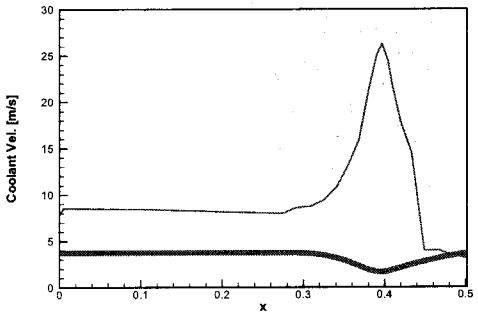

Fig. 5 Coolant velocity of the sub-scale combustor with regenerative cooling

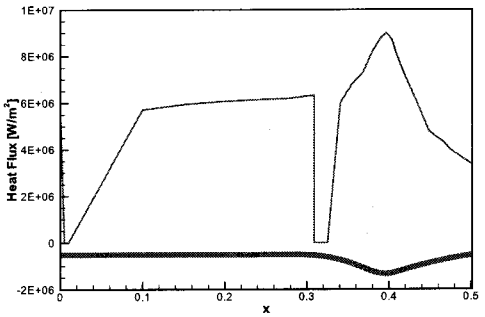

Fig. 6 Heat flux analysis of the sub-scale combustor with regenerative cooling

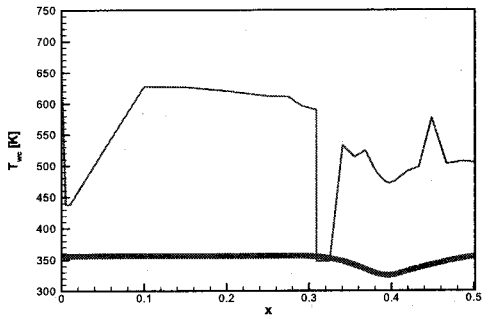

Fig. 7 Wall temperature analysis of the sub-scale combustor with regenerative cooling

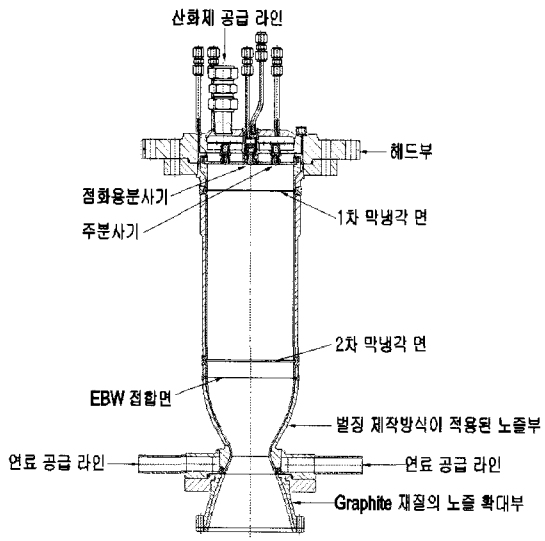

Fig. 8 Configuration of the sub-scale combustor with regenerative cooling

3. 결 론

재생냉각형 고압 축소형 연소기를 설계하는데 필요한 열유속을 측정하기 위하여 물 냉각이 사용되는 고압 축소형 연소기를 설계, 제작하여 연소시험을 수행하였다. 설계조건의 연소시험 결과 얻어진 열유속은 실린더부에서 2.5 MW/㎡ 이고 노즐부에서 4.1 MW/㎡ 정도가 된다. 특성속도 효율은 97 %로 우수한 값을 보이며 실용가능한 고압 축소형 연소기로서 작동성이 검증되었다. 이 결과를 바탕으로 재생냉각이 가능한 고압 축소형 연소기를 설계하였고 그 형상을 제시하였다. 또한 열해석을 수행하여 시험결과 계산된 열유속 조건에서 연소실 냉각 조건 및 냉각 채널 형상의 적합성을 검토하였다. 제시된 재생냉각형 고압 축소형 연소기 형상은 아직 시제품으로 구현되지 않았으나 제작이 완료되면 연소시험을 통해 실용성 검증을 수행할 예정이다.

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, 이광진, 한영민, 김승한, 김종규, 설우석, "이중와류 분사기를 적용한 고압 모델 연소기의 연소특성 연구," 한국추진공학회지, 제8권, 제1호, 2004, pp54-60.
3. 한영민, 김승한, 서성현, 이광진, 설우석, "외부혼합 와류분사기를 장착한 액체로켓엔진용 축소형 연소기 개발," 한국항공우주학회지, 제32권, 10호, 2004, pp102-111.
4. 한영민, 김승한, 서성현, 임병직, 송주영, 조원국, 설우석, "내부혼합 와류분사기를 장착한 액체로켓용 축소형 고압연소기 연소시험," 제3회 한국유체공학 학술대회, 2004.
5. 이광진, 서성현, 한영민, 김승한, 조원국, "액체로켓엔진용 동축스월 분사기의 recess 변화에 따른 연소성능 연구," 제3회 한국유체공학 학술대회, 2004.
6. 이광진, 서성현, 한영민, 문일윤, 김종규, 임병직, 최환석, "실물형 액체로켓 연소기의 연소안정성 평가시험," 항공우주기술, 제5권, 제1호, 2006, pp.122-131.
7. 김홍집, 이광진, 유덕근, 최환석, "분사기형 배플의 설치 간극에 따른 음향학적 감쇠 특성을 위한 음향시험," 한국음향학회 춘계학술대회 논문집, 2005
8. Lee, K., Seo, S., Song, J., Han, Y. and Seol, W., "Combustion Stability Assessment of Double Swirl Coaxial Injectors Using Simulant Propellants," AIAA-2005-4443, 41st AIAA/ASEM/SAE/ASEE Joint Prop. Conf. & Exhibit, Tucson, AZ, Jul. 10-13, 2005
9. Liquid rocket engine fluid-cooled combustion chamber, NASA SP-8087, 1972.
10. P.A. Masters, E.S. Armstrong, and H.G.

Price, "High-pressure calorimeter chamber tests for liguid oxygen/kerosene (LOX/RP-1) rocket combustion," NASA Technical Paper 2862,1988.

11. 김병훈, 박희호, 황수권, 김유, "액체로켓 추력실에서 heat flux 측정을 위한 calorimetric chamber의 연구," 한국항공우주학회지, 제31권, 제4호, 2003, pp.76-81.
12. 임병직, 김종규, 강동혁, 김홍집, 김희태, 한영민 "재생냉각 연소기용 구리합금과 연료 적합성 검증시험," 한국추진공학회 춘계학술대회, 2006, pp100-109.