

技術論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2012.16.6.056>

# 75톤급 재생냉각 연소기 기술검증시제 연료 수류시험 및 차압 해석

안규복\*† · 김종규\*\* · 임병직\* · 김문기\*\* · 강동혁\*\* · 김성구\* · 최환석\*

## Fuel-Side Cold-Flow Test and Pressure Drop Analysis on Technology Demonstration Model of 75 ton-class Regeneratively-Cooled Combustion Chamber

Kyubok Ahn\*† · Jong-Gyu Kim\*\* · Byoungjik Lim\* · Munki Kim\*\* ·  
Donghyuk Kang\*\* · Seong-Ku Kim\* · Hwan-Seok Choi\*

### ABSTRACT

Fuel-side cold-flow tests were performed on the technology demonstration model of a 75 ton-class liquid rocket engine combustion chamber for the first stage of the Korea space launch vehicle II. Pressure drop in the cooling channels of the combustion chamber was measured by changing fuel mass flow rate through a pressure regulating system. Pressure drop in each segment of the chamber could be obtained and a lot of pressure drop was caused by high flow velocity in the nozzle throat segment. The accuracy of a hydraulic analysis method for calculating a pressure loss in cooling channels could be verified by applying it to the cold-flow test conditions.

### 초 록

한국형발사체 1단에 사용될 75톤급 액체로켓엔진 연소기의 기술검증시제를 설계, 제작하여 연료 수류시험을 수행하였다. 가압압력을 조절하여 연료 유량을 변경함으로써 주어진 유량에서 발생하는 연소기 재생냉각 채널에서의 압력 손실을 측정하였다. 연소실 각 부에서의 압력 손실을 측정할 수 있었으며, 상당량의 압력 손실이 유속이 강한 연소실 노즐목부에서 발생함을 확인하였다. 주어진 연료 수류시험 조건에서 수리학 해석을 통하여 수리학 해석 방법의 정확도를 검증할 수 있었다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Regeneratively-Cooled Combustion Chamber(재생냉각 연소기), Fuel-Side Cold-Flow Test(연료 수류시험), Pressure Drop Analysis(차압 해석)

접수일 2011. 11. 29, 수정완료일 2012. 11. 5, 게재확정일 2012. 11. 9

\* 종신회원, 한국항공우주연구원 연소기팀

\*\* 정회원, 한국항공우주연구원 연소기팀

† 교신저자, E-mail: kbahn@kari.re.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2011년도 추계학술대회(2011. 11. 24-25, 부산 노보텔 엠베서더) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

### 1. 서 론

액체로켓엔진의 성능을 나타내는 비추력( $I_{sp}$ )을

향상시키기 위해서는 연소실의 열적, 구조적 한도 내에서 연소가스의 온도와 압력을 최대화 하여야 한다. 따라서 액체로켓 연소기는 고온, 고압의 연소조건에서 높은 열유속을 받게 되므로 안정적인 작동을 위해서는 냉각설계 기술이 필요하게 된다. 액체엔진 연소기에 사용되는 일반적인 냉각 방법으로 재생냉각, 덤프냉각, 막냉각, 삼출냉각, 삭마냉각, 복사냉각 등이 있으며, 한국형발사체 1단 엔진에 사용될 75톤급 연소기에는 재생냉각과 막냉각이 사용될 예정이다[1-5]. 이러한 재생냉각과 막냉각 설계 기술은 30톤급 연소기 개발에 적용되어, 수차례의 연소시험을 통하여 연소실의 열내구성을 검증하였다[6].

재생냉각에서 추진제는 연소실 벽 속의 관로를 통해 흘러 벽면을 냉각한 후 분사기를 통해 연소실로 공급된다. 한국형발사체 1단 엔진은 액체산소와 케로신(Jet A-1)을 추진제로 사용하며, 이 중 케로신이 냉각 유체로 사용된다. 연소실 냉각채널의 설계에서 채널의 단면적은 효율적인 냉각을 위해 연소실의 위치에 따라 변화되며, 특히 열유속이 높은 노즐목부에서는 단면적을 작게 하여 케로신의 유속을 증가시키게 된다.

재생냉각 설계에서는 냉각 성능과 함께 냉각 유로에서의 압력 손실을 고려해야 한다. 엔진 시스템 레벨에서 재생냉각 유로에서의 압력 손실 증가는 터보펌프 토출 압력의 증가를 요구하게 된다. 엔진 시스템에서는 효율적인 연소기 및 터보펌프의 개발을 위해서 각 하위 시스템의 압력 손실을 적절하게 할당하게 된다. 따라서 연소기 설계에서 재생냉각으로 인한 압력 손실은 엔진 시스템으로부터 할당된 설계 차압을 만족해야 한다. 결과적으로 연소기 재생냉각 설계는 할당된 압력 손실을 만족하는 한도 내에서 연소실의 열안정성을 최적화시키는 방향으로 이루어진다.

본 연구에서는 한국형발사체 1단 엔진에 사용될 75톤급 재생냉각 연소기의 실물형 기술검증시제를 대상으로 수행된 연료 수류시험 결과와 재생냉각 압력 손실 해석 결과를 비교, 분석하였다.

## 2. 기술검증용 75톤급 재생냉각 연소기

기술검증용 75톤급 재생냉각 연소기는 연소실 압력 60 bar, 혼합비 2.45, 추진제 유량 243.6 kg/s, 그리고 노즐 팽창비가 12인 연소기이다[4, 7]. 연소기는 크게 헤드부와 추력실부로 나눌 수 있으며 Fig. 1에 연소기의 전체 개략도를 나타내었다.

### 2.1 75톤급 연소기 헤드부

연소기 헤드부는 Fig. 2에 제시되어 있으며, 산화제돔, 각 추진제 매니폴드, 중앙 점화분사기, 주 분사기 및 배플 분사기, 수직 및 수평 분리판, 분사기면, 산화제 유입구 등으로 구성되어 있다. 산화제는 중앙으로 공급되며, 매니폴드 내에서의 균일한 분포를 위해서 수직 분리판 및 수평 분리판을 두었다. 수직 분리판은 산화제 돔과 용접되는 구조로 균일한 분포를 위한 역할과 구조적인 보강재의 역할을 동시에 수행한다.

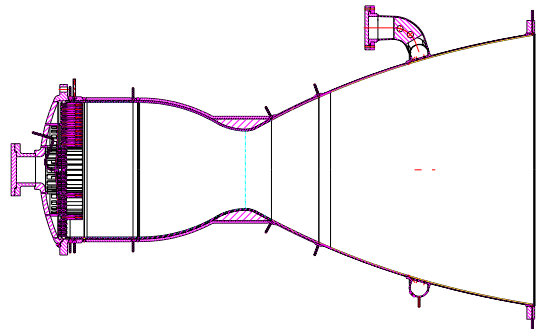


Fig. 1 Schematic of Combustion Chamber

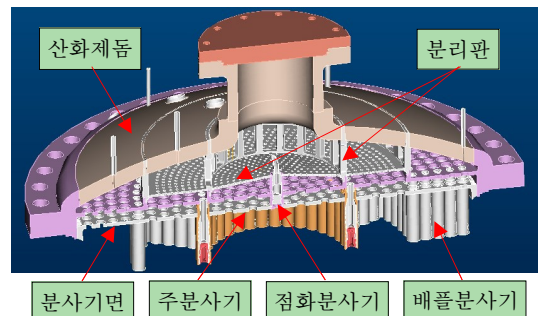


Fig. 2 Injector Head of Combustion Chamber

헤드부 분사기는 총 721개이며, 구체적으로 동축과류형 주 분사기 570개, 중앙 점화 분사기 1개, 배플 분사기 150개로 구성된다. 배플 분사기는 추진제를 공급하는 분사기의 역할과 함께 연소불안정을 억제하는 배플의 역할을 수행한다[8]. 배플 분사기는 1차, 2차 허브와 블레이드를 형성하며 길이는 62.9 mm이다.

## 2.2 75톤급 연소기 추력실부

추력실부는 실린더부, 노즐목부, 1차 노즐부, 2차 노즐부, 연료링, 연료유입구 등으로 구성되어 있다. 각각의 구성품은 내피와 외피로 구성되어 있으며, 내피에는 냉각을 위한 채널이 가공되어 있고, 외피와 브레이징 접합된다. 추력실부의 벽면 냉각을 위해서 2개의 막냉각 벨트를 헤드부와 실린더부 사이(1차 막냉각), 실린더부와 노즐목부 사이(2차 막냉각)에 각각 두었다. 막냉각 유량은 전체 연료 유량의 약 10%이며, 1차 막냉각과 2차 막냉각 각각 3%, 7%의 유량이 유입되도록 설계하였다. 또한 추력실부 내벽에  $ZrO_2$  열차폐 코팅을 하였다. 냉각의 채널수는 300 ~ 760개로 각 부마다 다르며, 냉각 채널의 높이는 약 4.5 ~ 7 mm, 폭은 약 1.5 ~ 3.5 mm로 설계되었다[4]. 구체적으로 채널 수는 실린더부 450개, 노즐목부 300개, 1차 노즐부에서는 300개에서 600개로 변화되며, 2차 노즐부는 760개이다.

## 3. 75톤급 연소기 기술검증시제 연료 수류시험

### 3.1 연료 수류시험 조건

75톤급 연소기 기술검증시제 연료 수류시험은 총 3회 수행되었다. Fig. 3은 연료 수류시험을 위해 테스트 스탠드에 설치된 연소기의 모습을 나타낸다. 연료는 런탱크에 가압되어 테스트 스탠드의 배관을 통해서 연소기의 연료유입구로 들어오게 된다. 연료유입구를 통해 들어온 연료는 연료링에 가공된 작은 홀들을 통해 60%는 노즐 방향의 하단으로, 40%는 헤드 방향의 상단으로 공급된다. 380개의 냉각채널을 통해 노즐 방향으로 공급된 60%의 연료는 노즐 끝단을 돌아

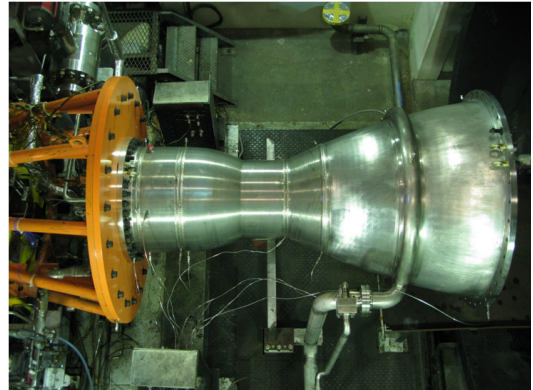


Fig. 3 Set-up of Combustion Chamber in Test Stand

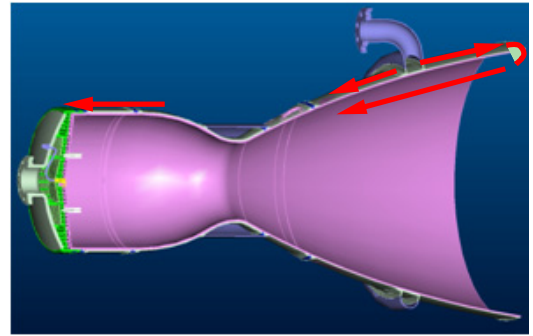


Fig. 4 Cross Section of Combustion Chamber

Table 1. Cold-Flow Test Condition

시험번호	K1	K2	K3
케로신 유량 [kg/s]	44.0	48.5	55.8

다른 380개의 냉각채널을 통하여 연료링 전단에서 40%의 연료와 혼합되어 연소기 헤드로 공급된다. Fig. 4는 연료링을 통한 이러한 연료의 분기, 혼합 구조를 나타낸다.

연료 수류시험은 연료 런탱크의 가압압력을 변화시키면서, Table 1에서와 같이 서로 다른 유량 조건에서 수행되었다. 연료 유량은 배관에 설치된 3대의 Hoffer 유량계로 측정되었다.

### 3.2 연료 수류시험 결과

추력실부는 앞에서 설명한 바와 같이 실린더부, 노즐목부, 1차 노즐부, 2차 노즐부, 연료링,

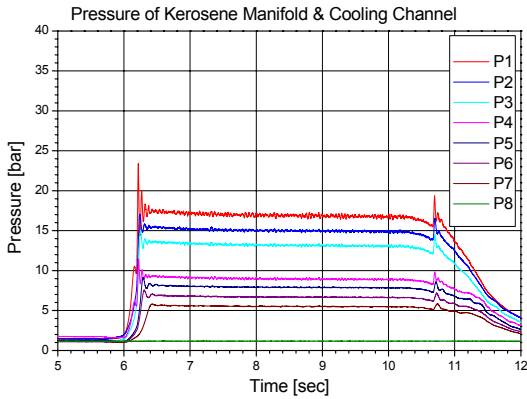


Fig. 5 Pressure at K-1 Cold-Flow Test

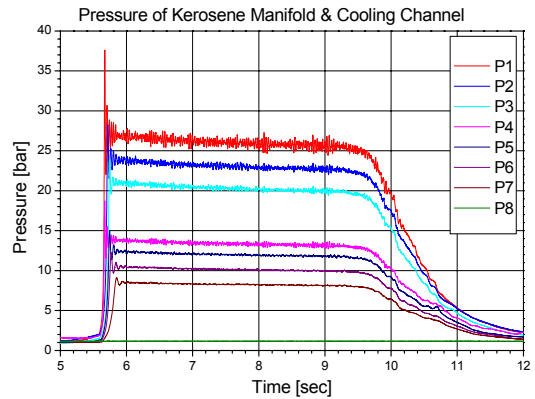


Fig. 7 Pressure at K-3 Cold-Flow Test

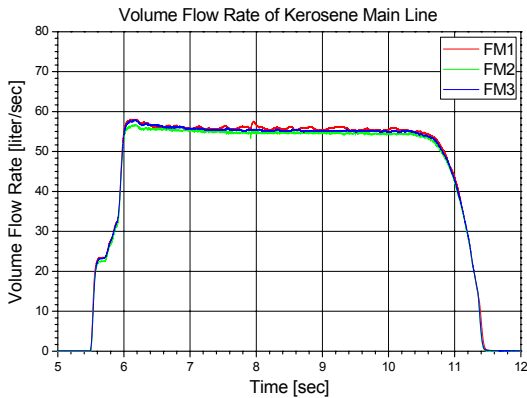


Fig. 6 Flow Rate at K-1 Cold-Flow Test

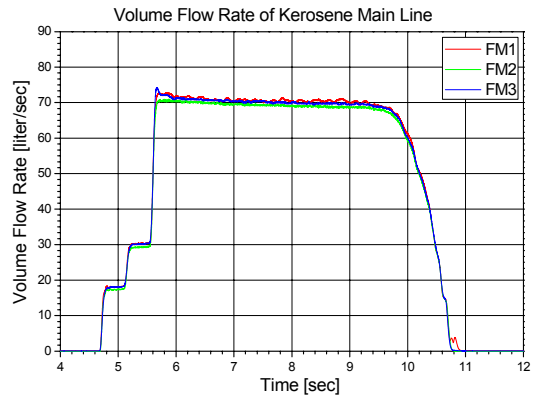


Fig. 8 Flow Rate at K-3 Cold-Flow Test

연료유입구 등으로 구성되며, 각 부는 전자빔 용접과 Tig 용접 등으로 결합된다. 연소기 냉각채널에서의 압력 측정을 위해서 각 용접 부위에는 압력 포트가 설치되어 있다.

Figure 5, 6은 K1 수류시험에서의 시간에 따른 연소실 각 냉각채널에서의 압력과 유량 결과를, Fig. 7, 8은 K3 수류시험에서의 압력, 유량 결과를 나타낸다. 그림에서 알 수 있는 바와 같이 수류시험 동안 압력과 유량 모두 일정하게 유지되고 있으며, 냉각채널에서의 압력 손실로 인해 연료유입구에서 연소기 헤드로 갈수록 압력 값은 점차 낮아지고 있음을 알 수 있다.

75톤급 연소기 기술검증시험의 수류시험 결과를 Table 2에 정리하였다. 연료 유량이 증가할수록 유속의 증가로 인하여 냉각채널에서의 차압

Table 2. Cold-Flow Test Results

시험번호	K1	K2	K3
P1 [bar]	16.8	19.9	25.8
P2 [bar]	14.9	17.6	22.8
P3 [bar]	13.1	15.5	20.1
P4 [bar]	8.5	9.9	12.8
P5 [bar]	7.9	9.2	11.9
P6 [bar]	6.6	7.7	9.9
P7 [bar]	5.4	6.3	8.2
P8 [bar]	1.0	1.0	1.0
$\Delta P$ (P1-P7) [bar]	11.4	13.5	17.6

은 증가하고 있는 것을 알 수 있다. Table 2에서 P1은 연료링, P2는 1/2차 노즐부 사이, P3는 노즐목부/1차 노즐부 사이, P4는 2차 막냉각링, P5는 실린더부/노즐목부 사이, P6는 1차 막냉각링, P7는 헤드부/실린더부 사이, P8은 연소실에서의 압력이다. 그림과 표에서 알 수 있듯이 케로신은 연료유입구에 공급되어 연료링, 2차 노즐부, 1차 노즐부, 노즐목부, 실린더부를 지나 연소기 헤드에 공급되면서 점차적으로 압력 손실이 발생하고 있으며, 대부분의 차압은 유속이 빠른 연소실 실린더부와 노즐목부에서 발생하고 있다.

#### 4. 75톤급 연소기 기술검증시제 압력 손실 해석

##### 4.1 냉각채널 압력 손실 수력해석 방법

유체가 관로 내를 흐를 때 유체 상호간 또는 관로 면과의 마찰에 의해 유체 에너지 일부가 소멸되어 압력 손실이 발생하게 된다[9, 10]. 압력 손실은 마찰에 의한 관내마찰 손실계수( $\zeta_{fr}$ )와 국부저항( $\zeta_{loc}$ )에 의한 국부저항 손실계수로 다음 식과 같이 표현될 수 있다[9].

$$\zeta = \frac{\Delta p}{\rho v^2 / 2} = \zeta_{loc} + \zeta_{fr}$$

여기에서 관내마찰 손실계수는 다음 식과 같이 정의되며 관내 길이에 비례, 직경에 반비례하게 된다. 여기서 계수  $\lambda$ 는 관내 유체 레이놀즈 수의 함수이다.

$$\zeta_{fr} = \frac{\Delta p_{fr}}{\rho v^2 / 2} = \lambda(l/d)$$

국부저항에 의한 압력 손실은 관경의 축소, 확대, 굴곡 등에 의해 발생하며 각 유동 환경에서의 국부저항 손실계수는 참고문헌[9]에 정리되어 있다. 연소실 냉각채널에서의 연료 유속은 공급된 케로신 유량을 바탕으로 각각의 위치에서의 채널 단면적을 고려하여 계산되었다. 케로신 밀도와 점성계수 등은 배관에서 측정된 케로신의 온도를 기준으로 계산되었다.

Table 3. Pressure Loss Prediction for Cold-Flow Tests

시험번호	K1	K2	K3
$\Delta P$ (stagnation pressure loss) [bar]	10.7	12.8	16.6

##### 4.2 연료 수류시험 조건에서의 압력 손실 해석 결과

앞에서와 같은 냉각채널 해석 방법을 바탕으로 연료 수류시험에서 얻어진 케로신 유량 조건에서 압력 손실 해석을 수행하였다. Table 3은 수행된 해석 결과를 나타낸다. Table 3에서의 압력 손실은 전압력 손실 개념으로 연료링(P1)에서 헤드부/실린더부 사이(P7) 사이의 손실 값을 의미한다. Table 2와 Table 3을 비교하여 알 수 있듯이 압력의 동압 성분이 크지 않다고 보면, 냉각채널 압력 손실 수력해석 방법은 상당한 정확도를 갖고 있음을 확인할 수 있었다.

##### 4.3 연료 수류시험 결과와 수력해석 결과 비교

제생냉각 연소실을 실린더부, 노즐목부, 1차 노즐부, 2차 노즐부로 구분하여 수류시험과 수력해석 결과에서의 압력 손실을 Table 4에 구체적으로 비교하였다. Table 4에서는 수력해석 결과를 수류시험 결과에 맞추기 위해 각 연결부에서의 유속(동압)을 고려하여 계산된 값, 즉 차압을 비교하였다.

연소실 각 부위별로 유량 변화에 따른 시험결과 대비 해석결과의 오차는 거의 차이가 없었다. 전체 압력 손실의 경우 해석결과가 시험결과에 비해 10% 정도 과소 예측하고 있다. 연소실 부분별로 살펴보면 해석결과가 2차 노즐부에서는 과대 예측, 나머지 부분에서는 과소 예측을 하며, 특히 1차 막냉각링이 존재하는 실린더부에서 27% 정도 과소 예측을 하고 있다. 이에 대한 원인으로서는 채널 병합, 분기 구조가 복잡한 실린더부 및 노즐목부에서 발생하는 국부저항 압력계수의 설정에 따른 영향, 채널 폭이 상대적으로 작은 실린더부/노즐목부/1차 노즐부에서의 채널 가공 공차 및 표면 거칠기에 의한 영향, 측정 압력 센서들의 오차 등으로 판단되며 향후 자세한 분석을 통해서 검토해야 할 필요성이 요구된다.

Table 4. Comparison of Cold-Flow Test and Pressure Loss Prediction

시험번호	K1 [시험]	K1 [해석]	K1(%) [해석/ 시험]	K2 [시험]	K2 [해석]	K2(%) [해석/ 시험]	K3 [시험]	K3 [해석]	K3(%) [해석/ 시험]
2차 노즐부 [bar]	1.9	2.6	33.7	2.3	3.1	33.2	3.0	4.0	32.8
1차 노즐부 [bar]	1.8	1.5	-19.0	2.1	1.7	-16.0	2.7	2.2	-15.9
노즐목부 [bar]	5.2	4.4	-16.9	6.3	5.2	-17.4	8.3	6.8	-18.0
실린더부 [bar]	2.4	1.8	-27.1	2.9	2.1	-26.7	3.7	2.7	-26.1
전체 ΔP [bar]	11.4	10.2	-10.8	13.5	12.1	-10.6	17.6	15.7	-10.7

5. 결 론

75톤급 액체로켓엔진 연소기 실물형 기술검증 시제를 이용하여 재생냉각 차압을 확인하기 위한 연료 수류시험을 수행하였다. 수류시험을 통하여 각 연소실 부에서의 압력 손실을 측정할 수 있었으며, 수리학 해석을 통하여 수리학 해석 방법의 정확도를 검증할 수 있었다. 제작된 기술 검증시제의 경우 설계점 연소시험 조건에서 28 bar 정도의 차압을 가질 것으로 예상된다. 엔진 시스템으로 할당된 재생냉각 차압 조건을 만족하기 위해 기술검증시제로부터 얻은 수류시험/해석 결과를 바탕으로 75톤급 연소기의 재생냉각 채널 설계 변경이 이루어질 예정이다.

참 고 문 헌

1. 홍용식, 우주추진공학, 청문각, 2006
2. 윤웅섭, 김영수, 옴김, 로켓공학, 경문사, 2004
3. Huzel, D. K. and Huang, D. H., Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines, Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 147, 1992
4. 김종규, 안규복, 임병직, 김문기, 강동혁, 최환석, "75톤급 재생냉각 연소기 기술검증용 시제 설계 및 제작," 제36회 한국추진공학회 춘계학술대회 논문집, 2011, pp.31-34
5. 김종규, 안규복, 임병직, 김문기, 한영민, 최환석, "75톤급 액체로켓엔진 연소기 저압연소시험," 한국추진공학회 춘계학술대회, 2010, pp.10-13
6. 최환석, 한영민, 김영목, 조광래, "추력 30톤급 액체산소/케로신 로켓엔진 연소장치 개발(I)-연소기", 한국항공우주학회지, 제37권, 제10호, 2009, pp.1027-1037
7. 한영민, 김종규, 이광진, 서성현, 김성구, 유철성, 최환석, "75톤급 액체로켓엔진 연소기 기본설계," 한국추진공학회 추계학술대회, 2009, pp.125-129
8. Ahn, K. and Choi, H. S., "Prediction of Pressure Drop through Baffle Injector," submitted to Journal of Propulsion and Power, 2011
9. Idelchik, I. E., Handbook of Hydraulic Resistance, 3rd ed., Begell House, 1996
10. White, F. M., Fluid Mechanics, 3rd ed., McGraw-Hill Co., 1994