

# 연소불안정에 따른 축소형 연소기에서의 열전달 영향

안규복\*

<sup>1</sup>충북대학교 기계공학부

## Effect of Combustion Instability on Heat Transfer in a Subscale Thrust Chamber

Kyubok Ahn<sup>1\*</sup>

<sup>1</sup>School of Mechanical Engineering, Chungbuk National University

**요약** 동축 와류형 분사기 19개로 구성된 연소기 헤드와 냉각채널을 갖는 연소실을 이용하여 연소시험을 수행하였다. 추진제로는 액체산소와 케로신(Jet A-1)이 사용되었으며, 연소시험은 연소실 압력 59~82 bar, 혼합비 2.0~3.0 영역에서 수행되었다. 냉각채널 연소실의 냉각 유체로는 물이 사용되었으며, 냉각채널 입구와 출구에서의 물의 온도를 측정하여 열유속 값을 계산하였다. 본 연구에서는 연소불안정에 따른 열전달 영향을 살펴보는 것을 목표로 하였으며, 이를 위해 냉각수의 온도 변화를 계측하였다. 몇 번의 연소시험에서 연소불안정 현상이 발생하였으며, 이때 열유속이 5~20% 정도 증가하는 결과가 나타났다. 또한 열유속은 연소불안정이 발생하는 초기 시점에서 최대가 되는 것을 알 수 있었다.

**Abstract** Hot-firing tests were carried out using a mixing head with 19 swirl coaxial injectors and a combustion chamber with internal cooling channels. The propellants of liquid oxygen and kerosene(Jet A-1) were burned in a range of chamber pressures (59~82 bar) and mixture ratios (2.0~3.0). The temperature of water used as the cooling fluid was measured at the inlet and outlet of the cooling channels, and the heat flux was calculated. The aim of this study was to examine the effect of combustion instability on heat transfer in a subscale thrust chamber, and detect the temperature variation of cooling water. During several hot-firing tests, combustion instability was encountered which caused a 5~20% increase in heat flux. The peak heat flux took place in the initial stages of combustion instability.

**Key Words** : Combustion Instability, Heat Transfer, Liquid Rocket Engine Thrust Chamber

### 1. 서론

액체로켓엔진 연소기는 고온, 고압의 조건에서 작동하므로 연소실 내부에서 매우 높은 열전달이 이루어지게 된다[1]. 이러한 높은 열유속으로부터 연소실을 보호하기 위해 재생냉각, 막냉각, 덤프냉각 등의 냉각 기술이나 내열 세라믹 코팅과 같은 열차폐 코팅 기술이 복합적으로 사용되어 왔다[2-5]. 연소실 설계는 추진제, 운용 압력, 혼합비, 비추력, 추력, 무게, 재생냉각 차압 등의 요구조건들을 고려하여 수행되며, 열/구조적 안정성을 확보하

기 위해 앞서 언급한 냉각/코팅 기술을 선택적으로 적용한다[6]. 설계된 연소기는 해석적 방법을 통하여 일차적으로 평가된 후 제작되어 최종적으로 시험을 통하여 검증 및 재설계되는 피드백 과정을 거치게 된다[7].

연소불안정은 대부분의 액체로켓엔진 개발 시 발생하여 개발 비용 및 시간을 증가시키는 원인이 된다[8]. 수많은 연구에도 불구하고 아직까지 연소불안정의 발생을 선제적으로 예측할 수는 없으며, 베플 및 음향공 등을 이용하여 수동적으로 압력과 에너지를 감소시키거나 분사기

본 논문은 2013학년도 충북대학교 학술연구지원사업의 연구비 지원에 의하여 연구되었음

\*Corresponding Author : Kyubok Ahn(Chungbuk National Univ.)

Tel: +82-43-261-3596 email: kbahn@cbnu.ac.kr

Received February 14, 2014 Revised March 19, 2014

Accepted June 12, 2014

제설계를 통하여 연소장을 변경시키는 방법이 주로 사용된다[9-14]. 연소불안정이 발생하면 강한 압력과 및 연소실 벽면 경계층 분리 등으로 인해서 연소실 설계 마진을 벗어난 과도한 열전달이 발생하여 열적/구조적 손상을 일으키기도 한다[15]. 이러한 중요성에도 불구하고 연소 불안정과 열전달의 관계에 대한 정성적, 정량적인 연구를 수행한 자료들은 찾기가 매우 어렵다.

본 연구에서는 동축 와류형 분사기 19개로 구성된 축소형 연소기를 이용하여 연소시험을 수행하였다. 시험의 편의성을 위해 냉각채널 연소실의 냉각 유체로 케로신 대신 물을 사용하였으며, 냉각채널 입구와 출구에서 물의 온도를 측정함으로써 연소실에서의 평균적인 열유속 값을 얻을 수 있었다. 본 연구의 목적은 실제 연소불안정 현상이 연소실 열유속 변화에 미치는 정량적인 영향을 살펴보는 것이다.

## 2. 축소형 연소기 및 연소시험 조건

### 2.1 축소형 연소기

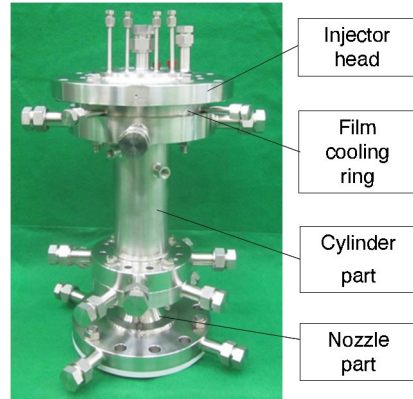
본 연구에 사용된 축소형 연소기의 설계 규격을 Table 1에 제시하였다. 추가적으로 연소기 헤드면에서 노즐목까지의 길이는 365.7 mm이며, 정격 조건에서 계산된 연소실 온도는 3640 K, 비열비는 1.14이다. Fig. 1에서와 같이 축소형 연소기는 연소기 헤드, 막냉각링, 실린더부, 노즐목부의 분리형으로 제작되었으며, 구리 가스킷과 볼트로 체결된다.

[Table 1] Design specifications for the subscale thrust chamber

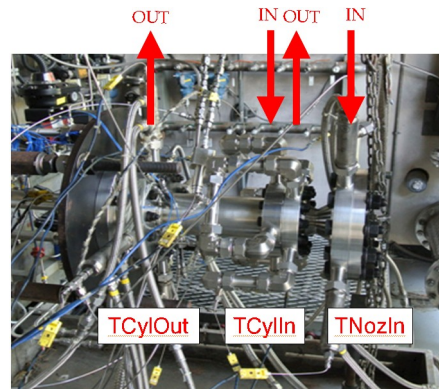
Specification	Value
Chamber pressure (bar)	70.0
Mixture ratio	2.45
Total mass flow rate (kg/s)	4.34
Nozzle throat diameter (mm)	37.09
Residence time (msec)	2.2
Chamber contraction ratio	4.5
Nozzle expansion ratio	10

연소기 헤드는 동축 와류형 분사기 19개로 구성되며, 막냉각링을 통해 케로신의 약 15%가 연소실의 막냉각을 위해 공급되었다. 실린더부와 노즐목부의 내피 재질은 구리합금이 사용되었으며, 외피 재질은 스테인리스강이

사용되었다. 실린더부의 내피에는 리브 높이 3 mm인 120개 직선형 채널이 가공되었으며, 외피와 브레이징으로 용접되었다. 노즐목부의 내피는 60개의 직선형 채널로 시작되어 노즐 팽창비 약 4.5를 지나면서 120개의 직선형 채널로 분기되는 구조를 갖는다.



[Fig. 1] Subscale thrust chamber



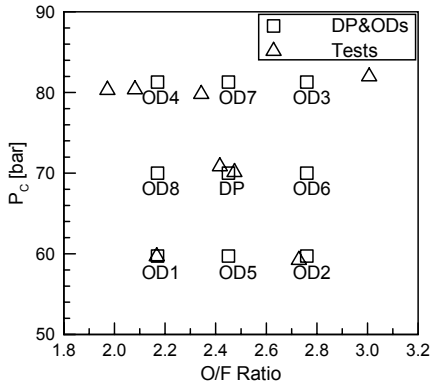
[Fig. 2] Flow of cooling water in the subscale thrust chamber

연소실을 냉각시켜 주기 위해 냉각채널을 흐르는 물은 노즐목부 하단에서 공급되어 노즐목부를 통과, 상단에서 튜브를 지나 다시 실린더부 하단으로 공급된다. 실린더부를 통과한 물은 다시 실린더부 상단의 튜브를 빠져나가 연소기 밖으로 배출되었다. Fig. 2에서와 같이 각 부 상단, 하단의 튜브에 K형 열전대를 설치하여 물의 온도 변화를 측정하였다. 또한 연소실의 압력 섭동을 계측하기 위해 PCB사의 동압센서를 실린더부에 설치하였다. 압력, 온도, 유량 등의 계측에 사용된 센서와 측정 오차에

관련된 자료는 기존 논문들[10-12]에 자세히 정리되어 있다.

### 2.2 연소시험 조건

연소시험은 연소실 압력 59~82 bar, 혼합비 2.0~3.0 영역에서 총 8번 수행되었으며 시험 조건을 혼합비와 연소실 압력의 좌표축으로 Fig. 3에 도시하였다. Fig. 3에서 네모는 목표점을, 세모는 실제 연소시험이 수행된 시험 점을 나타낸다. 연소시험은 설계점(DP) 및 탈설계점(OD)을 목표로 수행되었으며, 그림에서와 같이 목표치에서 크게 벗어나지 않게 시험이 수행된 것을 알 수 있다.



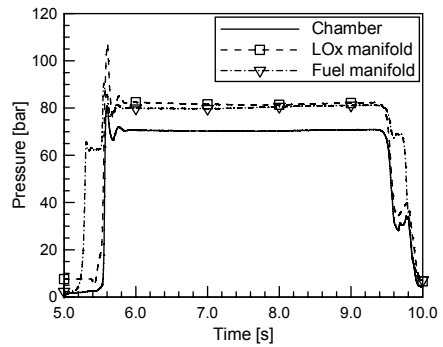
[Fig. 3] Test conditions

## 3. 연소시험 결과 분석

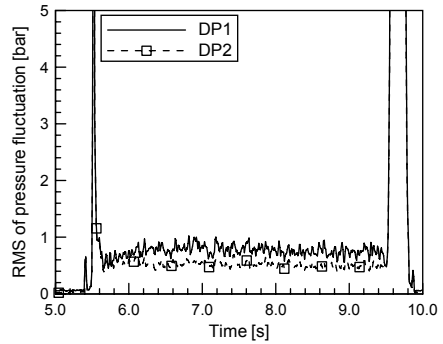
### 3.1 설계점에서의 연소시험 결과

설계점(연소실 압력 70 bar, 혼합비 2.45) 조건에서 수행된 연소시험 결과를 Fig. 4에서 Fig. 6에 도시하였다. 연소실 압력은 70.8 bar, 혼합비는 2.42로 목표치와 1% 내외의 오차를 가졌으며 연소실 압력섭동의 rms (root-mean-square) 값은 0.6 bar 정도로 매우 안정적이었다.

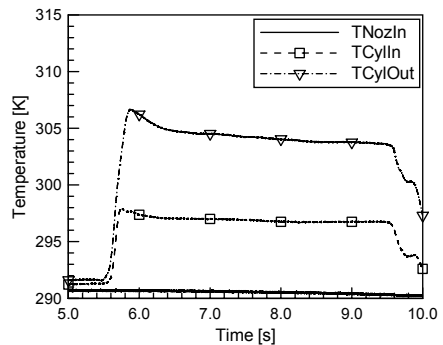
Fig. 6은 연소실 실린더부와 노즐목부의 냉각채널 입구, 출구에서의 냉각수 온도를 나타낸 그래프이다. 연소시험 초기 혼합비, 열/난류경계층의 변화 등으로 인해서 온도가 급격히 상승했다가 1초 정도 후에 냉각이 되면서 안정화가 되는 것을 알 수 있다.



[Fig. 4] Time history of pressures in manifolds and combustion chamber at DP



[Fig. 5] Time history of dynamic pressures in the combustion chamber at DP

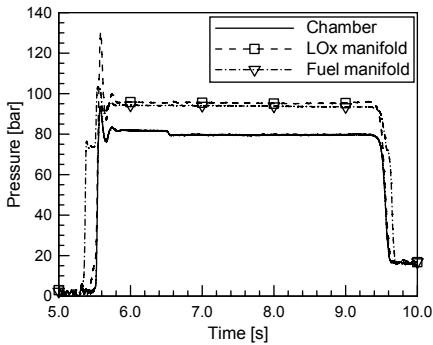


[Fig. 6] Time history of temperatures at inlet and outlet of cooling channels at DP

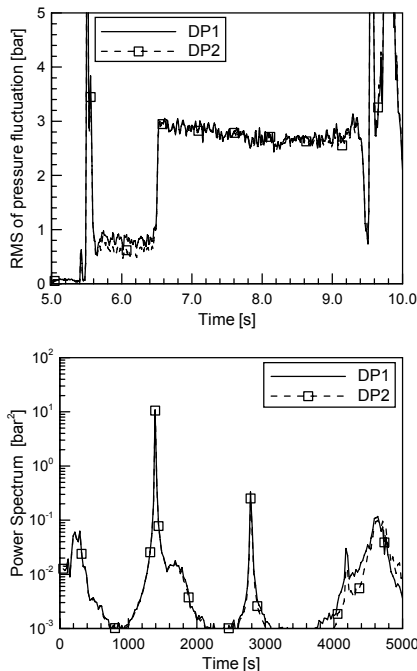
### 3.2 탈설계점(OD7)에서의 연소시험 결과

탈설계점(연소실 압력 81.3 bar, 혼합비 2.45) 조건에서 수행된 연소시험 결과를 Fig. 7에서 Fig. 9에 도시하였

다. 연소실 압력과 혼합비는 연소시험 초기 81.7 bar, 2.51을 유지하다가 연소불안정 현상이 발생하면서 79.8 bar, 2.34로 변하였지만, 목표치와는 4% 내외의 크지 않은 오차를 가졌다.



[Fig. 7] Time history of pressures in manifolds and combustion chamber at OD7

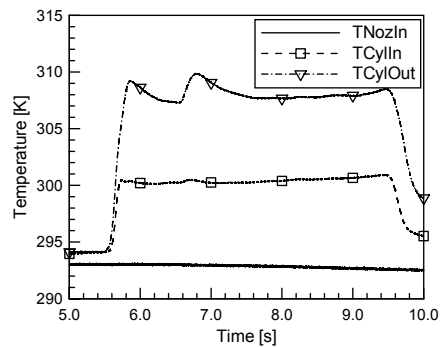


[Fig. 8] (a) Time history of dynamic pressures in the combustion chamber at OD3 and (b) their power spectrum between 8-9 sec

Fig. 8에서 연소실 압력섭동의 rms 값은 종방향(longitudinal-mode) 연소불안정이 발생하면서 0.7 bar에

서 2.7 bar로 3배 이상 증가하였으며, 연소실 압력 대비 3.3%의 섭동을 나타냈다. Fig. 8(b)는 8~9초 사이의 압력 섭동 데이터를 주파수 분석을 통하여 얻은 파워 스펙트럼 결과로 연소실의 1L(first longitudinal) 모드에 해당하는 1400 Hz 대역에서 매우 큰 섭동이 발생하였고, 이의 고조파(harmonic frequency)에 해당하는 2800, 4200 Hz 대역에서도 섭동이 관찰되었다. 참고로 본 축소형 연소기의 1T(first tangential) 모드는 9114 Hz로 횡방향 연소불안정 발생 가능성은 매우 낮다.

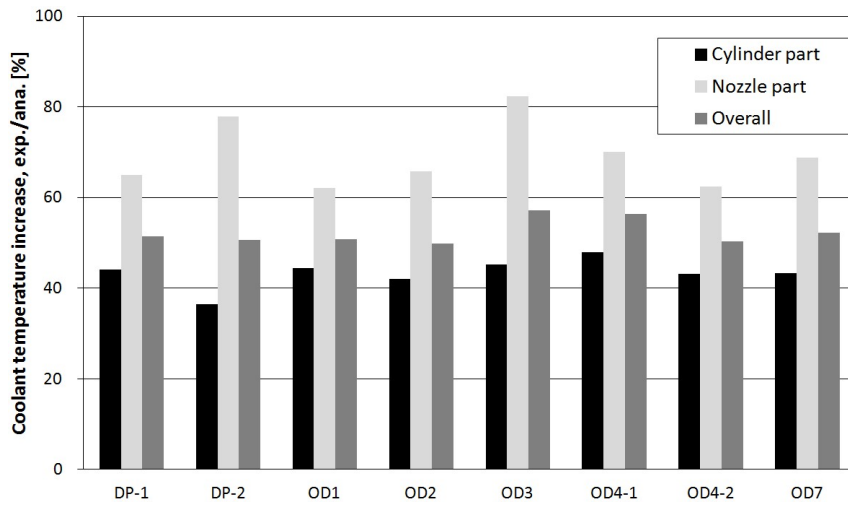
Fig. 9의 냉각수 온도 결과를 살펴보면 연소시험 초기 온도 상승이 1초 정도 후에 안정화되지만 연소불안정이 발생하면서 연소장과 경계층에 변화를 주어 온도가 다시 상승했다가 감소하는 것을 알 수 있다. 연소불안정 초기 실린더부에서의 큰 온도 상승과는 달리 노즐목부에서는 매우 작게 온도 상승이 이루어지고 있다. 이는 실린더부의 내부 표면적이 넓어 냉각수 온도 상승이 큰 점과 노즐목부의 경우 표면적의 2/3의 이상이 노즐목 이후에 있어 초기 연소불안정의 영향을 적게 받기 때문으로 판단된다. 연소불안정이 지속되는 8~9초 사이의 냉각수 온도는 연소불안정이 발생하지 않은 시점 보다는 높지만 그 차이는 그리 크지 않음을 알 수 있다. 이는 본 연소시험의 초기 목적이 분사기 검증에 있었기 때문에 냉각수의 유량이 매우 과도하여 냉각수 온도 변화가 크지 않다는 점과 종방향 연소불안정의 강도가 그리 크지 않은 조건에서 경계층이 이에 맞게 다시 안정화된 결과로 생각된다.



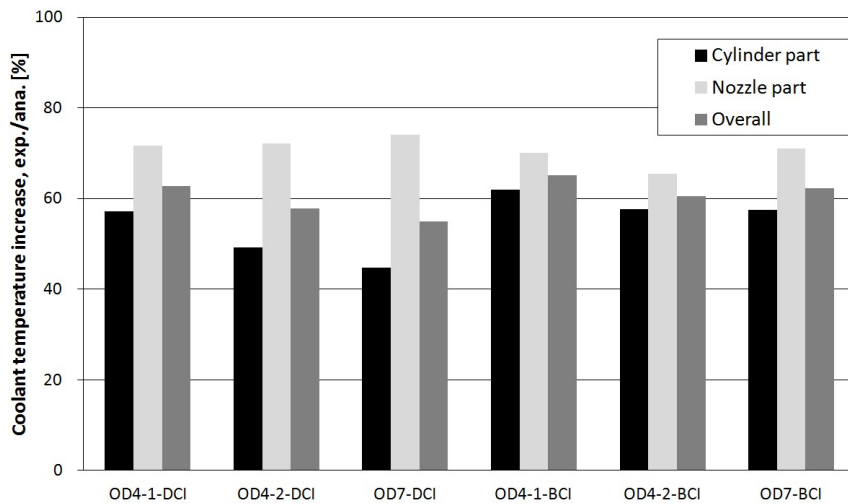
[Fig. 9] Time history of temperatures at inlet and outlet of cooling channels at OD3

### 3.3 연소시험 열유속 결과 정리

8번의 연소시험에서 얻어진 냉각수 온도 결과를, 같은



[Fig. 10] Comparison of coolant temperatures in the tests with respect to those acquired from the numerical heat transfer analysis



[Fig. 11] Comparison of coolant temperatures during combustion instability(DCI) and at the beginning of combustion instability(BCI)

조건을 가정하여 열전달 해석[16](연소불안정은 고려하지 않음)을 수행하여 얻어진 결과로 정규화하여 Fig. 10 - Fig. 11에 나타내었다. 보다 자세한 분석을 위해 냉각수 온도 변화를 실린더부, 노즐목부, 전체 연소실로 구분하여 나타내었다. Fig. 10은 연소불안정이 발생하기 전의 결과를, Fig. 11은 연소불안정이 지속되는 구간과 초기 구간을 구분하여 정리된 결과이다. 예를 들어 Fig. 10에서 OD7은 연소불안정이 발생하기 전의 결과를, Fig. 11에서 OD7-DCI 및 OD7-BCI는 각각 연소불안정이 지속

되는 구간 및 연소불안정 초기 구간의 결과이다. 먼저 Fig. 10을 살펴보면 측정 오차 등으로 인해서 시험마다 약간의 편차를 보이긴 하지만, 시험 결과는 해석 결과 대비 실린더부는 45%, 노즐목부는 71%, 전체적으로는 54%의 값을 나타냈다. 참고문헌[16]에서 언급하였듯이 soot의 효과를 고려하지 않은 해석은 액체산소와 케로신을 추진제로 사용하는 연소기에서의 열전달을 과대예측하고 있음을 알 수 있다.

연소불안정이 지속되는 구간에서는 연소불안정 발생

전에 비해 적게는 5%에서 많게는 14% 정도 냉각수 온도 상승이 이루어졌다. 연소불안정 발생 초기에는 15~20% 정도의 온도 상승이 나타났으며, 특히 초기 온도 상승의 대부분은 실린더부의 냉각채널을 지나면서 이루어진 것을 확인할 수 있었다.

#### 4. 결론

본 연구에서는 동축 와류형 분사기 19개로 구성된 축소형 연소기를 이용하여 연소불안정 현상이 연소실 열전달에 어떠한 영향을 주는지 살펴보았다. 연소기 작동영역 중 연소실 압력이 80 bar 이상에 해당하는 고압 조건에서 연소불안정 현상이 발생하였으며, 이때 냉각수 온도가 높아지는, 즉 열유속이 증가하는 결과가 나타났다. 또한 열유속은 연소불안정이 발생하는 초기 시점에서 최대가 되는 것을 알 수 있었다. 이는 연소불안정 발생으로 인해 급격히 유동장과 연소장이 변화하고 열/난류경계층이 불안정화 되면서 연소가스가 벽면에 보다 큰 영향을 주는 것으로 판단할 수 있다. 일반적으로 횡방향 연소불안정은 종방향 연소불안정에 비해 압력섭동 및 진동의 크기가 매우 크며, 이러한 횡방향 연소불안정이 발생한다면 연소실에서의 열유속 값은 훨씬 큰 값을 나타낼 것으로 예상된다.

연소불안정이 열전달에 주는 영향이 매우 크고 중요함에도 불구하고 실제로 연소불안정의 강도를 임의로 제어할 수 없기 때문에 실제적인 로켓 연소기에서는 정량적인 분석이 어려운 상황이다. 향후 연구에서는 정량적인 분석을 위해 단순한 예혼합 연소실에 음향 가진기를 이용하여 압력섭동의 크기를 조절함으로써 화염이 열전달에 주는 영향을 보다 학술적으로 분석할 예정이다.

#### References

[1] D. K. Huzel, D. H. Huang, *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, Vol. 147, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, D.C., 1992.

[2] V. Yang, *Liquid Rocket Thrust Chamber: Aspects of Modeling, Analysis, and Design*, Vol. 200, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, D.C.,

2004.

[3] N. E. V. Huff, D. A. Fairchild, "Liquid Rocket Engine Fluid-Cooled Combustion Chambers," NASA SP-8087, 1972.

[4] M. Pizzarelli, F. Nasuti, M. Onofri, "Analysis of Curved-Cooling-Channel Flow and Heat Transfer in Rocket Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 5, pp. 1045-1053, 2011.  
DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/1.B34163>

[5] R. Arnold, D. I. Suslov, O. J. Haidn, "Film Cooling in a High-Pressure Subscale Combustion Chamber," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 26, No. 3, pp. 428-438, 2010.  
DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/1.47148>

[6] K. Ahn, J. G. Kim, B. Lim, M. Kim, D. Kang, S. K. Kim, H. S. Choi, "Fuel-Side Cold-Flow Test and Pressure Drop Analysis on Technology Demonstration Model of 75 ton-class Regeneratively-Cooled Combustion Chamber," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 6, pp. 56-61, 2012.  
DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2012.16.6.056>

[7] K. Ahn, J. G. Kim, M. Joh, S. K. Kim, C. Ryu, H. S. Choi, "Design, Analysis, and Manufacture of 7 tonf-class Regeneratively-Cooled Combustion Chamber," *Proceedings of the 2013 KSPE Spring Conference*, pp. 666-669, 2013.

[8] J. C. Oefelein, V. Yang, "Comprehensive Review of Liquid-Propellant Combustion Instabilities in F-1 Engines," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 9, No. 5, pp. 657-677, 1993.  
DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/3.23674>

[9] M. L. Dranovsky, *Combustion Instabilities in Liquid Rocket Engines: Testing and Development Practices in Russia*, Vol. 221, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Reston, Virginia, 2007.

[10] K. Ahn, Y. M. Han, S. Seo, H. S. Choi, "Effects of Injector Recess and Chamber Pressure on Combustion Characteristics of Liquid-Liquid Swirl Coaxial Injectors," *Combustion Science and Technology*, Vol. 183, pp. 252-270, 2011.  
DOI: <http://dx.doi.org/10.1080/00102202.2010.516289>

[11] K. Ahn, S. Seo, H. S. Choi, "Fuel-Rich Combustion Characteristics of Biswirl Coaxial Injectors," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27, No. 4, pp. 864-872, 2011.  
DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/1.B34121>

[12] K. Ahn, H. S. Choi, "Combustion Dynamics of Swirl Coaxial Injectors in Fuel-Rich Combustion," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 28, No. 6, pp. 1359-1367, 2012.  
DOI: <http://dx.doi.org/10.2514/1.B34448>

- [13] D. T. Harje, F. H. Reardon, "Liquid Propellant Rocket Combustion Instability," NASA SP-194, 1972.
- [14] L. P. Combs, C. L. Oberg, T. A. Coultas, W. H. Evers, "Liquid Rocket Engine Combustion Stabilization Devices," NASA SP-8113, 1974.
- [15] V. Yang, W. E. Anderson, *Liquid Rocket Engine Combustion Instability*, Vol. 169, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, D.C., 1995.
- [16] M. Joh, S. K. Kim, H. S. Choi, "Combustion/Cooling Performance Analysis of a Liquid Rocket Thrust Chamber with High Expansion Ratio," Proceedings of the 2012 KSPE Fall Conference, pp. 93-98, 2012.

---

안 규 복(Kyubok Ahn)

[정회원]



- 2001년 2월 : 서울대학교 항공우주공학과 (공학석사)
- 2005년 8월 : 서울대학교 기계항공공학부 (공학박사)
- 2005년 8월 ~ 2013년 8월 : 한국항공우주연구원 선임연구원
- 2013년 9월 ~ 현재 : 충북대학교 기계공학부 교수

<관심분야>

연소, 추진, 유체