국내외 로켓연소기의 연소불안정 연구동향 분석

배진현* · 정석규* · 윤영빈*, **†

Domestic and Foreign Research Trends in Rocket Combustor Instability

Jinhyun Bae* · Seokgyu Jeong* · Youngbin Yoon*, **†

ABSTRACT

One of the most common causes of failure of space launch vehicles is combustion instability. Combustion instability is a phenomenon that the pressure perturbation inside the combustion chamber is greatly amplified due to the interaction of the pressure perturbation inside the combustion chamber and the heat release perturbation. When this phenomenon becomes worse, an engine failure or launch vehicle crash occurs. In order to predict and avoid such combustion instability, understanding of the phenomenon is indispensable, and numerical, theoretical, and experimental approaches to combustion instability have been carried out worldwidely.

초 록

우주 발사체의 발사 실패 원인 중 가장 대표적인 것이 연소불안정 현상이다. 연소불안정은 연소실 내부의 압력 섭동과 열방출 섭동의 상호작용으로 인하여 연소실 내부의 압력 섭동이 크게 증폭되는 현상을 말하며, 이러한 현상이 심해지게 되면, 엔진의 폭발 또는 비행체의 추락 등이 일어나게 된다. 이러한 연소불안정 현상을 예측하고 회피하기 위해서는 현상의 이해가 반드시 필요하며, 이를 위해 국내외적으로 연소불안정에 대해 수치적, 이론적, 실험적인 접근을 통한 연구가 많이 진행되고 있다.

Key Words: Combustion Instability(연소불안정), Rocket Combustor(로켓 연소기)

1. 서 론

일반적인 로켓은 추진제의 연소를 통한 연소가스를 빠르게 분출함으로써 작용-반작용의 원리에 의해 추력을 발생시키는 비행체를 말한다. 초기 로켓은 고체 연료를 사용하여 추력을 발생시켰는데, 이 경우 단순한 구조로 인하여 무게가 가벼워지고, 가격도 저렴하다는 장점이 있다. 그러나 고체 연료에 한번 점화가 일어나게 되면, 연소를 멈출 수 없기 때문에 연소 속도를 조절할 수 없으며, 결과적으로 추력을 제어할 수 없다는 단점이 있었다.[1] 그러나 우주 발사체의

* 서울대학교 기계항공공학부
** 항공우주신기술연구소
† 교신저자, E-mail: ybyoon@snu.ac.kr

경우 탑재체의 정확한 궤도 진입 성공을 위해서는 추력을 조절할 필요가 있었다. 이를 해결하기 위하여 미국의 Robert Goddard 교수는 액체 연료를 사용한 로켓을 개발하였으며, 이를 통해 연료의 유량을 조절하여 추력을 제어할 수 있게 되었다.

그러나 액체 로켓의 경우 연소 과정에서 연소실 내부의 압력 섭동이 급격하게 증가하는 현상이 발생되었고, 이를 연소불안정 현상이라고 한다. 연소불안정 현상은 연소실 내부의 압력섭동과 열방출율 섭동이 보강간섭을 일으켜 두 섭동 모두 증가하는 현상을 말한다. 이러한 연소불안정 현상으로 인하여 연소실 내부의 압력 섭동이 크게 증폭되게 되어 일정한 추력을 발생시키기 어려운 문제점이 있으며, 더욱 심해지게 되면, 엔진의 폭발, 비행체의 추락 등의 문제가 발생하게 된다. 이러한 연소불안정 현상을 해결하기 위한 많은 연구가 국내외적으로 진행되고 있으며, 본 연구에서는 로켓 연소불안정에 관한 국내외 연구 동향에 대해 소개하고자 한다.

2. 국외 로켓 연소불안정 연구 동향

2.1 이론적 접근

2.1.1 Time-lag analysis

이탈리아 출생의 Luigi Crocco 교수와 중국 출생의 Sin-I Cheng 교수는 1950년대 Princeton 대학 재임 당시 액체 로켓의 연소불안정에 관하여 이론적인 접근[2-4]을 하였다. 연소불안정은 연소기 내부의 압력 섭동과 열방출 섭동의 상호작용으로 인하여 발생하는 현상으로 Crocco와 Cheng은 추진제의 유입과 유입 이후 연소되어 Hot gas가 진행될 때까지의 Time lag를 통해 연소불안정 여부를 판단하였으며, Fig. 1과 같은 Stability curve를 통해 연소불안정 현상을 예측하고자 하였다.

2.1.2 General formulation of nonlineaer stability

1970년대에는 Georgia Institute of Technology의 Zinn과 Powell에 의해 액체 추진제 로켓의

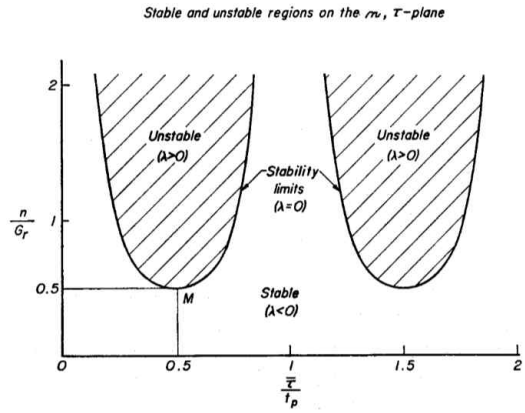

Fig. 1. Stability curve by using time lag analysis

비선형적 연소불안정에 대한 연구[5]가 진행되었다. Galerkin method를 변형하여 비선형 연소불안정을 해결하는데 사용하였으며, Radial mode의 섭동을 줄이는 것이 엔진의 안정성을 증가시키는 역할을 한다는 것을 파악하였다.

2.1.3 Nonlinear gasdynamics

1990년대 Yang과 Culich에 의하여 원형 연소기에서 Longitudinal mode 및 Transverse mode의 연소불안정에 대해 연구[6, 7]를 진행하였으며, 이를 통해 안정한계를 파악하였다. Conservation equation을 시간적 공간적 평균을 내어 방정식을 풀었으며, 이를 통해 횡파 음파의 선형 및 비선형 특성을 파악하고, 한계 사이클 및 안정성에 대해 분석하였다.

2.2 수치적 접근

2.2.1 Oscillatory fuel droplet vaporization

Sirignano 등의 연구[8, 9]에서는 연료 droplet의 vaporization이 burning rate에 영향을 미치기 때문에 연소불안정을 유발하는 주된 요인으로 보고, 압력과 속도섭동이 vaporization에 미치는 영향에 대한 연구를 진행하였고, 이를 통해 Longitudinal mode의 불안정에 대해 분석하였다.

2.2.2 Navier-Stokes equation

Jeng 등의 연구[10]에서는 2차원 laser-sustained plasma 모델을 분석하여 계산하였고, 이를 이미 존재하는 실험 결과와 비교하였다. 즉, 가스 유입 속도, 압력, 레이저 출력 등의 요인이 플라즈마의 구조에 미치는 영향을 조사하였다. 그 결과 기존의 1차원 및 반 2차원 모델 계산은 laser-sustained plasma에 적절한 해석 값을 주지 못한다는 것을 확인하였다.

2.2.3 Taylor-Galerkin finite element method

Yoon 등의 연구[11]에서는 Navier-Stokes 방정식을 풀기 위하여 Taylor-Galerkin FEM을 사용하였다. 그 결과 화학반응은 경사 충격파에 의해 촉진되며, Reacting flow는 온도를 증가시키고, 마하수를 줄이는 것을 확인하였다. 또한, 경사 충격파의 각도가 증가함에 따라 연소 불안정이 더 발생하는 것을 확인하였다.

2.3 실험적 접근

2.3.1 Hydraulic Tests

로켓 연소기 내부로 연료를 공급하는 인젝터가 연소불안정에 중요한 역할을 한다는 Bazarov 등의 연구[12]를 통해 인젝터의 동특성을 파악하여 연소불안정 문제를 해결하고자 하는 연구들이 진행되었다. Fu 등의 연구[13]에서는 단일 스월 인젝터의 동특성을 파악하기 위하여 Closed type과 Open type을 제작하고, Flow-pulsation generator를 통해 유동에 가진을 가하였다. Kenny 등의 연구[14]에서는 전단 동축형과 스월 동축형 인젝터를 사용하여 실험을 진행하였고, Reynolds 수, Weber 수, Ohnesorge 수 등 무차원수를 이용하여 액체의 미립화에 대한 연구를 진행하였다.

2.3.2. Hot tests

Neumeier 등의 연구[15]에서는 연소불안정을 빠르게 감쇠시키기 위한 능동 제어 접근법의 성능에 대한 연구를 진행하였다. 그 결과 연소기 내부의 압력과 180° 위상차가 있는 연소 섭동을 가할 때 가장 큰 감쇠가 발생하는 것을 확인할 수 있었고, 이는 Rayleigh's criterion과 일치하는 결과임을 알 수 있다.

로켓 연소기에 발생할 수 있는 연소불안정 Mode는 Longitudinal mode와 Transverse mode가 존재한다. Longitudinal mode의 경우 대부분의 연소기에서 존재하나, 로켓의 경우 그 위력이 상대적으로 Transverse mode보다 작다. 또한, Longitudinal mode는 그 예측 방법 및 회피 방법이 잘 알려져 있기 때문에 최근에는 Transverse mode에 대한 연구가 진행되고 있다.[16-18]

3. 국내 로켓 연소 불안정 연구 동향

국내의 로켓 연소 불안정에 관련된 연구는 주로 국가 기관인 항공우주연구원(KARI)과 대학 연구실 차원에서 주로 행해지고 있다.

3.1 항공우주 연구원(KARI)

항공우주연구원에서는 KSR-III, 나로호, KSLV-II 사업 등 국가 차원에서 로켓 개발을 진행하였고, 그 개발 과정에서 발생하는 연소 불안정에 대해 연구를 수행하였다. 2005년에는 동축 스월 분사기를 가진 연료과잉 가스발생기의 연소시험을 수행하면서 인젝터의 리세스 수와 배관에 따른 연소 불안정 현상을 보고, 리세스 수가 가스 발생기 연소실에서의 연소 불안정 억제에 영향을 미침을 발견하였다.[19] 그리고 2014년, 액체 로켓엔진 연소기의 연소 안정성 평가를 위한 방법으로서 펄스건 기폭 시험을 수행하여 탈설계점 조건에서의 연소 불안정 현상을 관찰하였고, 펄스건 기폭 시험의 효과를 확인하였다.[20] 그 외에도 액체로켓엔진 연소기의 배플에 따른 연소안정성 및 연소기 동적 안정성 평가 방법 등 다양한 연소 불안정 연구를 진행 중에 있다.[21,22]

3.2 서울대학교 로켓추진연구실(RPL)

서울대학교 로켓추진연구실의 경우 연소불안정 현상이 연소실 내부 음향 섭동과 유량에 의한 열유동 섭동이 커플링되어 발생한다는 사실

에서 인젝터의 동특성이 연소 불안정에 큰 영향을 미친다는 가정 하에 충돌형 인젝터, 스월 인젝터 및 Fig. 2와 같은 기체 중심 스월 동축형 인젝터 등 다양한 종류의 인젝터의 동특성을 파악하고, 이 특성이 연소 불안정에 미치는 영향을 연구하고 있다.[23-25]

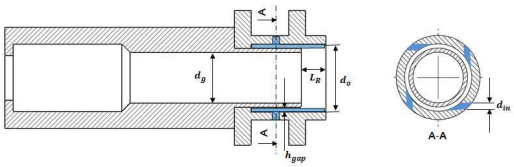

Fig. 2 Geometry of Gas Centered Swirl Coaxial Injector

3.3 충남대학교 로켓추진 및 연소 실험실

충남대학교 로켓추진 및 연소 실험실은 로켓 연소에 대한 다양한 연구를 수행하여 왔으며, 연소 불안정에 관한 연구 역시 수행하였다. 2000년대 중반에는 Fig. 3와 같이 고주파 연소불안정 제어를 위한 음향공의 구조에 따른 음향 감쇠 효과를 살펴보고, 음향공의 최적 설계의 중요성을 밝혀내었다.[26] 그리고 최근에는 액체 로켓 연소불안정 모사를 위한 축소형 고온, 고압 연소기에 대한 기본 설계를 수행 및 준비 중에 있다.[27]

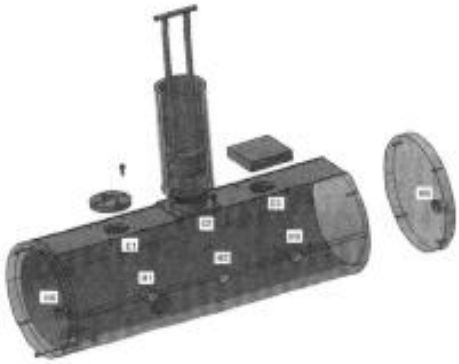

Fig. 3 Schematic of model chamber & acoustic cavity

3.4 세종대학교 연소 및 추진 실험실

세종대학교 연소 및 추진 실험실은 로켓 연소 불안정을 위해 Fig. 4와 같이 해석적인 연구와 실험적 연구를 병행하여 수행하고 있다. 주요 연구로는 파장 공명기가 장착된 경우의 음향 감쇠 특성을 수치해석적으로 조사하고, 이를 분석하여 공명기의 최적 설계 방법을 제시한 연구와 스월 동축형 분사기의 화염 거동을 해석적으로 수행하여 불안정 영역을 밝혀낸 연구 등이 있다.[28,29]

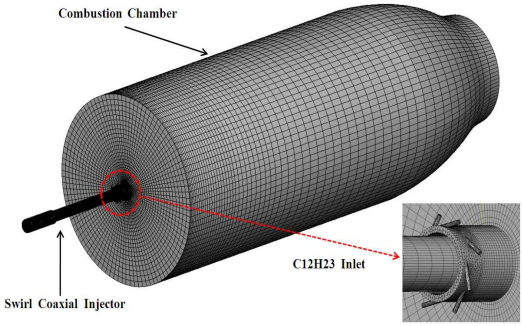

Fig. 4 Computational grids of the actual chamber

3.5 항공대학교 하이브리드 로켓추진연구실 & 고속 추진 및 연소 제어 실험실

항공대학교에서는 Fig. 5와 같은 하이브리드 로켓에서 주로 발생하는 불안정성 모드를 밝혀내기 위해 의도적으로 불안정을 유도한 뒤 연소 실험을 수행하여 불안정 조건에서의 실험 값을 얻어 내었고, 이를 길이방향 음향 모드와 헬름홀츠 모드 이론 모델을 이용하여 계산한 결과와 비교하여 유사한 경향을 보임을 밝혀내었다.[30,31] 그 외에도 비선형 파동방정식으로부터 음향 비선형 불안정 모델을 유도하여 실린더형 고체로켓 모터의 연소 불안정 현상을 분석한 바 있다.[32]

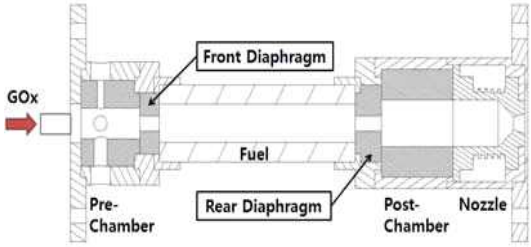

Fig. 5 Schematic of the Hybrid Combustor

4. 결론

로켓의 연소불안정에 관한 연구는 이론적, 수치적, 실험적으로 다양하게 진행되고 있으며, 국내외적으로 다양한 기관에서 수행하고 있다. 초기에는 단일 인젝터에 대한 연구가 진행되었다면, 최근에는 다중 인젝터를 이용한 연구가 진행되고 있다. 또한, 초기에는 Longitudinal mode에 대한 연구가 주로 진행되었다면, 최근에는 Transverse mode에 대한 연구가 진행되어오고 있다. 또한, 다양한 인젝터의 종류를 이용하여 연구를 하고 있으며, 추진제의 종류 및 연소실 내부의 압력을 변경해가며 다양한 조건에서의 연소불안정에 대한 연구를 수행하고 있다. 이러한 연구에도 불구하고 아직까지 로켓의 연소불안정은 완전히 예측하고 회피하기는 어려우며, 국내 기술력은 아직 해외의 기술력에 비해 많이 뒤쳐져있는 상황이다. 따라서 국내에서도 로켓 연소불안정에 대한 지속적인 연구를 통해 국내 연소불안정에 대한 기술력 확보를 수행해야 한다.

후 기

본 연구는 서울대학교 차세대 우주추진 연구센터와 연계된 미래창조과학부의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행한 선도연구센터지원사업(NRF-2013R1A5A1073861)의 연구 결과 및 2017년 정부(교육부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구입니다.(한국연구재단-2016-글로벌박사양성사업)

참 고 문 헌

1. Kang, S. J. and Chang, Y. K., "Feasibility Study of Moon Exploration Satellite Launch Using Korea Space Launch Vehicle," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Conference Magazine*, pp. 1097-1100, 2008.
2. Crocco, L., "Aspects of combustion stability in liquid propellant rocket motors part I: fundamentals. low frequency instability with monopropellants," *Journal of the American Rocket Society,* Vol. 21, No. 6, pp. 163-178, 1951.
3. Crocco, L. and Cheng, S. I., "High frequency combustion instability in rockets with distributed combustion," *Symposium (International) on Combustion*. Vol. 4. No. 1. Elsevier, 1953.
4. Crocco, L.. "Theory of Liquid PropelIant Rocket Combustion Instability and Its Experimental Verification," *ARS Journal,* Vol. 30, No. 2, pp. 159-168, 1960.
5. Zinn, B. T., and Eugene A. P., "Nonlinear combustion instability in liquid-propellant rocket engines," *Symposium (International) on Combustion*, Vol. 13. No. 1. Elsevier, 1971.
6. Awad, E., and Culick, F. E. C., "On the existence and stability of limit cycles. for longitudinal acoustic modes in a combustion chamber," *Combustion Science and Technology,* Vol. 46, No. 3-6, pp. 195-222, 1986.
7. Yang, V., and CULICK F. E. C., "On the existence and stability of limit cycles for transverse acoustic oscillations in a cylindrical combustion chamber. 1: Standing modes," *Combustion Science and Technology,* Vol. 72, No. 1-3 pp. 37-65, 1990.
8. Duvvur, A., Chiang, C. H., and Sirignano W. A., "Oscillatory fuel droplet vaporization-driving mechanism for combustion instability," *Journal of propulsion and Power*, Vol. 12, No. 2, pp. 358-365, 1996.
9. Tong, A. Y., and Sirignano, W. A., "Oscillatory vaporization of fuel droplets in

an unstable combustor," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 5, No. 3, pp. 257-261, 1989.

10. Jeng, S. M., Keefer, D. R., Welle, R., and Peters, C. E., "Laser-sustained plasmas in forced convective argon flow. II-Comparison of numerical model with experiment," *AIAA journal*, Vol. 25, No. 9, pp. 1224-1230, 1987.
11. Yoon, W., and CHUNG, T., "Liquid propellant combustion waves," *27th Joint Propulsion Conference*. 1991.
12. Bazarov, V. G., and Vigor Y., "Liquid-propellant rocket engine injector dynamics," *Journal of Propulsion and Power* Vol. 14, No. 5, pp. 797-806, 1998.
13. Fu, Q., Yang, L., and Wang, X., "Theoretical and experimental study of the dynamics of a liquid swirl injector." *Journal of Propulsion and Power,* Vol. 26, No. 1, pp. 94-101, 1998.
14. Kenny, R., Moser, M., Hulka, J., and Jones, G., "Cold flow testing for liquid propellant rocket injector scaling and throttling," *In 42nd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, 2006.
15. Neumeier, Y., Ben T., "Experimental demonstration of active control of combustion instabilities using real-time modes observation and secondary fuel injection," *Symposium (International) on Combustion*, Vol. 26. No. 2. Elsevier, 1996.
16. Richecoeur, F., Scouflaire, P., Ducruix, S., & Candel, S., "High-frequency transverse acoustic coupling in a multiple-injector cryogenic combustor," *Journal of propulsion and power,* Vol. 22, No. 4, pp. 790-799, 2006.
17. Richecoeur, F., Ducruix, S., Scouflaire, P., and Candel, S., "Experimental investigation of high-frequency combustion instabilities in liquid rocket engine," *Acta Astronautica*, Vol. 62, No. 1, pp. 18-27, 2008.
18. Méry, Y., Hakim, L., Scouflaire, P., Vingert, L., Ducruix, S., and Candel, S., "Experimental investigation of cryogenic flame dynamics under transverse acoustic modulations," *Comptes Rendus Mécanique*, Vol. 341, No. 1-2, pp. 100-109, 2013.
19. Ahn, K., Lee, K., Lim, B., Han, Y., Choi, H., "Combustion Chamber Development for Suppression of Combustion Instability in a Gas Generator at a Liquid Rocket Engine," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, pp. 207-210, 2005.
20. Ahn, K., Kim, J., and Choi, H., "Combustion Stability Rating Test of Liquid Rocket Engine Thrust Chamber," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers,* Vol. 18, No. 2, pp. 60~66, 2014.
21. Kim, J., Kim, H., Kang, D., and Choi, H., "Combustion Stability Rating Test Results of Liquid Rocket Engine Thrust Chamber with and without Baffle Injector," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, pp. 571~575, 2015.
22. Kim, S., Kim, H., Kim, J., and Choi, H., "Data Analysis Procedure for Stability Rating Test of Liquid Rocket Combustor," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, pp. 979~981, 2016.
23. Kim, J., Chung, Y., Lee, I., and Yoon, Y., "Experimental Study on Dynamic Characteristics of an Impinging Jet Injector," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 17, No. 5, pp. 86~94, 2013.
24. Kim, H., Chung, Y., Jeong, S., and Yoon, Y., "Study on the Dynamic Characteristics of Open Type Swirl Injector with Varyng Swirl Chamber Geometry," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space*

Sciences, Vol. 43, No. 7, pp. 619~625, 2015.

25. Park, G., Bae, J., Lee, S., Lee, J., and Yoon, Y., "Unstable Spray Characteristics and Combustor Design on Gas-centered Swirl Coaxial Injector," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, pp. 901~904, 2016.
26. Cha, J., and Ko, Y., "Geometric Effects on Damping Characteristics of Acoustic Cavity for the Control of Combustion Instabilities," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 34, No. 6, pp. 59~66, 2006.
27. Yu, I., Shin, D., Kim, T., Ko, Y., and Kim, S., "Design of a Sub-scale Combustor and a Test Facility for Assessment Combustion Stabilities," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, pp. 1159~1164, 2016.
28. Park. J., Park, I., and Sohn, C., "A Numerical Study on Quarter-Wave Resonator Tuning for Suppression of Combustion Instability in a Model Combustion Chamber," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 14, No. 3, pp. 1~8, 2010.
29. Kim, Y., Sohn, C., Hong, M., and Lee, S., "A Numerical Study on Dynamics Flame Responses of Swirl Coaxial Injector," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, pp. 510~513, 2012.
30. Rhee, S., Lee, J., Moon, H., Sung, H., and Kim, J., "Hybrid Rocket Instability Ⅰ," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, pp. 81~85, 2012.
31. Lee, J., Rhee, S., Kim, Y., Moon, H., Sung H., and Kim, J., "Hybrid Rocket Instability Ⅱ," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, pp. 86~90, 2012.
32. Hong, J., Moon, H., Sung, H., Um, W., Seo S., and Lee, D., "The Nonlinear Combustion Instability Prediction of Solid Rocket Motors," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 1, pp. 20~27, 2016.