

시간지연 모델을 이용한 충돌형 분사기의 연소응답 인자 도출 및 정량화에 관한 수치해석적 연구

손진우* · 김철진* · 손채훈**†

A Numerical Study on Quantification of Combustion-Response Parameters of Impinging-Jet Injectors using Time-Lag Model

Jin Woo Son*, Chul Jin Kim*, Chae Hoon Sohn**†

ABSTRACT

This study presents relations between the time lag and interaction index of the impinging-jet injectors using time lag model in a model chamber. To analyze the response of the flame, 5% amplitude of oxidizer velocity is artificially perturbed at a resonance frequency. At the mixing point of fuel and oxidizer, which determines the characteristic length, the relationship between velocity perturbation and heat release rate is quantified by combustion parameters of interaction index and time lag. As the improved method to apply the time-lag, the method using the average velocity obtained from numerical results is suggested.

Key Words : Time-Lag Model, Impinging-Jet Injector, Combustion Instability

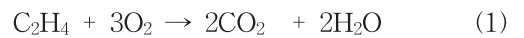
연소불안정은, 연소과정 중에 발생하는 열방출이 연소실내부의 음향파(acoustic wave)와 상호작용하여 극심한 압력섭동을 유발하는 현상이다. 특히 로켓엔진의 경우 방출되는 에너지 밀도가 매우 높기 때문에 쉽게 연소불안정이 발생할 수 있다. 연소실내에서 연소불안정이 발생할 경우 벽면으로의 과도한 열유속과 높은 압력 섭동이 수반되어 하드웨어에 심각한 열적, 기계적 손상을 초래하게 된다. 그러므로 로켓엔진을 설계 및 개발할 때 열-음향학적 연소 불안정성이 반영되어야 한다. [1-5]

본 연구에서는 충돌형 분사기가 장착된 모델 연소실을 선행 연구[6]를 통해 설정된 45개의 작동조건에 대해 수치해석 하였다. 그 중 연소불안정 영역에 속하는 2 가지 작동조건에 대해 시간지연모델(time-lag model)을[1,3] 적용하여 속도 섭동과 열방출율 섭동의 관계를 나타내었다. 수치해석 결과를 이용하여 시간지연과 간섭인자를 합당하게 정량화 하는 방법을 제안하였다.

해석대상인 연소실은 원통형의 단순한 형상을 가지며 직경 175 mm, 축방향 길이 280 mm로

설정하였다. 분사기는 F-O-O-F 충돌형 분사기를 채택하였다. 분사기 중심부에서 산화제인 기체산소가 분사되고 산화제 분사구의 양 옆에서 연료인 기체에틸렌이 분사된다. 설계된 산화제와 연료의 충돌각은 30°이다. 분사기 출구면에서부터 산화제와 연료의 충돌위치들($I_1 \sim I_5$)까지의 거리는 특성길이로 간주하며, 이는 분사기의 기하학적 특성과 분사유량 조건에 따라 달라진다.

연료와 산화제의 화학반응을 고려하기 위해 다음의 1단계 화학반응식을 채택하였다.



연소해석을 위한 지배방정식으로 연속방정식, 운동량 방정식, 에너지 방정식, 화학종 방정식과 상태방정식을 채택하였다. 난류모델로는 standard $k-\epsilon$ 모델을 채택하고 난류 연소 모델로는 eddy breakup 모델을 채택하였다. 공간차분에는 2차 중앙차분법(central difference scheme)을, 시간 적분을 위해서는 Crank-Nicolson법을 사용하였다. 과도(transient) 해석을 위한 시간 간격은 10 μs 로 설정하였다. 수치해석을 위한 solver로서 CFD-ACE[7]를 사용하였다.

시간지연 모델(time-lag model)은 연소응답 인자(n 과 τ)로 연소 안정성을 평가하며 음향학적 상태량의 변동에 대해 화염이 응답하는 특성을 묘사한다.[8] 본 연구에서는 화염면 상류 기준점

* 세종대학교 기계공학과
† 연락처, chsohn@sejong.ac.kr
TEL : (02)3408-3788 FAX : (02)-3408-4333

에서의 속도 섭동량과 특정 화염면에서의 열방출률 섭동 사이의 관계로부터 연소응답 인자를 구하는 속도감응 모델을 사용했으며, 그 식은 아래와 같다. [9, 10]

$$q_1(x, t) = n_u(x) u_1[x_{ref}, t - \tau_u(x)] \cdot n_{ref} \quad (3)$$

ot *bulk*

속도 감응(velocity-sensitive) 모델식[9]의 적용을 위해 속도섭동식을 구성하여 수치적으로 가진하였다. 각 작동조건에 따라 산화제 분사속도의 5%를 섭동 진폭으로 가진하였고, 연소실내 유해 주파수인 f_T (제1 접선방향 모드 공진주파수)의 주파수로 가진하였다. 이로 인해 야기되는 열방출률의 섭동과 연소실내 속도섭동간의 위상관계를 통해 충돌지점에 따른 시간지연을 아래 그림과 같이 구하였다.

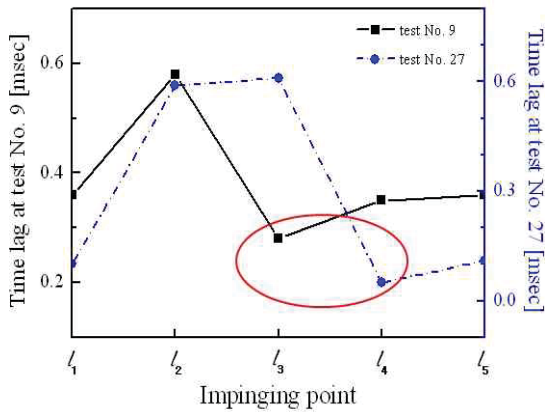


Fig. 1 Time lags at several impinging points for test No. 9 and test No. 27

위 그림에서 볼 수 있듯이 직관적인 방법으로 기존 연구[6]에서 사용되어온 식, 즉, 각 특성길이에서 시간지연 식을 통해 구하는 값과는 상반되는 결과가 도출되었다.

분사기 출구면(z=0mm)에서부터 연소실 출구(z=280mm)까지 속도성분을 추출한 결과 분사기에서 멀어질수록 속도의 크기가 줄어든다. 이것은 속도의 섭동이 충돌점까지 도달하는 데에 동일한 시간이 소요되지 않는다는 것을 의미한다. 이로부터 두 가지 조건을 만족하면 정확한 시간지연의 값을 구할 수 있다고 판단하였다. 첫째, 시간지연을 구할 때 사용하는 산화제 분사속도의 값으로 동일한 값이 아니라 충돌점에 따라 다른 산화제의 속도를 적용해야 정확한 시간지연의 값을 구할 수 있다는 것이다. 둘째, 관심지점이 분사기면으로부터 멀리 떨어져 있는 지점에서 시간지연이 더 길어져야 한다는 점이다. 이 두가지

조건을 만족하도록 시간지연과 간섭인자를 다음과 같이 구하였다.

첫째로 각 충돌점에서의 속도 추출방법은 충돌점 사이에서의 길이방향 속도값들을 추출한 후 적분하여 길이에 대한 평균을 내서 산출하였다. 둘째, 열방출률 섭동의 주기성을 고려하였다. 즉, 주기적으로 타나는 응답의 특성상 특정 주기 이후의 열방출률 최대치 시각을 찾았다. 이러한 교정을 고려한 시간지연을 τ_{cor} 로 표시하였고 위 두 가지 조건을 만족시키는 충돌점에서의 길이방향 평균속도와 시간지연 τ_{cor} 을 Fig. 2에 나타내었다.

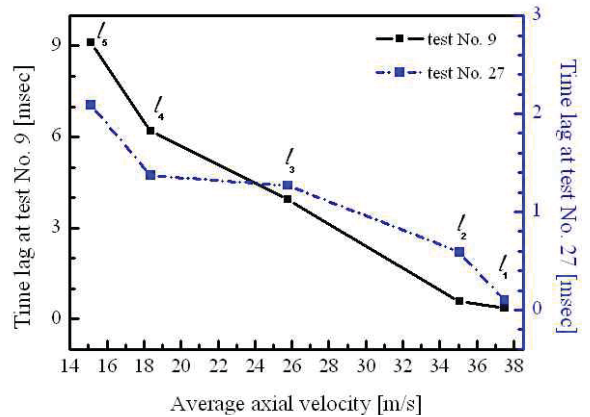


Fig. 2 Time lag(τ_{cor}) by the average axial velocity at test No. 9 and test No. 27

위 그림과 같이 특성길이에서 평균속도가 증가함에 따라 시간지연은 거의 선형적으로 짧아진다. 또한 산화제 분사속도는 동일하지만 연료분사속도가 빠른 작동조건(test No. 27)의 시간지연이 더 짧다. 이것은 특정지점에서의 속도성분이 시간지연을 도출함에 있어 주된 영향을 미친다는 것을 보여준다. 그리고 본 연구에서 제시한 시간지연을 계산하는 방법이 타당함을 보여주는 결과이다.

따라서 속도 감응 시간지연 모델을 사용하여 연소불안정성을 정량화 할 경우, 기준점과 각 지점 사이의 속도성분을 산출하고 열방출률 응답의 주기성을 감안하면 교정된 시간지연 값을 도출할 수 있다. 이것은 기존의 방식보다 개선된 방법으로서, 더 정확하게 연소불안정성을 정량화 할 수 있다고 판단한다.

후 기

이 논문은 2012년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 연구임(No. 2012-0005323).

참고 문헌

- [1] Culick, F. E. C. and Yang, V., Liquid Rocket Engine Combustion Instability (Edited by Yang, V. and Anderson, W. E.), Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Vol. 169, 1995, pp. 3-38.
- [2] Fisher, S. C., Dodd, F. E., and Jensen, R. J., Liquid Rocket Engine Combustion Instability (Edited by Yang, V. and Anderson, W. E.), Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Vol. 169, 1995, pp. 545-564.
- [3] Harrije, D. J. and Readon, F. H. (eds.), Liquid propellant Rocket Combustion Instability, NASA SP-194, 1972.
- [4] Sohn, C. H., Seol, W. S., Shibanov, A. A., Pikalov, V. P., "Combustion Stability Boundaries of the Subscale Rocket Chamber with Split-Triplet Impinging Jet Injectors", Journal of Propulsion and Power, Vol. 23, No. 1, 2007, pp. 131-139.
- [5] 김성구, 최환석, 차동진 "연소시스템의 열음향 불안정 예측을 위한 Helmholtz solver 개발", 한국항공우주학회 논문집, 제38권, 제5호, 2010, pp. 445-455.
- [6] 김철진, 축소형 로켓 연소기에서 화염응답 및 연소 안정성 향상에 관한 연구, 세종대학교 석사 학위논문, 2011.
- [7] CFD-ACE User's manual Ver. 2012, 2012, ESI Group.
- [8] Crocco, L. and Cheng, S., "Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors," Journal of Fluid Mechanics, Vol.2, January, 1957, pp. 100-104.
- [9] Portillo, J. E. and Sisco, J. C., "Generalized Combustion Instability Model," AIAA-2006-4889.
- [10] Nicoud, F., Benoit, L., Sensiau, C., and Poinot, T., "Acoustic Modes in Combustors with Complex Impedances and Multidimensional Active Flames," AIAA Journal, Vol. 45, NO. 2, 2007, pp. 426-441.