

研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.2.001>

충돌형 분사기의 연소응답 인자 정량화에 관한 수치해석적 연구

손진우* · 김철진* · 손채훈**†

A Numerical Study on Combustion-Response Parameters of Impinging-Jet Injectors for Stability Rating

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 the time lag model in a model chamber. The response of the flame is analyzed to artificial perturbation with 5% amplitude of oxidizer speed 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. In this method, time lag or delay is calculated by the characteristic length and the average velocity obtained from numerical results. The tendency that the time delay decreases with axial jet velocity has been observed.

초 록

모형 연소실에서 충돌형 분사기의 연소 안정성 평가를 위해 시간지연(time lag)과 간섭인자(interaction index)의 관계를 연구하였다. 산화제 분사 속도의 5%에 해당하는 섭동을 공진주파수로 인위적으로 가진하여 이에 대한 화염의 응답특성을 분석하였다. 연료와 산화제의 혼합지점인 충돌점들, 즉, 특성길이 위치에서 속도섭동과 열방출을 섭동간의 관계를 시간지연 모델을 이용하여 나타내었다. 시간지연을 정량화하는 개선된 방법으로서, 수치해석을 통해 얻은 결과로부터 분사기 출구면으로부터 충돌점까지 평균속도를 이용하는 방법을 제안하였다. 축방향의 평균속도가 증가할수록 시간지연이 짧아지는 경향성을 확인할 수 있었다.

Key Words: Time-Lag Model(시간지연 모델), Impinging-Jet Injector(충돌형 분사기), Combustion Instability(연소 불안정)

접수일 2012. 9. 27, 수정완료일 2013. 3. 8, 게재확정일 2013. 3. 13

* 학생회원, 세종대학교 대학원 기계공학과

** 종신회원, 세종대학교 기계항공우주공학부

† 교신저자, E-mail: chsohn@sejong.ac.kr

1. 서 론

연소불안정은, 연소과정 중에 발생하는 열방출

이 연소실내부의 음향파(acoustic wave)와 상호 작용하여 극심한 압력섭동을 유발하는 현상이다. 이러한 연소불안정은 대부분 특성연소 시간이 음향 진동 주기와 유사한 경우, 또는 정수배 관계가 있는 경우에 발생한다. 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 열-음향학적 연소 불안정성은 로켓엔진의 초기 설계 및 개발과정부터 반영되어야 한다[1-5].

본 연구에서는 충돌형 분사기가 장착된 모델 연소실내 연소장을 수치해석하였다. 그리고 연소 불안정 평가를 위해 시간지연 모델(time-lag model)[1, 3]을 채택하고 다양한 작동조건에 대한 수치해석 결과를 이용하여 연소응답 인자를 정량화하였다. 채택된 견본(sample) 설계 작동조건에 대해 시간지연과 간섭인자를 속도섭동과 열방출율의 관계로 나타내었다.

2. 연구 방법

2.1 수치해석 방법

로켓엔진의 연소불안정성 파악을 위해 실규모의 연소시험을 수행하는 것이 가장 신뢰할 수 있는 방법이나, 많은 비용과 시간을 소모하는 단점이 있다. 따라서 본 연구에서는 기존에 수행된 연소실험과 비교적 유사한 조건을 만족하는 수치해석 접근방법(approach)을 채택하고 일부 조건은 단순화하여 연소해석을 수행하였다[2, 6].

수치해석에 사용된 연소실은 원통형의 단순한 형상을 가지며 직경 175 mm, 축방향 길이 280 mm로 설정하였다. 작동조건에 따른 연료와 산화제의 속도 및 밀도비를 무차원 변수 q_d (dynamic-head ratio)를 도입하여 나타내었으며, $q_d = U_O / U_F \sqrt{\rho_O / \rho_F}$ 로 정의하였다[4]. 여기서 U 와 ρ 는 각각 연료/산화제의 분사 속도와 밀도를 나타내고, 하첨자 O와 F는 각각 산화제와 연

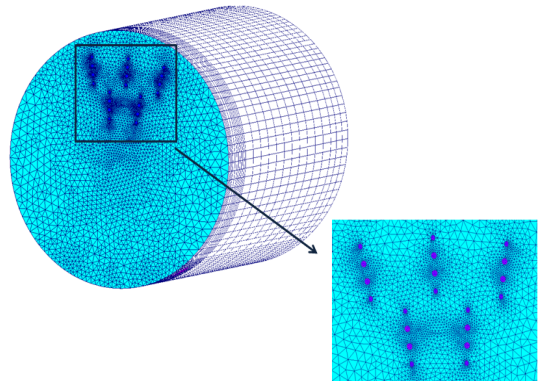


Fig. 1 Computational grids of combustion chamber with five-injector unit[7]

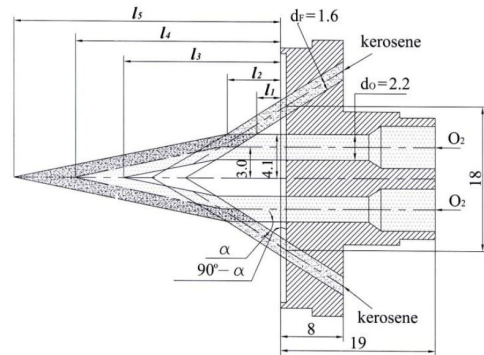


Fig. 2 F-O-O-F Impinging jet injector and the characteristic lengths of oxidizer and fuel jet streams[4]

료를 나타낸다.

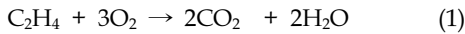
연소실 형상 및 격자를 Fig. 1에 나타내었으며 통상적으로 채택된 격자수는 약 240,000개이다. 분사기로 충돌형 분사기(impinging-jet injector)를 채택하였으며, 그 형태와 분사 체트의 충돌 형상을 Fig. 2에 나타내었다. 격자로는 4개의 분사기 오리피스 직경이 연소실 크기에 비해 매우 작으므로 비정렬격자를 사용하였다. 격자 의존성 확인 결과, 격자수가 더 증가 하여도 계산 결과에 큰 변화가 없음을 확인하였다.

충돌형 분사기의 혼합 특성은 연료와 산화제의 속도 및 밀도비에 의해 결정된다.

실제 로켓엔진에서 사용되는 추진제 조합의 한 예로, 케로신과 액체산소의 밀도비는

$\bar{\rho} = \rho_o / \rho_f = 1.289$ 이다. 본 연구에 적용된 모사 연료와 산화제는, 상온에서 케로신과 액체산소의 밀도비와 동일한 기체에틸렌과 기체산소이며, 밀도비는 1.230로서 실제 상황과 유사하다.

실제 엔진과 모형 연소실사이의 수력학적 유사성(hydrodynamic similarity)을 위해, 분사기의 연료와 산화제의 체적유량은 실제 유량과 동일하게 설정하였다. 연소와 산화제의 화학반응을 고려하기 위해 다음의 1단계 화학반응식을 채택하였다.



화학반응에 대한 반응률은 Arrhenius 형태로 다음과 같은 식으로 표현된다[7].

$$\frac{d[C_2H_4]}{dt} = -2 \times 10^{12} \exp\left(\frac{-15098}{T}\right) [C_2H_4]^{0.1} [O_2]^{1.65} \quad (2)$$

연소해석을 위한 지배방정식으로 연속방정식, 운동량 방정식, 에너지 방정식, 화학종 방정식과 상태방정식을 채택하였다. 난류모델로는 표준(standard) $k-\epsilon$ 모델을 채택하고 난류 연소 모델로는 eddy breakup 모델을 채택하였다. 연소실의 벽면과 분사기면에는 벽 경계조건을 부여하였고, 연소실 출구에는 대기압(1기압)의 압력조건을 부여하였다. 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[8]를 사용하였다.

2.2 작동조건 및 분사기 특성

로켓엔진 연소기의 설계점(design point) 근처의 여러 작동조건을 설정하였다. 이렇게 설정된 45가지 작동조건에 대해, 연료와 산화제의 질량 유량, 체적유량, 속도를 부여하여 수치해석을 수행하였다. 45개의 작동조건 중 기본 조건에 대해서 시간지연 모델(time-lag model)을 적용하여 시간지연, τ 와 간섭인자, n 을 정량화하여 제안한

방법의 적용 사례를 보이고자 한다.

본 연구에서는 시간지연 모델(time-lag model)을 이용하여 속도섭동과 열방출을 섭동의 관계를 구하여 시간지연과 간섭인자를 합당하게 정량화하는 방법을 제안하는 것을 목표로 한다. 선행 연구[9]를 통해 45개의 작동조건 중 큰 압력 섭동이 발생한 연소불안정 영역에 속하는 조건으로서 연료유량이 적고 산화제 유량이 많은 작동조건을 선택하였다. 해당 작동조건에서의 연료/산화제 분사 속도와 계측된 공진주파수[9]를 Table 1에 나타내었다.

시간지연 모델중 속도 감응(velocity-sensitive) 모델식[9]의 적용을 위해 속도섭동식을 Eq. 3과 같이 구성하여 수치적으로 가진하였다. 각 작동조건에 따라 산화제 분사속도의 5%를 섭동 진폭으로 가진하였다. 이로 인해 야기되는 열방출률의 섭동과 연소실내 속도섭동의 상관관계를 분석하였다.

$$U = U_o + A \sin(2\pi ft) \quad (3)$$

여기서 A 는 가진 진폭의 크기로서 평균속도, U_o 의 5%에 해당하며, t 는 시간, 그리고 f 는 가진 주파수로서 연소실내 유해주파수인 f_{IL} (제1 종방향 모드 공진주파수)와 f_{IT} (제1 접선방향 모드 공진주파수)의 두 가지 주파수로 설정하였다.

충돌형 분사기의 형상과 그에 따른 연료와 산화제의 충돌위치($l_1 \sim l_5$)를 Fig. 2에 나타내었다[4]. 여기서 α 는 연료와 산화제 제트사이의 충돌각도로서 30°로 설정하였다.

분사기 출구면에서 충돌점들까지의 거리는 특성길이로 간주하며, 이를 F-O-O-F 충돌형 분사기 형상에 따른 직경과 길이를 고려한 식(Eqs. 4-8)[4]으로 계산할 수 있다. 특성길이중 l_1 과 l_2 는

Table 1. Jet velocities and measured acoustic frequencies for test NO. 9

q_d	U_F [m/s]	U_o [m/s]	Resonant Frequency [Hz]	
			f_{IL}	f_{IT}
3.14	12.98	39	390	1367

분사기의 기하학적 특성에 의해 결정되며, 본 연구에서 채택한 분사기의 경우 그 길이는 각각 6.9 mm, 10.4 mm 이다. $l_3 \sim l_5$ 는 분사유량 조건, 즉 q_d 에 따라 달라진다. 예를 들어, 본 작동조건에 대해서 특성길이, l_3 는 84.84 mm이고 l_4 는 127.99 mm, l_5 는 171.11 mm이다.

$$l_1 = (1.0/\tan\alpha)(4.9 - 0.8/\cos\alpha) \quad (4)$$

$$l_2 = (1.0/\tan\alpha)(4.9 + 0.8/\cos\alpha) \quad (5)$$

$$l_3 = \frac{6.0}{\tan\alpha} + \frac{1.9}{\cos(90\text{deg} - \alpha)}(1.9q_d^2 + \cos\alpha) \quad (6)$$

$$l_4 = \frac{6.0}{\tan\alpha} + \frac{3.0}{\cos(90\text{deg} - \alpha)}(1.9q_d^2 + \cos\alpha) \quad (7)$$

$$l_5 = \frac{6.0}{\tan\alpha} + \frac{4.1}{\cos(90\text{deg} - \alpha)}(1.9q_d^2 + \cos\alpha) \quad (8)$$

2.3 시간지연 모델(time-lag model)

시간지연 모델(time-lag model)은 연소응답 인자(n 과 τ)로 연소 안정성을 평가하며 음향학적 상태량의 변동에 대해 화염이 응답하는 특성을 묘사한다[10]. 연소 불안정 유발 메커니즘에 따라 속도감응 모델(velocity-sensitive model)과 압력감응 모델의 두가지 모델이 존재한다. 그 중에서 본 연구에서는 화염면 상류 기준점에서의 속도 섭동량과 관심있는 위치, 즉 특정 화염면에서의 열방출률 섭동 사이의 관계로부터 연소응답 인자를 구하는 속도감응 모델을 사용하고자 한다[11]. 속도감응 시간지연 모델에 대한 식은 Eq. 9와 같다.

$$Q(t) = \int_V q_1(x,t) dV \quad (9)$$

$$= S_{ref} \frac{\gamma p_0}{\gamma - 1} \times n \times u_1(x_{ref}, t - \tau)$$

여기서 $Q(t)$ 는 특정 체적(V)에 대해서 적분하여 구한 열방출율이다. γ 는 비열비, p_0 는 대기압, S_{ref} 는 기준점에서 연소기입구의 면적을 나타내

며, q_1 과 u_1 은 각각 열방출율 섭동과 주유동 방향 유동의 속도섭동 성분을 나타낸다. x_{ref} 는 기준점을 의미하며 n 은 음향섭동에 대해 화염이 반응하는 정도를 나타내는 간섭지수(interaction index)이다. τ 는 기준점에서의 속도의 변동이 특정 화염면의 열방출률 섭동으로 나타나기까지 걸리는 시간지연(time lag)을 의미한다.

위 관계식은 화염면이 매우 얇은 경우에 성립된다. 하지만 최근에 설계되는 고성능 연소기의 경우에는 일반적으로 화염면이 넓은 영역에 걸쳐 존재하게 된다. 따라서 화염면의 국부적인 특성을 묘사하기위해 Eq. 10과 같은, 좀 더 일반적인 형태의 모델이 제시되었다[12].

$$\frac{q_1(x,t)}{q_{tot}} = n_u(x) \frac{u_1[x_{ref}, t - \tau_u(x)] n_{ref}}{U_{bulk}} \quad (10)$$

여기서 n_{ref} 는 기준 단위 벡터, q_{tot} 와 U_{bulk} 는 각각 층돌점에서의 평균 열방출율과 분사기 출구면에서의 평균 분사 속도를 나타내며, 하첨자 u 는 속도감응 모델로 구한 인자를, 하첨자 1은 섭동량을 의미한다. 특정지점과 시각에서의 열방출율 섭동량, $q_1(x,t)$ 는 층돌점에서의 연료의 반응률(reaction rate)과 연료 1 kg에 대한 연소열을 곱하여 구할 수 있다. 본 연구에서 연소실내 분사되는 연료인 기체 에틸렌(C_2H_4)의 발열량은 11084 kcal/kg 이다.

3. 결과 및 고찰

본 계산을 위해 선택한 모델 연소실 내 층돌형 분사기의 배열을 Fig. 3에 나타내었다. Fig. 3에 타원으로 표시한 영역에서 반응율(reaction rate)을 추출했다. 추출한 데이터로부터 시간지연 τ 와 간섭인자 n 을 계산하였고, 대표적인 연소불안정성을 평가하였다. Fig. 4에 연소실 내의 층돌점의 위치를 단면적상에 표시하였다. 좌표계에 표시한 바와 같이 자른 단면은 연소실 분사기와 수직인 면으로서 yz 평면이다.

본 연구에서 시간지연 τ 와 간섭인자 n 을 구하

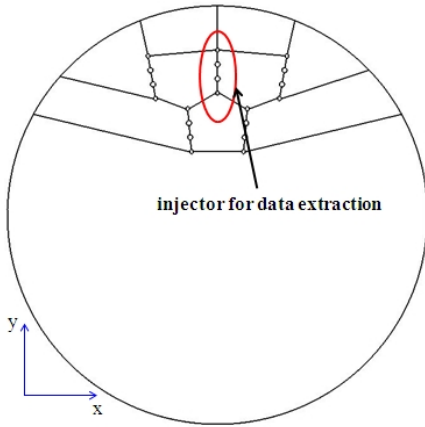


Fig. 3 The Array of injectors in a model combustion chamber

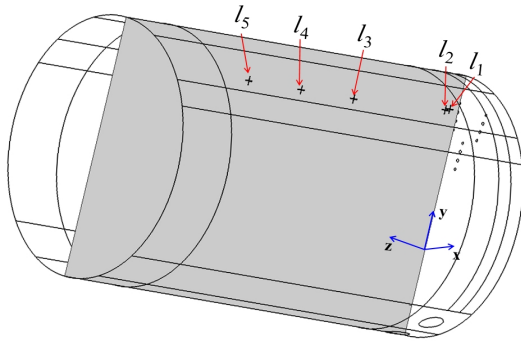


Fig. 4 The Combustion chamber and the characteristic lengths ($l_1 \sim l_5$)

는 방법을 Figs. 5~6을 토대로 다음에 요약하였다. 먼저 연소실 특성길이중 하나인 l_2 에서의 열방출을 섭동과 속도섭동을 Fig. 5에 나타내었다. 속도섭동의 최대치가 먼저 생성된 후 열방출을 섭동의 최대치가 1.45 msec만큼 후에 발생한다. 이 시간의 차이가 시간지연 τ 에 해당한다. 다음으로, Fig. 6에 나타낸 바와 같이 해당 지연시간만큼 속도섭동을 1.45 msec만큼 이동시켜 속도섭동과 열방출을 섭동의 최대치 발생 시각을 일치시킨다. 그리고, 속도섭동과 열방출을 섭동의 최대치를 Eq. 10에 대입하여 간섭인자 n 을 구할 수 있다. 이와 같은 방법으로 각 충돌점에서 시간지연을 구할 수 있으며 위와 같은 방법으로 평가 시각에 무관한 간섭인자를 도출할

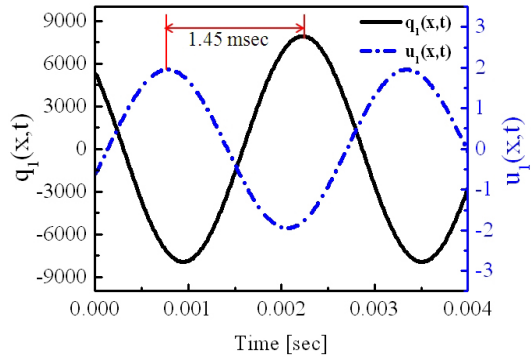


Fig. 5 Heat release rate and velocity oscillation at f_{1L} mode calculated at l_2

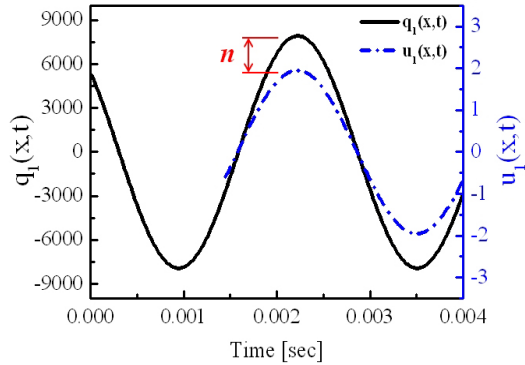


Fig. 6 Heat release rate and velocity oscillation with time shift of f_{1L} mode calculated at l_2 for test NO. 9

수 있다.

직관적인 방법으로 기존 연구에서 사용되어온, 시간지연 모델(time-lag model)의 각 특성길이에서 시간지연을 구한 식은 다음과 같다[6].

$$\tau_{1 \sim 5} = \frac{l_{1 \sim 5}}{U_0} \quad (11)$$

위 식은 연소실내 산화제 분사속도가 위치에 무관하게 일정하다는 가정을 바탕으로 한다. 위 식에 따르면 l_1 에서 l_5 로 갈수록 특성길이는 길어지므로 속도섭동이 화염면의 열방출률을 변화시키는데 걸리는 시간, 즉, 시간지연이 길어지는 경향이 예측되어야 한다.

하지만 앞서 설명한 대로 실제 속도섭동과 열방출율의 섭동의 관계를 통해 시간지연을 구한 결과, 이에 상반되는 결과가 도출되었다. 이를 살펴보기 위해 충돌지점에 따른 시간지연을 Fig. 7에 나타내었다. 그림에서 볼 수 있듯이, l_3 지점에서 지연시간이 오히려 짧아지는 경향성이 나타났다. 공진 주파수가 다른 f_{IR} 와 f_{IL} 의 두 가지 경우에서 모두 동일한 경향을 보였다.

공진주파수 f_{IR} 와 f_{IL} 로 속도 섭동을 부여했을 때와 부여하지 않았을 때의 축방향 속도 성분을 추출하여 Fig. 8에 나타내었다.

분사기 출구면($z = 0$ mm)에서부터 연소실 출구($z = 280$ mm)까지 분사기에서 멀어질수록 속도의 크기가 줄어든다. 이는 분사기 출구면($z = 0$ mm)에서 멀어질수록 속도의 섭동이 충돌점까지 도달하는 데에 동일한 시간이 소요되지 않는다는 것을 의미한다. 그렇더라도, 특성길이가 더 긴 위치에서 더 긴 시간지연이 예측되어야 함에는 변함이 없다.

이로부터, 두 가지 조건을 추론할 수 있다. 한 가지는, 시간지연 τ 를 구할 때 사용하는 산화제 분사 속도의 값으로 동일한 값이 아니라 충돌점에 따라 다른 산화제의 속도를 적용해야 정확한 시간지연의 값을 구할 수 있다는 것이다. 다른 하나는 관심 지점이 분사기면으로부터 멀리 떨어져 있는 지점에서 시간지연이 더 길어져야 한다는 점이다. 이 두 가지 조건을 만족하도록 시

간지연과 간섭지수(인자)를 다음과 같이 구하였다.

각 충돌점에서의 평균속도 추출방법은 충돌점 사이에서의 길이방향 속도값들을 추출한 후 적분하여 길이에 대한 평균을 내서 산출한다. 각 충돌점에서의 길이방향 평균속도를 이용하여 구한 시간지연과 간섭인자를 Table 2와 Table 3에 나타내었다.

표에서 τ_{theo} 는 특성길이를 각 지점에서의 축방향 평균속도, w_{avg} 로 나눈 값이다. 즉, Eq. 11을 이용하되 속도값으로 평균속도를 사용한다. τ_u 는 속도섭동과 열방출율 섭동간의 첫 번째 최대치 발생 시각의 차이로 구한 지연시간으로 앞의 Figs. 5~6에 근거하여 구한다. 그러나 표에서 보듯이 τ_u 는 두 번째 조건(즉, 분사기면으로부터 멀리 떨어져 있는 지점에서 시간지연이 더 길어져야 한다는 조건)이 만족되지 않는다.

추가적으로 이를 만족하기 위해서 열방출율 섭동의 주기성을 고려하였다. 즉, 주기적으로 나타나는 응답의 특성상 한 주기 또는 특정 주기 이후의 열방출율 최대치 시각을 찾아야 한다. 이러한 교정을 고려한 시간지연을 τ_{cor} 로 표시하였고, τ_u 의 값에 섭동의 주기를 고려하여 결정하였다. 즉, $\tau_{cor} = \tau_u + T \times (\text{No. of cycles})$. 시간지연은 교정시 각 특성길이 지점에서의 평균속도를 이용하여 계산한 시간지연(τ_{theo})을 참고하여 싸이클 수(No. of cycles)를 추정하였다.

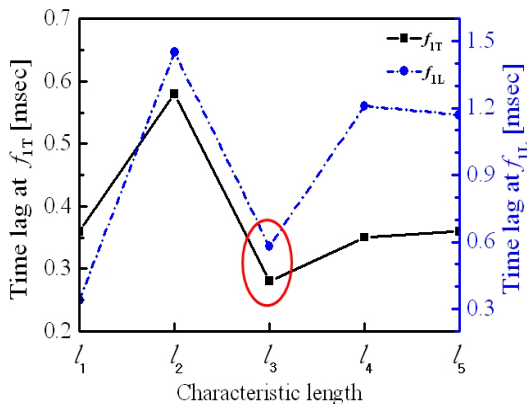


Fig. 7 Time lags at several impinging points for test NO.9 at f_{IR} and f_{IL} modes

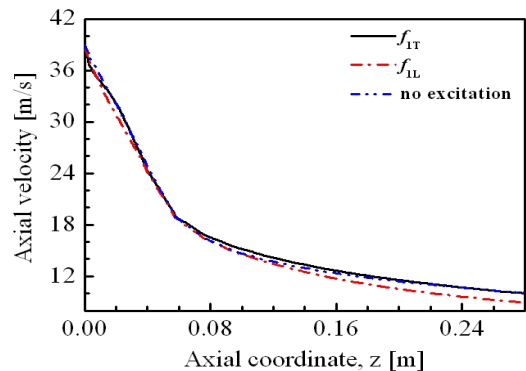


Fig. 8 Axial velocity profiles along axial coordinate with and without velocity perturbation for test NO. 9

Table 2. Time lags and interaction indices at several characteristic points at 1L mode

Test NO. 9 ($U_0 = 39$ m/s, period, $T_{1L} = 2.56$ msec)						
	W_{avg}	τ_{theo}	τ_u	τ_{cor}	No. of cycles	n
l_1	37.5	0.73	0.34	0.34	0	0.77
l_2	35.06	0.83	1.45	1.45	0	1.73
l_3	25.78	3.72	0.58	3.14	1	0.65
l_4	18.38	6.07	1.21	6.33	2	0.5
l_5	15.14	8.92	1.17	8.85	3	0.32

Table 3. Time lags and interaction indices at several characteristic points at 1T mode

Test NO. 9 ($U_0 = 39$ m/s, period, $T_{1T} = 0.73$ msec)						
	W_{avg}	τ_{theo}	τ_u	τ_{cor}	No. of cycles	n
l_1	37.5	0.73	0.36	0.36	0	0.65
l_2	35.06	0.83	0.58	0.58	0	0.9
l_3	25.78	3.72	0.28	3.93	5	0.022
l_4	18.38	6.07	0.35	6.19	8	0.04
l_5	15.14	8.92	0.36	9.12	12	0.045

Table 2에 1L 모드에 대한 시간지연과 간섭지수를 나타내었다. 가진주파수가 390 Hz인 f_{1L} 로서 주기는 2.56 msec이다. τ_{theo} 와 비교하였을 때 l_1 과 l_2 의 경우 시간지연이 한 주기를 넘지 않는다. l_3 지점에서부터 한 주기를 넘긴 시간지연으로서 주기인 2.56 msec에 τ_u 인 0.58 msec를 더하여 3.14 msec로 계산되었다. 같은 방식으로 l_4 의 경우에는 2주기, l_5 의 경우에는 3주기를 넘긴 시간을 더하였다.

Table 3에는 1T 모드에 대한 시간지연과 간섭지수를 나타내었다. 가진 주파수가 1367 Hz인 f_{1T} 로 한 주기의 시간이 0.73 msec이다. 같은 방식으로 싸이클 수를 산정하였다. 표에 요약한 바와 같이 l_1 과 l_2 의 경우 시간지연이 한 주기를 넘지 않는다. $l_3 \sim l_5$ 에서 싸이클 수가 각각 5개, 8개, 12개이며 해당하는 싸이클만큼이 경과된 후 시

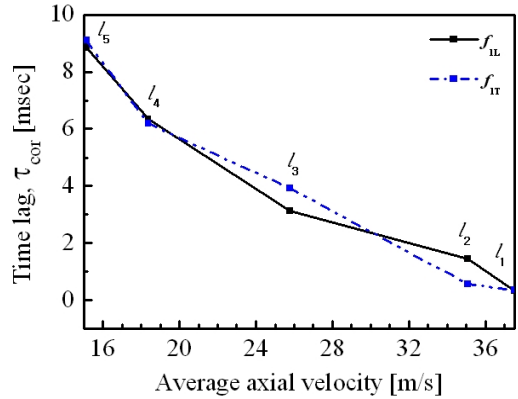


Fig. 9 Time lag(τ_{cor}) by the average axial velocity (test NO. 9)

간지연을 계산하였다. 1L 모드와 비교하였을 때 다른 점은 싸이클의 개수이다. f_{1T} 가 f_{1L} 보다 고주파이기 때문에 고려되는 주기의 개수가 더 많다.

이렇게 구한, 각 특성지점에서의 축방향 평균속도와 그에 따른 시간지연을 Fig. 9에 나타내었다. 특성길이에서 평균속도가 증가함에 따라 시간지연은 거의 선형적으로 짧아진다. 이것은 본 연구에서 제시한 시간지연을 계산하는 방법이 타당함을 보여주는 결과이다.

4. 결 론

본 연구에서는 연소기의 연소 안정성 평가를 수행하는 한 가지 수단으로서 시간지연 모델(time-lag model)을 채택하여 시간지연과 간섭인자를 정량화하는 방법을 수치해석적으로 연구하였다.

시간지연 모델 중 속도감응 모델을 이용하여 연소불안정성을 평가하기 위해 필요한 인자들을 계산하는 과정을 설명하였다. 속도섭동과 열방출을 섭동간의 위상 관계를 통해 시간지연을 구하는 방법을 제안하였다. 충돌형 분사기를 채택하여 여러 가지 충돌점에서의 시간지연을 계산하였다. 시간지연을 계산할 때 기준점에서의 산화제 속도를 상수로 적용하여 계산하는 기존의 방식보다 개선된 방법으로서 기준점과 각 지점 사

이의 길이방향 평균속도를 산출하고 열방출을 응답의 주기성을 감안하여 사이클 수를 고려한 교정된 시간지연 값을 구하였다.

본 연구에서 제안한 연소 응답 인자의 정량화 방안을 적용하여 향후에는 다양한 조건에서의 연소 응답의 민감도(즉, 간섭인자)를 평가하여 각 조건에서의 연소 안정성을 평가하고자 한다.

후 기

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

참 고 문 헌

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. Harrje, 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., and 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. Sohn, C. H., Seol, W. S., Shibanov, A. A., and Pikalov, V. P., "On the Method for Hot-Fire Modeling of High-Frequency Combustion Instability in Liquid Rocket Engines," KSME, Vol. 8, No. 6, 2004, pp.1010-1018
7. Westbrook, C. K. and Dryer, F. L., "Simplified Reaction Mechanisms for the Oxidation of Hydrocarbon Fuels in Flames," Combustion Science and Technology, Vol. 27, 1981, pp.31-43
8. CFD-ACE User's manual Ver. 2012, 2012, ESI Group
9. 김철진, "축소형 로켓 연소기에서 화염응답 및 연소 안정성 향상에 관한 연구," 세종대학교 석사학위논문, 2011
10. 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
11. Portillo, J. E. and Sisco, J. C., "Generalized Combustion Instability Model," AIAA-2006-4889
12. Nicoud, F., Benoit, L., Sensiau, C., and Poinso, T., "Acoustic Modes in Combustors with Complex Impedances and Multidimensional Active Flames," AIAA Journal, Vol. 45, No. 2, 2007, pp.426-441