

研究論文

연소해석을 이용한 충돌형 제트분사기의 연소 안정성  
평가에 관한 수치적 연구

최효현\* · 손채훈\*\*†

A Numerical Study on Combustion-Stability Rating of  
Impinging-Jet Injectors Using Hot-Fire Simulation

Hyo Hyun Choi\* · Chae Hoon Sohn\*\*†

ABSTRACT

Combustion-stability rating of impinging-jet injector is conducted numerically using hot-fire simulation in a subscale chamber with the five-element injector head. A sample F(fuel)-O(oxidizer)-O-F impinging-jet injector is adopted. In this work, instantaneous chemical reaction is adopted for hot-fire simulation based on the assumption that mixing process of fuel and oxidizer streams is controlling. The model chamber was designed based on the methodologies proposed in the previous work regarding geometrical dimensions and operating conditions. The present stability boundaries are in a good agreement with air-injection and hot-fire experimental data. The proposed numerical method can be applied cost-effectively to stability rating of jet injectors when mixing of fuel and oxidizer jets is the dominant process in instability triggering.

초 록

충돌형 분사기가 장착된 모델 연소실에서 연소장 수치 해석을 이용하여 연소 안정성을 평가하였다. 충돌형 분사기로는 F(fuel)-O(oxidizer)-O-F형 분사기를 채택하였다. 본 연구에서는 연료와 산화제의 제트 혼합과정이 지배적이라는 가정하에 순간 화학 반응 모델을 채택하여 수치해석을 수행하였다. 선행 연구를 통해 제안된 방법론을 토대로 모델 연소실 형상이 설계되고 연소실 작동 조건이 결정되었다. 본 연구에서 제시한 방법을 토대로 얻은 연소 안정성 경계는 공기 분사 음향 실험과 연소 실험결과와 정성적으로 잘 일치하였다. 연료와 산화제의 분사와 혼합이 연소 불안정 유발에 지배적인 경우, 본 연구에서 제안된 수치해석 기법을 이용하여 효과적으로 분사기의 연소 안정성을 평가할 수 있다.

Key Words: Impinging-Jet Injector(충돌형 분사기), Hot-Fire Simulation(연소 해석), Stability Boundary(안정성 경계), Stability Rating(안정성 평가)

접수일 2010. 8. 27, 수정완료일 2010. 9. 28, 게재확정일 2010. 10. 7

\* 학생회원, 세종대학교 대학원 기계공학과

\*\* 정회원, 세종대학교 기계항공우주공학부

† 교신저자, E-mail: chsohn@sejong.ac.kr

고주파 연소 불안정은, 연소과정 중에 발생하는 열방출이 연소실 내부에서 진동하며 전파하는 음향파(acoustic wave)와 상호작용하여 음향파의 진폭을 어느 한도이상으로 증폭시키는 현상을 말한다.[1-3] 이로 인해 로켓엔진 등 다양한 추진 시스템의 연소실 벽면으로의 과도한 열전달 및 벽면 손상, 강한 구조물의 진동, 설계된 작동 조건의 예기치 못한 변화가 초래되는 것으로 알려져 있다.

실제 연소실에 연소 실험 및 연소 해석을 통한 고주파 연소 불안정성 파악은 가장 신뢰할 수 있으나, 비용과 시간이 많이 소모된다. 따라서 실제 적용하기 이전에 효율적인 연소안정성 평가 방법이 필요하다. 이러한 관점에서 모델 연소기를 사용하는 실험 방법이 제시되어, 그에 따른 실험이 수행되었다.[2] 이와 더불어 연소 안정성 경향을 파악하기 위한 좀더 경제적이고 단순화된 방법으로 상온의 공기분사(air injection) 기법이 제안되었다.[4] 즉, 특정 분사기의 제안된 작동 조건에 대해 상온 공기 분사 실험을 수행하여 연소 안정성 경계를 얻었고, 그 결과가 연소 실험의 결과와 정성적으로 일치함이 보고되었다. 구체적으로, 선행연구에서 F(fuel)-O(oxidizer)-O-F형 충돌형 분사기가 장착된 모델 연소실에 연료/산화제를 분사하거나 또는 공기를 분사하여 연소 안정성에 관한 실험적인 연구가 수행되었다.[4-6]

본 연구에서는 충돌형 분사기가 장착된 모델 연소실에서의 연소장 수치해석을 수행하고 이를 이용한 안정성 평가를 수행하였다. 이를 통해 연소실의 다양한 작동조건에 따른 충돌형 분사기의 상대적인 연소 안정성 경향을 분석하였고, 수치해석을 통한 효과적인 안정성 평가(stability rating)의 가능성을 제시하였다.

## 2. 모델 연소실 형상

본 연구에서는 해석대상으로 실제 연소실을 채택하는 대신 축소된(sub-scale) 모델 연소실을

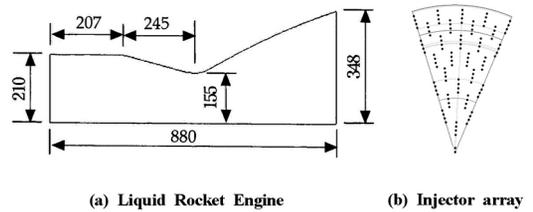


Fig. 1 Geometries of actual rocket combustor[5]

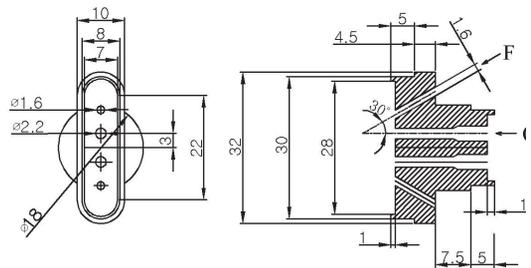


Fig. 2 Schematic diagrams of the configuration of F-O-O-F bi-propellant impinging-jet injector[7]

채택하여 계산을 수행하였다. 실제 로켓엔진 연소실 형상을 Fig. 1에 나타내었으며, 연소실 직경은 420 mm이고, 노즐목 직경은 310 mm이다. 분사기 면에서부터 노즐 출구까지의 길이는 880 mm, 노즐 입구까지의 길이는 207 mm이다. Fig. 1b에 나타낸 연소실에 장착된 분사기의 배열은 접선방향에 대해 40도 간격으로 주기적으로 반복된다. 또한 분사기는 Fig. 2에 나타낸 바와 같이 F-O-O-F형으로 연료 오리피스의 직경은 1.6 mm, 산화제 오리피스의 직경은 2.2 mm이고, 연료와 산화제 간 충돌각이 30도이다. 동일한 이원추진제 분사기는 분사기면에 등간격으로 216개의 분사기가 배열되었다.

모델 연소실의 직경,  $D_{ch,m}$ 과 길이,  $L_{ch,m}$ 은 다음의 식으로 계산하였다.

$$D_{ch,m} = D_{ch,a} \frac{C_{ch,m} (1 - M_{ch,m}^2)^{0.5}}{C_{ch,a} (1 - M_{ch,a}^2)^{0.5}} \quad (1)$$

$$L_{ch,m} = 1.5L_{eff,a} \frac{C_{ch,m}(1 - M_{ch,m}^2)}{C_{ch,a}(1 - M_{ch,a}^2)} \quad (2)$$

여기서  $C$ 와  $M$ 은 각각 음속과 연소실의 마하수를 나타내고,  $L_{eff}$ 는 유효연소실 길이이다. 하첨자,  $m$ ,  $a$ 는 각각 모델과 실제 연소실을 나타낸다. 실제 연소실의 크기를 토대로 실제 연소실에서의 1T(제1접선방향 모드)와 1L(제1종방향 모드)모드의 주파수 값들이 모델 연소실에서의 각각의 값들과 동일하도록 위의 식 (1), (2)에 따라 모델 연소실의 직경과 길이를 계산하였다. 계산된 모델 연소실의 직경은 125 mm이고, 길이는 185 mm이다.

### 3. 수치해석 방법

현재의 수치해석 기술수준으로 로켓엔진 연소실내 연소장을 정확히 모사하는 것은 불가능하다. 따라서, 본 연구에서는 기 수행된 연소실험 [5]과 가급적 동일한 조건을 만족하되 수치해석 접근방법(approach)에 초점을 두어 일부 조건은 단순화하여 연소해석을 수행하였다. 연료로는 케로신( $C_{12}H_{23}$ )을, 산화제로는 공기를 채택하였다. 앞에서 설명한 모델 연소실은 단순화된 형상으로 원통형을 가지며, 이를 대상으로 계산을 수행하였다. 실제 로켓엔진 연소실에 장착되는 분사기 배열은 40도 간격으로 주기성을 갖는데, 그 반복되는 배열 중에서 분사기의 상호 간섭에 의한 영향을 고려하여 5개의 기본 요소 분사기를 선정하였다. 각 분사기당 4개의 오리피스로 구성되어 있는데, 오리피스의 직경이 연소실 크기에 비해 작으므로 비정렬 격자로 모델링 하였다.

Fig. 3은 채택된 연소실과 격자계 형상을 나타내고 있다. 모델 연소실의 격자수는 약 137,000개이며 격자의존성 확인결과 격자수가 더 증가하여도 계산 결과에 큰 변화가 없음을 확인하였다.

이전의 연구[5]를 통해 충돌형 분사기의 경우 연료-산화제 제트의 혼합 특성이 연소 안정성에

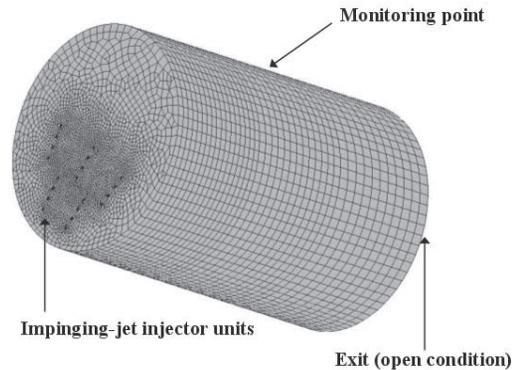


Fig. 3 Computational grids of the model chamber

영향을 미친다는 것이 보고되었다. 즉, 제트의 유동과 혼합 특성이 연소 안정성에 중요한 영향을 미치므로 화학반응 모델 자체가 연소안정성에 미치는 영향은 상대적으로 작을 것이라 판단된다. 따라서, 제트 혼합현상을 제대로 모사한다면 연소 안정성에 미치는 주요한 본질적인 면을 유지할 수 있을 것이다. 이를 위해 여기서는 연료-산화제 유량을 실제 연소실과 모델 연소실에 대해 서로 동일하게 설정하였고 순간화학반응(instantaneous reaction) 모델을 채택하였다. 모델 연소실에서도 실제 로켓엔진에서 사용되는 분사기가 채택되므로, 실제 연소실과 모델 연소실에서의 유량이 서로 같다면, 결국 제트 속도가 동일하게 된다. 이는, F-O-O-F 충돌형 분사기의 특성상 연료형 산화제가 1차로 충돌하는 지점이 실제와 같음을 의미한다.[5]

연소해석을 위한 지배방정식으로 연속방정식, 운동량 방정식, 에너지 방정식, 그리고 화학종 방정식을 채택하였고, 난류모델로는 표준(standard)  $k-\epsilon$  모델을 채택하였다. 연료와 산화제 오리피스에서의 경계조건으로서, 각 작동 조건에 따라 정해지는 일정한 속도로 케로신(기체상)과 산화제(기체상)가 분사되도록 설정하였다. 공간차분에는 2차 전방차분법(upwind scheme)을, 시간 적분을 위해서는 Crank-Nicolson법을 사용하였다. 과도(transient) 해석을 위한 시간 간격은 5  $\mu s$ 로 설정하였다. 시간 간격을 더 짧게

하여도 계산 결과의 변화가 거의 없음을 확인하였다. 연소실 벽면과 분사기 장착 면에는 벽 경계조건을 부여하였고, 연소실 출구에는 대기압(1기압)의 압력조건을 부여하였다. 또한 초기 조건으로 정지상태의 산화제가 연소실내에 있다고 가정하였으며, 산화제의 압력은 1기압으로, 온도는 300 K으로 설정하였다. 지배방정식의 풀이를 위해 채용한 수치해석 코드는 CFD-ACE+이며, 세부적인 수치해석 모델과 지배 방정식들은 참고 문헌[8, 9]에 기술되어 있다.

본 연구에서는 제트가 분사되는 초기부터 과도 해석을 수행하여 나타나는 압력 진동의 거동을 계산하였다. Fig. 3에 명시한 관찰점 (monitoring point)에서 계산된 압력을 압력 진동의 대표값으로 나타내었다. 관찰점은 분사기 맞은 편 최외곽 지점으로 좌우 대칭인 점을 선택하였다.

실제 로켓엔진의 설계점(design point) 주위의 넓은 범위내의 여러 작동 조건을 설정하여 계산을 수행하였다. 해석을 위해 설정된 45가지 작동점에 대해, 연료와 산화제의 질량유량, 체적유량, 속도를 table 1에 나타내었다. 분사 조건을 나타내기 위해 변수,  $q$ 를 도입하였고, 이는 산화제와 연료의 분사속도와 밀도비에 관하여  $q = U_O / U_f \sqrt{\rho_O / \rho_f}$ 로 정의하였다.[5] 여기서  $U$ 와  $\rho$ 는 각각 분사 속도와 밀도를 나타내고, 하첨자  $O$ 와  $f$ 는 각각 산화제와 연료를 나타낸다.

#### 4. 결과 및 논의

관찰점에서 음향 응답(지배방정식의 풀이를 통해 구한 압력 섭동)을 시간의 함수로 계산하여 Fig. 4에 나타내었다. 주기적인 진동을 관찰할 수 있으며, 이를 FFT 분석하여 Fig. 5에 나타내었다. 이로부터 연소실내에서의 관찰되는 공진주파수는 732, 2148, 2490, 3271 Hz임을 알 수 있다. 음향장 분석을 통해 각각의 주파수에 해당하는 공진 모드는 차례대로 1L, 2L, 1T, 1T2L(제1

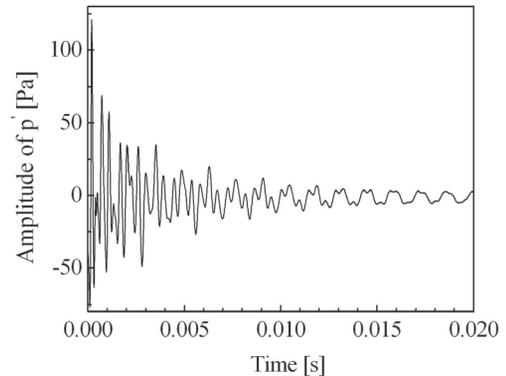


Fig. 4 Acoustic-pressure responses of combustion for Test No. 20

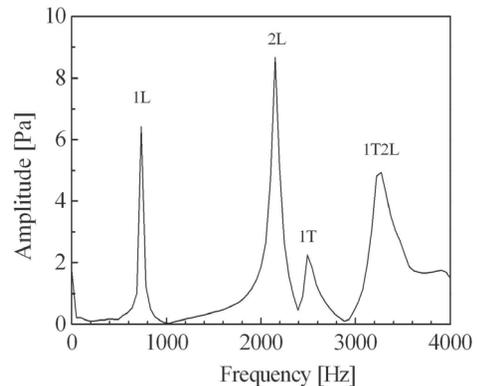


Fig. 5 FFT spectrum of combustion chamber for Test No. 20

접선방향과 제2종방향 모드의 복합 모드)임을 알 수 있었다. 예를 들어, 1T 모드의 공진을 보여주는 순간 압력장을 Fig. 6에 나타내었다. 이와 같이 가시적으로 1T 모드가 뚜렷이 나타남을 확인할 수 있었다.

작동 조건에 따라 1T 모드의 공진 정도가 달라지므로, Table 1에 나타낸 작동 조건에 대해 압력진동을 계산하여, 그 결과를  $q$ 에 따른 감쇠인자로 나타내었다. 감쇠인자,  $\eta$ 는 다음의 식으로 정의된다.[10,11]

$$\eta[\%] = \frac{f_2 - f_1}{f_{peak}} \times 100 \quad (3)$$

Table 1. Flow conditions of impinging-jet injector for various operating conditions

$m_f$ [g/s]											
0.61	<b>Test No.</b>	<b>1</b>	<b>2</b>	<b>3</b>	<b>4</b>	<b>5</b>	<b>6</b>	<b>7</b>	<b>8</b>	<b>9</b>	
	$q$	0	0.55	0.96	1.33	1.66	2.10	2.46	2.82	3.17	
	$m_o$ [g/s]	0	0.57	1.00	1.38	1.72	2.19	2.56	2.94	3.30	
	$Q_f$ [/min]	28.41									
	$Q_o$ [/min]	0	26.86	46.74	64.46	80.58	102.00	119.20	136.90	154.10	
	$U_f$ [m/s]	23.56									
	$U_o$ [m/s]	0	11.78	20.50	28.28	35.35	44.77	52.31	60.09	67.63	
1.01	<b>Test No.</b>	<b>10</b>	<b>11</b>	<b>12</b>	<b>13</b>	<b>14</b>	<b>15</b>	<b>16</b>	<b>17</b>	<b>18</b>	
	$q$	0	0.33	0.55	0.80	0.99	1.22	1.42	1.66	1.90	
	$m_o$	0	0.57	0.95	1.37	1.71	2.10	2.44	2.86	3.28	
	$Q_f$	47.04									
	$Q_o$	0	26.68	44.47	64.04	80.05	97.84	113.80	133.40	153.00	
	$Q_f+Q_o$	47.04	73.73	91.52	111.00	127.10	144.80	160.90	180.40	200.00	
	$U_f$	39.02									
1.41	<b>Test No.</b>	<b>19</b>	<b>20</b>	<b>21</b>	<b>22</b>	<b>23</b>	<b>24</b>	<b>25</b>	<b>26</b>	<b>27</b>	
	$q$	0	0.25	0.35	0.55	0.72	0.80	1.05	1.22	1.35	
	$m_o$	0	0.61	0.85	1.33	1.73	2.07	2.53	2.93	3.25	
	$Q_f$	62.83									
	$Q_o$	0	28.56	39.73	62.09	80.71	96.86	117.90	136.60	151.50	
	$Q_f+Q_o$	62.82	94.24	105.40	127.70	146.40	162.50	183.60	202.20	217.10	
	$U_f$	54.47									
1.81	<b>Test No.</b>	<b>28</b>	<b>29</b>	<b>30</b>	<b>31</b>	<b>32</b>	<b>33</b>	<b>34</b>	<b>35</b>	<b>36</b>	
	$q$	0	0.22	0.31	0.44	0.55	0.69	0.80	0.94	1.08	
	$m_o$	0	0.68	0.95	1.36	1.71	2.12	2.46	2.90	3.35	
	$Q_f$	84.32									
	$Q_o$	0	31.88	44.63	63.76	79.70	98.83	114.70	135.50	156.20	
	$Q_f+Q_o$	84.31	81.99	128.90	148.00	164.00	183.10	199.00	219.80	240.50	
	$U_f$	69.93									
2.41	<b>Test No.</b>	<b>37</b>	<b>38</b>	<b>39</b>	<b>40</b>	<b>41</b>	<b>42</b>	<b>43</b>	<b>44</b>	<b>45</b>	
	$q$	0	0.14	0.27	0.33	0.46	0.54	0.66	0.77	0.83	
	$m_o$	0	0.59	1.09	1.36	1.91	2.23	2.73	3.18	3.41	
	$Q_f$	112.27									
	$Q_o$	0	27.59	50.94	63.67	89.14	104.00	127.30	148.50	159.10	
	$Q_f+Q_o$	112.20	139.80	163.20	175.90	201.40	216.20	239.60	260.80	271.40	
	$U_f$	93.11									
$U_o$	0	12.10	22.34	27.93	39.10	45.62	55.86	65.17	69.83		

여기서  $f_{peak}$ 는 분석하고자 하는 음향모드 진동수 대역에서 가진에 따른 최대 응답( $p_{peak}$ )을 나타내는 주파수이고,  $f_1$ 과  $f_2$ 는 주파수에 대한 압력 진동 진폭 그래프 상에서, 최고 진폭이 나타나는 주파수,  $p_{peak}$ 에서의 압력의 크기를  $\sqrt{2}$ 로 나눈 값에 해당하는 주파수를 의미한다. 감쇠인자가 작다는 것은 강한 공진이 발생함을 의미하고, 크다는 것은 약한 공진 또는 큰 감쇠를 의

미한다.

Table 1에 나타낸 여러 작동 조건에 대해  $q$ 의 함수로서 음향 응답을 얻고, 이를 토대로 압력파의 감쇠인자를 계산한 예를 Figs. 7, 8에 나타내었다. 이로부터 연료와 산화제의 제트 유량에 따른, 즉 연소 조건에 따라 1T모드의 압력 진동의 sharpness가 달라진다는 것을 뚜렷하게 알 수 있다. 감쇠인자의 값이 큰 작동 조건에서는 상대적으로 압력진동의 peak이 완만하게 나타난다.

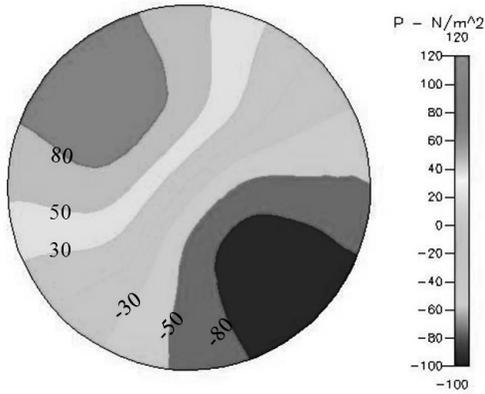


Fig. 6 Instantaneous pressure field of the first tangential acoustic mode (1T)

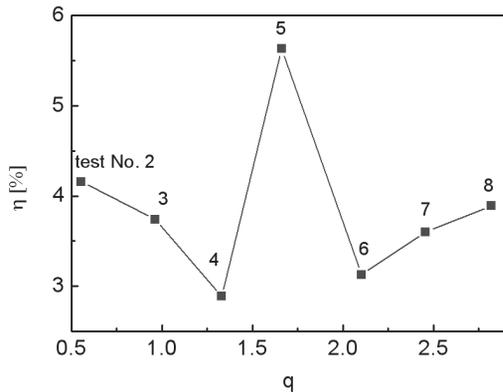


Fig. 7 Damping factors as a function of q (Test Nos. 2-8)

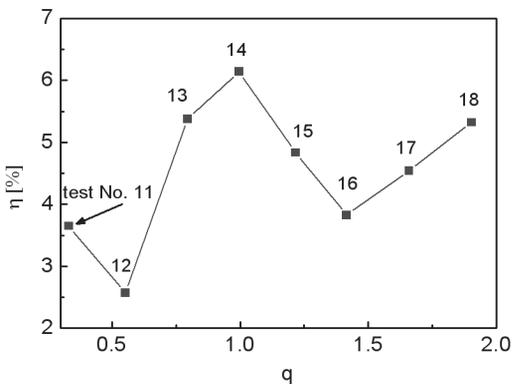


Fig. 8 Damping factors as a function of q (Test Nos. 11-18)

작동조건에 따라 유발되는 1T 모드의 압력 진동 강도가 바뀌게 되며, 예를 들어 Fig. 7, 8에 나타낸 그래프에서 감쇠인자의 극소점을 갖는 작동조건을 안정-불안정 영역의 경계상에 있는 조건으로 정하였다. Table 1에 나타낸 모든 작동조건에 대한 결과를 토대로  $A_0-q$ 평면상에 안정성 경계선, 즉 불안정 영역을 도시할 수 있다. 그 결과를 Fig. 9에 나타내었다(모두 5개의 분사기 사용함). 여기서,  $A_0$ 는 교란 파동 길이(특성 길이의 하나)로서 다음의 식으로 정의된다.

$$A_0 = U_0 / f_{ch} \tag{4}$$

여기서  $U_0$ 는 산화제의 분사속도이며,  $f_{ch}$ 는 연소 실내 진동 주파수를 의미한다.

불안정 영역은 설계점의 좌측과 윗 영역에 존재하였다. Fig. 9에는 본 계산 결과로 얻은 안정성 경계를 기존 실험결과 (연소 시험 및 공기분사 기법을 이용한 안정성 평가 시험 결과)와 비교하여 나타내었다. 이로부터 본 연구에서 수행한 수치해석적인 결과들은 실험결과와 정성적으로 상당히 일치한다는 것을 알 수 있다. 본 연구에서 시도한 수치해석적 접근 방법과 그 결과들은 분사기의 안정성 평가에 유용하게 사용될 수 있을 것이다.

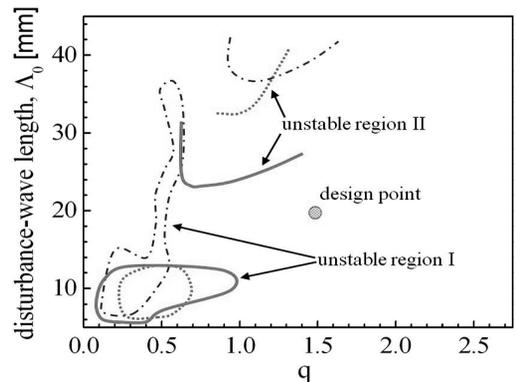


Fig. 9 Instability-region boundaries plotted on  $A_0-q$  coordinates (solid line: present hot-fire simulation data, dash-dotted line: air-injection test data[6], dotted line: hot-fire test data.[5])

## 5. 결 론

본 연구에서는 분사기의 연소 안정성의 상대적 평가를 위해 연소해석 기법을 이용한 수치해석 방법을 제시하고 계산 예를 보여주었다. 또한 기존의 연소 실험과 공기분사 실험을 이용한 연소 안정성 평가 결과와 비교하여 그 효용성을 검증하였다.

실제로켓엔진 연소실의 음향학적인 특성을 고려하여 설계된 모델 연소실을 채택하였고, 충돌형 분사기를 장착하여 연소 해석을 수행하였다. 각 작동조건의 상대적인 연소 안정성 경향을 수치적으로 평가하여 제시하였다. 이를 토대로 연소 안정성 경계, 즉 불안정 영역을 구하였다. 본 연구에서 제시한 수치해석 결과는 실험결과와 정성적으로 상당히 일치하였다.

분사기 개발 초기 단계에서, 연소시험을 수행하기 전에 본 연구에서 제시한 수치적 접근 방법을 이용하여 일차적으로 후보 분사기의 작동 조건에 따른 상대적인 연소 안정성을 평가할 수 있을 것이다. 향후 연구로 순간화학반응이 아닌 유한화학반응을 고려한 상세화학반응(detailed chemistry)을 사용하고 좀 더 엄밀한 물리적 모델을 채택하여 연소해석의 수치적 정확도를 향상시키는 연구를 수행할 수 있을 것이며 이를 통해 실제 연소실 설계에 참고할 수 있는 개선된 결과를 얻을 수 있을 것이다. 또한, 각 연소 불안정 영역의 특성에 대한 분석적 연구 및 분사기 개수를 증가시켜 실제 연소실 상황에 좀 더 근사한 해석적 연구를 고려할 수 있을 것이다.

## 후 기

이 논문은 2010년도 정부(교육과학기술부)의 재원으로 한국연구재단의 지원을 받아 수행된 기초연구사업임(No. 2010-0015979).

## 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, Washington DC, 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, Washington DC, 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. 박이선, 손채훈, "공기분사 기법을 이용한 충돌형 제트 분사기의 연소 안정성 평가에 관한 수치적 연구", 대한 기계학회 논문집, 제 30권, 제 11호, 2006, pp.1093-1100
5. Sohn, C. H., Seol, W. S., Shibanov, A. A., and Pikalov, V. P., "Combustion Stability Boundaries of the Subscale Rocket Chamber with Impinging Jet Injectors," Journal of Propulsion and Power, Vol. 23, No. 1, 2007, pp.131-139
6. Pikalov, V. P., Shibanov, A. A., Narizhny, A. A., Agarkov, F., "Delivery of Data on Combustion Stability Characteristics as Applied to Bi-Propellant Impinging-Jet Injectors," Research Institute of Chemical Machine Building(NICHIMMASH), Progress Rept. No. 512-2001-01, Moscow, Russia, 2001
7. Sohn, C. H., Seol, W. S., and Shibanov, A. A., "Combustion Stability Characteristics of the Model Chamber with Various Configurations of Triplet Impinging-jet Injectors," Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 20, No. 6, 2006, pp. 875-882

8. CFDRC, CFD-ACE-GUI Modules Manual, Vol. 1, Ver. 2006, Huntsville, AL, 2006
9. Sohn, C. H. and Cho, H. C., "A CFD Study on Thermo-Acoustic Instability of Methane/Air Flames in Gas Turbine Combustor," Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 19, No. 9, 2005, pp. 1811-1821
10. Laudien, E., Pongratz, R., Pierro, R. and Prelik, D., Liquid Rocket Engine Combustion Instability (Edited by V. Yang and W. E. Anderson), Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, Vol. 169, 1995, pp. 377-399
11. 손채훈, 김철희 "연소실내 공명기 장착 위치 따른 음향감쇠 효과에 관한 실험적 연구", 한국추진공학회, 제12권, 제2호, 2008, pp. 1-7