

< 논문 >

공기분사 기법을 이용한 충돌형 제트 분사기의 연소 안정성 평가에 관한 수치적 연구

손 채 훈[†] · 박 이 선^{*}

(2006년 6월 12일 접수, 2006년 9월 15일 심사완료)

A Numerical Study on Combustion-Stability Rating of Impinging-Jet Injector Using Air-Injection Technique

Chae Hoon Sohn and I Sun Park

Key Words: Stability Rating(안정성 평가), Impinging-Jet Injector(충돌형 분사기), Air-Injection(공기 분사)

Abstract

Combustion stability rating of jet injector is conducted numerically using air-injection technique in a model chamber, where air is supplied to oxidizer and fuel manifolds of the model five-element injector head. A sample F(fuel)-O(oxidizer)-O-F impinging-jet injector is adopted. In this technique, we can simulate mixing process of streams flowing through oxidizer and fuel orifices under cold-flow condition without chemical reaction. The model chamber was designed based on the methodologies proposed in the previous work regarding geometrical dimensions and operating conditions. From numerical data, unstable regions can be identified and they are compared with those from air-injection acoustic and hot-fire tests. The present stability boundaries are in a good agreement with experimental results. 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.

———— 기호설명 ————

C : 음속
 D : 연소실 직경
 f_{ch} : 연소실내 진동 주파수
 L : 연소실 길이
 M : 마하수
 m_f : 연료의 질량 유량
 q : 연료와 산화제 사이의 동압비의 제공근
 (= $U_O/U_F \sqrt{\rho_O/\rho_F}$)
 Q_f : 연료의 체적 유량

Q_o : 산화제의 체적 유량
 ρ : 밀도
 U_f : 연료의 분사 속도
 U_o : 산화제의 분사 속도
 1T : 제1접선방향 음향 모드
 1L : 제1종방향 음향 모드
 A_o : 교란 파동 길이(= U_O/f_{ch})

하첨자

a : 실제(실규모) 연소실 또는 조건
 ch : 연소실
 eff : 유효 연소실 길이
 f : 연료
 m : 모델
 o : 산화제

[†] 책임저자, 회원, 조선대학교 항공우주공학과

E-mail : chsohn@chosun.ac.kr

TEL : (062)230-7123 FAX : (062)230-7123

* 회원, 조선대학교 대학원 항공우주공학과

1. 서론

액체 로켓엔진의 고주파 연소 불안정은, 연소 과정에서 발생하는 열방출이, 연소실 내부에서 진동하며 전파하는 음향파(acoustic wave)와 상호 작용하여 음향파의 진폭을 어느 한도 이상으로 증폭시키는 현상을 말한다.⁽¹⁻³⁾ 이로 인해 연소실 벽면으로의 과도한 열전달 및 벽면 손상, 강한 구조물의 진동, 설계된 작동 조건의 예기치 못한 변화가 초래되는 것으로 알려져 있다.

고주파 연소 불안정성의 파악을 위해 실규모의 연소시험이나 연소해석을 수행하는 것이 가장 신뢰할 수 있는 방법이나, 많은 비용과 시간을 소모하는 단점이 있다. 따라서, 엔진 개발 초기에 비용과 시간을 절감할 수 있는 효율적인 안정성 평가 방법이 필요하다. 이러한 관점에서 모델 연소기를 사용하는 시험 방법이 제시되어, 그에 따른 시험이 수행되었다.⁽⁴⁻⁶⁾ 이를 통해 연소실 작동 조건에 따른 안정/불안정 영역을 파악할 수 있었고, 모델 연소실을 이용한 시험 방법이 연소 불안정 경향성을 파악하기 위해 효과적으로 활용될 수 있음을 보였다. 한편, 이와 더불어, 연소 안정성 경향을 파악하기 위한 좀더 경제적이면서 단순화된 방법으로 상온의 공기분사(air injection) 기법이 제안되었고, 일부 결과가 제시되었다.^(7,8) 즉, 특정 분사기의 제한된 작동 조건에 대해 상온 공기 분사 실험을 수행하여 그 결과가 연소 시험의 결과와 상당히 일치함이 보고되었다.

이전 연구⁽⁶⁻⁸⁾에서는 F(fuel)-O(oxidizer)-O-F형 총돌형 분사기가 장착된 모델 연소실에 연료/산화제를 분사하거나 또는 공기를 분사하여 연소 안정성에 관한 실험적인 연구를 수행하였으나, 본 연구에서는 동일한 분사기를 채택하여 공기분사 기법을 이용한 수치해석적인 방법을 시도해 보았다. 이를 통해 연소실의 여러 작동조건에 따른 총돌형 분사기의 상대적인 연소 안정성 경향을 조사하였고, 수치해석을 통한 안정성 평가의 가능성을 검토하였다.

2. 모델 연소실에서의 공기분사 기법

2.1 모델 연소실과 총돌형(F-O-O-F) 분사기
연소실의 연소 안정성을 판단하기 위해서는 실

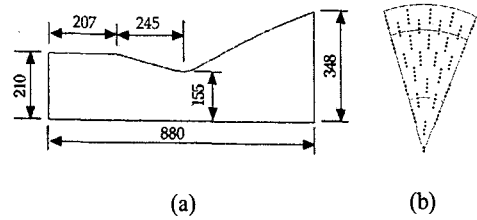


Fig. 1 Geometries of (a) actual rocket combustion chamber and (b) injector array

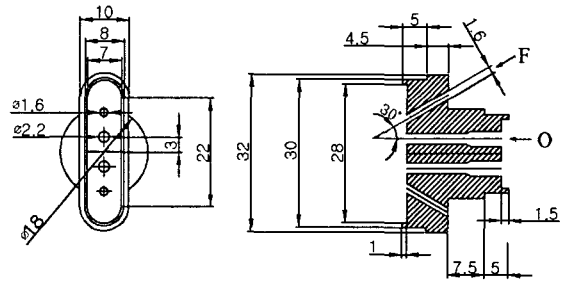


Fig. 2 Schematic diagrams of the configuration of F-O-O-F bi-propellant impinging-jet injector

제 연소실에서 연소시험을 통해 측정된 압력파를 분석하여 연소 안정성을 평가하는 방법이 정확한 방법이다.⁽⁹⁾ 그러나, 앞에서 언급하였듯이 실제 연소실과 동일한 작동조건에서 연소시험을 수행하는 것은 쉬운 일이 아니며, 경제적인 측면과 시간적인 측면을 고려할 때 연소시험의 횟수를 최소화해야 할 것이다.

본 연구에서는 해석대상이 되는 실제 연소실⁽⁹⁾을 채택하는 대신, 이를 모사하는 축소된(sub-scale) 모델 연소실을 채택하여 계산을 수행하였다. 실제 로켓엔진 연소실 형상은 Fig. 1과 같으며, 연소실 반경이 210 mm이고, 노즐 입구까지의 길이는 207 mm이며, 노즐목 반경은 155 mm, 노즐 출구의 반경은 348 mm, 분사기 면에서부터 노즐 출구까지의 길이는 880 mm이다. 연소실에 장착되는 분사기의 배열은 Fig. 1b에 나타난 바와 같으며 접선방향에 대해 40도 간격으로 주기적으로 반복된다. 또한 분사기는 Fig. 2에 나타난 바와 같이 F-O-O-F형으로 연료와 산화제간 총돌각이 30도이며, 연료 오리피스의 직경은 1.6

mm, 산화제 오리피스의 직경은 2.2 mm이다.^(3,6) 이러한 실제 연소실의 크기를 토대로 실제 연소실에서의 1T와 1L 모드의 주파수 값들이 모델 연소실에서의 각각의 값들과 동일하도록 다음의 식 (1), (2)에 따라 모델 연소실의 직경과 길이를 계산하였다.

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

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

모델 연소실은 완전한 원통형을 가지며, 계산된 모델 연소실의 직경과 길이는 각각 125 mm와 185 mm이다. 위 식 (1), (2)의 근거가 되는 기본 공진주파수식과 그에 따른 모델 연소실의 크기 선정에 관해서는 이전 연구⁽⁵⁾에서 자세히 기술하였으므로 여기에서는 생략한다.

2.2 공기분사(air injection) 기법과 화염조건 상사 실제 연소실에서는 충돌형 분사기를 통해 실제의 추진제인 연료와 산화제가 분사되어 화학반응이 일어나게 된다. 그러나, 본 연구에서는 연료와 산화제를 분사하는 대신 공기를 분사하여 압력 섭동 현상을 모사하고자 한다. 이전의 연구⁽⁶⁾를 통해 충돌형 분사기의 경우 연료-산화제 제트의 혼합 특성이 연소 안정성에 큰 영향을 미친다는 것이 보고되었다. 즉, 제트의 수력학적 특성에 의해 연소 안정성이 좌우되므로 화학반응 자체가 연소 안정성에 미치는 영향은 상대적으로 작을 것이며 제트 혼합 현상을 제대로 모사한다면 연소 안정성 경향의 주요한 본질적인 면을 유지할 수 있을 것이다. 이러한 논리적 근거를 토대로, 실제 연료-산화제 대신 공기를 분사하여 안정성을 파악하는 기법을 공기분사 기법이라 부르겠다.

모델 연소기에서 모사 연료-산화제를 분사하여 연소 시험을 수행하는 기법이 이전의 연구를 통해 자세히 제시되었다.⁽⁵⁾ 분사 조건 설정에 있어서 이전의 연구에서 제시한 기법의 핵심은, 모사 연료-산화제의 유량을 실제 연소실에서 분출되는 실제 연료-산화제의 각각의 유량과 동일하게 설정하고, 연료와 산화제의 밀도비를 동일하게 설정한다는 것이다. 모사 연료-산화제 대신 공기를

분사한다면, 이러한 두 가지 조건중에서 한가지만을 만족시킬 수 있다. 즉, 연료-산화제 유량을 실제 연소실과 모델 연소실에 대해 서로 동일하게 설정할 수 있다. 어느 연소실에서나 실제의 분사기를 사용하므로, 유량이 실제 연소실과 모델 연소실에서 서로 동일하다면, 결국 제트 속도가 동일하게 된다. 따라서, 공기분사 기법에서는 연료에 해당하는 공기와 산화제에 해당하는 공기가 각각 실제 연료와 산화제의 분사 속도와 동일하게 된다. 이는, F-O-O-F 충돌형 분사기의 특성상 연료와 산화제가 1차로 충돌하는 지점이 실제와 같음을 의미한다.⁽⁶⁾ 그러나, 공기를 분사하므로 연료와 산화제의 밀도비는 1이되고, 이는 실제 조건과 다르다는 한계가 있다.

위에서 기술한 공기분사 기법을 이용한 해석을 위해 실제 로켓엔진의 설계점(design point)^(5,9)을 둘러싸는 넓은 범위내의 여러 작동 조건을 설정하였다. 해석을 위해 설정된 45가지 작동점에 대해, 연료와 산화제의 질량 유량, 체적 유량, 속도를 Table 1에 나타내었다. 편의상 연료와 산화제로 구분하여 표기하였으나 실제로는 연료로서 공기가 분사되고, 산화제로서도 역시 공기가 분사됨을 유의하여야 한다. 참고로, 시험번호 4번이 실제 연소실의 설계점에 가장 근접한 조건이다.

3. 수치 해석 방법

앞에서 설명한 모델 연소실을 대상으로 계산을 수행한다. 실제 로켓엔진 연소실에 장착되는 분사기 배열은 40도 간격으로 주기성을 갖게 되는데, 그 반복되는 배열 중에서 분사기의 상호간섭

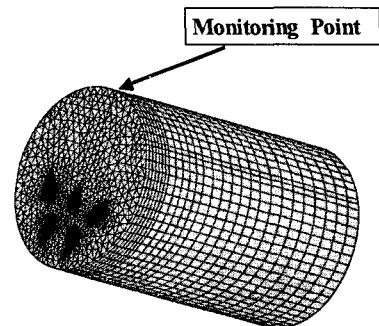


Fig. 3 Computational grids of the model chamber

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

m_r [g/s]											
0.61	Test No.	1	2	3	4	5	6	7	8	9	
	q	0	0.50	0.87	1.20	1.50	1.90	2.22	2.55	2.87	
	m_o [g/s]	0	0.57	1.00	1.38	1.72	2.19	2.56	2.94	3.30	
	Q_r [ℓ /min]	28.41									
	Q_o [ℓ /min]	0	26.86	46.74	64.46	80.58	102.00	119.20	136.90	154.10	
	U_r [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	Test No.	10	11	12	13	14	15	16	17	18	
	q	0	0.30	0.50	0.72	0.90	1.10	1.28	1.50	1.72	
	m_o	0	0.57	0.95	1.37	1.71	2.10	2.44	2.86	3.28	
	Q_r	47.04									
	Q_o	0	26.68	44.47	64.04	80.05	97.84	113.80	133.40	153.00	
	Q_r+Q_o	47.04	73.73	91.52	111.00	127.10	144.80	160.90	180.40	200.00	
	U_r	39.02									
1.41	Test No.	19	20	21	22	23	24	25	26	27	
	q	0	0.23	0.32	0.50	0.65	0.78	0.95	1.10	1.22	
	m_o	0	0.61	0.85	1.33	1.73	2.07	2.53	2.93	3.25	
	Q_r	62.83									
	Q_o	0	28.56	39.73	62.09	80.71	96.86	117.90	136.60	151.50	
	Q_r+Q_o	62.82	94.24	105.40	127.70	146.40	162.50	183.60	202.20	217.10	
	U_r	54.47									
1.81	Test No.	28	29	30	31	32	33	34	35	36	
	q	0	0.20	0.28	0.40	0.50	0.62	0.72	0.85	0.98	
	m_o	0	0.68	0.95	1.36	1.71	2.12	2.46	2.90	3.35	
	Q_r	84.32									
	Q_o	0	31.88	44.63	63.76	79.70	98.83	114.70	135.50	156.20	
	Q_r+Q_o	84.31	81.99	128.90	148.00	164.00	183.10	199.00	219.80	240.50	
	U_r	69.93									
2.41	Test No.	37	38	39	40	41	42	43	44	45	
	q	0	0.13	0.24	0.30	0.42	0.49	0.60	0.70	0.75	
	m_o	0	0.59	1.09	1.36	1.91	2.23	2.73	3.18	3.41	
	Q_r	112.27									
	Q_o	0	27.59	50.94	63.67	89.14	104.00	127.30	148.50	159.10	
	Q_r+Q_o	112.20	139.80	163.20	175.90	201.40	216.20	239.60	260.80	271.40	
	U_r	93.11									
U_o	0	12.10	22.34	27.93	39.10	45.62	55.86	65.17	69.83		

에 의한 영향을 고려하여 5개의 요소 분사기를 선정하였다. 5개의 분사기 배열은 이전의 연구에서 채택한 것과 동일하다.⁽⁶⁾ 각 요소 분사기당 4개의 오리피스로 구성되어 있는데, 연소실 크기에 비해서 오리피스의 직경이 작으므로 비정상 격자를 구성하였다. 모델 연소실의 격자계 형상

을 Fig. 3에 나타내었다. 격자수는 약 120,000개이며 격자수가 더 증가해도 계산 결과에 변화가 없음을 확인하였다.

공기분사로 인한 유동장을 해석하여 압력 진동(음향장)을 계산하기 위해서 보존방정식으로 연속 방정식과 운동량방정식, 에너지방정식을 채택하

여 풀이하였다.⁽¹⁰⁾ 보조적으로 공기에 대한 상태 방정식을 이용하였다.

연료와 산화제 오리피스에서의 경계조건으로서, 각 작동조건에 따라 정해지는 일정한 속도로 공기가 분사되도록 설정하였다. 연소실 벽면과 분사기 장착면에는 벽 경계조건을 부여하였고, 연소실 출구에는 대기압(1기압)의 압력조건을 부여하였다. 초기 조건으로 정지상태의 공기가 연소실내에 있다고 가정하였으며, 공기의 압력은 1 기압으로, 온도는 300 K으로 설정하였다. 난류 모델로는 표준(standard) $k-\epsilon$ 모델과 벽함수를 사용하였다.⁽¹¹⁾ 압력 진동을 해석하기 위해서는 과도 해석(transient analysis)을 수행해야 하는데, 본 연구에서는 제트가 분사되는 초기부터 과도 해석을 수행하여 나타나는 압력 진동의 거동을 계산하였다. 압력 진동의 대표값으로써 Fig. 3에 나타낸 관찰점(monitored point)에서 계산된 값을 취하였다. 관찰점은 분사기 맞은 편 최외곽 지점으로 좌우 대칭인 점을 선택하였다. 예비 계산을 통해, 관찰점의 위치에 따른 압력 섭동값의 변화는 미약함을 확인하였다.

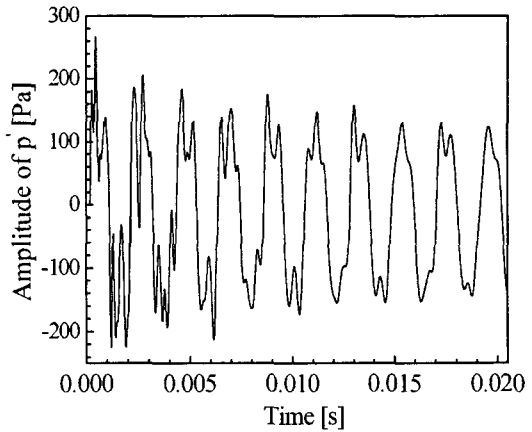
공간차분에는 2차 전방차분법(upwind scheme)을, 시간적분을 위해서는 Crank-Nicolson법을 사용하였다. 시간적분시의 수치 안정성 및 정확도 차수(order) 조절을 위해 blending factor를 사용하였다. 과도해석을 위한 시간 간격은 $5 \mu s$ 로 설정하였으며, 시간 간격을 더 짧게 하여도 계산 결과의 변화가 거의 없음을 확인하였다.

본 연구에서는 위와 같은 방법과 모델들을 채택하여 CFD-ACE⁽¹¹⁾라는 수치해석 코드를 solver로 사용하여 계산을 수행하였다. 관련된 물리적 현상들의 상세한 모델링과 지배방정식들은 참고 문헌⁽¹¹⁾에 자세히 기술되어 있으므로 여기서는 생략한다.

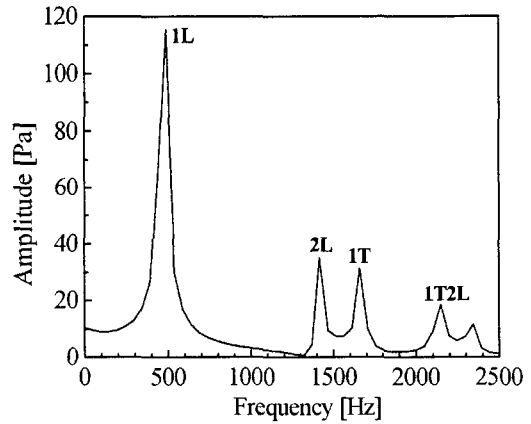
Table 1에 나타낸 작동 조건에 대해 과도해석을 수행하여 공기분사 기법을 이용한 연소 안정성 평가가 가능한 지를 검토하고 불안정 연소 영역을 도시하였으며, 이를 실험 결과와 비교하였다.

4. 결과 및 논의

임의로, 시험 번호 43번에 대해 계산을 수행하여 얻은 음향 응답을 Fig. 4에 나타내었다. 1L,



(a) Pressure fluctuation



(b) FFT spectrum

Fig. 4 Acoustic-pressure responses of combustion chamber for Test No. 43

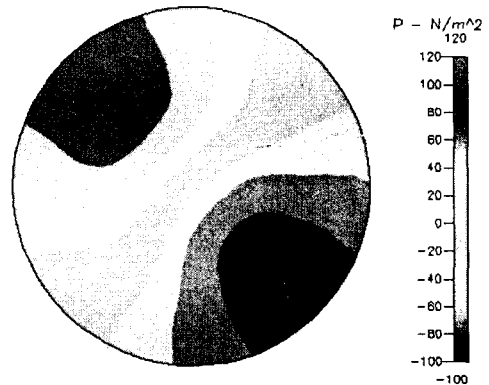


Fig. 5 Pressure field of the first tangential acoustic mode (1T) at $205 \mu s$

1T 등의 음향 모드를 가지는 응답을 확인할 수 있다. 이론식^(12,13)에 의해 계산된 주요 공진 주파수 값과 본 수치해석 결과를 비교하여 Table 2에 나타내었다. 이론적으로 구한 값과의 오차는 5% 이내로써, 이는 본 계산 결과의 정확도를 간접적으로 입증하는 결과이다.

선행 연구⁽⁶⁻⁸⁾를 통해 상세히 설명되었듯이, 공기분사 과정에서 유발되는 교란에 의해 위와 같은 음향 모드가 유발되었다. 로켓엔진 연소실의 경우에는 횡방향 모드(1T, 1T1L, 2T)의 연소불안정이 유발되기 쉬우므로, 본 연구에서는 1T모드를 대상으로 감쇠인자(damping factor)⁽¹²⁾를 계산하여 연소 안정성을 논의하였다. Fig. 5에 보인 바와 같은 음향장으로부터 가시적으로 1T 모드가 뚜렷이 나타남을 확인할 수 있었다. 특정 모드로 공진되었을 때 나타나는 음향장의 특성은 기존 문헌에 상세히 기술되어있다.⁽¹³⁾

작동 조건에 따라 1T 모드의 sharpness가 달라지므로, Table 1에 나타난 작동 조건에 대해 압력 진동을 계산하여, 결과를 q 에 따른 감쇠인자로 나타내었다. 독립변수인 q 는 산화제와 연료의 분사 속도와 밀도비에 관한 식으로 $q = U_O/U_F\sqrt{\rho_O/\rho_F}$ 로 정의된다. 감쇠인자, η 는 다음의 식으로 정의된다.

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

위에서 f_1 과 f_2 는 주파수에 대한 압력 진동 진폭 그래프상에서, 최고 진폭이 나타나는 주파수, f_{peak} 에서의 압력의 크기를 $\sqrt{2}$ 로 나눈 값에 해당하는 주파수를 의미한다.^(12,14)

여러 작동조건에 대해 q 에 따라서 Fig. 4와 같은 응답을 얻고, 이를 토대로 압력파의 감쇠인자를 계산하여 Figs. 6, 7에 나타내었다. 이로부터 연료와 산화제의 제트 유량에 따른, 즉 연료로써

분사되는 공기의 양과 산화제로써 분사되는 공기의 양에 따라 1T 모드의 압력 진동의 sharpness가 달라지는 것을 뚜렷하게 알 수 있다. 감쇠인자의 값이 큰 작동 조건은 상대적으로 압력 진동의 peak이 완만함을 나타낸다. 작동 조건에 따라 제트의 특성 주파수가 달라지고 그에 따라 유발되는 1T 모드의 강도가 바뀌게 된다. Figs. 6, 7에서 보듯이, 실험 결과(공기분사 기법을 이용한 음향 시험 결과)⁽⁸⁾와의 비교로부터 본 연구에서 수행한 수치해석적인 결과들은 실험 결과와 상당히 정성적으로 일치한다는 것을 알 수 있다.

Fig. 6, 7과 같은 상은 유동해석을 통해 구한 그래프에서 감쇠인자의 극소점을 갖는 작동조건

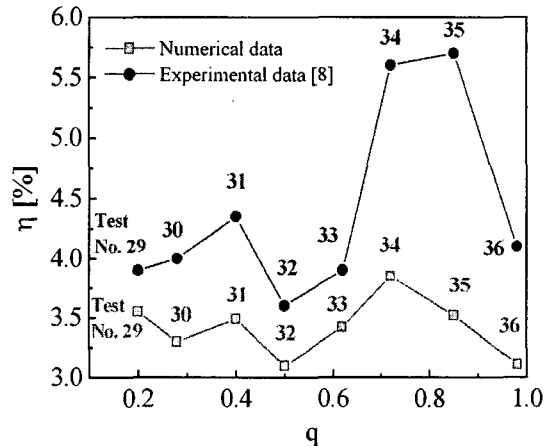


Fig. 6 Damping factors as a function of q (Test Nos. 29~36)

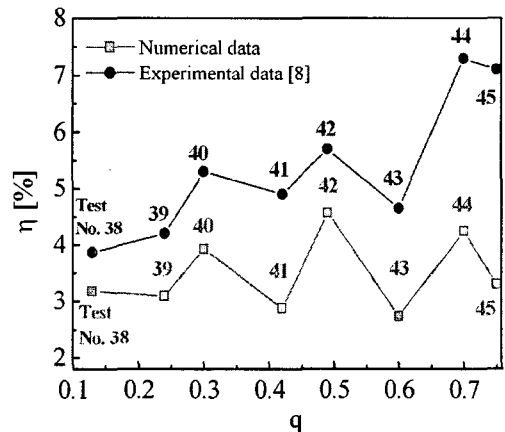


Fig. 7 Damping factors as a function of q (Test Nos. 38~45)

Table 2 Theoretical and numerical values of resonant frequencies of major acoustic modes

modes	1L	2L	1T	1T2L
theoretical values [Hz]	459.4	1378.2	1593.6	2106.9
numerical results [Hz]	463.9	1391.6	1660.2	2124.0
error [%]	0.98	0.97	4.18	0.81

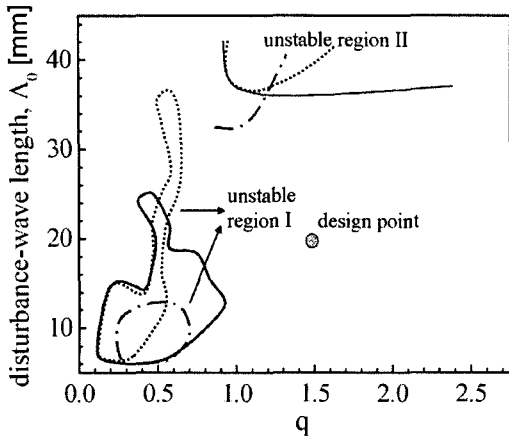


Fig. 8 Instability-region boundaries plotted on q - Λ_0 coordinates using $f_{ch} = 1650$ Hz (solid line: present numerical data, dotted line: air-injection test data,⁽⁸⁾ dash dotted line: hot-fire test data⁽⁸⁾)

을 불안정 영역의 경계상에 있는 조건으로 생각할 수 있다. 이에 착안하여 q - Λ_0 평면상에 불안정 영역을 도시하여 Fig. 8에 나타내었다. Λ_0 는 파동의 형태로 전파되는 교란의 파장으로 생각할 수 있다. 두 개의 불안정 영역이 관찰되었고, 각각은 설계점의 좌측과 윗 영역에 존재하였다. 이로부터 공기분사 기법을 이용한 해석은, 음향시험 결과뿐만 아니라 안정성 평가를 위해 수행되는 연소 시험의 결과⁽⁶⁻⁸⁾와도 상당히 일치함을 알 수 있다. Fig. 8로부터 본 연소실은, 불안정 영역으로부터 어느 정도 여분(margin)을 두고 떨어져 있는 작동점에서 운전됨을 알 수 있다. 그러나, 예기치 못한 교란에 의해서, 또는 탈설계점에서의 작동시 1T 모드의 불안정이 야기될 가능성이 있다.

5. 결론

본 연구에서는 연소 안정성의 상대적 평가를 위해 공기분사 기법을 이용한 수치해석 방법을 제시하고 계산 예를 보여주었다. 실제 로켓엔진 연소실의 음향학적인 특성을 고려하여 설계된 모델 연소실을 채택하였고, 충돌형 분사기를 장착하여 계산을 수행하였다.

분사기를 통해 연료와 산화제대신 공기를 분사하였고, 각 작동조건의 상대적인 연소 안정성 경향을 수치적으로 평가하여 제시하였다. 즉, 작동 조건에 따라 분사 조건을 달리하여 공기를 분사하는 상황을 수치적으로 모사하여 음향장을 구한 후, 이를 토대로 음향 모드를 파악하였다. 다음으로, 관심있는 음향 모드의 공진성을 정량화하는 인자로 감쇠인자를 택하여, 관찰점에서 추출한 응답곡선으로부터 감쇠인자를 구하였다. 작동 조건에 따른 감쇠인자 곡선에서 극소점에 해당하는 작동점을 취하여 이를 불안정 경계상의 작동 조건으로 보고, 불안정 영역을 구하였다. 계산 결과로부터, 분사기의 작동조건에 따라 연소 안정성 경향이 달라짐을 알 수 있었으며, 설계 작동점의 안정성 여분을 파악할 수 있다.

본 연구에서 제시한 방법을 토대로 수행된 수치해석을 통해 얻은 결과는 실험 결과와 정성적으로 서로 상당히 일치하였다. 따라서, 연소시험을 수행하기 전에 상대적으로 간단한 상온의 공기분사 기법을 이용한 해석 또는 실험을 통해 일차적으로 간단히 상대적인 연소 안정성을 평가할 수 있을 것이다.

참고문헌

- (1) Sutton, G. P. and Biblarz, O., 2001, *Rocket Propulsion Elements*, 7th ed., John Wiley & Sons, Inc., New York.
- (2) Harrje, D. J. and Reardon, F. H. (eds.), 1972, *Liquid Propellant Rocket Instability*, NASA SP-194.
- (3) Anderson, W. E., Ryan, H. M. and Santoro, R. J., 1995, in *Liquid Rocket Engine Combustion Instability* (Edited by V. Yang and W. E. Anderson), *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 169, AIAA, Washington, DC, pp. 215~246.
- (4) Fisher, S. C., Dodd, F. E. and Jensen, R. J., 1995, in *Liquid Rocket Engine Combustion Instability* (Edited by V. Yang and W. E. Anderson), *Progress in Astronautics and Aeronautics*, Vol. 169, AIAA, Washington DC, pp. 545~564.
- (5) Sohn, C. H., Seol, W. S., Shibanov, A. A., and Pikalov, V. P., 2004, "On the Method for Hot-Fire Modeling of High-Frequency Combustion Instability in Liquid Rocket Engines," *KSME*

- International Journal*, Vol. 18 No. 6, pp. 1010~1018.
- (6) Sohn, C. H., Seol, W. S., Shibanov, A. A. and Pikalov, V. P., 2005, "Hot-Fire Injector Test for Determination of Combustion Stability Boundaries Using Model Chamber," *Journal of Mechanical Science and Technology*, Vol. 19, No. 9, pp. 1821~1832.
- (7) Sohn, C. H., Seol, W. S. and Shibanov, A. A., 2006, "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, pp. 875~882.
- (8) Pikalov, V. P., Shibanov, A. A., Narizhny, A. A. A., Agarkov, F. and Nedashkovsky, A. K., 2001, Acquisition, Processing and Delivery of Data on Combustion Stability Characteristics as Applied to Bi-Propellant Impinging-Jet Injectors, Research Institute of Chemical Machine Building (NIICHIMMASH), Progress Rept. No. 512-2001-01, Moscow, Russia.
- (9) Sohn, C. H., Seol, W. S., Lee, S. Y., Kim, Y.-M. and Lee, D. S., 2003, "Application of Combustion Stabilization Devices to Liquid Rocket Engine," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 31, No. 6, pp. 79~87.
- (10) Poinot, T. and Veyante, D., 2001, Theoretical and Numerical Combustion, R. T. Edwards, Inc., Philadelphia, PA, Chap. 8.
- (11) CFD-ACE-GUI Modules Manual, Ver. 2004, CFDRC, 2004.
- (12) Laudien, E., Pongratz, R., Pierro, R. and Preclik, D., 1995, in Liquid Rocket Engine Combustion Instability (Edited by V. Yang and W. E. Anderson), Progress in Astronautics and Aeronautics, Vol. 169, AIAA, Washington, DC, pp. 377~399.
- (13) Zucrow, M. J. and Hoffman, J. D., 1977, Gas Dynamics, Vol. II, John Wiley & Sons, Inc., New York, Chap. 15.
- (14) Sohn, C. H., 2002, "A Numerical Study on Acoustic Behavior in Baffled Combustion Chambers," *Transactions of the KSME(B)*, Vol. 26 No. 7, pp. 966~975.