

論文

액체 로켓엔진에서 선형 연소 안정한계에 미치는  
유한화학반응 및 막냉각 효과

손채훈\*, 박이선\*\*, 문운원\*\*\*, 김홍집\*\*\*, 허환일\*\*\*\*

Effects of Finite-Rate Chemistry and Film Cooling on Linear  
Combustion-Stability Limit in Liquid Rocket Engine

Chae-Hoon Sohn\*, I-Sun Park\*\*, Yoon Wan Moon\*\*\*, Hong-Jip Kim\*\*\* and Hwanil Huh\*\*\*\*

ABSTRACT

Thermal effect of finite-rate chemistry on linear combustion stability and film-cooling effect are investigated in sample rocket engines. The flow variables required to evaluate stability limits are obtained from CFD data with finite-rate chemistry adopted in three dimensional chamber. Major flow variables are affected appreciably by finite-rate chemistry and thereby, the calculated stability limits are modified. It is found that finite-rate chemistry contributes to stability enhancement in thermal point of view. And film cooling also has the effect of combustion stabilization.

초 록

로켓엔진에서 선형 연소 안정한계에 미치는 유한화학반응의 열적 효과와 막냉각 효과를 조사하였다. 안정한계를 평가하기위해 3차원 연소실에서 유한화학반응을 채택한 반응 유동장 계산으로부터 구한 유동변수들을 사용하였다. 주요 유동변수들의 값은 유한화학반응 모델의 채택으로 인해 상당히 달라졌으며 결과적으로 안정한계도 수정되었다. 유한화학반응은 열적 관점에서 안정성 향상에 기여함을 알았다. 또한 막냉각을 한 경우, 안정성 경향이 향상됨을 알 수 있었다.

**Key Words :** Linear Stability Limit(선형 안정한계), Liquid Rocket Engine(액체 로켓엔진), Finite-Rate Chemistry(유한화학반응), Film Cooling(막냉각)

1. 서 론

액체 로켓 엔진에서 고주파 연소 불안정 또는 음향 불안정(high-frequency combustion instability or acoustic instability) 현상은 로켓의 성과와 더

불어 비행 안정성에 영향을 미치는 주요한 물리적 현상 중의 하나이다. 로켓 연소실내에서 발생하는 고주파 연소 불안정은, 연소 과정 중에 발생하는 열방출이, 연소실 내부에서 진동하며 진파하는 음향파(acoustic wave)와 상호 작용하여 음향파의 진폭을 어느 한도 이상으로 증폭시키는 현상을 말한다. 이로 인해 연소실 벽면으로의 과도한 열전달 및 벽면 손상, 강한 구조물의 진동, 설계된 작동 조건의 예기치 못한 변화를 초래하는 것으로 알려져 있다[1, 2]. 액체 로켓 개발 초창기부터 연소 불안정에 의해 많은 고층을 경험해왔으며, 이런 이유로 연소 불안정 현상에 대한 많은 연구가 이

† 2005년 7월 28일 접수 ~ 2005년 12월 6일 심사완료

\* 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

\*\* 정회원, 조선대학교 대학원 항공우주공학과

\*\*\* 정회원, 한국항공우주연구원

\*\*\*\* 정회원, 충남대학교 항공우주공학과  
연락처, E-mail : hwanil@cnu.ac.kr  
대전광역시 유성구 궁동 220번지

루어져 왔다.

액체 로켓엔진의 고주파 연소 불안정(high-frequency combustion instability)[3-8] 경향을 파악하기 위해서, 이전의 연구[9-11] 결과로 선형 연소 안정한계가 계산되어 제시되었다. 그러나 기존의 결과는 단순화를 통해 얻은 결과이므로 많은 오차가 포함되어 있다. 특히, 연소과정 중에 수반되는 화학반응은 순간화학반응(instantaneous reaction)으로 단순화되어 처리되었다.

본 연구에서는 이를 개선하기 위한 일환으로 CFD를 통해 3차원 연소실에서 유한화학반응을 채택한 연소장과 막냉각 유무에 따른 연소장을 얻고, 그 결과 얻은 유동인자를 토대로 개선된 선형 안정한계를 얻고자 한다. 즉, 기존에 수행되었던 선형 이론 해석[9-11]의 방법을 이용하되, 실제 현상에 근접한 연소실과 화학모델을 채택하고, 막냉각 유무에 따른 선형 안정한계 곡선을 구하고자 한다. 선형 연소 안정한계에 미치는 3차원 연소실의 기하학적 효과와 더불어 열적 관점에서의 유한화학반응의 효과를 고찰한다.

이를 위해 본 연구에서는, 기존에 제시된 안정한계 곡선의 정량화 방법을 KSR-III 엔진과 KSLV-I 후보 엔진의 제 1 점선 방향 모드의 연소 안정한계 곡선을 얻는 데 적용하였고, 이를 바탕으로 연소 안정한계에 미치는 유한화학반응의 효과를 열적 관점에서 논하였다.

## II. 지배방정식과 수치해석 방법

### 2.1 선형해석 개요

기존의 연구로부터[9], 선형해석을 통하여 횡방향 모드에 대해 선형 안정한계 곡선(stability limit; 일명  $n\tau$  곡선)을 나타내는 다음의 식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned} n(1 - \cos \omega_o \bar{\tau}) &= G_R \\ G_R &= 1 + \frac{1}{\gamma} - \frac{\epsilon_R}{\gamma u_e} + \frac{k}{\gamma u_e} \int_0^{L_c} \bar{\rho}_l^o dx \\ &= 1 + \frac{1}{\gamma} + G_{Rn} + G_{Rk} \end{aligned} \quad (1)$$

여기서  $n$ 은 간섭지수(interaction index),  $\bar{\tau}$ 는 무차원화된 감응하는 시간지연 값, 윗막대는 평균값(정상상태값),  $\omega_o$ 는 뒤에서 설명하듯이 횡방향 음향 모드의 고유치를 나타낸다[1].  $G_R$ 은 비열비( $\gamma$ )와 조합 노즐 admittance 계수[2]의 실수부 값( $\epsilon_R$ ), 노즐 입구에서의 축방향 평균 유동속도( $\bar{u}_e$ ), 액체-기

체 운동량 교환 계수( $k$ ), 그리고 단위 연소실 체적당 액체의 질량,  $\bar{\rho}_l^o$ 를 분사기면부터 노즐입구까지 적분한 값에 의존한다. 위 식에 대한 물리적 고찰과 안정한계(stability limit)곡선 정량화 방법, 열역학적 물성치 및 유동변수 계산, 노즐 admittance 계산, 액적 관련항( $G_{Rk}$ ) 계산 방법 등은 기존 연구 논문[10, 11]에 자세히 기술되어 있다.

반응유동장 계산시에는 CFD-ACE[12]라는 수치해석 코드를 이용해서 정상상태 반응 유동장 해석을 수행하였다. 액체 로켓 엔진에서 발생하는 물리적인 현상은 매우 복잡하며 대부분의 현상이 현재의 기술적 수준으로 여전히 정확하게 모델링되어 있지 않다. 특히, 분무의 거동과 관계된 액체 연료/산화제 분사, 병합/분열, 무화, 증발과정들이 많은 가정과 근사화를 통해 단순하게 처리되어 있으며, 연소 및 난류에 대한 처리와 난류 연소과정 역시 근사적으로 처리되는 한계를 갖고 있다. 본 계산에서 1차 액적 분열 과정은 무시하였고, 2차 액적 분열 과정은 Rayleigh-Taylor 모델로 모사하였으며, 난류 모델로는 표준  $k\epsilon$  모델이 사용되었다. 연료는 케로신(kerosene), 산화제로는 액체 산소를 선정하였고, 분사기를 통하여 분사되는 액적의 크기 분포는, 연료의 경우 고정된 단일 크기로 설정하였고, 산소의 경우 Rosin - Rammler 분포를 따라 설정하였다.

화학반응모델은 다음의 일단계반응식으로 표현된다.



위 반응에 대한 반응열 상수는 다음의 Arrhenius 식으로 표현된다[13].

$$\begin{aligned} k_{C_{12}H_{23}} &= -3.1 \times 10^9 \\ &\exp(-15000/T) [C_{12}H_{23}]^{-0.25} [O_2]^{1.25} \end{aligned} \quad (3)$$

중간생성물로 CO, O, OH, H, H<sub>2</sub>를 고려하여 부분 화학평형을 이룬다고 가정하여 온도장을 계산하였으며, 막냉각의 유무에 따른 연소 안정한계 곡선 계산 시에는 순간화학반응 모델을 채택하여 계산하였다. 관련된 물리적 현상들의 상세한 모델링과 지배방정식 및 수치기법은 참고 문헌[12, 14]에 자세히 기술되어 있으므로 여기서는 생략한다.

## III. 계산 결과 및 논의

### 3.1 해석대상엔진

선형 해석을 수행할 대상으로 선정한 축대칭 로

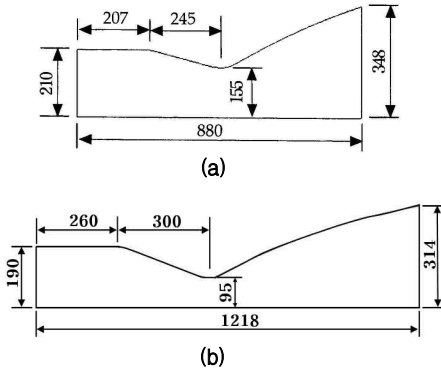


Fig. 1. Geometry of sample rocket combustion chamber; (a) KSR-III engine and (b) KSLV-I candidate engine (unit: mm)

켓엔진 연소실(KSR-III 개발과정에서 사용된 로켓엔진 연소실)의 기하학적 형상과 크기를 Fig. 1에 나타내었다[15]. 이 사양의 엔진은 초기 개발 과정에 사용되었으며, 최종 발사시의 엔진 사양과는 약간 다르지만 연소 안정성을 논하는 데에는 지장이 없다. 이와 더불어 현재 개발 중인 KSLV-I 후보 엔진의 형상과 크기를 나타내었다.

본 연구에서는 KSR-III 엔진을 이용하여 수행되었던 여러 회의 연소 시험 및 연소 안정성 평가 시험 중 동일 엔진으로 연속적인 연소 시험이 수행되었던 test Nos. 2-5와 KSLV-I 후보 엔진에 해당하는 작동 조건들을 토대로 선형 안정성을 논하고자 한다. 해당 시험 조건들을 Table 1에 기술하였다[11, 15].

Table 1에 기술된 작동 조건 중 test No. 3에 해당하는 조건에서 연소 불안정이 발생하였고, 연소불안정 발생시 유해주파수는 기본 연소실(배플과 음향공 미장착 연소실)에서 약 1,730Hz

Table 1. Firing-test conditions and test results with KSR-III rocket engine

Test No.	m (kg/s)		O/F ratio	chamber pressure [MPa]	stability
	Fuel	LOX			
Design	17.50	40.90	2.34		
1	19.42	44.32	2.28	1.50	stable
2	18.48	44.65	2.42	1.49	stable
3	17.29	32.12	1.86	1.06	unstable
4	19.62	48.92	2.49	1.60	stable
5	14.35	36.02	2.51	1.17	stable
KSLV-I	25.82	62.98	2.44	4.91	

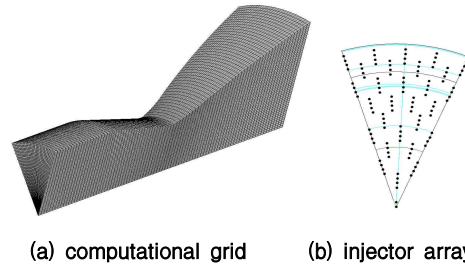


Fig. 2. Computational grid and injector array of combustion chamber

로 계속되었다. 이 주파수는 제 1 접선 방향 모드의 주파수에 해당하므로 해당 연소실은 이 모드에 가장 민감한 응답을 보인다고 판단되었다. 그 외의 작동조건에서는 짧은 시간의 연소시험 시에는 안정한 연소를 보였으나, 장시간 연소 시 불안정한 연소를 보였다. 이로부터 해당 연소실은 설계점 및 그 주위의 탈설계점이 모두 안정한계 근처일 것으로 가정하였다. 따라서 정확하게 안정한계상의 작동조건은 아니지만 위 표의 작동조건에서 구한 데이터를 토대로 근사적으로 안정한계 곡선을 구할 수 있을 것이다. 시험 수행 및 결과에 대한 자세한 내용은 참고문헌 [15]에 기술되어 있다.

이 엔진에서 분사기면에 분포된 분사기요소들은 원주방향으로 40도를 주기로 주기성을 갖기에 반복되는 부분 중 한 부분을 선택하여 격자계를 구성하였다. 계산에 사용된 3차원 격자계를 Fig. 2에 나타내었다.

### 3.2 3차원 효과 및 유한화학반응 효과

먼저, 정상상태 반응유동장 계산결과를 통해 3차원 효과와 유한화학반응의 효과를 조사하였다. 설계점 작동조건에 대해서, 순간화학반응을 고려하여 2차원 축대칭 연소실(2D-I)과 3차원 연소실(3D-I)에서 계산된 온도장파, 유한화학반응을 고려하여 3차원 연소실(3D-F)에서 계산된 온도장을 Fig. 3에 나타내었다. 순간화학반응으로 계산한 경우, 차원과 무관하게 비교적 유사한 반응유동장을 얻을 수 있었다.

연소 안정한계를 구할 때 사용되는 주요한 유동변수인 노즐입구에서의 압력( $p_e^*$ ), 밀도( $\rho_e^*$ ), 속도( $u_e^*$ ), 마하수( $M_e$ )를 2D-I, 3D-I와 3D-F의 세 가지 경우에 대해 추출하여 Table 2에 나타내었다. 3차원 일단계 반응으로 계산한 경우, 순간화학반응으로 계산된 값과 비교하여 노즐 입구에서의 온도( $T_e^*$ )가 약 16% 저하되었다. 예측할 수

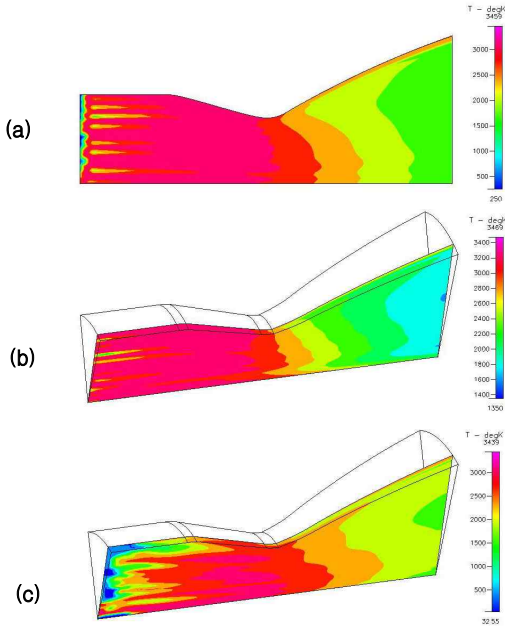


Fig. 3. Temperature fields in combustion chamber(KSR-III)  
 (a) 2-D instantaneous reaction  
 (b) 3-D instantaneous reaction  
 (c) 3-D one-step reaction

있는 바와 같이, 유한 화학반응율로 인해 연소장의 형성이 지연되어 나타난 것이며 이런 이유로 말미암아 노즐 입구에서의 마하수와 유속도 같은 정도로 감소하였다. 본 계산 결과와 이전의 연구 결과[10, 11]에서 연소 시험을 통해 측정된 유동인자들을 비교하면, 성능과 관련된 주요인자들의 대소관계는 '2D-I ≈ 3D-I > 3D-F > 실험치'로 요약할 수 있다.

다음으로, 각 경우에 대해서 구한 수치해석 데이터를 이용하여 연소 안정한계를 계산한 결과를 Table 3에 나타내었다. 이미 논의된 바와 같이,  $G_R$ 의 값이 클수록 연소 안정 영역이 넓어지므로 연소 안정성 경향이 크다고 할 수 있다. Table 3에서 보듯이 순간화학반응으로 계산된  $G_R$ 의 값은 2차원과 3차원 계산에서 서로 유사하였고, 일단계 반응을 사용한 경우에는 40~80% 까지  $G_R$  값이 크게 계산되었다. 이는 주로 노즐 입구에서의 유동 변수 변화에 따른 노즐 admittance 값의 변화에 기인함을 알 수 있다. 또한, 유한화학반응을 이용하여 얻은  $G_R$  값의 크기는, 이전의 연구[10, 11]에서 계산 데이터와 실험 데이터를 병용하여 구한  $G_R$  값에 조금 더 근접함을 알 수 있었다. 따라서 열적 관점에서 유한화학반응의

고려는,  $G_R$  값을 상대적으로 더 크게 예측하며, 실험 결과와 더 잘 일치하는 수치를 얻을 수 있다고 사료된다. 유한화학반응을 고려한 결과로부터 발견할 수 있는 상당히 흥미로운 점은, 연소 시험에서 불안정한 연소를 보였던 Test No. 3의 작동조건에서 계산된  $G_R$  값이 제일 작게 평가되었다는 점이다. 즉, 시험결과에서 불안정 연소를 보여준 작동조건과 선형해석을 통해 상대적으로

Table 2. Calculation results of major flow variables at nozzle entrance (KSR-III engine)

		Design	Test No. 2	Test No. 3	Test No. 4	Test No. 5
$P_e$ [MPa]	2D-I	1.205	1.298	1.015	1.405	1.03
	3D-I	1.234	1.285	1.039	1.379	1.035
	3D-F	1.189	1.288	0.986	1.405	1.021
$T_e^*$ [K]	2D-I	3234.2	3208.8	3360.6	3144.7	3373.3
	3D-I	3329.6	3365.6	2998.4	3386.8	3377.9
	3D-F	2780.5	2841.3	2623.5	2871.2	2652.2
$\rho_e$ [kg/m <sup>3</sup> ]	2D-I	0.935	1.007	0.793	1.095	0.807
	3D-I	0.985	1.030	0.832	1.112	0.839
	3D-F	1.291	1.278	0.986	1.466	1.194
$u_e$ [m/s]	2D-I	504.5	503.3	495.2	506.6	486.3
	3D-I	429.2	435.9	430.6	436.4	430.5
	3D-F	359.0	366.6	360.8	333.9	315.4
$M_e$	2D-I	0.400	0.399	0.395	0.402	0.389
	3D-I	0.347	0.354	0.346	0.355	0.351
	3D-F	0.337	0.329	0.32	0.305	0.308

Table 3. Calculation results of stability parameters

		Design	Test No. 2	Test No. 3	Test No. 4	Test No. 5
$\gamma_e$	2D-I	1.233	1.232	1.228	1.237	1.226
	3D-I	1.220	1.219	1.237	1.361	1.217
	3D-F	1.235	1.233	1.273	1.250	1.227
$u_e$	2D-I	0.396	0.395	0.392	0.398	0.386
	3D-I	0.345	0.351	0.344	0.351	0.349
	3D-F	0.335	0.327	0.318	0.303	0.306
$G_{Rk}$	2D-I	0.0062	0.0071	0.0052	0.0083	0.0048
	3D-I	0.00013	0.00014	0.00011	0.00013	0.00011
	3D-F	0.00052	0.00078	0.00054	0.00083	0.00057
$\epsilon_R$	2D-I	0.348	0.347	0.332	0.348	0.321
	3D-I	0.263	0.265	0.272	0.268	0.252
	3D-F	-0.1	-0.001	0.017	-0.108	-0.293
$G_R$	2D-I	1.1045	1.1057	1.1298	1.1098	1.1421
	3D-I	1.195	1.202	1.169	1.174	1.227
	3D-F	2.052	1.814	1.745	2.085	2.596

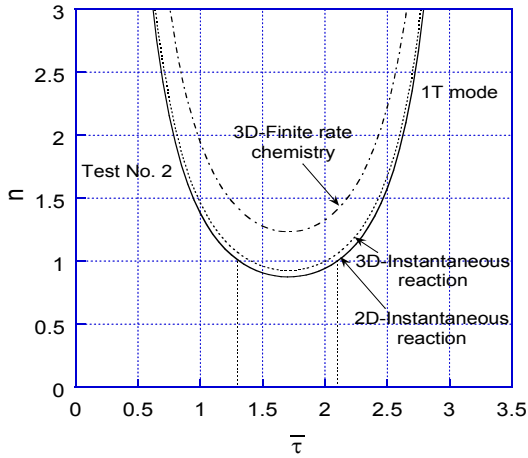


Fig. 4. Calculated stability limits for the first tangential mode in three cases (KSR-III engine)

Table 4. Calculation results of major flow variables at nozzle entrance (KSLV-I candidate engine)

	KSLV_nominal	
	without film cooling	with film cooling
$p_e^*$ [MPa]	4.865	4.879
$\rho_e^*$ [kg/m <sup>3</sup> ]	3.922	3.623
$u_e^*$	187.3	177.7
$M_e$	0.1527	0.1382
$\gamma_e$	1.2116	1.228
$G_{Rk}$	0.158	0.192
$\epsilon_R$	0.2429	-0.1931
$G_R$	0.669	3.146

가장 불안정하다고 예측된 작동조건이 일치한다는 것이다.

각 계산 데이터를 토대로 test No. 2에서의  $G_R$  값을 이용하여 안정한계 곡선( $n-\tau$  곡선)을 구하여 Fig. 4에 나타내었다.  $G_R$  값의 대소 관계로부터 알 수 있듯이, 일단계 화학반응을 고려한 경우, 불안정 영역이 좁아짐을 알 수 있다. 따라서 유한화학반응이 선형 안정한계에 미치는 열적 효과는 '연소 안정화 경향 증대'라고 판단할 수 있다. 한편, 유한화학반응을 고려한 계산을 통해 상당히 개선된 안정한계 곡선을 얻을 수 있다는 가능성을 발견하였다.

### 3.3 막냉각(film cooling) 효과

먼저, 순간화학반응을 적용하여 정상상태에서의 반응유동장 계산결과를 통해 막냉각 효과를 고찰하였다. KSLV-I 후보 엔진의 설계점 작동조건에 대해서, 순간화학반응을 고려하여 2차원 축대칭 연소실(2D-I)에서 계산된 온도장을 Fig. 5에 나타내었으며, 막냉각 유무에 따라 수치해석 데이터를 이용하여 계산한 주요 유동변수의

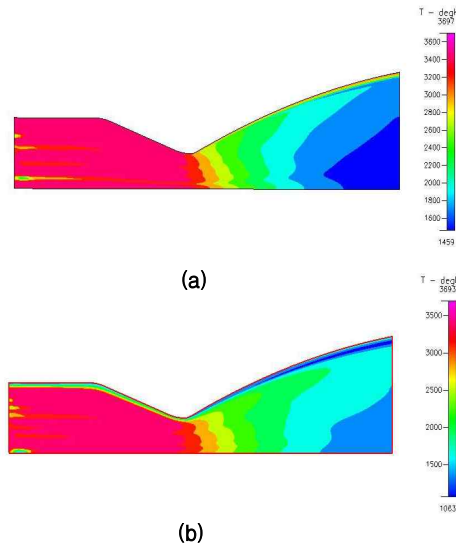


Fig. 5. Temperature fields in combustion chamber (KSLV-I candidate engine)  
(a) without film cooling  
(b) with film cooling

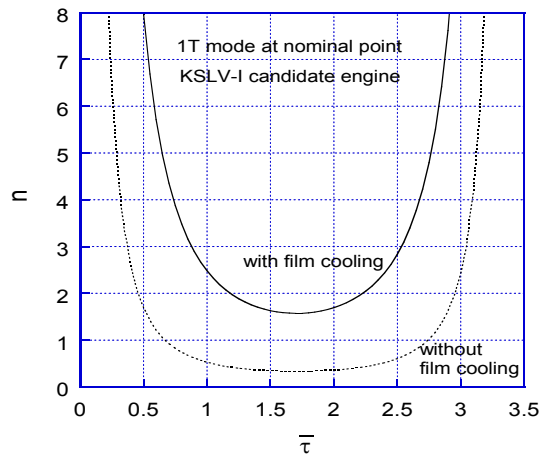


Fig. 6. Calculated stability limits for the first tangential mode with/without film cooling (KSLV-I candidate engine)

값을 Table 4에 나타내었다. KSLV-I 후보 엔진에 대한 계산으로부터 막냉각을 하는 경우, 노즐 입구에서의 마하수가 감소하여 결과적으로  $\epsilon_R$ 이 음수값인 -0.1931로 계산되었고,  $G_{Rk}$ 의 값이 증가하였다.

각 계산 데이터를 토대로  $G_R$  값을 이용하여 안정한계 곡선( $n\tau$  곡선)을 구하여 Fig. 6에 나타내었다. Fig. 6을 보면 막냉각을 하는 경우가 막냉각을 하지 않는 경우보다 불안정한 영역이 좁아지고 안정한 영역이 넓어졌음을 알 수 있다. 즉, 최종적으로  $G_R$  값이 막냉각을 하지 않는 경우에 비해 상당히 증가하였다. 결과적으로, 막냉각은 연소 안정화 경향을 증대시키는 데 기여하였다.

#### IV. 결 론

본 연구에서는, 선형 연소 안정한계에 미치는 3차원 연소실 효과, 유한화학반응 효과 및 막냉각 효과를 고찰하였다. 이를 위해 3차원 연소실의 격자계를 구성하고, 케로신-산소 화학반응을 모사하는 일단계 화학반응을 채택하여 정상상태 연소해석을 수행하였다. 정상상태 반응유동장으로부터 얻은 주요 유동변수들을 토대로 기하학적 효과와 유한화학반응의 효과를 논하였다. 유한화학반응의 채택으로 연소장의 형성이 지연되며, 그에 따라 연소 성능에 영향을 미치는 인자들의 값이 낮게 평가되었다.

안정한계 곡선에 미치는 연소실의 기하학적 효과는 크지 않게 나타났지만, 유한화학반응의 효과와 막냉각 효과는 연소 불안정 영역을 어느 정도 줄이는 방향으로 나타났다. 3차원 연소실과 유한화학반응을 고려한 계산을 토대로 구한 연소 안정한계 곡선은, 순간화학반응을 고려한 결과에 비해 기존의 실험 데이터로부터 구한 안정한계 곡선에 더 근접함을 알 수 있었으며, 이를 통해 간접적으로 계산 결과의 타당성을 살펴볼 수 있었다.

본 연구에서 채택한 선형 모델 자체에는 많은 단순화 과정과 가정[2, 9]이 포함되어 있기에 연소 안정한계 곡선의 근사적인 상대 평가만이 가능하며, 특별한 연소 조건에서는 부적합한 결과를 나타낼 수도 있다. 향후의 연구로서 모형 연소기를 이용한 연소시험을 통해 해석 결과의 개선 및 검증을 위한 진일보된 연구를 고려할 수 있을 것이다.

#### 후 기

본 논문은 과학기술부의 소형위성 발사체

(KSLV-I) 개발사업(과제번호 : M102DF00001-02D0600-0011H)으로 수행된 연구결과의 일부이며 연구비를 지원해 주신 과학기술부에 감사드립니다.

#### 참고문헌

- 1) G. P. Sutton, *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., John Wiley & Sons, Inc., New York, 1992.
- 2) D. J. Harje and F. H. Reardon (eds.), *Liquid Propellant Rocket Instability*, NASA SP-194, 1972.
- 3) V. Yang and W. E. Anderson (eds.), *Liquid Rocket Engine Combustion Instability*, Vol. 169, Progress in Astronautics and Aeronautics, AIAA, Washington, DC, pp. 215-246, 1995.
- 4) C. H. Sohn, S. H. Chung, J. S. Kim, and F. A. Williams, "Acoustic Response of Droplet Flames to Pressure Oscillations", *AIAA Journal*, Vol. 34, No. 9, pp. 1847-1854, 1996.
- 5) J. S. Kim and F. A. Williams, "Acoustic - Instability Boundaries in Liquid-Propellant Rockets: Theoretical Explanation of Empirical Correlation", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 12, No. 3, pp. 621-624, 1996.
- 6) I. Dubois and M. Habiballah, "Numerical Simulation of High Frequency Instability in an Oxygen/Hydrogen Rocket Engines", AIAA Paper 91-1860, June 1991.
- 7) Y. M. Kim, C. P. Chen, J. P. Ziebarth, and Y. S. Chen, "Prediction of High Frequency Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Engines", AIAA Paper 92-3763, June 1992.
- 8) A. Osherov and B. Natan, "Combustion Instability in a Small Liquid Rocket Motor", *The Aeronautical Journal*, Vol. 103, No. 1023, pp. 245-252, 1999.
- 9) L. Crocco, "Theoretical Studies on Liquid-Propellant Rocket Instability", *Tenth Symposium (International) on Combustion*, The Combustion Institute, Pittsburgh, PA, pp. 1101-1128, 1965.
- 10) 손채훈, 박이선, 문윤완, 성대현, 허환일, "선형 연소 불안정 해석을 통한 연소 안정한계 곡선 계산", 제5회 우주발사체 심포지움, pp. 149-155, 2004, 5.

11) 손채훈, 문윤완, 허환일, "액체 로켓엔진에서 선형 연소 불안정 해석을 이용한 연소 안정한계 곡선 계산", 한국항공우주학회지, 제32권, 제10호, pp. 93-101, 2004.

12) CFD-ACE-GUI Modules Manual, Ver. 2004, CFDRC, 2004.

13) A. A. Amsden, "KIVA-III: A Kiva Program with Block-Structured Mesh for Complex Geometries", Los Alamos National

Laboratory, LA-12503-MS, March, 1993.

14) 문윤완, 손채훈, 김영목, "Split-triplet 분사기를 장착한 액체 추진제 로켓엔진의 연소특성 해석", 한국추진공학회지, 제5권, 제3호, pp. 41-51, 2001.

15) 손채훈, 설우석, 이수용, 김영목, 이대성, "액체 로켓엔진에서 연소 안정화기구의 적용 효과", 한국항공우주학회지, 제31권, 6호, pp. 79-87, 2003.