

액체 로켓엔진에서 선형 연소 안정한계에 미치는 유한화학반응 및 막냉각 효과

손채훈* · 박이선** · 문윤완*** · 김홍집****
오화영***** · 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****
Hwa Young Oh***** · Hwanil Huh*****

ABSTRACT

Thermal effect of finite-rate chemistry on linear combustion stability and film cooling effect are investigated in sample rocket engine. 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)

* 조선대학교 항공우주공학과

** 조선대학교 대학원 항공우주공학과

*** 한국항공우주연구원 엔진그룹

**** 한국항공우주연구원 연소기그룹

***** 충남대학교 대학원 항공우주공학과

***** 충남대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail: hwanil@cnu.ac.kr

1. 서 론

본 연구에서는 액체 로켓엔진의 고주파 연소 불안

정(high-frequency combustion instability)[1-4] 경향을 파악하기 위해서 CFD를 통해 3차원 연소실에서 유한화학반응을 채택한 연소장과 막냉각 유무에 따른 연소장을 얻고, 그 결과 얻은 유동인자를 토대로 선형 안정한계를 얻고자 한다. 즉, 기존에 수행되었던 선형 이론 해석[5]의 방법을 따르되, 좀 더 실제 현상에 근접한 연소실과 화학모델을 채택하고, 막냉각유무에 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.

2. 선형해석 이론의 고찰

2.1 선형 해석 개요

기존의 연구로부터[6], 선형해석을 통하여 횡방향 모드에 대해 선형 안정한계 곡선(stability limit: 일명 $n-\tau$ 곡선)을 나타내는 다음의 식을 얻을 수 있다.

$$n(1 - \cos \omega_o \bar{\tau}) = G_R$$

$$G_R = 1 + \frac{1}{\gamma} - \frac{\epsilon_R}{\gamma u_c} + \frac{k}{\gamma u_c} \int_0^{L_c} \bar{\rho}_i^o dx \quad (1)$$

$$= 1 + \frac{1}{\gamma} + G_{Rn} + G_{Rk}$$

여기서 n 은 간섭지수(interaction index), $\bar{\tau}$ 는 무차원화된 감응하는 시간지연 값, 윗막대는 평균값(정상상태값), ω_o 는 뒤에서 설명하듯이 횡방향 음향 모드의 고유치를 나타낸다[1]. G_R 은 비열비(γ)와 조합 노즐 admittance 계수[1]의 실수부 값(ϵ_R), 노즐 입구에서의 축방향 평균 유동속도(u_c), 액체-기체 운동량 교환 계수(k), 그리고 단위 연소실 체적당 액체의 질량, $\bar{\rho}_i^o$ 를 분사기면부터 노즐입구까지 적분한 값에 의존한다. 위 식에 대한 물리적 고찰과 안정한계(stability limit)곡선 정량화 방법, 열

역학적 물성치 및 유동변수 계산, 노즐 admittance 계산, 액적 관련항(G_{Rk}) 계산 등은 기존 연구 논문[6]에 자세히 기술되어 있다.

반응유동장 계산시에는 CFD-ACE[11]라는 수치 해석 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 반응을 상수는 다음의 Arrhenius 식으로 표현된다.

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

중간생성물로 CO, O, OH, H, H₂를 고려하여 부분 화학평형을 이룬다고 가정하여 온도장을 계산하였으며, 막냉각의 유무에 따른 연소 안정한계 곡선 계산시에는 순간화학반응(instantaneous reaction) 모델을 채택하여 계산하였다. 관련된 물리적 현상들의 상세한 모델링과 지배방정식 및 수치기법은 참고문헌[7, 8]에 자세히 기술되어 있으므로 여기서는 생략한다.

3. 계산 결과 및 논의

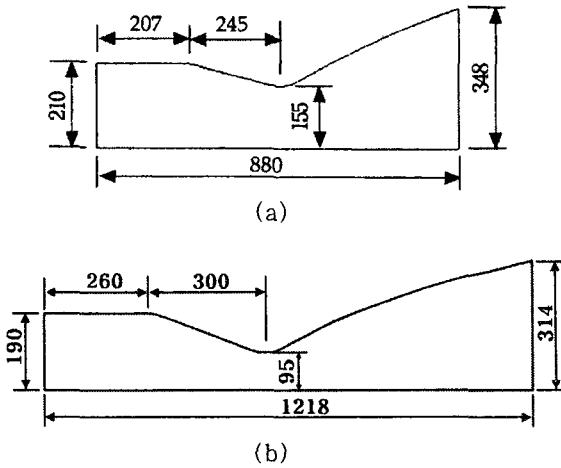


Fig. 1. Geometry of sample rocket combustion chamber; (a) KSR-III engine and (b) KSLV-I candidate engine (unit: mm)

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	

3.1 해석 대상 엔진

선형 해석을 수행할 대상으로 선정된 축대칭 로켓엔진 연소실의 기하학적 형상과 크기 Fig. 1에 나타내었다[9]. 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 아래 table 1에 기술하였다[5, 7].

Table 1에 기술된 작동 조건중 test No. 3에 해당

하는 조건에서 연소 불안정이 발생하였고, 유해주파수는 연소 불안정 발생시 유해주파수는 기본 연소실(배플과 음향공 미장착 연소실)에서 약 1,730Hz로 예측되었다. 이 주파수는 제 1 접선 방향 모드의 주파수에 해당하므로 해당 연소실은 이 모드에 가장 민감한 응답을 보인다고 판단되었다. 그 외의 작동조건에서는 짧은 시간의 연소시험에는 안정한 연소를 보였으나, 장시간 연소시 역시 항상 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 [9]에 기술되어있다.

3.2 반응유동장 계산 결과

먼저, 정상상태 반응유동장 계산결과를 통해 3차원 연소실 효과와 유한화학반응의 효과를 조사하였다. 설계점 작동조건에 대해서, 순간화학반응으로 계산한 경우, 차원과 무관하게 유사한 반응유동장을 얻을 수 있었다. 그러나, 3차원 일단계 반응으로 계산한 경우, 순간화학반응으로 계산된 값과 비교하여 노즐 입구에서의 온도가 약 16% 저하되었다. 예측할 수 있는 바와 같이, 유한한 화학반응율로 인해 연소장의 형성이 지연되어 나타난 것이며 이런 이유로 말미암아 노즐 입구에서의 마하 수와 유속도 같은 정도로 감소하였다. 본 계산 결과와 이전의 연구 결과[5]에서 연소 시험을 통해 측정된 유동인자들을 비교하면, 성능과 관련된 주요인자들의 대소관계는 '2D-I \approx 3D-I > 3D-F > 실험치'로 요약할 수 있다.

연소 안정한계를 구할 때 사용되는 주요한 유동 변수인 노즐입구에서의 압력, 밀도, 속도, 마하수를 두 경우(3D-I와 3D-F)에 대해 추출하여 table 2에 나타내었다.

3.3 연소 안정한계 계산 결과

각 경우에 대해서 구한 수치해석 데이터를 이용하여 계산한 결과를 table 3에 나타내었다.

Table 2. Calculation results of major flow variables at nozzle entrance

		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
	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
ρ_e^* [kg/m ³]	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

앞에서 논의한 바에 따라 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 증가하였다. 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[5]에서 계산 데이터와 실험 데이터를 병용하여 구한 G_R 값에 조금 더 근접함을 알 수 있었다. 따라서, 유한화학반응의 고려는, G_R 값을 상대적으로 더 크게 예측하며, 실험 결과와 더 잘 일치하는 수치를 얻을 수 있다고 사료된다. 또한, KSLV-I 후보 엔진에 대한 계산으로부터 막냉각을 하는 경우, 노즐 입구에서의 마하수가 감소하여 결과적으로 ϵ_R 이 음수값인 -0.1931로 계산되었고, G_{Rk} 의 값이 증가하였다. 최종적으로 G_R 값이 막냉각을 하지 않는 경우에 비해 상당히 증가하였다. 막냉각은 연소 안정화 경향을

Table 3. Calculation results of stability parameters

		Design	Test No. 2	Test No. 3	Test No. 4	Test No. 5
γ_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
ϵ_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

증대시키는 데 기여하였다.

각 계산 데이터를 토대로 Test No. 2의 G_R 값을 이용하여 안정한계 곡선($n-\bar{T}$ 곡선)을 구하여 Fig. 2에 나타내었고, Fig. 3에서는 KSLV-I 후보 엔진에 대해 막냉각의 유무에 따른 안정한계 곡선을 나타내었다. G_R 값의 대소 관계로부터 알 수 있듯이, 일단계 화학반응 또

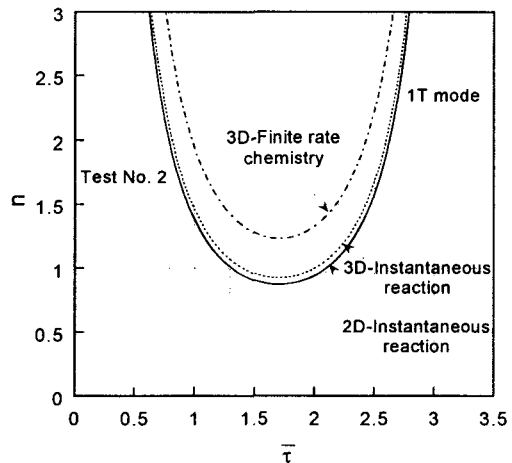


Fig. 2 Calculated stability limits for the first tangential mode in three cases (KSR-III engine).

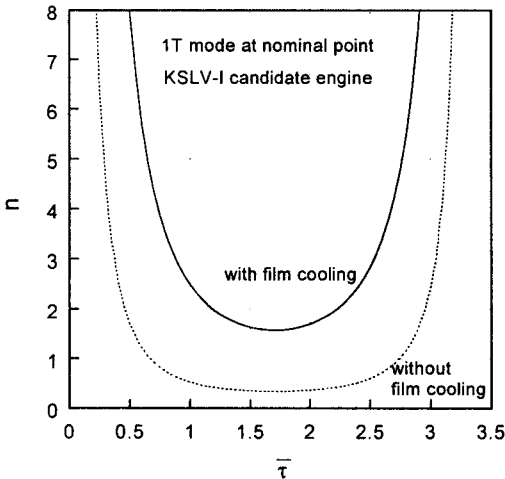


Fig. 3 Calculated stability limits for the first tangential mode with/without film cooling (KSLV-I candidate engine).

는 막냉각을 고려한 경우, 불안정 영역이 좁아짐을 알 수 있다. 따라서, 유산화화반응 또는 막냉각이 선형 안정한계에 미치는 열적 효과는 '연소 안정화 경향 증대'라고 판단할 수 있다.

4. 결론

본 연구에서는, 선형 연소 안정한계에 미치는 3차원 연소실 효과, 유산화화반응 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 유산화화반응의 효과를 논하였다. 유산화화반응의 채택으로 연소장의 형성이 지연되며, 그에 따라 연소 성능에 영향을 미치는 인자들의 값이 낮게 평가되었다.

안정한계 곡선에 미치는 연소실의 기하학적 효과는 크지 않게 나타났지만, 유산화화반응의 효과와 막냉각 효과는 연소 불안정 영역을 어느 정도 줄이는 방향으로 나타났다. 3차원 연소실과 유산화화반응을 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.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 소형위성발사체(KSLV-I) 개발 사업 연구의 지원으로 수행되었습니다.

참고문헌

1. D. J. Harrje and F. H. Reardon (eds.), *Liquid Propellant Rocket Instability*, NASA SP-194, 1972.
2. 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.
3. 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.
4. 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.
5. 손채훈, 문윤완, 허환일, "액체 로켓엔진에서 선형 연소 불안정 해석을 이용한 연소 안정한계 곡선 계산", 한국항공우주학회지, 제32권, 10호, pp. 93-101, 2004.
6. L. Crocco and W. A. Sirignano, *Behavior of Supercritical Nozzles under Three-Dimensional Oscillatory Conditions*, AGARDograph No. 117, 1967.
7. CFD-ACE-GUI Modules Manual, Ver. 2003, CFDRC, 2003.
8. 문윤완, 손채훈, 김영목, "Split-triplet 분사기를 장착한 액체 추진제 로켓엔진의 연소특성 해석", 한국추진공학회지, 제5권, 제3호, pp. 41-51, 2001.
9. 손채훈, 설우석, 이수용, 김영목, 이대성, "액체 로켓엔진에서 연소 안정화기구의 적용 효과", 한국항공우주학회지, 제31권, 6호, pp. 79-87, 2003.