

論文

연소실 및 추진제 변화에 따른 고체로켓 모터의 L^* 불안정에 관한 연구

이동희*, 류승현*, 주성민*, 김준성*, 문희장**, 성홍계**, 양준서***

Effect of Combustors and Propellant Parameters on the L^* Instability of Solid Rocket MotorsDonghee Lee*, Seunghyun Ryu*, Seongmin Joo*, Junseong Kim*, Heejang Moon**,
Honggye Sung**, Juneseo Yang***

ABSTRACT

In this paper, a theoretical study of low frequency non acoustic instability, the L^* instability, of a solid rocket motor is investigated. The L^* stability criterion is determined by analysing the L^* stability curves of two very distinct propellants for five different geometrical combustors. The L^* instability of two extreme fuels showed totally different behavior in terms of operating pressure of the combustor. A parametric study on the stability for different chamber volume and different throat area keeping constant L^* is conducted and analyzed. It was found that one of the main parameters, the non-dimensional critical characteristic time, requires an enough margin from the critical L^* stability curve.

Key Words : Combustion Instability(연소불안정), L^* (연소실 특성길이), Solid Rocket Motor(고체로켓 모터), Stability Curve(안정도 곡선)

Nomenclature

a	: Constant in Saint-Roberts Law	M	: Molecular Weight
A	: Parameter defined by propellant	m	: Parameter defined by propellant
A_b	: Burning Area	n	: Exponent in Saint-Roberts Law
A_t	: Nozzle Throat Area	P_c	: Critical Pressure
C_D	: Discharge Coefficient	P	: Chamber Pressure
F	: Parameter defined by propellant	R	: Universal Gas Constant
g	: Acceleration of Gravity	T_f	: Flame Temperature
		α	: Thermal Diffusivity
		ω	: Frequency
		L^*	: Characteristic Chamber Length

2015년 11월 2일 접수 ~ 2015년 12월 8일 심사완료
게재 확정일 (2015년 12월 10일)

* 한국항공대학교 대학원 항공우주 및 기계공학과

** 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학부

*** 국방과학연구소

연락저자, E-mail : hjmoon@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 항공대학교로 76

I. 서 론

연소불안정(combustion instability)은 동적 시스템의 비정상 운동(unsteady motion)으로서 연소과정 중 나타나는 광범위한 주파수 대역을 갖는 압력 섭동이 유지되는 현상이다[1]. 이러한 현상은 연소실 및 추력의 진동을 야기하여 로켓의 오작동 혹은 궤도에 영향을 주기도 하고, 최악의 경우 연소실의 파괴에 이르게 하므로 연소실 설계 과정 중 반드시 고려되어야 한다[2,3]. 일반적으로 연소불안정은 음향(acoustic) 또는 비음향(non-acoustic) 불안정으로 구분할 수 있으며, 음향 불안정의 압력 섭동은 대개 고주파로 나타나고, 비음향 불안정의 압력 섭동은 저주파로 나타난다[4]. 음향 불안정은 연소과정 중 비정상(unsteady) 열방출로 인해 발생한 교란(disturbance)이 연소실의 음향 모드(acoustic mode)와 상(phase)이 일치하여 연소실 압력의 급격한 변화를 유발하는 현상이다. 반면 비음향 불안정은 연소특성시간과 블로우다운(blow down) 또는 연소실 내 체류시간과의 상호작용으로 인해 나타난다.

대표적인 비음향 저주파 연소불안정으로 알려진 L^* 불안정은 낮은 압력에서 구동하는 경량화 모터를 개발하면서 이슈화되었다. Akiba와 Tanno[5]는 Crocco와 Cheng[6]이 제시한 액체로켓 엔진의 저주파 불안정 모델을 최초로 고체로켓 모터에 적용하여 이론적 저주파 불안정 연구를 시작하였으며, Anderson et al.[7]은 경량화 모터의 초기 점화 시 발생하는 저주파 불안정에 관한 연구를 수행하였다. Sehgal과 Strand[8]는 이론적 해석과 실험 결과를 비교 분석하였으며, Akiba와 Tanno의 연구와 마찬가지로 Tsien[9]이 제안한 기법, 즉 연소실의 피드백 제어 모델을 정의한 후 Nyquist 이론을 통해 시스템의 안정성을 판단하는 기법을 사용하였다.

본 연구는 Sehgal과 Strand의 L^* 불안정 모델을 사용하여 연소실 임계 압력과 연소실 특성길이 간의 관계를 임의의 연소실 형상 및 추진제에 대하여 살펴보았다. 3개의 상이한 연소실 부피와 3개의 노즐목을 이용하여 동일한 L^* 상에서 연소실 형상에 따른 불안정 영역을 고찰하였다. 추가로 추진제 종류에 따른 L^* 불안정을 분석하여, 추진제 변화에 따른 L^* 민감도를 도출하고자 한다.

II. 본 론

대표적인 저주파 비음향 불안정 중 하나인 L^* 불안정은 연소실 압력이 낮고 연소실 특성길이 L^* 가 작을 때 발생한다고 알려져 있다[10]. L^* 불안정의 가장 중요한 변수인 연소실 특성길이 L^* 는 다음과 같이 정의된다.

$$L^* \equiv \frac{V_c}{A_t} \quad (1)$$

여기서 V_c 와 A_t 는 각각 연소실 부피와 노즐 목 면적을 나타낸다.

2.1 L^* 안정도 해석 방법

Sehgal과 Strand[8]는 연소실 내 연속방정식으로부터 연소실 특성길이와 임계압력 간의 관계식을 식(2)와 같이 도출하였다.

$$L^* = \frac{4\alpha C_D R T_f (\tau_n)_c}{M a^2 g} \bar{P}_c^{-2n} \quad (2)$$

여기서 α , M , C_D , R , T_f , g , \bar{P}_c , a , n , 그리고 $(\tau_n)_c$ 는 각각 추진제의 열화산계수, 분자량, 배출 계수(discharge coefficient), 보편기체상수, 화염온도, 중력가속도, 연소실 임계압력, Saint-Roberts 법칙($\dot{r} = aP^n$) 상수항과 지수항, 그리고 무차원 임계 특성시간을 나타낸다. 무차원 임계 특성시간은 시스템의 안정도를 판별하는 기준점으로써 Nyquist 판정법을 적용하면 아래 식으로부터 도출할 수 있다.

$$\frac{m}{1 + j(\tau_n)_c \omega} - F = A [(1 + j\omega)^{1/2} + 1] + \frac{2}{j\omega} \times [(1 + j\omega)^{1/2} - 1] \quad (3)$$

여기서 ω 는 주파수, m , F , A 는 추진제 물성치들에 의해 정해지는 변수들이다.

식(2)와 식(3)을 통해 임의의 추진제에 대한 L^* 안정도 곡선(stability curve)을 Fig. 1과 같이 도출해낼 수 있으며, 주어진 연소실의 특성길이와 압력에 따라 해당 모터에 대한 L^* 안정도 해석이 가능하다. 참고문헌[10]에 따르면 이론적으

로 2개의 L^* 안정도($(\tau_n)_{c1}$, $(\tau_n)_{c2}$) 곡선이 나타난다. 그러나 Fig. 1을 통해 알 수 있듯이, 실험적 결과는 $(\tau_n)_{c2}$ 에 더 적중함을 알 수 있다. 무차원 시간 상수 τ_n 는 연소실 체류시간(τ_{stay})을 연소 특성시간(τ_{comb})으로 무차원화 한 파라미터로서 로켓 모터를 설계할 때 반드시 고려되어야 한다. $\tau_n < 1$ 의 경우, 연소 가스의 체류시간이 연소 특성시간에 비해 상대적으로 작은 경우를 의미하며 추진제가 완전히 소모되지 않는 경우이다. 반대로 $\tau_n > 1$ 의 경우, 연소실 내의 연소 가스 체류시간이 필요 이상으로 긴 상태를 나타낸다. 따라서 Fig. 1에서와 같이 검증된 모터들의 실험 결과는 $(\tau_n)_{c1}$ 보다 $\tau_n \approx 1$ 에 근접한 $(\tau_n)_{c2}$ 의 선도에 더 근접하게 설계됨을 알 수 있다. 이에 본 연구에서는 $\tau_n \approx 1$ 을 기준으로 안정성을 분석하는 것이 적절하다고 판단하였다.

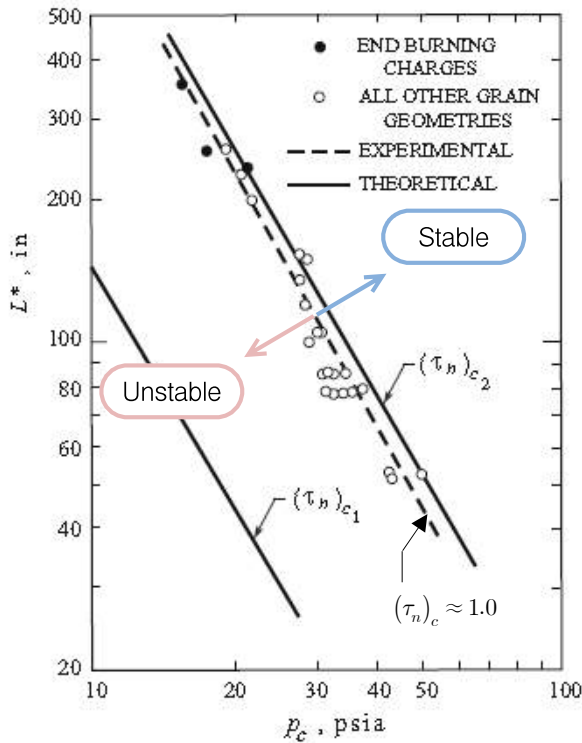


Fig. 1 $L^* - P_c$ diagram[10]

2.2 L^* 안정도 지배방정식

본 연구에서는 연소과정 중 시스템의 L^* 안정도를 판별하여, 추진제 물성치 및 연소실 파라미

터가 L^* 불안정에 끼치는 영향을 알아보고자 한다. 시간에 따른 연소실 특성길이의 변화는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{dL^*}{dt} = \frac{A_b a P^n}{A_t} \quad (4)$$

여기서 A_b 는 추진제의 표면적을 나타낸다. 또한 시간에 따른 연소실 압력의 변화는 연속방정식으로부터 다음과 같이 나타낼 수 있다[11].

$$\frac{dP}{dt} = \left(\rho_p A_b a P^n - P A_t \frac{C_D}{g} - \frac{M A_b a P^{n+1}}{R T_f} \right) \frac{R T_f}{M V_c} \quad (5)$$

식(4)와 식(5)의 수렴된 값을 통해 연소실 특성길이와 임계압력 간의 변화를 구할 수 있고, 이를 통해 연소실 파라미터와 추진제 물성치가 L^* 안정도에 미치는 민감도에 대해 알아볼 수 있다.

III. 해석 결과

3.1 설계 파라미터

L^* 불안정에 영향을 주는 주요 파라미터는 추진제 물성치와 연소실 파라미터로 구분할 수 있다. 추진제에 따라 L^* 안정도 곡선이 결정되며, 연소실의 특성길이 및 압력에 따른 L^* 안정도의 판단이 가능하다. 본 연구에서 사용한 추진제는 참고논문[8]에 제시된 JPL-534와 이와 대비 대단히 낮은 설계 압력을 갖는 연료(Fuel A)를 이용하여 두 연료간의 L^* 민감도를 분석하였으며 이들 연료들에 대한 물성치는 Table 1과 같다.

Table 1. Physical properties of propellants

	JPL-534	Fuel A
n	0.86	0.34
C_D [1/sec]	6.7×10^{-3}	6.2×10^{-3}
M [g/gas mole]	24.78	26.74
α [cm^2 /sec]	2.0×10^{-3}	1.8×10^{-3}
T_f [K]	3242	3543
a [in/sec]	0.00485	0.02776
ρ_p [g/cm^3]	1.69	1.78

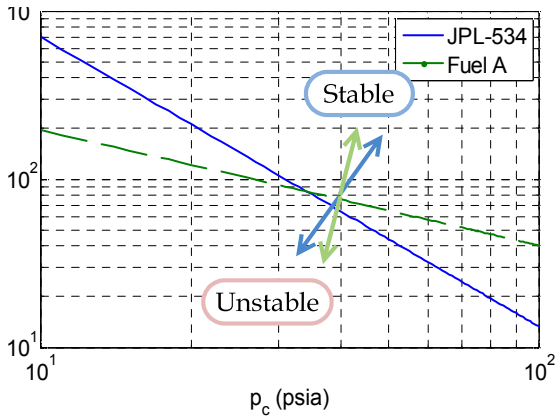


Fig. 2 L^* - P diagram

Fig. 2는 식(2)와 Table 1을 통해 도출된 서로 다른 두 추진제에 대한 L^* 안정도 곡선을 나타낸다. 식(2)와 같이 L^* 안정도 곡선은 log-log scale에서 $-2n$ 의 기울기를 갖으며 Fuel A의 경우 JPL-534보다 상대적으로 낮은 기울기를 갖는 것을 알 수 있다. 본 연구에서 사용한 연소실 형상은 Fig. 3과 같은 End-Burning type이며, 연소실 제원은 2 개의 주요 파라미터(연소실 부피, 노즐목 면적)에 대한 L^* 안정도 특성을 알아보기 위해 서로 다른 5 가지 연소실을 Table 2와 같이 제시하였다. Case 1을 기준(baseline)으로 case 2, 3은 노즐목 면적을, case 4, 5는 연소실 부피를 달리하였으며, case 2, 4와 case 3, 5에 대해 각각 연소실 특성 길이 L^* 를 동일하게 하였다. 각 case의 연소실 설계압력은 식(5)를 사용하여 연료별로 Fig. 4와 Fig. 5와 같이 도출되었으며, 추진제 종류에 따라 설계압력이 크게 다른 것을 볼 수 있다. Case 1, 2, 3을 통해 노즐목 면적에 따른 연소실 압력변화와 빠른 수렴속도를 통해 식(5)가 유효함을 검증하였다.

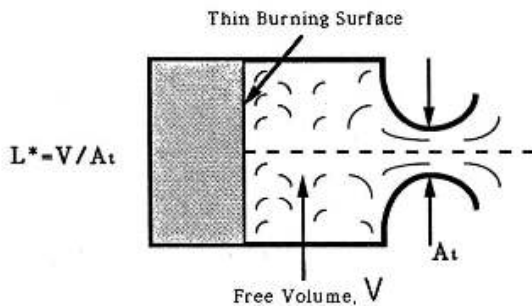


Fig. 3 End-Burning chamber schematic[12]

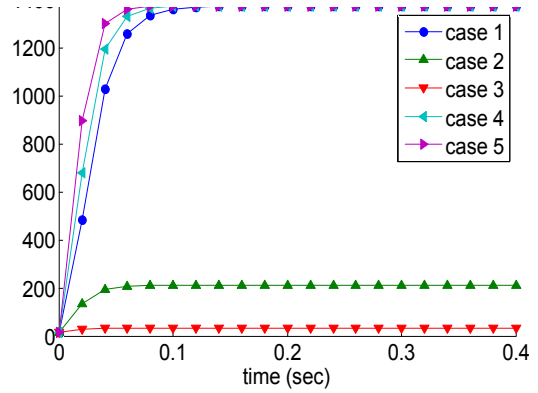


Fig. 4 Pressure-time trace of different cases (JPL-534)

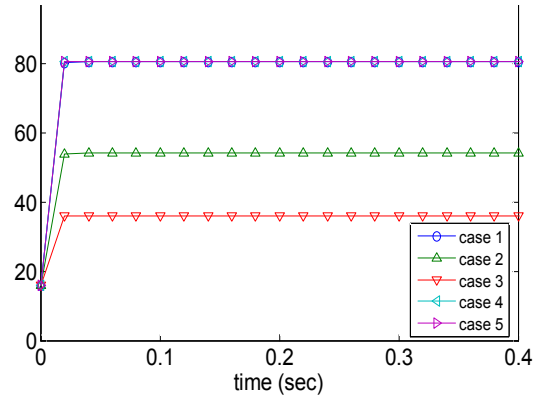


Fig. 5 Pressure-time trace of different cases (Fuel A)

Table 2. Geometrical constraints

	V_c [in^3]	A_t [in^2]	L^* [in]
case 1 (baseline)	7.4882	0.1136	65.9
case 2	7.4882	0.1477	50.7
case 3	7.4882	0.1931	38.7
case 4	5.7602	0.1136	50.7
case 5	4.4048	0.1136	38.7

3.2 연소실 파라미터 변화에 따른 L^* 불안정 특성

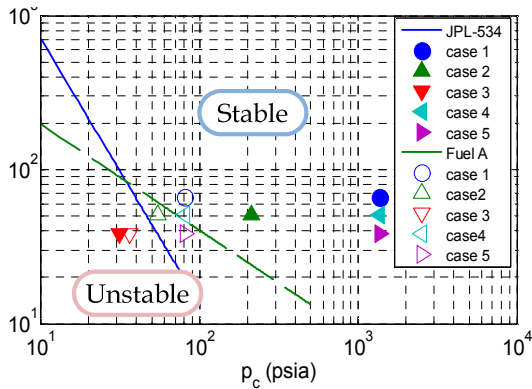


Fig. 6 L^* stability diagrams of 5 different chambers

Fig. 6은 Fig. 2와 Table 2에 제시된 연소실 파라미터에 따른 L^* 안정성의 연료별 특성을 나타낸다. JPL-534 추진제를 사용한 결과를 살펴보면, case 1, 2, 4, 5는 안정 영역에, case 3은 불안정 영역에 포함되어 있는 것을 볼 수 있다. 설계 압력이 높은 case 1, 4, 5는 높은 마진을 갖는 안정 영역에 포함되어 있으며 case 2와 3은 설계 압력이 감소함에 따라 불안정 영역에 가까워지는 것을 알 수 있다. Case 2, 4와 case 3, 5는 각각 동일한 연소실 특성길이를 가짐에도 불구하고 연소실 목면적에 따라 L^* 안정도에 차이가 크게 나타나는 것을 확인할 수 있다.

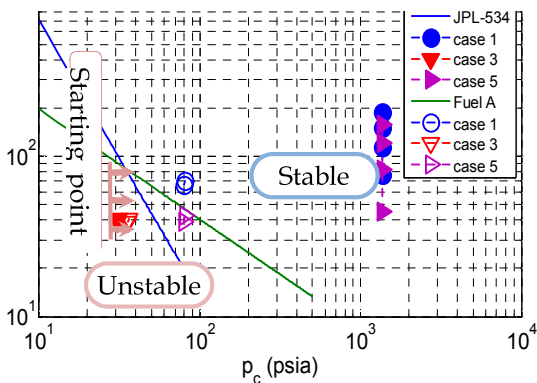


Fig. 7 L^* stability diagrams of 3 different chambers (filled symbol: JPL534; open symbol: Fuel A)

Fuel A를 사용한 결과는 JPL-534 추진제를 사용한 결과와 달리 모든 case에서 Fig. 5와 같이 매우 낮은 설계 압력을 가지며 case 1과 case 4

를 제외한 나머지는 모두 불안정 영역에 포함되어 있음을 알 수 있다. 특히 case 2와 case 5는 JPL-534를 사용할 경우 안정 영역에 포함되어 있었으나 Fuel A를 추진제로 사용할 경우 불안정 영역에 포함되어 있는 것을 볼 수 있다. 이를 통해 추진제 물성치가 L^* 안정도의 주요 파라미터라는 것을 확인할 수 있다.

3.3 연소 진행에 따른 L^* 안정도 분석

식(4)와 식(5)를 통해 초기 연소과정 중의 L^* 및 연소실 압력의 변화량을 도출할 수 있으며 이에 따른 L^* 안정도를 분석하기 위해 초기조건으로 낮은 압력을 지정하였다. 연소가 시작되는 초기 압력은 임의로 $P_c = 14psi$ 로 정하였다. Fig. 7은 Fig. 2와 Table 2에 제시된 연소실 파라미터 case 1, 3, 5의 시간에 따른 연소실 특성길이 및 압력의 변화를 나타내고 있다. JPL-534 추진제를 사용한 결과를 살펴보면 Fig. 6의 안정 영역에 포함된 case 1과 case 5의 경우, 연소가 시작되면서 연소실 압력이 급격히 증가하여 계산 결과가 수렴하면서 설계 압력에 도달된 후 연소실 특성길이가 증가한다. 그러나 설계 압력이 불안정 영역에 있는 case 3에서는 L^* 의 증가폭이 크지 않은 것을 볼 수 있다. 이러한 현상은 낮은 압력에서 연소율이 낮아 결과적으로 연소실 공동 부피의 증가가 다른 경우(case 1, case 5)에 비해 상당히 낮기 때문인 것으로 판단된다.

Fuel A를 사용한 결과는 JPL-534 추진제를 사용한 결과와 달리 모든 case에서 연소실 특성길이의 증가폭이 매우 작은 것을 볼 수 있다. 이는 JPL-534의 case 3과 마찬가지로 낮은 압력으로 인한 저 후퇴율 때문인 것으로 추정된다. 주목할 점은, 안정 영역에 있는 case 1 또한 연소실 특성길이의 증가가 작다는 것이다. 이를 통해 연소실 설계 시 설계점은 L^* 안정도 곡선으로부터 적절한 마진의 압력 범위 내 있어야 하는 연소실 제원을 이용해야 함을 알 수 있다.

IV. 결 론

본 논문에서는 고체로켓 모터의 비음향 저주파 연소불안정인 L^* 불안정의 추진제 변화에 따른 민감도를 파악하고자 L^* 안정성 해석을 수행하였다. 또한, 임의의 연소실 파라미터들을 선정하여 다섯 가지 연소실에 대한 L^* 안정도를 판

단하였다. 대부분의 경우 연소실 압력이 시스템의 안정성을 결정짓는 주요 변수라는 것을 재차 확인할 수 있었으며 고체로켓의 경우 추진제의 연소율이 압력에 의해 결정되는 만큼 비음향 불안정 또한 압력 민감도가 지배적임을 알 수 있었다. 추진제 종류별 민감도를 살펴본 결과 L^* 안정도 곡선은 추진제의 물성치는 물론, 연소실 압력, 압력지수 n 에 따라 크게 달라진다는 사실도 도출되었다. 연소 진행에 따른 L^* 및 압력의 변화를 비교한 결과, 안정 영역에 위치한 설계점들 중에서도 안정도 곡선에 근접한 설계점은 L^* 증가량이 매우 적은 것을 확인하였다. 이를 통해 저주파 비음향 불안정을 회피하기 위해서는 무차원 임계특성시간을 $\tau_n \approx 1$ 이상으로 설계해야 함을 제시하였다. 또한 설계점은 L^* 안정도 곡선으로부터 적절한 마진의 압력 범위 내 있어야 하는 연소실 제원을 이용해야 함을 도출하였다.

후기

본 연구는 방위사업청과 국방과학연구소의 지원으로 수행되었으며, 이에 감사드립니다. (계약번호 UD110093CD)

참고문헌

[1] F.E.C. Culick, "Combustion Instabilities in Solid Propellant Rocket Motors", von Karman Institute, 27~31 May 2002, pp. 10.
 [2] 윤명원, 김경무, "고체로켓 모터의 연소불안정 사례분석", 한국항공우항공학회지 제31권 제1호, 2003.2, pp. 133-140.
 [3] Fred S. Blomshield, "Lessons Learned in Solid Rocket Combustion Instability", Naval Air Warfare Center Weapons Division, China Lake, CA, 93555, 2006.
 [4] Luigi De Luca, Edward W. Price, Martin Summerfield, "Nonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants", Progress in Astronautics and Aeronautics, July 1992, pp. 43~44.
 [5] R. Akiba and M. Tanno, "Low Frequency Instability in Solid Propellant Rocket Motors", Proceedings of the 1st Symposium

(International) on Rockets and Astronautics, Tokyo, 1959, pp. 74-82.

[6] L. Crocco and S.I. Cheng, "Theory of Combustion Instability in Liquid Propellant Rocket Motors", AGARDograph No. 8, Butterworths Scientific Publications, London, 1956.

[7] F.A. Anderson, L.D. Strand, and R.A. Strehlow, "Low Pressure Rocket Extinction", AIAA Journal, Vol. 1, No. 11(1963), pp. 2669-2671.

[8] Robert Sehgal and Leon Strand, "A Theory of Low-Frequency Combustion Instability in Solid Rocket Motors", Jet Propulsion Laboratory, California Institute of Technology, Pasadena, Calif, pp. 696~702.

[9] H.S. Tsien, "Servo-Stabilization of Combustion in Rocket Motors", Journal of the American Rocket Society, Vol. 22, No. 5, 1952, pp. 256-262

[10] F.E.C. Culick, "Unsteady Motions in Combustion Chambers for Propulsion System", RTO AGARDograph, 2006.

[11] 기태석, 하동성, 진정근, 이호성, 윤현걸, "핀틀을 장착한 고체추진기관의 비정상 연소 성능 분석", 한국추진공학회지 제19권 제1호, 2015.2, pp. 68-75.

[12] E.W. Price, "L* Instability", Nonsteady Burning and Combustion Stability of Solid Propellants, 1992, Chapter 9 pp. 325-361.