

큰 초기 연소면적을 가지는 고체 모터의 침식 연소 및 연소 불안정

진정근* · 차홍석* · 이도형*

Erosive burning and combustion instability of the solid rocket motor with large initial burning surface area

Jungkun Jin* · Hong-seok Cha* · Dohyung Lee*

ABSTRACT

In order to obtain high thrust at the beginning of the flight, the solid rocket motor with large initial burning surface area was designed and tested. From the static firing test, lower initial thrust was obtained compared with the expected thrust based on the internal ballistic prediction due to the negative erosive burning effect which reduced the burning rate estimated by APN Law. In addition, the radial mode combustion instability was observed with 8 fins grain configuration. This instability was removed after the odd number of fins were used.

초 록

초기 추력을 증가시키기 위하여 넓은 초기 연소 면적을 가지는 고체 로켓 모터를 설계하고 지상연소 시험을 수행하였다. 그 결과 연소 거리에 따른 연소 면적 변화를 고려한 내탄도 성능 예측에 비하여 초기 압력과 추력이 낮게 측정되었다. 연소실 내부 유속과 연소 거리에 따른 연소 속도 변화를 검토한 결과 압력에 의하여 결정되는 연소 속도 대비 연소 속도가 감소하는 negative erosive burning이 발생함을 확인하였다. 또한 8개의 대칭형 fin 형상을 적용하여 radial mode의 연소 불안정이 발생함을 확인하였으며 fin의 배치를 변경하여 대칭성을 제거함에 따라 연소 불안정이 억제되었음을 확인하였다.

Key Words: Solid Rocket Motor(고체 추진기관), Negative erosive burning(Negative 침식 연소), Combustion Instability(연소 불안정)

1. 서 론

고체 로켓 모터의 설계에 있어 그레인 형상은

주어진 외형 조건으로부터 시간에 따른 추력 변화를 결정하는 중요한 인자이다[1]. 특히, 초기 연소 면적은 추진기관의 초기 추력을 결정하여 발사 직후 유도탄의 가속도를 결정하게 되는데 발사관 이탈 과정, 발사 직후 구동 날개 전개, TVC (Thrust Vector Control)을 이용한 초기 선

* 국방과학연구소 4기술연구본부

† 교신저자, E-mail: jungkunjin@add.re.kr

회 등의 초기 이벤트에 따라 적절한 초기 추력이 요구된다.

주어진 공간에서 최대한 넓은 연소 면적을 확보하고 빈 공간으로 남게 되는 자유체적을 최소화하기 위해서 추진제 그레인 형상으로 다수의 핀을 제공한다. 기본적으로 추진제 중앙에 단순히 원통형 공간을 제공하면 연소거리에 따라 연소 면적이 증가하는 progressive 패턴이 만들어 지는데 여기에 다수의 핀이 추가되면 초기 연소 면적이 증가하여 neutral에 가까운 추력 및 압력 곡선을 얻을 수 있다[2].

충전율이 높은 고체 추진기관에 있어 초기 연소 면적을 충분히 확보하면 연소가스가 통과하는 단면적에 비하여 추진제 표면에서 발생하는 연소 가스 질량이 많아지게 된다. 이에 따라 중심부 유속이 증가하게 되며 연소 속도가 증가하는 침식 연소 효과가 나타나게 된다[3]. 침식 연소가 발생하여 연소 속도가 증가하게 되면 초기 압력의 overpeak가 발생하여 연소관에 구조적인 문제를 야기할 수 있다[2].

본 논문에서는 다수의 핀이 포함된 그레인 형상이 적용된 고체 추진기관에서 발생한 침식 연소 현상 및 핀 형상에 따른 연소 불안정 발생에 대한 연소시험 분석 결과 및 해결 방안에 대한 연구를 수행하였다.

2. 침식 연소 현상

2.1 8 fin 그레인 모타 시험

본 연구에서 사용한 고체 추진기관의 그레인 형상은 Fig. 1과 같으며 전체 길이에 대하여 8개의 핀이 45도 간격으로 배치되어 있다. 추진제는 HTPB/AP 복합 추진제이며 AI은 혼합하지 않았다. 연소 시험은 추진제 온도를 달리하여 총 4회 수행하였다(Table 1).

8 fin-1의 예측과 시험 결과를 비교하여 Fig. 2, 3에 제시하였다. 압력과 추력 곡선은 후반부의 경우 예측과 유사한 반면 fin 형상이 존재하는 초기부터 0.25 시간까지의 구간은 많은 차이가 있음을 확인할 수 있다. 특히 초기 추력은 예

측보다 12% 정도 낮은 추력을 보이고 있음을 알 수 있다. Fig. 4는 온도별 시험 결과로부터 quasi steady state 관계식을 이용하여 추정된 연

Table 1. Propellant temperature

	8 fin-1	8 fin-2	8 fin-3	8 fin-4
$T_{\text{grain}} (\text{°C})$	20	-40	20	50

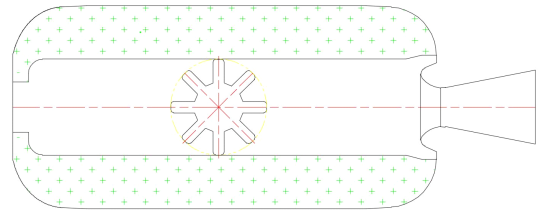


Fig. 1 CASE 1 추진제 그레인 형상

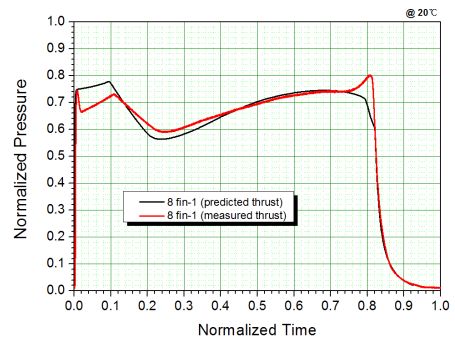


Fig. 2 P-t curve (8 fin-1)

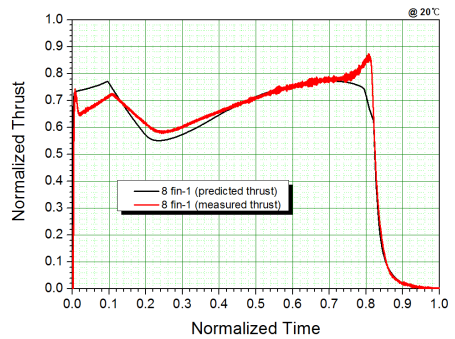


Fig. 3 F-t curve (8 fin-1)

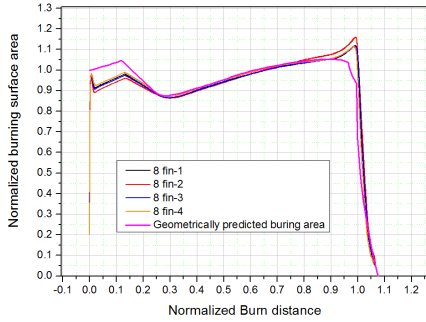


Fig. 4 Burning area with respect to the burn distance

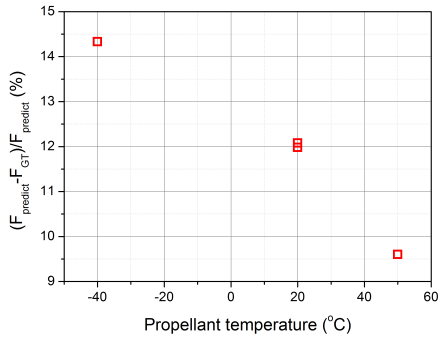


Fig. 5 Thrust difference between predicted and measured value with respect to the propellant temperature (@ 0.01 normalized time)

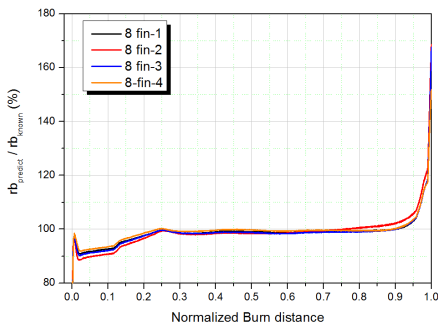


Fig. 6 Burning rate coefficient with respect to the burn distance

소 거리에 따른 연소면적 변화 거동을 나타내고 있다. 시험 결과로부터 추정된 초기 연소면적은 모두 그래인 형상으로부터 예상되는 초기면적보다 작은 값을 유지하고 있다. 추력 측면에서는 Fig. 5에 제시된 바와 같이 예측 대비 감소 비율

이 추진제 온도가 증가함에 따라 감소하는 경향은 있으나 모든 온도 범위에서 연소 면적으로 예측된 추력보다 작은 추력이 획득되었음을 알 수 있다.

연소 면적 변화는 초기 그래인 형상에 대하여 수직인 방향으로 연소면이 진행한다는 큰 전제 조건에서 예측되는 것으로 기하학적으로 결정되는 것이다. 따라서 각 시험에서 나타난 초기 압력 및 추력의 차이를 명확하게 이해하기 위하여 연소 속도 보정 계수의 상대치를 비교하여 Fig. 6에 제시하였다. Fig. 7은 추진제 단면에서 연소가 진행됨에 따른 연소면 변화를 나타내고 있으며 fin 형상이 사라지는 시점은 C에 해당한다. Fig. 6에 식 (1)로 계산한 연소 속도 보정 계수를 fin 형상이 사라진 이후의 (0.25 이후)의 연소 속도 보정 계수를 이용하여 정규화한 수치로 핀 형상이 남아있는 경우와 사라진 경우에 strand burner로 측정된 연소 속도 대비 보정 정도가 다르게 나타남을 알 수 있으며 초기에는 그 수치가 낮다가 fin 형상이 사라지면 특정 수치에 수렴하여 유지되고 있음을 알 수 있다.

$$\eta_{rb} = \frac{C_D A_t}{a P^n A_b \rho_p} \quad (1)$$

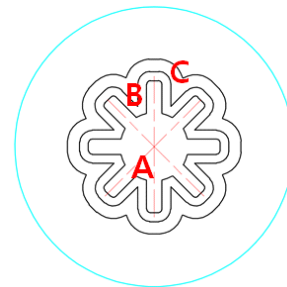


Fig. 7 Regression of the burning surface

2.3 추진제 충전 방식에 따른 영향

연소 거리에 따라 연소 속도 보정 계수의 차이가 발생하는 원인이 추진제의 hump effect일 경우 추진제의 충전 방식에 따라 차이가 날 수

있다. 충전 방식은 먼저 추진제 코어를 삽입한 상태에서 추진제를 충전하는 방식(선코어링, casting 1)과 추진제를 연소관에 충전해 둔 상태에서 코어를 삽입하는 방식(후코어링, casting 2)으로 나눌 수 있다. 동일한 그래인 형상에 대하여 두 가지 다른 충전 방식으로 제작한 모터의 시험 결과 추력 거동에 차이가 없음을 확인하였다(Fig. 8).

2.4 Negative erosive burning

Fig. 9는 초기 연소면적 조건에 대한 그래인 내부 유속 분포를 나타내고 있다. Fig. 9에 따르면 전방부에서 축적된 연소가스에 의하여 노즐 출구방향으로 갈수록 연소실 내부 유속이 증가하는 것을 확인할 수 있으며 중앙부에서 연소실 끝단까지의 영역에서 100 ~ 250 m/s 수준의 유동장이 형성되는 것을 확인할 수 있다. 길이방향으로의 유속 증가는 정압력(static pressure)의 감소로 나타난다. APN으로 정의되는 연소 속도에서 길이 방향으로의 압력 감소는 연소 속도 감소를 일으키지만 유동해석 결과로부터 길이 방향으로의 압력 감소를 연소 속도로 환산하면 3% 수준의 감소로 앞서 시험에서 확인된 연소 속도 보정 값의 차이를 설명하는 데에는 한계가 있다.

통상적으로 내부 유속이 빠르면 유동으로부터 추진제 표면으로의 열전달이 증가하여 연소 속도가 증가하는 positive erosive burning 효과가 나타난다[3]. 그러나 Fig. 10과 같이 특정 속도 이하의 유속에 대해서는 연소속도가 줄어드는 negative erosive burning이 발생할 수 있다. positive erosive burning이 발생하는 경우에는 gas-phase combustion zone이 laminar sub-layer 밖에 있어 난류 영향을 많이 받고 난류에 의한 표면으로의 열전달 증가에 의하여 추진제로의 열유속이 증가하여 연소 속도가 빨라진다[6].

Negative erosive burning의 메커니즘은 정확히 알려진 바가 없으나 gas-phase combustion zone이 laminar sub-layer 안에 위치하는 것으로 알려져 있다. 이 경우 연소 반응에 의하여 발생한 열에너지가 연소 가스의 운동에너지로 일부 전환되는데 경계층 밖의 유동(추진제 표면에 평

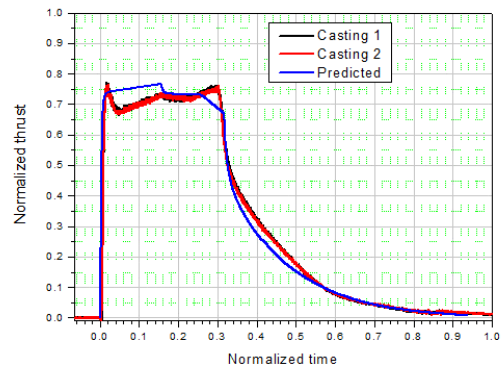


Fig. 8 Thrust comparison using different casting process

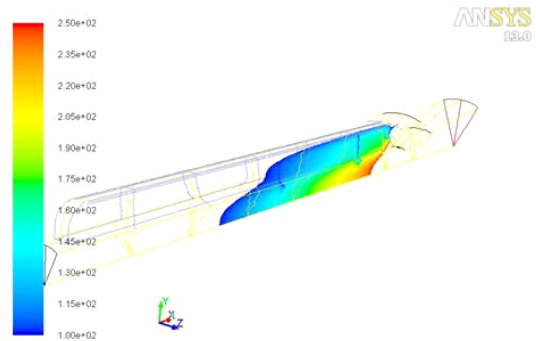


Fig. 9 Velocity contour in the combustion chamber

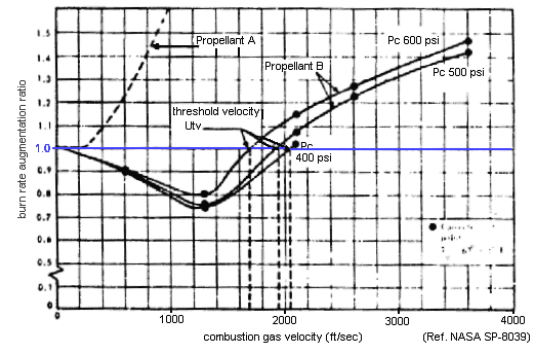


Fig. 10 Burning rate change with different combustion gas velocity [10]

행한)에 의하여 가지게 되는 유속으로 인하여 strand burner와 비교하여 더 많은 에너지가 운동에너지로 전환되고 그에 따라 화염 온도가 감소하는 것으로 본다. 화염 온도가 감소하면 추진

제 표면으로의 열유속이 감소하고 표면 온도가 감소하여 연소 속도가 다소 감소하는 것으로 설명하고 있다

negative erosive burning은 수백 m/s의 유속 수준에서 발생하는 것으로 알려져 있다. 실험에 따르면 10 m/s의 유속에 대하여 3~5%의 연소속도 감소가 발생하는 것으로 알려져 있는데 유동해석으로부터 확인된 연소실 내부 유속은 수십 m/s ~ 200 m/s 수준으로 negative erosive burning 현상 발생이 가능한 영역이다.

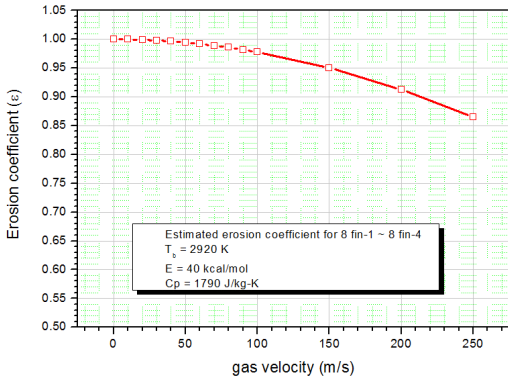


Fig. 11 Erosion coefficient with different gas velocity

$$\epsilon = \frac{m_w}{m} = \frac{\rho_{sw} v_{sw}}{\rho_s v_s} \quad (2)$$

$$\epsilon = \exp \left[\frac{E}{2RT_b} \left(1 - \frac{1}{1 - w_\infty^2 / 2w_0^2} \right) \right] \quad (3)$$

$$w_0 = \sqrt{\frac{c_p RT_b^2}{E}} \quad (4)$$

erosion coefficient, ϵ 은 식 (2)와 같이 정의되며 간단한 에너지 보존식으로부터 유도된 ϵ 은 식 (3), (4)와 같다. 시험에서 사용한 추진제는 HTPB/AP로 일반적인 활성화 에너지 (~ 40 kcal/mole)[9] 을 적용하면 RT_b/E 는 약 0.146 수준이며 식 (3), 식 (4)를 이용하여 획득한 erosion coefficient는 Fig. 11과 같다. 100 m/s의 유속 발생 시 약 5% 정도의 연소속도 감소가 발생할 수 있으며 150 m/s 유속 발생시 약 10%의 연소속도 감소가 발생할 수 있다. 8 fin-1의 초기 연소 속도 보정 계수와 중기 연소속도 보정계수를

비교하면 0.913 : 1로 중기 이후에 negative erosive burning이 거의 없다면 초기의 erosion coefficient는 약 0.913 수준이며 이를 Fig. 11에서 연소속도로 변환하면 약 130 ~ 140 m/s의 유속에 해당한다. 이는 유동해석으로 획득한 유속의 범위와 유사하다.

상기 내용을 종합하면 8 fin-1 ~ 8-fin-4 에서 연소 초기에 연소실 내 유속에 의하여 negative erosive burning 현상이 일어나고 연소가 진행됨에 따라 유속이 감소하여 그 효과가 완화된다. 그리고 실린더 형상에 근접한 후에는 그 완화 정도가 약화된다. 이 때문에 초기에는 연소 속도 보정 계수가 작은 값에서 시작되어 점진적으로 증가하고 특정 시점 이후에는 일정한 값을 유지하는 것으로 볼 수 있다.

3. 연소 불안정

3.1 추진제 변경에 따른 연소 불안정 현상

Fig. 2, 3의 압력 및 추력 곡선에 따르면 연소 말기에 연소면적 변화 거동과 관계없이 추력 및 압력이 증가하는 구간이 나타난다. 이러한 비정상적인 거동을 차단하기 위하여 일부 추진제 조성을 변경하여 연소 시험을 수행하였다 (propellant A → propellant B). Fig. 12는 추진제 변경 전 후의 연소 압력 거동을 나타내고 있다. 기대대로 연소 말기의 압력 증가 현상은 감소한 것으로 확인되었다. 그러나 연소 fin 형상이 유지되는 구간에서 연소 불안정이 발생함을 확인할 수 있다. 연소 불안정이 발생한 시간 구간은 초기부터 fin이 사라지는 구간이며 fin 형상이 사라지고 원형에 가깝게 연소면이 진행되는 구간에서는 연소 불안정이 사라졌다. 주파수 분석 결과를 Fig. 13에 제시하였으며 FFT 분석 결과 약 700 Hz, 8 kHz에서 amplitude가 확인되었다. 압력 센서에는 12 kHz의 하드웨어 필터가 장착되어 그 이상의 진동은 확인할 수 없다.

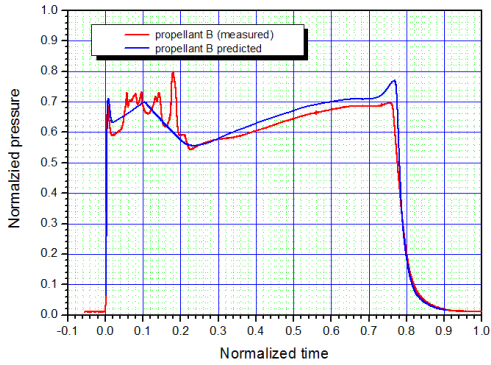


Fig. 12 P-t curve with propellant B

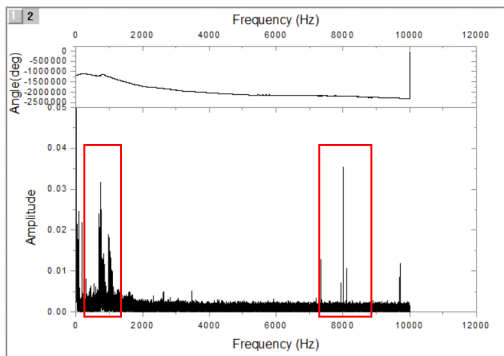


Fig. 13 FFT analysis of P-t curve

Table 2. 1L mode frequency.

Direction	frequency
Longitudinal	$f = \frac{a}{2L} = 719 \text{ Hz}$
Radial	$f = \frac{\lambda a}{2L} = 7,737 \text{ Hz}$
Tangential	$f = \frac{\lambda a}{D} = 7,433 \text{ Hz}$

그레인 형상을 기준으로 길이 방향, 반경 방향 접선 방향의 1L mode 주파수를 산출하면 Table 2와 같다. 따라서 압력 신호의 FFT 분석 결과에서 확인된 8kHz의 압력 진동은 radial mode로 추정되고 700Hz의 압력 진동은 longitudinal mode로 추정된다. 그러나 longitudinal mode의 진폭은 상대적으로 sharp하지 않아 확실한 판단은 어렵다.

3.2 연소 불안정 제거 방안

앞서 분석 결과로부터 radial mode의 연소 불안정이 발생하였는데 이는 모든 fin이 대칭으로 배치되어 있어 fin 사이를 오가는 음향 파에 의한 연소 불안정으로 볼 수 있다. 이를 해결하기 위하여 Fig. 14와 같이 fin을 하나 추가하여 fin 간의 대칭성을 없애는 그레인 형상을 적용하였다. 또한 high frequency damping을 이용한 연소 불안정 억제를 위하여 기존에 혼합된 ZrC 농도를 0.5%에서 1.0 %로 증가시켰다.

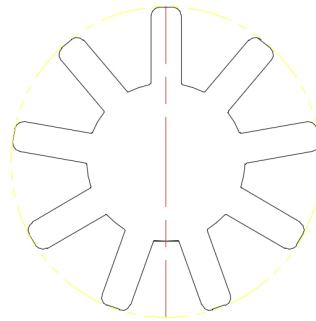


Fig. 14 9 fin grain configuration

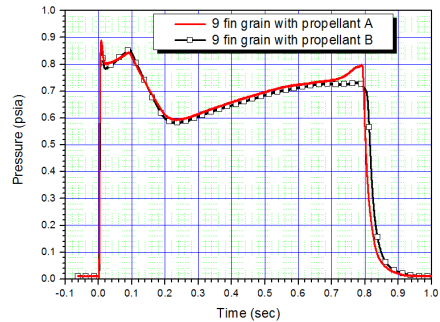


Fig. 15 P-t curve for 9 fin grain configuration

Fig. 15는 그레인 형상 변경 후 시험 결과를 두 추진제에 대하여 유사한 압력 곡선이 획득되었으며 propellant B에서 발생한 연소 불안정역시 사라졌음을 확인할 수 있다. 또한 본래의 목적인 연소 말기의 압력 피크 역시 개선된 것을 확인할 수 있다.

4. 결 론

넓은 초기 면적을 가지는 고체 모타에 대한 지상연소 시험 결과로부터 일반적으로 알려진 positive erosive burning이 아닌 negative erosive burning이 발생함을 확인하였다. negative erosive burning은 연소실 내부 유속이 특정 속도 이하일 때 발생하는 현상으로 시험으로부터 그 현상을 확인하였다. 이러한 negative erosive burning은 연소실 내부 유속이 너무 빠르지도 느리지도 않은 중간 속도 범위에서 발생하며 이에 대한 연구는 많지 않은 편이기에 향후 이와 관련한 이론 및 실험적인 연구가 추가로 이루어져야 할 것으로 판단된다.

한편 대칭으로 배치된 fin 형상에 대하여 추진제 변경 시 연소 불안정이 발생하였으며 분석 결과 radial mode인 것으로 확인되었다. 이에 따라 fin을 홀수로 구성하여 반경 방향으로의 대칭성을 제거하여 연소 불안정을 억제하고자 하였으며 최종 연소 시험을 통하여 연소 불안정이 억제되었음을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. D. Lee, J. Yang, S. Oh, "Development of the propellant grain design program," 2007 *KSPE Fall Conference*, 2007.
2. Sutton, G.P., *Rocket Propulsion Elements*, 6th ed., John Wiley & Sons Inc., New York, N.Y., U.S.A., 1992.
3. J. Lee, J. Jin, S. Kim, G. Jung, "Modeling

- of Erosive Burning for Fluid-Structure Integration Analysis of Solid Rocket Motor," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 4, pp. 9-18, 2016.
4. K. O. Sabdenov et al., "Mechanism of the negative erosion effect", *Combustion, Explosion, and Shock Wave*, Vol. 49, No. 3, pp. 273-282, 2013.
5. K. O. Sabdenov et al., "Analytical calculation of the negative erosive burning rate", *Combustion, Explosion, and Shock Wave*, Vol. 49, No. 6, pp. 690-699, 2013.
6. K. O. Sabdenov et al., "Analytical calculation of the negative erosive burning rate", *Combustion, Explosion, and Shock Wave*, Vol. 49, No. 6, pp. 690-699, 2013.
7. K. O. Sabdenov et al., "Threshold nature of erosive burning", *Combustion, Explosion, and Shock Wave*, Vol. 44, No. 3, pp. 300-309, 2008.
8. K. O. Sabdenov et al., "Threshold nature of erosive burning", *Combustion, Explosion, and Shock Wave*, Vol. 44, No. 3, pp. 300-309, 2008.
9. G. Lengelle et al., "Chap 4. Combustion of solid propellants", *RTO educational notes EN-023, NATO*, 2002.
10. NASA SP-8039, "Solid Rocket Motor Performance Analysis and Prediction", *NASA Space Vehicle Design Criteria, NASA*, 1971.