研究論文

DOI: http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.2.057

점탄성을 고려한 고체추진제의 파괴인성 평가

하재석* · 김재훈**† · 정규동*** · 박재범*** · 양호영* · 서보휘*

Fracture Toughness Evaluation of a Solid Propellant Considering Viscoelasticity

Jaeseok Ha* · Jaehoon Kim**† · Gyoodong Jung*** · Jaebeom Park*** · Hoyoung Yang* · Bohwi Seo*

ABSTRACT

A crack in a solid propellant increases the area of burning surface, which leads to excessive burning that causes motor failure. Therefore, it is necessary to evaluate fracture toughness of solid propellants. However, it is very difficult to measure fracture toughness of solid propellants because of the nonlinear mechanical behavior. In this study, evaluation of fracture toughness on a solid propellant was carried out under the assumption that the solid propellant is a linear viscoelastic material. Actual displacements from fracture toughness tests using CCT specimens were converted into pseudo-elastic displacements by using stress relaxation characteristics and fracture toughness was evaluated using ASTM E399 standard. Also, effects of test temperature and speed on the fracture toughness were considered.

초 록

고체추진제 내부의 균열은 연소면적을 증가시키기 때문에 과연소를 발생시키며 로켓의 기능을 상실하거나 파손되는 문제로 이어질 수 있다. 따라서 고체추진제의 설계에서 균열진전에 대한 저항력인 파괴인성의 평가가 요구된다. 하지만 고체추진제의 특성상 복잡하고 심한 비선형 거동을 나타내기 때문에 파괴인성을 측정하는 데에는 많은 어려움이 있다. 본 연구에서는 고체추진제를 선형점탄성 재료로 가정하여 파괴인성을 평가하였다. CCT(Center-cracked Tension) 시험편을 이용한 파괴인성시험을 수행하였으며 점탄성재료에서 나타나는 응력완화현상을 이용한 가상탄성변위를 계산하여 ASTM E399 규격을 통해 파괴인성을 평가하였다. 또한 파괴인성에 대한 시험온도, 시험 속도의 영향에 대한 결과를 고찰하였다.

Key Words: Viscoelasticity(점탄성), Stress Relaxation(응력완화), Fracture Toghness(파괴인성), Solid Propellant(고체추진제), Pseudo-elastic Displacement(가상탄성변위)

접수일 2012. 11. 28, 수정완료일 2013. 3. 15, 게재확정일 2013. 3. 21

* 학생회원, 충남대학교 기계설계공학과
** 종신회원, 충남대학교 기계설계공학과
*** 정회원, 국방과학연구소 4기술연구본부 미래추진기술센터
† 교신저자, E-mail: kimjhoon@cnu.ac.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2012년도 추계학술대회(2012. 11. 22-23, 여수 디오션리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

고체추진제는 경화반응 중의 열응력, 저장 시 발생하는 온도변화, 이동 중에 발생하는 진동하

중, 점화 시 발생하는 급격한 연소압력 등에 의해 표면 또는 내부에 균열이 발생할 수 있다. 또한, 요구되는 추력양상에 따라 다양하고 복잡한 형상의 단면으로 설계되기 때문에[1] 응력집중이 발생하는 기하학적 불연속부에서 균열이 발생할 수 있다. 이러한 고체추진제 균열은 구조적 문제를 야기할 수 있다. 균열이 있는 고체추진제가 연소될 때 균열은 성장 및 전파되어 연소 표면적을 증가시키므로 고체로켓은 과연소 될 수 있으며, 설계치 이상의 높은 연소압력으로 연소관의 손상 및 로켓의 파손까지 발생할 수 있다. 따라서 고체추진제의 설계에 있어서 이러한 균열 문제를 방지하기 위해서는 균열진전에 대한 저항력인 파괴인성의 평가가 필수적인 요소이다.

고체추진제의 파괴인성 평가에 대한 국외 연구동향을 보면, CCT(Center-cracked tension) 시험편과 CT(Compact tension) 시험편을 사용하여 파괴인성시험을 수행하고 ASTM E399규격을 사용하여 파괴인성을 평가 하였다[2]. 또한 파괴인성결과에서 강성감소(stiffness drop)에 기인한 점성변형을 구분하기 위해 사용유한요소 코드를 사용하였으며, 그 결과를 통해 파괴인성을 평가하였다[3]. 이러한 연구동향에서 볼 수 있듯이 고체추진제의 파괴인성을 평가하기 위해 선형점탄성 재료를 가정하여 연구를 수행하고 있다. 하지만 실제 고체추진제의 점탄성 특성인 응력완화를 고려한 파괴인성 평가에 대한 연구는 부족한 실정이다.

본 논문은 고체추진제 CCT 시험편을 사용한 파괴인성시험을 수행한 뒤 응력완화를 고려하여 가상탄성변위를 계산하는 방법을 제시할 것이다. 또한 그 결과를 사용하여 ASTM E399규격에 따라 파괴인성을 평가하고, 파괴인성에 대한 시험온도와 시험 속도의 대한 영향을 고찰하고자 한다.

2. 이론적 배경

2.1 ASTM E399 규격에 의한 파괴인성 평가

파괴인성의 평가방법은 선형탄성 파괴역학을 바탕으로 한 ASTM E399[4] 시험규격에 규정되어 있다. 선형탄성 파괴역학으로부터 CCT 시험편의 경우 파괴인성은 다음과 같은 식으로 결정된다[5].

$$K_Q = \frac{P_Q}{B\sqrt{W}} f\left(\frac{a}{W}\right) \tag{1}$$

$$f\left(\frac{a}{W}\right) = \sqrt{\frac{\pi a}{4W}} sec\frac{\pi a}{2W}\left[1-0.025\left(\frac{a}{W}\right)^2+0.06\left(\frac{a}{W}\right)^4\right] \tag{2}$$

여기서, W는 시험편의 폭, B는 시험편의 두께, a는 균열길이, P_Q는 균열개시하중, $f\left(\frac{a}{W}\right)$는 형상에 대한 보정계수이다. P_Q는 하중- 변위 선도에서 초기 선형구간 접선의 95% 기울기로 작도한 선의 교차점으로 결정하여 K_Q값을 계산하고, 아래와 같은 평면변형률 파괴인성의 조건을 만족할 경우 평면변형률 파괴인성 K_{IC} 값으로 인정한다.

$$\frac{P_{\max}}{P_Q} < 1.10 \tag{3}$$

$$W-a > 2.5\left(\frac{K_Q}{\sigma_{ys}}\right)^2 \tag{4}$$

여기서, $P_{\max}$는 파괴인성 시험에서의 최대하중, σ_{ys}는 0.2%오프셋 항복강도이다. 그러나 고체추진제의 경우 항복의 의미를 정의하는 명백한 개념이 없기 때문에 기존의 고체추진제 인장시험 데이터로부터 항복강도를 정의하는 것은 불가능하다. 따라서 본 논문의 고체추진제 파괴인성 계산에서는 Eq. 4를 사용할 수 없기 때문에 평면변형률 파괴인성 K_{IC} 가 아닌 Eq. 1을 사용한 파괴인성 K_C 계산만을 수행하였다.

2.2 응력완화를 고려한 가상탄성변위

점탄성 재료의 특징적인 역학적 거동 중에는 응력완화가 있다. 응력 완화라는 것은 순간적으로 일정한 변형률을 주고 이를 일정하게 유지할

때 점탄성 재료 내부의 응력이 시간의 경과에 따라 감소하는 현상이다. Fig. 1은 일반적인 응력완화 현상을 응력-시간 선도로 나타낸 것이다. 따라서 점탄성 재료의 역학적 거동을 분석하기 위해서는 응력완화현상을 이해하고 적용하는 것이 요구된다.

점탄성 재료가 일정한 변형속도로 변형될 때 시간에 따른 응력 $\sigma(t)$와 변형률 $\epsilon(t)$ 사이의 관계는 다음과 같은 식으로 표현된다[6].

$$\sigma(t) = \overline{E}(t)\epsilon(t) \tag{5}$$

여기서, $\overline{E}(t)$는 평균완화계수(average modulus)로써 특정시간 t까지 감소된 완화계수의 평균값을 의미하며, 다음 식과같이 표현된다.

$$\overline{E}(t) = \frac{1}{t}\int_0^t E(t-\overline{z})dt \tag{6}$$

또한 점탄성 재료가 일정한 변형속도로 변형될 때 실제 점탄성 변위를 가상의 탄성변위로 계산하기 위해서는 평균완화계수를 적용해야 한다. 이러한 계산을 위해서는 응력완화시험을 통해 완화계수를 구해야 한다. 일정한 변형속도에서 완화계수를 알 경우 가상의 탄성변위는 다음 식과 같이 표현된다.

$$\triangle^e = \triangle \cdot \frac{\overline{E}(t)}{E(R)} \tag{7}$$

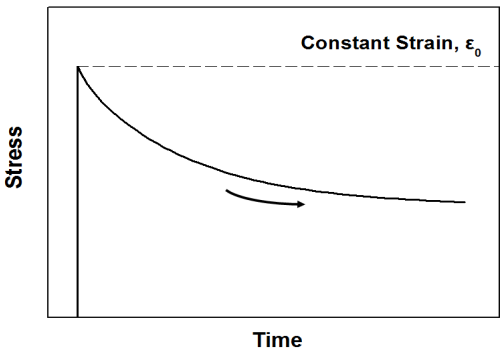


Fig. 1 Stress relaxation curve at constant strain for a viscoelastic material

여기서, $\triangle^e$는 가상탄성변위, $\triangle$는 실제 점탄성 변위, $E(R)$은 참조 완화계수($t=0$ 에서의 완화계수) 이다.

선형점탄성 재료를 가정한다면 $\overline{E}(t)$는 응력완화 시험에서 적용된 변형률에 독립적이다. 또한 매우 낮은 변형률 범위($\epsilon \leq 3\,\%$) 내에서는 변형률이 완화계수에 큰 영향을 미치지 않기 때문에 가상탄성변위 계산에 용이하다[7].

앞에서 언급한 ASTM 규격은 선형탄성거동에 대한 파괴인성 평가 방법이므로 고체추진제의 파괴인성 시험결과에 직접 적용하기에는 부적합할 수 있다. 따라서 고체추진제의 파괴인성시험결과에 Eq. 7을 적용하여 가상 탄성변위를 계산하고 파괴인성을 평가할 것이다.

3. 재료 및 시험 방법

3.1 시험 재료 및 시험편

본 연구에서 사용된 재료는 혼합형 고체추진제로써, 23.84vol%의 HTPB 고분자 바인더 내에 76.16vol% 의 AP 산화제(6~200 μm), Al 연료 미립자(5 μm)들이 결합되어 있다. 이 재료는 고분자물질인 바인더에 의해 점탄성 거동을 나타내기 때문에 온도변화에 따라 재료의 물성이 달라진다. Table 1은 2% 일정변형률에서 600 초 동안 수행한 응력완화시험으로부터 얻은 완화계수를 나타낸 것이다.

파괴인성시험의 경우 CCT 시험편을 사용하였다. 예비균열은 모든 시험편에 대하여 12.4 mm의 길이로서 예리한 칼날에 의해 삽입되었다. 고체추진제의 연한 특성상 직접적인 시험기 치구의 그립이 불가능하기 때문에 Fig. 2와 같이 시험편의 상하부에 에폭시 수지를 사용하여 알루미늄 파이프를 부착하고 시험치구를 제작하여 직접적인 시험편의 그립 없이 시험을 진행할 수 있다.

3.2 시험 방법

파괴인성 시험은 시험결과에 대한 온도, 변형속도의 영향을 분석하기 위해 시험온도는 60℃,

Table 1. Time dependent relaxation modulus of a composite solid propellant at different temperatures (t = [sec])

Temp. (℃)	Relaxation modulus (MPa)
60	1.70+0.53exp[-t/14.91]+0.59exp[-t/188.98]
20	2.29+1.17exp[-t/13.47]+0.93exp[-t/170.90]
0	2.55+2.02exp[-t/13.28]+1.52exp[-t/165.42]
-20	3.59+4.19exp[-t/13.16]+2.8exp[-t/170.80]
-40	6.13+11.33exp[-t/12.41]+6.91exp[-t/149.94]
-60	17.95+36.16exp[-t/14.05]+27.15exp[-t/158.45]

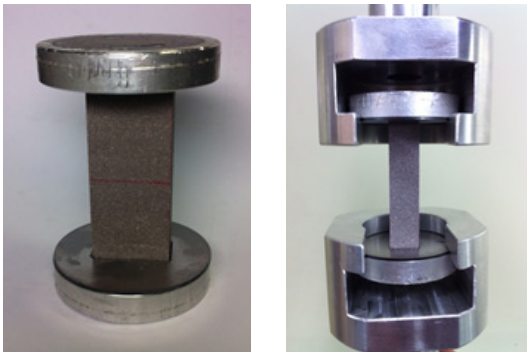
20℃, -20℃, -60℃에서 시험 속도는 0.5, 5, 50, 100 mm/min에 대하여 INSTRON 5567 시험기 및 INSTRON 3119 환경챔버를 사용하여 수행하였다.

시험결과로부터 얻은 실제 변위는 점탄성 변위를 나타낸다. 따라서 선형탄성거동에 대한 파괴인성 시험규격인 ASTM E399에 적용하기 위해 Eq. 7과 Table 1의 온도별 완화계수를 사용하여 가상의 탄성변위를 계산하였다. 파괴인성은 ASTM E399 규격에 따라 Eq. 1을 사용하여 계산되었다. 균열개시하중 P_Q는 하중-변위 선도에서 초기 선형구간 접선의 95%기울기로 작도한 선의 교차점으로 결정하고, 팝인(pop-in) 현상이 발생할 경우 팝인하중으로 결정하였다.

4. 결과 및 고찰

4.1 파괴인성 시험결과 및 가상탄성변위

파괴인성 시험결과로부터 얻은 실제 시험편의 변위는 Table 1의 완화 계수와 Eq. 7을 사용하여 가상탄성변위로 계산될 수 있다. Fig. 3은 가상탄성변위를 이용하여 계산된 전후를 응력-변형률 그래프를 나타낸 것이다. 실제 변위는 점탄성 변위를 의미하며, 가상탄성변위는 점탄성 특성에 의해 발생하는 응력완화성분을 제외한 변위를 의미한다. Fig. 3에서 볼 수 있듯이 가상탄성변위는 응력완화성분을 제외했기 때문에 전체적으로 실제 변위보다 작은 값을 갖는다. 또한 P_Q에서의 변형률은 60℃를 제외하고는 3% 이내로 나타나고 있어 20℃에서 -60℃범위에서는 가상탄성변위의 적용이 가능하다.



(a) (b)

Fig. 2 (a) CCT specimen, and (b) CCT specimen installed in a test jig set

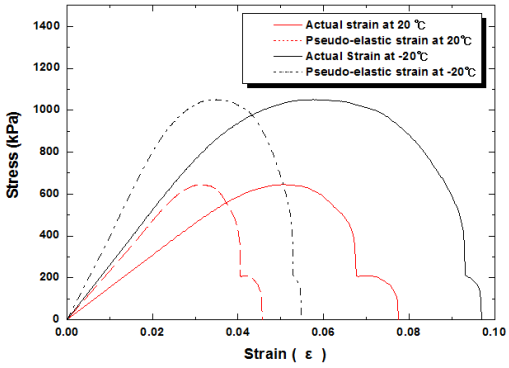


Fig. 3 Load-actual and pseudo elastic displacement curves of CCT specimens at 20 and -20℃

Table 2는 각각의 시험조건에 대한 파괴인성 K_C와 균열개시하중에서의 가상 탄성변위-실제변위의 비의 평균, $(\triangle_Q^e/\triangle_Q)_{avg.}$를 나타낸 것이다.

각 조건에 대한 파괴인성 시험에서 응력완화 정도에 대한 시험온도와 시험 속도의 영향을 확인하기 위해 Fig. 4에 $(\triangle_Q^e/\triangle_Q)_{avg.}$를 온도 및 시험 속도에 대하여 나타냈다. Fig. 4에서 볼 수 있듯이 시험 속도를 기준으로 보았을 때 0.5 mm/min에서 가장 큰 응력완화가 발생하였으며

Table 2. Pseudo-elastic and actual displacement ratio at P_Q and fracture toughness different test conditions

Test Speed (mm/min)	Temp (℃)	$(\triangle^e_Q/\triangle_Q)_{avg.}$ (%)	K_C (kPa)
0.5	60	65.42	33.72
	20	57.97	37.85
	-20	43.04	50.63
	-60	44.84	155.2
5	60	81.30	38.96
	20	74.49	48.01
	-20	65.19	70.72
	-60	68.62	202.81
50	60	97.13	37.31
	20	96.50	45.72
	-20	96.47	69.71
	-60	97.75	250.29
100	60	99.64	39.31
	20	99.60	53.24
	-20	99.33	143.42
	-60	99.26	331.21

가상탄성변위는 실제변위의 44.84-65.42% 수준으로 확인되었다. 5 mm/min의 경우 가상탄성변위는 실제변위의 68.62-81.30% 수준으로 확인되었다. 50, 100 mm/min의 경우 가상탄성변위는 실제변위의 96.47-99.64%수준으로 확인 되었으며, 시험 속도 0.5, 5 mm/min에 비해 응력완화가 매우 적게 발생하였다. 이는 시험 속도가 증가함에 따라 시험편의 변형속도도 증가하며, 그만큼 응력완화가 충분히 발생할 시간이 감소하기 때문이다. 즉, 시험 속도가 증가할수록 응력완화의 영향은 줄어든다. 또한 Fig. 4에서 시험온도의 변화를 기준으로 보았을 때 시험 속도 50, 100 mm/min에서는 온도가 달라져도 응력완화정도의 차이는 1.28% 이내로 나타났다. 시험 속도 0.5, 5 mm/min에서의 응력완화정도는 시험온도가 60℃에서 -20℃로 감소함에 따라 증가하다가 -60℃에서 응력완화정도의 경향이 바뀌었다. 응력완화정도가 바뀌는 이유는 HTPB재료의 유리전이거동이 -60℃부근에서 발생하여 연성-취성전이 현상에 기인한 것으로 판단된다[8].

4.2 파괴인성에 대한 시험온도와 시험 속도의 영향

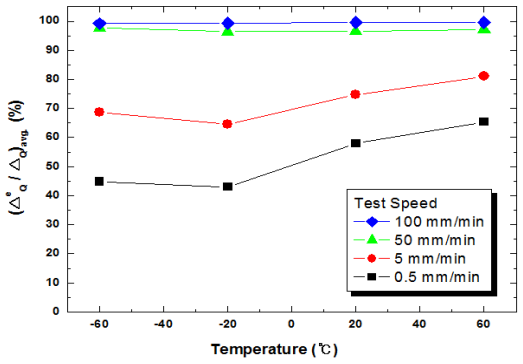


Fig. 4 Comparison of average pseudo elastic displacement-actual displacement ratio under different test conditions

파괴인성에 대한 시험온도의 영향을 확인한 결과, 파괴인성은 60℃에서부터 온도가 감소함에 따라 점진적으로 증가하다가 -60℃에서는 -20℃에서의 값보다 급격히 증가하였다. 이는 -60℃에서는 유리전이에 의한 연성-취성전이로 강도 증가에 따른 파괴메커니즘이 존재할 것으로 예상된다.

파괴인성에 대한 시험 속도의 영향을 확인한 결과, 전반적으로 시험 속도가 증가할수록 파괴인성이 증가하는 경향이 확인되었다. 이러한 경향이 나타나는 원인은 점탄성의 특성상 변형속도가 빠를수록 변형에 대한 저항이 증가하기 때문인 것으로 판단된다. 따라서 변형속도가 증가할수록 파괴에 저항하는 정도가 증가하는 것임을 알 수 있다. 또한, 온도가 낮아질수록 파괴인성의 증가정도는 증가하는 것으로 확인되었으며, 각 시험온도에서 시험 속도의 변화에 따른 파괴인성의 표준편차는 60℃에서 2.82, 40℃에서 6.03, -20℃에서 40.49, -60℃에서 67.66으로 나타났다. 따라서 온도가 낮아질수록 파괴인성에 대한 시험 속도의 영향은 증가하는 것으로 판단할 수 있다.

5. 결 론

본 논문은 고체추진제의 응력완화특성을 고려

하여 파괴인성을 평가하고, 파괴인성에 대한 시험온도 및 시험 속도의 영향을 확인하였으며 주된 결과는 다음과 같다.

(1) 가상탄성변위를 계산한 결과, 시험 속도가 증가할 경우 응력완화의 진행 시간이 감소하기 때문에 시험편의 완화정도는 감소하고 가상탄성변위는 증가한다.
(2) 파괴인성은 온도가 감소함에 따라 증가하며, 저온에서는 연성-취성전이에 의해 급격히 증가한다.
(3) 파괴인성은 시험 속도의 증가에 따라 증가한다. 이는 점탄성의 특성상 변형속도가 빠를수록 변형에 대한 저항이 증가하기 때문이다. 또한 온도가 낮아짐에 따라 시험 속도의 영향은 증가한다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소의 연구비 지원으로 수행되었으며, 이에 진심으로 감사를 드립니다. (계약번호: TE 100335CD)

참 고 문 헌

1. 고태식, 심진호, 용승주, 이병길, “소형 고체 로켓 추진제의 그레인의 형상 변화에 따른 추력 특성 연구,” 한국추진공학회 제30회 춘계학술대회 논문집, 2008, pp.349-352
2. Rao, S., Krishna, Y., and Rao, B. N., "Fracture Toughness of Nitramine and Composite Solid Propellants," Material Science and Engineering A, Vol. 403, Issues 1-2, 2005, pp.125-133
3. Tussiwand, G. S., Saouma, V. E., Terzenbach, R., and De Luca, R. E., "Fracture Mechanics of Composite Solid Rocket Propellant Grains: Material Testing," Journal of Propulsion and Power, Vol. 25, No. 1, 2009, pp.60-73
4. ASTM, "Standard Test Method for Linear -Elastic Plane-strain Fracture Toughness K_{IC} of Metallic Materials," Annual Book of ASTM Standards, ASTM E399, 2009, pp.1-33
5. Anderson, T. L., Fracture Mechanics: Fundamentals and Applications, 3rd edition, CRC Press, 2005
6. Christensen, R. M., Theory of Viscoelasticity: An Introduction, 2nd edition, Academic Press, 1982
7. Bencher, C. D., Dauskardt, R. H., and Ritchie, R. O., "Microstructural Damage and Fracture Processes in a Composite solid Rocket Propellant," Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 32, No 2, 1995, pp.328-334
8. Bohn, M. A. and Elsner, P., "Aging of the binders GAP-N100 and HTPB-IPDI Investigated by Torsion-DMA," Propellants, Explosives, Pyrotechincs 24, 1999, pp.199-205