

Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2016.20.3.071>

Kevlar/EPDM 내열고무의 압력 변화에 따른 열반응 비교

강윤구^a · 박종호^{b,*}

A Comparison with Thermal Reaction Characteristic of Kevlar/EPDM Internal Insulator by Change of Chamber Pressure

YoonGoo Kang^a · JongHo Park^{b,*}

^aThe 4th R&D Institute - 1st Directorate, Agency for Defense Development, Korea

^bMechanical Engineering, Chungnam National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: jhpark@cnu.ac.kr

ABSTRACT

Characteristic of thermal reaction of Kevlar/EPDM internal insulator used in a solid rocket motor chamber was investigated at 1,030 psi, 35.86 s and 1,406 psi, 36.63 s. Surface status after test was similar each other and thermal destruction depth was 4.10 mm and 4.18 mm, respectively. Kinetic constant ξ , ζ and thermal destruction velocity V_{TD} were also similar. It was concluded that characteristics of thermal reaction of Kevlar/EPDM internal insulator were not affected by change of chamber pressure.

초 록

내열고무 성능평가 모사시험장치를 이용하여 고체로켓추진기관 연소관의 내부단열을 위해 사용하는 Kevlar/EPDM 내열고무의 압력변화에 따른 열반응 특성을 비교하였다. 연소실 유효평균압력 및 유효 연소시간은 각각 1,030 psi, 35.86 s 및 1,406 psi, 36.63 s이었다. 시험후 시험편의 표면 상태는 차이가 없었으며, 열과괴두께는 각각 4.10 mm 및 4.18 mm이었다. 열반응 상수 ξ , ζ 및 열과괴 속도 V_{TD} 는 각각 0.7839, -0.1646, 0.1328 및 0.7836, -0.1730, 0.1346이었다. Kevlar/EPDM 내열고무의 열반응 특성은 압력변화에 따른 차이를 보이지 않았다.

Key Words: Solid Rocket Motor(고체로켓추진기관), Internal Insulator(내열고무), Thermal Reaction(열반응), Thermal Destruction(열과괴)

Nomenclature

Received 10 February 2016 / Revised 29 April 2016 / Accepted 5 May 2016
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

EPDM : Ethylene Propylene Diene Monomer
NBR : Nitrile Butadiene Rubber

PBI : Polybenzimidazole
 PSA : Polysulfonamide
 SBR : Styrene Butadiene Rubber

1. 서 론

고체로켓추진기관의 연소실 내부는 추진제가 연소되면서 발생하는 2,700℃이상의 고온 연소생성물로 채워지며, 복잡한 화학반응이 일어난다. 특히 추력 증진을 위해 추진제 내에 알루미늄과 같은 금속 첨가물을 사용하는 경우 응축된 금속 산화물 입자들로 인해 연소실 내부 온도는 더욱 상승한다.

이러한 극심한 열환경 하에서 연소시간 동안 혹은 임무시간 동안 연소관 구조물을 보호하기 위하여 열차폐시스템이 필요하며, NBR, EPDM, Silicone rubber, Polyisoprene 등과 같은 내열고무가 사용된다. 그 중 EPDM은 우수한 기계적 물성과 열적 안정성 때문에 선호되고 있다. EPDM은 다른 내열고무와 마찬가지로 단독으로는 사용할 수 없으며, 내삭마성, 단열성, 숯의 견고성 등을 위해 Silica, Kevlar, Carbon fiber 등과 같은 필러(Filler)를 첨가하여 사용한다.

열차폐시스템의 최적화를 위한 많은 연구가 진행되고 있다. 즉, 내열성 및 단열성이 우수하고 경량인 소재 개발, 소재의 열반응 특성 연구 및 열반응에 영향을 미치는 인자 연구, 실제 추진기관시험 혹은 모사모타시험을 통한 시험데이터의 확보 등이 그것이다. 이는 열차폐시스템의 최적화가 추진기관의 성능에 직접적인 영향을 미치기 때문이다.

Rajeev R. S. 등[1]은 EPDM, maleated EPDM, nitrile rubber를 기저 재료(Base material)로 하는 소재실험을 통하여 melamine fibre가 열특성 및 삭마특성을 증진시킨다고 하였으며, Gul Jamal[2]은 그의 논문에서 EPDM을 기저 재료로 필러, 즉 Cork, Kevlar, Asbestos의 함량을 변화시켜가면서 실험하였으며, 열차폐시스템으로 가장 적합한 조성을 제안하였다. Jia Xiaolong 등[3]은 삭마특성이 우수한 소재개발을 위해 PSA/

EPDM과 aramid EPDM의 내열성능을 실험적으로 비교하였으며, Sheu Shyu-Ming 등[4]은 Oxy-acetylene을 사용한 실험으로 V-44, Kevlar/EPDM, I-58에 대한 내열성능을 상대적으로 비교하였고, Martin Health Thomas[5]은 그의 논문에서 실험을 통하여 PBINBR과 CFEPDM의 내열성능을 비교하였다. 또한 Ahmed Ashraf Fathy[6]은 2,760℃에서 필러의 종류에 따른 내열성능을 비교하였다. 한편 Fackrell F.N.[7]과 Crump Jesse K. 등[8], Romanos T.S. 등[9], McWhorter Bruce 등[10], Just Christophe[11] 등은 실제 추진기관에 열전대를 삽입하여 재료의 열반응을 관찰하였으며, Stampfl E. 등[12]은 기존 시험결과를 종합하여 삭마식을 개발하였다.

본 연구에서는 내열고무 성능평가 모사시험장치를 활용하여 압력변화에 따른 Kevlar/EPDM 내열고무의 열반응을 비교하였으며, 열반응 상수 및 열과피 속도를 도출하였다.

2. 본 론

2.1 내열고무의 열반응 메카니즘

내열고무의 열반응 메카니즘을 도식하면 Fig. 1과 같다. 고온고압의 연소가스로부터 열이 전달 되면 재료내의 휘발성분과 수분이 증발, 첨가제의 분해로 인한 가스분출이 일어난다. 지속적인 열유입은 내열고무의 3차원 망막 구조를 2차원 고분자 구조, 저분자 구조로 변형시키며, 동시에 고상의 SiO₂는 고점도의 액상으로 상변화를 일

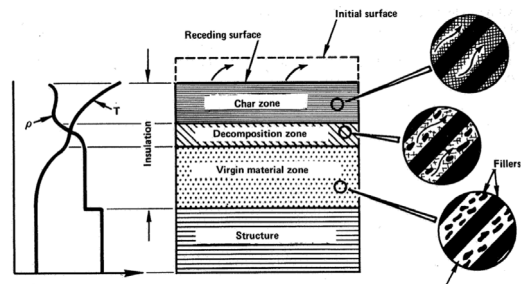


Fig. 1 Schematic of the thermal reaction mechanism of internal insulator.

으킨다. 이 과정에서 내부는 숯층이 형성되고 표면의 탄소성분은 연소가스와 반응하여 화학적 삭마를 일으키며, 연소가스에 의한 전단력 및 알루미늄(Al_2O_3)입자의 충돌에 의한 기계적 삭마를 일으킨다.

Kevlar/EPDM 내열고무의 분해가 시작되는 온도는 약 $300^\circ C$ 이며, 연소가스에 의해 삭마를 일으키는 임계속도는 약 15 m/s 이다.

2.2 열반응 상수

내열고무의 열파괴(Thermal Destruction) 과정을 그래프로 표현하면 Fig. 2와 같다. 삭마가 일어나지 않는 경우에는 시간이 경과할수록 열파괴 속도는 감소하고, 열파괴 두께는 연소시간의 0.5승에 비례한다. 한편 삭마가 일어나는 경우에는 삭마 속도(V_w)와 삭마가 일어나는 시간의 곱만큼 열파괴는 증가한다. 여기서 열파괴는 삭마와 숯, 분해를 통합적으로 일컫는 말이다.

삭마가 발생하는 경우(1)와 발생하지 않는 경우(2)에 따른 열파괴 두께(δ_{TD})는 다음의 식으로 표현된다.

$$\delta_{TD} = \delta_{\tau_0} = \xi(\sqrt{\tau} - \zeta) \quad (1)$$

$$\delta_{TD} = \delta_{\tau_0} = \xi(\sqrt{\tau_0} - \zeta) + V_w(\tau - \tau_0) \quad (2)$$

여기서

ζ, ξ : 열반응 상수

τ : 총 연소시간 혹은 노출시간

τ_0 : 삭마가 발생하기 시작하는 시간

V_w : 삭마 속도

열반응 상수(ξ, ζ) 및 열파괴 속도(V_{TD})는 아래의 식을 이용하여 구한다.

$$\xi = \frac{n \cdot \sum(\delta_i \sqrt{\tau_i}) - \sum \sqrt{\tau_i} \cdot \sum \delta_i}{n \cdot \sum \tau_i - (\sum \sqrt{\tau_i})^2} \quad (3)$$

$$\zeta = \frac{\sum(\delta_i \sqrt{\tau_i}) \cdot \sum \sqrt{\tau_i} - \sum \delta_i \cdot \sum \tau_i}{n \cdot \sum(\delta_i / \tau_i) - \sum \sqrt{\tau_i} \cdot \sum \delta_i} \quad (4)$$

$$V_{TD} = \frac{\xi(\sqrt{\tau} - \zeta)}{\tau} \quad (5)$$

여기서

δ_i : i -th 열전대의 유동표면에서부터의 깊이

τ_i : i -th 열전대가 분해온도에 도달하는 시간

n : 계측 채널수

3. 시험평가 및 결과

열환경 조건변화에 따른 내열고무의 열반응을 확인하기 위하여 성능평가 모사시험장치를 개발하였으며, 형상은 Fig. 3과 같다. 모사시험장치는 연소관 부, 시편 부, 노즐 부로 구성되어 있으며, 시편 부는 사각단면이고, 천이영역 부와 센서 부로 나누어져 있다. 센서 부에는 Fig. 4와 같이 마주보는 두 면에 열전대를 5개씩 장착하여 온도를 측정할 수 있다.

본 시험장치를 이용하여 연소실 평균압력 1,000 psi(이후 Test 1) 및 1,400 psi(이후 Test 2)

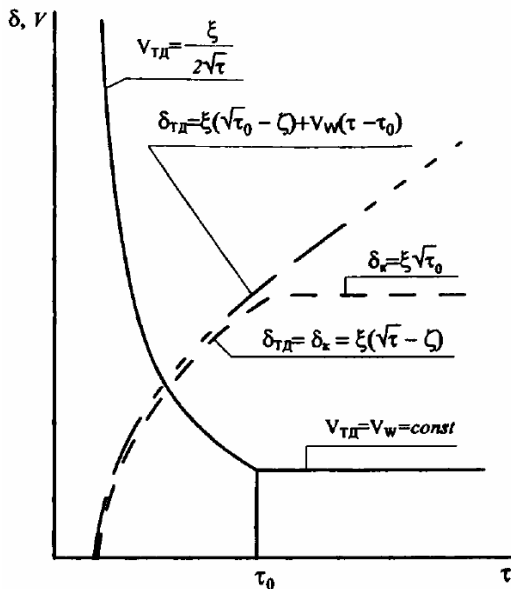


Fig. 2 Approximation of the process of Thermal destruction of EPDM under the conditions of char layer ablation.

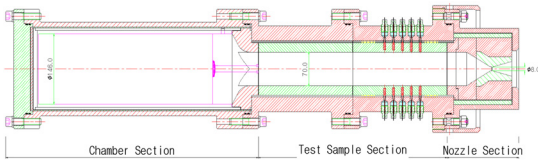


Fig. 3 Cross section of test equipment.

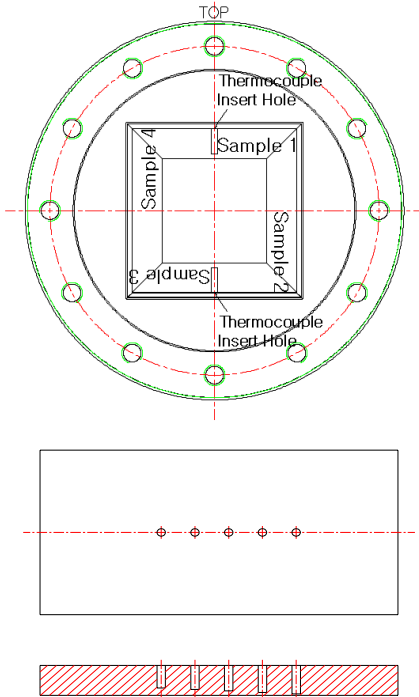


Fig. 4 Shape of test samples.

에서 Kevlar/EPDM 내열고무의 열반응을 비교하였다. 사용된 추진제는 알루미늄을 2% 함유하고 있으며, 연소실 온도는 약 2,700°C이다. 본 연구에서는 삭마가 일어나지 않는 조건하에서 압력변화에 따른 열반응을 비교하기 위하여 시편부에서의 가스속도를 6.0 m/s가 되도록 노즐목 직경을 조정하였다. 열전대 깊이는 유동표면에서부터 1.0 mm, 1.5 mm, 2.0 mm, 2.5 mm, 3.0 mm가 되도록 하였으나, 열전대 작업후 X-ray 확인결과 다소 차이가 있었으며, 준비과정 중 Test 2의 열전대 3번은 결선이 발생하였다. 연소 시작 후 약 70 초에 질소가스로 소화하였다.

Fig. 5의 압력-시간 곡선으로부터 유효연소시

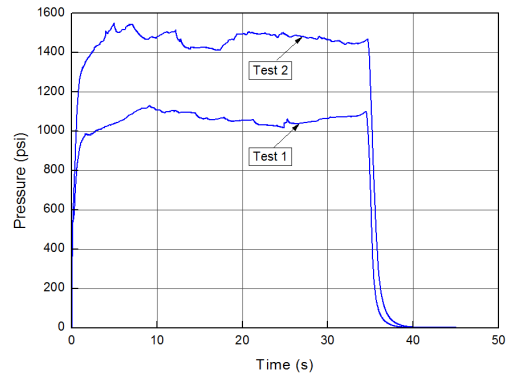


Fig. 5 Pressure-time curve.

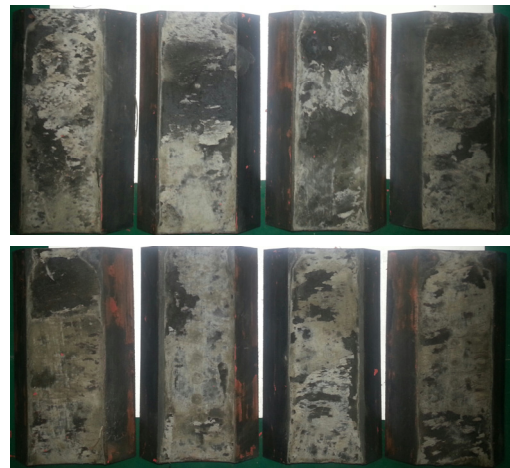


Fig. 6 Shape of Surface after Test (Test 1/Test 2).

간(τ_{eff})과 연소실 유효평균압력($P_{c,eff}$)을 계산하였다. 유효연소시간은 연소초기 연소실 압력이 100 psi에 도달하는 시간부터 연소말기 30 psi에 도달하는데 걸리는 시간이며, 연소실 유효평균압력은 아래의 식과 같이 유효연소시간동안의 압력 적분값을 유효연소시간으로 나눈 값이다.

$$P_{c,eff} = \frac{\int_{\tau_{100psi}}^{\tau_{30psi}} P_c d\tau}{\tau_{30psi} - \tau_{100psi}} \quad (6)$$

Test 1의 유효연소시간 및 연소실 유효평균압력은 각각 35.86 s 및 1,030 psi이었으며, Test 2는 36.63 s 및 1,406 psi이었다.

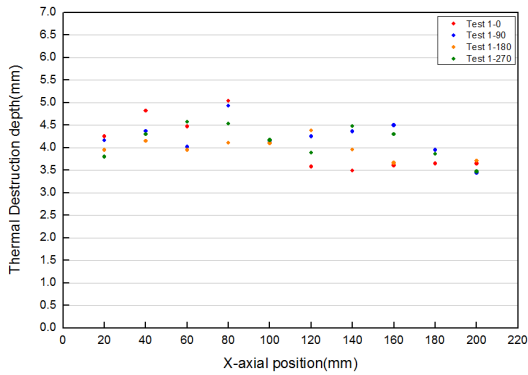


Fig. 7 Thermal destruction depth according to X-axial direction (Test 1).

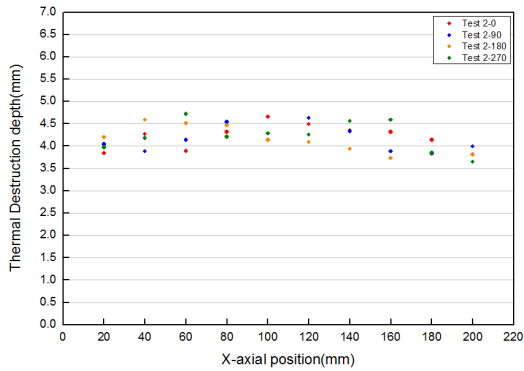


Fig. 8 Thermal destruction depth according to X-axial direction (Test 2).

Fig. 6은 시험후 시편의 표면상태를 보여주는 것으로서, 상단이 Test 1이고, 하단이 Test 2이다. 표면은 모두 숯이 형성되어 있으며, 표면상태는 차이가 없었다. Fig. 7 및 Fig. 8은 각각 Test 1 및 Test 2의 열과피 두께를 나타낸 것이다. 표면의 숯층 및 분해층을 제거한 후 시편의 중심선에서 20 mm 등간격으로 측정하였다. 위치별로 다소 편차를 보이고 있다. 이는 재료의 불균일성 때문인 것으로 판단된다. 평균 열과피 두께는 Test 1 및 Test 2가 각각 4.10 mm 및 4.18 mm이었다.

열반응 상수 ξ , ζ 를 구하기 위하여 열중량분석기(Thermogravimetric Analyzer)를 이용하여 Kevlar/EPDM 내열고무의 분해온도를 측정하였으며, 292°C임을 확인하였다. 한편 Fig. 9 - Fig.

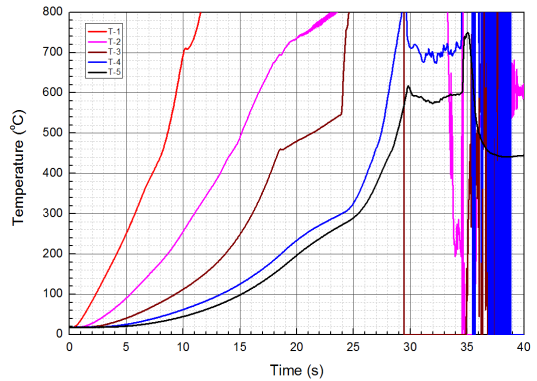


Fig. 9 Temperature-time curve (T-1~T-5, Test 1).

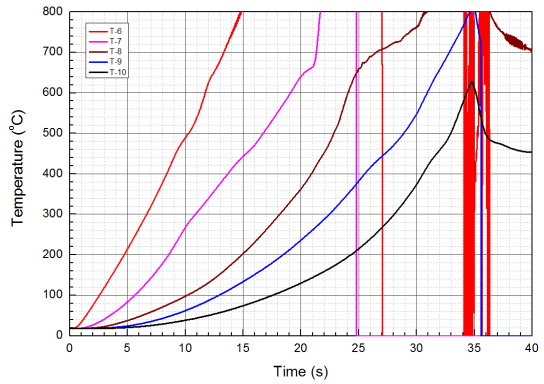


Fig. 10 Temperature-time curve (T-6~T-10, Test 1).

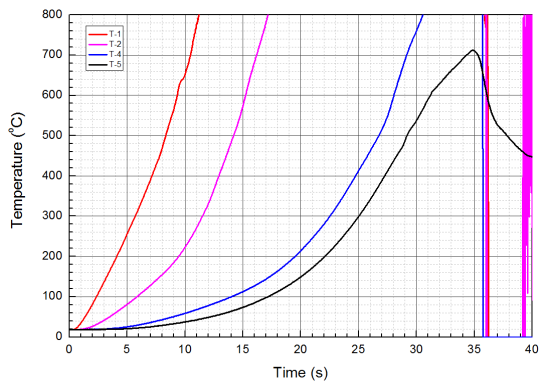


Fig. 11 Temperature-time curve (T-1~T-5, Test 2).

12의 온도-시간 곡선으로부터 각 측정위치에서 분해온도에 도달하는 시간(Time)을 확인하였으며, 이를 정리하여 Table 1에 나타내었다. Table 2는 Table 1과 Eq. 3 - Eq. 5를 이용하여 열반응

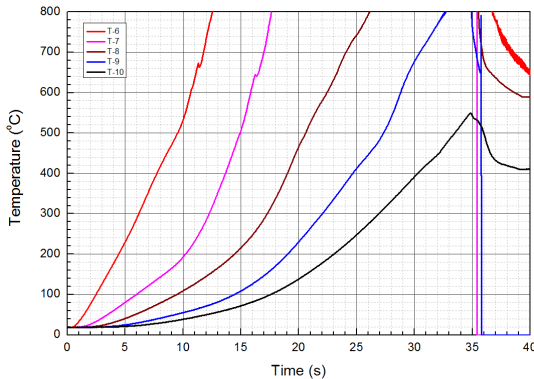


Fig. 12 Temperature-time curve (T-6~T-10, Test 2).

Table 1. Thermocouple depth from flow surface and duration until decomposition temperature.

TC No.	Test 1		Test 2	
	T/C depth (mm)	Time (s)	T/C depth (mm)	Time (s)
T1	0.7	5.64	0.7	5.76
T2	1.2	10.8	1.2	11.4
T3	1.7	15.9	1.7	-
T4	2.5	23.4	2.5	22.3
T5	2.8	25.1	2.7	24.8
T6	0.85	6.50	0.8	6.10
T7	1.4	10.6	1.4	12.1
T8	2.0	17.9	1.9	17.1
T9	2.5	22.2	2.5	21.8
T10	3.0	27.8	2.8	26.6

Table 2. Calculation results at 1,036 psi/1,400 psi.

	Test 1	Test 2
$P_{c,eff}$	1,030 psi	1,406 psi
ξ	0.7839	0.7836
ζ	-0.1646	-0.1730
V_{TD}	0.1328	0.1346

상수 ξ , ζ 및 열과괴 속도 V_{TD} 를 계산하여 정리한 것이다. 압력변화에 따른 열반응 상수 및 열과괴 속도의 변화는 미미하였다.

데이터 획득과정, 즉 X-ray를 통한 깊이 측정, 연소 종료 후의 소화조건의 차이 등으로 인하여 결과에 다소 영향을 줄 수 있지만 크지 않다.

4. 결 론

Kevlar/EPDM 내열고무의 압력변화에 대한 열반응을 비교하기 위하여 알루미늄 2%의 추진제를 사용하여 시험을 수행하였다. 유효연소시간 (τ_{eff}) 및 연소실유효평균압력($P_{c,eff}$)은 각각 35.86 s, 1030 psi 및 36.63 s 및 1406 psi이었다.

시험 후 표면상태는 유사하며, 열과괴 두께는 1,030 psi, 35.86 조건하에서 4.10 mm이고, 1,406 psi, 36.63 조건하에서 4.18 mm이다. 열반응 상수 ξ , ζ 는 1,030 psi에서 각각 0.7839, -0.1646이고, 1,406 psi에서 0.7836, -0.1730이며, 분해속도 V_{TD} 는 각각 0.1328 mm/s 및 0.1346 mm/s이다

상기의 결과로부터 압력 변화에 따른 Kevlar/EPDM 내열고무의 열반응은 압력 변화에 따른 차이를 보이지 않는다.

References

1. Rajeev, R.S., De, S.K., Anil, B.K. and John, B., "Studies on Thermal Degradation of Short Melamine Fibre Reinforced EPDM, Maleated EPDM and Nitrile Rubber Composites," *Polymer Degradation and Stability*, Vol. 79, pp. 449-463, 2003.
2. Gul, J., "Investigation on Thermal and Ablation Characteristics of EPDM-Filler Composites," *University of Engineering and Technology Lahore*, Pakistan, Jan. 2010.
3. Jia, X., Li, G., Yu, Y., Siu, G., Li, Y., Li, P. and Yang, X., "Ablation and Thermal Properties of Ethylene-Propylene-Diene Elastomer Composites Reinforced with Polysulfonamide Short Fibers," *Journal of Applied Polymer Science*, Vol. 113, pp. 283-289, 2009.
4. Sheu, S.M., Chu, H.T. and Chou, J.H., "Exerimental Study of Ablative Materials by Oxyacetylene Flame Flow System," *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 27,

- No. 5, pp. 1108-1113, 2011.
5. Martin, H.T., "Assessment of the Performance of Ablative Insulators under Realistic Solid Rocket Motor Operating Conditions," PhD Thesis, The Pennsylvania State University, Mechanical Engineering, 2013.
 6. Ahmed, A.F., "Thermal Insulation by Heat Resistance Polymers," *Journal of Composite Materials*, Vol. 46, No. 13, pp. 1549-1559.
 7. Fackrell, F.N., "Aft Dome Internal Insulation Erosion on Small ICBM Pre-FSD and FSD Stage I Solid Propellant Rocket Motors," *26th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Orlando, F.L., U.S.A., AIAA 1990-2324, Jul. 1990.
 8. Crump, J.K. and Amy, A.T., "Flight Amplified Erosion of Head End Internal Insulation," *27th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference*, Sacramento, C.A., U.S.A., AIAA 1991-1851, Jun. 1991.
 9. Romanos, T.S., Nacouzi, G.J. and Payne, G.A., "Estimation of Flight Enhanced Erosion of Booster Internal Insulation," *31th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Sandiogo, C.A., U.S.A., AIAA 1995-3019, Jul. 1995.
 10. McWhorter, B., Ewing, M., Albrechtsen, K., Noble, T. and Longaker, M., "Real-Time Measurements of Aft Dome Insulation Erosion on Space Shuttle Reusable Solid Rocket Motor," *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Fort Lauderdale, F.L., U.S.A., AIAA 2004-3896, Jul. 2004.
 11. Just, C., "Elastomeric Stationary Shell Insulator for Ariane 5 Solid Rocket Motor Nozzle," *4th European Conference for Aerospace Sciences*, Saint Petersburg, Russia, Jul. 2011.
 12. Stampfl, E. and Landsbaum, E.M., "Solid Motor Aft Closure Insulation Erosion," *9th AIAA/SAE Propulsion Conference*, Las Vegas, N.V., U.S.A., AIAA 1973-1238, Nov. 1973.