

Research Paper

DOI: <https://doi.org/10.6108/KSPE.2023.27.1.009>

고체추진기관 연소관단열재의 열파괴 예측기법

배지열^{a,*} · 황인식^a · 강윤구^a

Prediction Method for Thermal Destruction of Internal Insulator in Solid Rocket Motor

Ji-Yeul Bae^{a,*} · In Sik Hwang^a · Yoongoo Kang^a^a1st R&D Institute, Agency for Defense Development, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: jybae@add.re.kr

ABSTRACT

This paper investigated the method to predict a thermal response of internal insulation in a solid rocket motor considering both thermal decomposition and ablation. Changes in properties due to the thermal decomposition, swelling of char layer and movement of decomposition gases inside the material were considered during a modeling. And radiative/convective heat flux from the exhaust gas were applied as boundary conditions, while the chemical ablation of the material surface is modeled with algebraic equations. Test SRM with thermocouples was solved for a validation purpose. The results showed that predicted temperatures have identical trends and values compared to the experimental values. And an error of predicted thermal destruction depth was around 0.1 mm.

초 록

본 연구에서는 고체추진기관 내 연소관단열재의 열분해와 삭마를 고려하여 단열재의 열응답을 예측할 수 있는 일차원 해석기법을 개발하였다. 모델링에는 연소관단열재 내부에서 발생하는 열분해로 인한 물성변화, 숯층의 팽창 및 분해가스 이동을 고려하였다. 또한 연소가스로부터의 복사/대류 열유속을 경계조건으로 적용하였으며 단열재 표면에서 발생하는 화학적 삭마속도를 대수식으로 모델링하였다. 해석기법 검증을 위해 열전대가 설치된 시험모터에 대한 해석을 수행하였다. 해석으로 도출된 온도분포는 시험과 유사한 값을 나타냈으며 시험과 예측 열파괴두께의 오차는 0.1 mm 내외였다.

Key Words: Internal Insulation(연소관단열재), Thermal Destruction(열파괴), Solid Rocket Motor(고체로켓모터), Kevlar/EPDM(케블라/EPDM)

1. 서 론

고체추진기관 연소관 내부에 적용되는 연소관 단열재는 추진제 연소 시 발생하는 고온/고압의 연소가스로부터 연소관 구조체를 보호함과 동시에 내부의 압력하중을 연소관에 전달해야 한다

[1]. 이에 연소관단열재로는 변형율이 높은 EPDM (Ethylene Propylene Diene Monomer) 같은 소재를 Kevlar, Carbon fiber 등으로 보강하여 강도를 조절한 소재가 사용된다[2]. 연소관단열재는 낮은 열확산계수를 가지고 있어 연소관으로 전달되는 열을 효과적으로 차단하지만, 이 과정에서 소재가 연소가스에 의해 지속적으로 파괴된다. 이에 추진기관 작동시간동안 파괴되는 두께에 비해 충분한 두께로 설계되어야 한다. 그러나 동시에 연소관단열재가 지나치게 두껍게 설계되면, 연소관 내부의 추진제를 침범하여 충전율이 감소하고 추력 생성에 기여하지 못하는 부작용이 증가하는 문제가 생긴다. 이에 설계 과정에서 연소관 각 지점의 유속, 노출시간 등을 고려해, 예상되는 열파괴두께를 예측하고 최적의 설계두께를 도출하는 것이 매우 중요하다.

국내에서 연소관단열재로 널리 사용되고 있는 Kevlar/EPDM이 고온에 노출되는 경우, 사용된 바인더의 특성에 따른 차이가 존재하지만 기본적으로 노즐에 적용되는 탄소/페놀릭 내열재에서 발생하는 열/화학적 변화와 유사한 과정이 나타난다[3,4]. 먼저 열전도로 인해 소재의 온도가 350°C 이상이 되면 EPDM의 고분자 결합이 분해되는 열분해 반응이 발생한다. 이 과정에서 EPDM 질량의 80% 이상이 소실되어 휘발성 분해가스(CO, CO₂, CH₄, C₆H₆, 등)가 된다. 고체상태로 남은 잔여물은 Kevlar 섬유와 함께 다공성의 숯층을 형성하게 되며 표면의 열이 내부로 전파되는 것을 추가로 차단하는 역할을 한다. 그러나 숯층의 단열성은 연소가스 내 H₂O, CO₂와 같은 산화물질이 숯층의 탄소성분과 반응하는 화학적 삭마, 숯층이 고속의 연소가스 유동에 노출되었을 때 전단력에 의해 떨어져 나가는 기계적 삭마로 인해 숯층의 두께가 감소하면서 함께 감소하게 된다.

이에 연소관단열재의 열분해와 삭마과정 전반에 대한 다양한 실험 및 해석연구가 수행되어왔다. Brewer 등[5]은 레이저로 단열재를 가열하면서 열반응 특성을 관찰하였으며, Koo 등[6]은 옥시-아세틸렌 토치를 이용해 단열재 표면의 화학적 삭마를 모사하고 열반응과 화학적 삭마를

함께 측정하였다. Russell과 Strobel[7]은 숯층의 탄화와 분해가스 이동으로 인한 밀도변화 및 소재의 부풀어오름을 해석적으로 모델링하고 이를 레이저 가열시험 결과와 비교하였다. 최근에는 Jiang 등[8]이 숯층의 다공성 구조를 고려한 해석기법을 개발하여 열반응을 예측하고, 축소 모터에서의 시험결과와 비교하였다.

국내에서는 지금까지 많은 물성이 요구되는 단열재의 열분해와 삭마과정의 복잡성으로 인해 해석적 접근보다는 실험적 접근을 사용해왔다. 특히 Kang과 Park[9]의 연구에서 연소가스에 의한 연소관단열재의 열파괴두께를 도출할 수 있는 시험장치가 개발되었으며, 이를 통해 속도/압력과 단열재 열파괴속도 간 실험식을 확보하여 설계에 적용해왔다. 그러나 실험식 기반의 접근법은 추진기관 내 여러 물리현상이 복합적으로 나타나는 시험결과의 특성 상 각 인자에 대해 많은 시험이 필요하고 확장이 어려운 단점이 있다. 또한 추진기관의 요구성능이 계속해서 증가함을 고려할 때, 국내에서도 연소관단열재의 열반응 예측을 위해 이론 기반의 해석기법을 개발할 필요가 대두되었다.

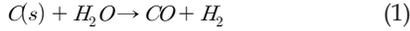
따라서 본 연구에서는 고체추진기관 내에서 발생하는 연소관단열재의 열분해와 화학적 삭마를 고려하여 단열재의 열파괴를 예측할 수 있는 코드를 개발하였다. 단열재 내부거동의 예측을 위해 소재의 탄화로 인한 밀도, 물성 변화 및 흡열을 모델링하였으며 숯층 내에서 분해가스 이동의 열적 효과, 숯층의 화학적 삭마와 숯층의 팽창으로 인한 표면 변화를 에너지 보존식에 반영하였다. 개발된 해석기법의 검증을 위해 저속 조건으로 시험된 연소관단열재 시험모터에서 측정된 온도 및 열파괴두께 계측결과와 해석결과를 비교하였다.

2. 본 론

2.1 화학적 삭마모델

본 연구에서는 저속영역에서의 열파괴 및 삭마에 중점을 두고 연소관단열재 숯층의 화학적

삭마만을 우선적으로 모델링하였으며 추후 연구에서 기계적 삭마를 고려하고자 한다. 화학적 삭마는 숯층의 탄소 성분이 연소가스 내 산화성분에 의해 제거되는 과정이며 주로 아래 화학반응에 의해 발생한다.



해당 반응은 연소가스 내 H_2O , CO_2 의 숯층 표면으로의 확산과 표면 온도에 의해 지배되는 화학반응율에 따라 변하는 비균질(heterogeneous) 화학반응이며 표면의 탄소에 의해 일어나는 반응의 특성 상 기존에 노즐 내열재 모델링에 적용된 것과 동일한 접근을 사용할 수 있다. 이와 관련해서 Boyarintsev 등[10]은 경계층 내 Lewis 수를 1로 가정하고 열/물질전달 상사를 이용해 H_2O , CO_2 의 표면으로의 확산을 열/물질전달계수, h/c_p 로 나타내고 화학적 삭마속도를 이에 비례하는 대수식으로 표현하였다. 삭마속도는 아래 수식과 같이 화학반응 유량을 숯층의 밀도로 나누어 도출한다.

$$v_{abl} = \frac{\dot{m}}{K\rho_0} \quad (3)$$

K 는 숯층과 초기 소재의 밀도비이며, ρ_0 는 초기 밀도로 1040 kg/m^3 이다. 표면에서의 화학반응 질량유량은 아래의 수식으로 계산된다.

$$\dot{m} = \frac{h}{c_p} \frac{1}{2\Omega} \sqrt{\{1 + \Omega(M_c/M_c)\}^2 + 4\Omega B_m} - \frac{h}{c_p} \frac{1}{2\Omega} \{1 - \Omega(M_c/M_c)\} \quad (4)$$

식에서 h 는 표면의 열전달계수, M_c 와 M_c 는 각각 탄소와 연소가스의 물질량이며 B_m 은 연소가스 내 H_2O , CO_2 의 분율을 나타낸다. Ω 는 무차원 키네틱 파라미터로 아래와 같이 정의된다.

$$\Omega = \frac{h}{c_p} \frac{\bar{R}T_w}{p_w} e^{\frac{E_0}{\bar{R}T_w}} \frac{E_0}{K_c M_c} \quad (5)$$

위 수식에서 T_w , p_w 는 벽면에서의 온도와 압력이며 K_c , E_0 는 표면 화학반응의 반응상수와 활성화에너지이다[10].

2.2 열분해를 고려한 에너지 보존방정식

연소관단열재의 탄화는 소재의 밀도, 비열, 열전도도 등 물성에 큰 영향을 주며 이로 인해 발생한 분해가스의 숯층 내에서의 이동도 단열재 내부 열전달에 영향을 준다. 또한 숯층의 삭마는 표면의 후퇴를 불러오므로 계산절점 이동의 영향을 고려해야 한다. 본 연구에서는 Fig. 1에 나타난 것과 같이 초기 단열재 표면의 위치 $z=0$ 로부터 시작하는 절대좌표가 아닌 삭마로 인해 이동한 현재 단열재 표면의 좌표 x 를 원점으로 하는 이동 좌표계를 기반으로 수식을 모델링하였다. 본 연구에서 수립한 1차원 단열재 내부 에너지 보존방정식은 아래와 같으며 중앙유한차분법을 통해 해석하였다.

$$\rho c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \rho c_p v_w \frac{\partial T}{\partial x} + \dot{m}_n c_{p,g} \frac{\partial T}{\partial x} \quad (6)$$

여기서 ρ , c_p , k 는 소재의 밀도, 비열, 열전도도이다. v_w 는 그림에 나타난 것처럼 삭마속도를 포함한 표면의 이동 속도이며 우변의 두 번째 항은 이로 인해 발생하는 열적효과이다. 마지막

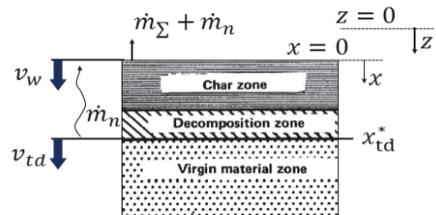


Fig. 1 Moving reference frame with surface and definition of related value.

항은 숯층 내부에서 생성되어 표면으로 이동하는 분해가스의 열적효과이며 \dot{m}_n 은 분해가스 유속, $c_{p,g}$ 는 분해가스의 비열이다. 분해가스 생성시 단일재 내부 압력이 상승하여 가스는 표면으로 분출되며 본 연구에서는 숯층 내에서 고체와 분해가스의 온도가 같다고 가정하였다.

소재의 밀도는 아레니우스 식을 통해 모사할 수도 있으나 고분자 분해과정의 복잡성을 고려하여 TGA 측정 결과로부터 밀도가 반응 구간에서 선형으로 감소한다고 가정하여 도출하였다. 비열과 열전도도는 열분해 전/후 시편을 각각 DSC, LFA 장비로 온도에 따라 측정하여 도출된 값을 적용하였고 반응이 일어나는 온도 구간에서는 두 값을 아래 수식과 같이 보간하여 사용하였다.

$$\rho(T) = \rho_0 - \frac{\rho_0 - \rho_{coke}}{2} \left(1 + \frac{T - T_{td}}{\Delta T_{td}} \right) \quad (7)$$

$, T_{td} \leq T < T_{td,end}$

$$k_0(T) = k_0(T) - \frac{k_0(T) - k_{coke}(T)}{2} \left(1 + \frac{T - T_{td}}{\Delta T_{td}} \right) \quad (8)$$

$, T_{td} \leq T < T_{td,end}$

$$c_{p,m}(T) = c_{p,0}(T) - \frac{c_{p,0}(T) - c_{p,coke}(T)}{2} \left(1 + \frac{T - T_{td}}{\Delta T_{td}} \right) \quad (9)$$

$, T_{td} \leq T < T_{td,end}$

$$c_p(T) = \frac{1}{\rho(T)} \left[c_{p,m}(T)\rho(T) + \rho_0(T)H_{td} \frac{3}{4\Delta T_{td}} \left\{ 1 - \left(\frac{T - \Delta T_{td}}{\Delta T_{td}} \right)^2 \right\} \right] \quad (10)$$

수식에서 ρ_0 , k_0 , $c_{p,0}$ 는 열분해 전 밀도, 열전도도, 비열, ρ_{coke} , k_{coke} , $c_{p,coke}$ 는 열분해 후 숯층의 밀도, 열전도도, 비열이다. 또한 T_{td} , $T_{td,end}$ 와 ΔT_{td} 는 각각 열분해가 시작되는 온도, 열분해가 끝나는 온도와 두 온도의 차이, $T_{td,end} - T_{td}$ 이다. 비열의 경우 물성만을 고려한 비열 $c_{p,m}(T)$ 에 열분해 반응의 흡열량 H_{td} 를 포함하여 모델링된 $c_p(T)$ 를 최종적으로 계산에 사용하였다.

본 연구에서는 열분해 반응이 온도에 대해 선

형이라고 가정하였으므로 열분해속도는 반응이 시작되는 온도 T_{td} 의 위치인 x_{td}^* 의 이동속도로 도출하였다. 이는 Fig. 1에 나타난 v_{td} 와 동일하며 숯층이 부푸는 속도 v_{swell} , 표면 및 좌표계의 이동속도 v_w 와 아래와 같은 관계를 갖는다.

$$v_{td} = \frac{\partial x_{td}^*}{\partial t} \quad (11)$$

$$v_{swell} = v_{td} \left(K \frac{\rho_0}{\rho_{coke}} - 1 \right) \quad (12)$$

$$v_w = v_{abd} - v_{swell} \quad (13)$$

또한 \dot{m}_n 는 삭마로 인해 경계층으로 유입되는 유량으로 본 연구에서는 \dot{m} 과 동일하며, 분해가스의 발생량 \dot{m}_n 은 아래와 같이 나타낼 수 있다.

$$\dot{m}_n = \begin{cases} \rho_0(1-K) \frac{\partial x_{td}^*}{\partial t}, & x \geq x_{td}^* \\ 0, & x < x_{td}^* \end{cases} \quad (14)$$

계산체적에 대한 경계조건으로는 연소가스로부터의 복사 열전달과 대류 열전달을 고려해야 한다. 먼저 복사 열전달로 인한 열유속 \dot{q}_{rad} 의 경우 아래 수식과 같이 모델링하였다[11].

$$\dot{q}_{rad} = 5.67\epsilon_\Sigma \left\{ (T_{ch}/100)^4 - (T_w/100)^4 \right\} \quad (15)$$

$$\epsilon_{gas} = 1 - \exp\left(-3.972 \frac{n}{16} \rho_{gas} r\right) \quad (16)$$

$$\epsilon_\Sigma = \frac{1}{\frac{1}{\epsilon_{gas}} + \frac{1}{\epsilon_w} - 1} \quad (17)$$

수식에서 T_{ch} 는 연소가스 온도, T_w 는 표면온도, ϵ_Σ 는 유효 방사율, ϵ_{gas} 는 연소가스 방사율이며 ϵ_w 는 단일재의 방사율이다. 또한 n 은 연소가스 내 알루미눔 함량, ρ_{gas} 는 연소가스의 밀도이며 r 은 연소관 내 반경이다.

대류열전달은 Bartz 수식[12]을 통해 도출하였으며 표면에서 분출되는 분해가스로 인한 열전달계수의 감소를 보정하였다.

$$\dot{q}_{conv} = h(T_{ch} - T_w) \quad (18)$$

$$\left(\frac{h}{c_p}\right)_0 = 0.026 \frac{\mu_0}{D} \left(\frac{T_w}{T_{ch}}\right)^{-0.16} Pr^{-0.6} Re^{0.8} \quad (19)$$

$$Re = \frac{\rho_{gas} u D}{\mu_0} \quad (20)$$

$$\frac{h}{c_p} = \left(\frac{h}{c_p}\right)_0 \frac{1}{(1+B_T)^{0.1}(1+0.3B)^{0.48}} \quad (21)$$

식에서 μ_0 는 연소가스의 점성계수, D 는 연소관 직경, Pr 은 연소가스의 프란틀수, Re 는 레이놀즈수, u 는 연소가스 속도이며 표면에서 질량분출의 영향을 나타내는 파라미터인 B , B_T 는 표면에서 분출되는 가스의 밀도 및 속도인 ρ_B , v_B 를 포함하여 아래와 같이 정의하였다.

$$B \equiv \frac{1}{C_f} \frac{\rho_B v_B}{\rho_{gas} u} \quad (22)$$

$$B_T \equiv \frac{1}{St} \frac{\rho_B v_B}{\rho_{gas} u} \quad (23)$$

2.3 시험모터 형상 및 조건

본 연구에서 개발된 해석기법의 검증에 위해 사용한 시험모터는 Kang과 Park[9]의 연구에서 사용된 것과 동일하며 그 형상은 Fig. 2에 나타

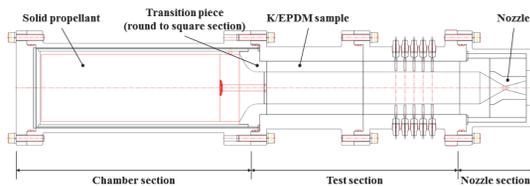


Fig. 2 Geometry and key component of test motor for validation.

난 것과 같다. 원통형 연소관에서 연소된 추진제 연소가스는 연결부를 통해 가속되어 사각형인 시험부를 일정한 속도로 통과한 후 노즐을 통해 배출된다. 그리고 시편부에는 깊이별로 열전대가 10개가 설치되어 시험 중 시편의 온도변화를 측정할 수 있도록 설계되었다. 다만 기존 연구에 공개된 결과와는 다르게 본 연구에서는 알루미늄이 19% 포함된 추진제를 적용하여 연소가스 온도 T_{ch} 는 3560 K 수준으로 높으며 평균 압력과 연소시간은 Fig. 3에 나타난 압력커브에서 1075.1 psia, 36.15 초로 도출되었다. 시험은 동일한 조건으로 2회 수행되었고 경계층 계산에 필요한 연소가스의 물성은 McBride의 연구[13]와 동일한 방식으로 도출되었다.

본 연구에서 검증에 사용한 시험모터의 채널 폭은 70 mm로 시편부 내에서 속도는 7.2 m/s이다. 다만 해당 속도는 시편의 삭마로 인해 채널이 확장되면서 감소하게 되며, 정확한 검증을 위해 시편 삭마량에 따라 가스 속도와 h/c_p 가 감소하는 것을 고려하여 경계조건을 적용하였다. 구체적으로 시편이 4 mm 삭마될 경우 채널 폭은 78 mm로 증가하여 가스 속도는 5.8 m/s로 감소하고 레이놀즈수 감소로 인해 h/c_p 는 0.159 kg/m²s에서 0.133 kg/m²s로 감소하였다.

해석데이터의 검증에는 열전대에서 측정된 온도커브를 활용하였다. 검증에 사용한 열전대는 표면으로부터 0.8, 1.5, 1.9, 2.5, 3.05 mm 깊이에 위치하였으며 열전대 깊이는 시편에 열전대가

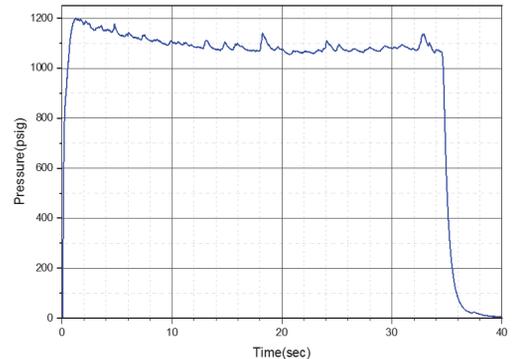


Fig. 3 Pressure curve for test duration.

삽입된 후 X-ray를 통해 측정하였다. 또한 온도 커브가 양호한 계측결과를 나타낸 경우 이외에도, 모든 열전대에 대해 계측 온도가 열분해 온도 T_{td} 인 350°C에 도달하는 시점을 추출하여 해석에서 예측된 열과괴두께의 시간에 따른 진행 양상과 비교하였다.

3. 해석결과 및 고찰

Fig. 4는 시간에 따른 연소관단열재의 표면온도와 연소가스로부터 가해지는 복사/대류 열유속을 나타낸 것이며 대류열유속은 분출의 영향으로 진동이 존재한다. 그림에서 확인할 수 있듯이 단열재의 낮은 열확산계수로 인해 표면온도는 가파르게 상승하여 약 2.8초만에 3,000 K를 초과하며, 이후 3,200 K 수준에서 완만하게 증가한다. 복사 열유속은 온도의 네제곱에 비례하는 특성 상 초기 표면온도가 낮을 때 매우 크게 증가했다가 점차 감소하는 경향을 보였으며, 대류 열유속은 낮은 가스속도로 인해 연소 말기에도 복사 열유속의 14.2%에 불과하였다. 연소가 끝난 후에는 표면을 단열조건으로 유지하였으나 온도가 급격히 하강하는 모습을 나타냈는데 이는 단열재 질량의 약 80%가 소실되며 발생한 열분해가스가 솟음을 급격하게 냉각시키기 때문이다.

Fig. 5는 시간에 따른 연소관단열재 깊이방향

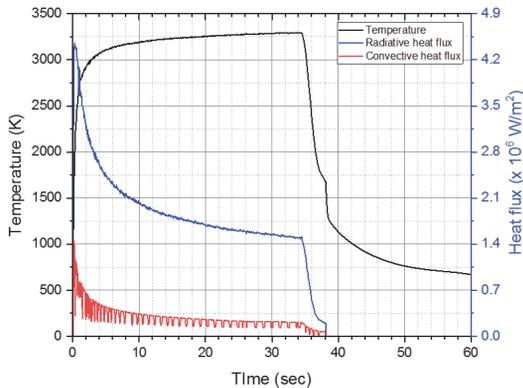


Fig. 4 Time change of predicted surface temperature, radiative and convective heat flux.

의 온도를 나타낸 것으로, 소재의 낮은 열확산계수로 인해 표면이 3,000 K 이상에 도달함에도 고온영역이 표면 2~3 mm 영역 내외로 제한되는 것을 확인할 수 있다. 또한 앞서 언급한 열분해가스의 냉각효과로 인해, 36초 시점의 연소 종료로 인한 압력 감소 이후 40초 시점에서도 이미 온도가 상당히 감소한 것을 확인할 수 있다. 표면의 위치가 이동하는 것은 삭마로 인한 것으로 본 시험조건에서는 40초까지 약 2.5 mm가 삭마되었다. 소재의 삭마와 열분해를 모두 포함한 열과괴두께는 온도가 623 K에 도달한 위치로 확인할 수 있으며 약 4.3 mm 수준이다.

Fig. 6은 각 깊이에서 온도에 대한 시험과 해

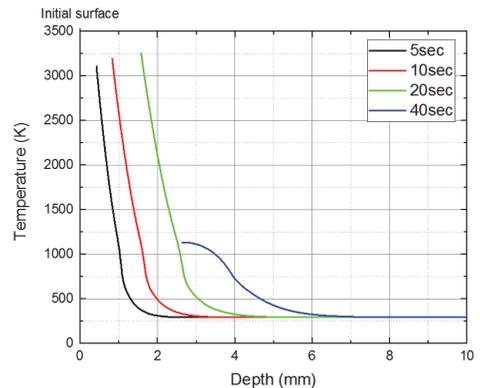


Fig. 5 Change of predicted in-depth temperature distribution with time.

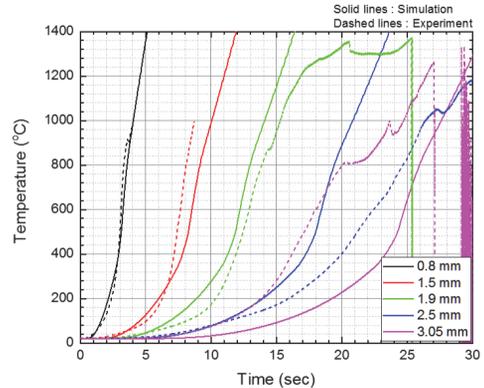


Fig. 6 Comparison of measured and predicted temperature.

석결과를 비교한 것이다. 그림에 나타난 것처럼 실선으로 나타난 해석 결과는 점선으로 나타난 시험 결과와 경향과 값이 유사하였다. 다만 열반응이 끝나는 500°C 이상의 영역에 도달했을 때 일부 위치에서 시험과 해석 온도차가 증가하였다. 이는 해석결과가 초기 표면 대비 정확히 고정된 위치에서의 온도인 반면, 시험결과는 열전대가 설치된 K/EPDM 플러그가 함께 탄화되고 팽창하면서 깊이가 변화하여 발생한 것으로 판단된다. 주목할 점은 해석결과와 시험결과의 비교를 통해 시험에 대한 분석이 더 용이해진 점이다. 2.5 mm, 3.05 mm의 측정결과를 예로 들면 기존에는 3.05 mm 위치의 온도가 더 빨리 상승하여 두 측정결과 중 어떤 값이 타당한지 확인하기 어려웠으나, 현재는 해석결과를 활용해 3.05 mm 위치에서 센서가 삽입된 플러그에 화염이 누출되는 등의 이유로 이상 현상이 나타난 것이며 2.5 mm 위치의 측정 결과가 타당한 것임을 확인할 수 있다. 다만 숯층 강도가 약한 소재의 특성 상 개별 열전대의 온도경향 보다는 많은 시험데이터의 획득이 중요하다.

이러한 관점에서 시간 경과에 따른 열파괴두께의 변화는 Fig. 7에 나타난 것과 같다. 시험결과는 열분해온도 350°C에 도달한 열전대의 깊이와 시간을 도시한 것이며 해석 결과는 x_{td}^* 의 시간에 따른 위치를 나타낸 것이다. 삭마두께는 대체로 선형으로 증가하였으나 시편 삭마에 따른

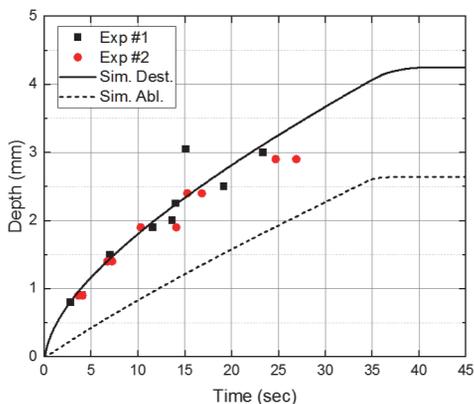


Fig. 7 Comparison of predicted/measured thermal destruction depth.

채널폭 증가로 h/c_p 가 감소하면서 기울기가 약간 감소하였다. 반면에 열파괴두께는 삭마로 인한 표면 후퇴와 소재 내부로의 열전도가 모두 영향을 주어 초기에는 가파르게 증가하며 이후 내부로의 열전도와 표면의 삭마 속도가 평형에 도달하며 점차 선형에 가까워진다. 그림에 나타난 것처럼 해석으로 도출된 열파괴두께의 진전은 시험에서 열전대로 측정된 열파괴두께와 유사하였으며 편차가 큰 시험데이터를 제외하면 차이가 0.1 mm 내외였다. 시험 데이터에서 주목할 점은 비슷한 깊이에 위치한 열전대에서도 열파괴 발생 시점이 5초 이상 차이가 날 수 있다는 점이며, 특히 이 현상은 깊은 곳에 설치된 열전대에서 두드러지게 나타난다. 이는 강도가 약해 열파괴의 불확실성이 큰 연소관단열재의 특징을 나타낸다. 다만 본 연구의 해석결과는 열파괴두께를 보수적으로 예측하는 방향에 위치해있어 설계 적용에 유리할 것으로 판단된다. 시험 후 시편을 마이크로미터로 직접 측정하여 도출된 열파괴두께는 시편 전 영역에 대해 평균 4.5 mm 수준으로 해석결과에 비해 0.25 mm 정도 크게 나타났으며 이 차이는 시험 후 모터의 잔류화염의 영향으로 발생한 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구에서는 고체추진기관 내에서 Kevlar/EPDM 연소관단열재의 열분해와 삭마를 고려하여 단열재의 열응답을 예측할 수 있는 일차원 해석기법을 개발하였다. 연소관단열재 내부에서의 열분해로 인한 물성변화, 숯층의 팽창, 분해가스 이동을 모델에 반영하였다. 또한 연소가스로부터의 복사/대류 열전달을 경계조건으로 적용하고 단열재 표면에서 발생하는 화학적 삭마를 대수식으로 모델링하여 삭마속도를 도출하였다. 해석기법을 검증하기 위해 연소관단열재 시험모터에 대한 해석을 수행하였다.

해석결과 단열재의 낮은 열확산계수로 인한 표면온도의 급격한 증가로 단열재로 입사하는 복사/대류 열유속이 감소하는 현상이 예측되었

으며, 삭마로 인한 단열재 표면의 후퇴와 내부로의 열침투가 잘 예측됨을 확인하였다. 또한 시험에서 깊이별로 측정된 시간에 따른 온도변화가 해석결과와 잘 일치함을 확인하였으며, 시간에 따른 열파괴두께 진전도 시험결과와 0.1mm 내외의 차이를 보였다. 이에 본 연구에서 개발된 해석기법은 향후 연소관단열재 내열설계 및 시험데이터 분석 과정에서 유용하게 활용될 것으로 판단된다.

References

1. Twichell, S.E. and R.B. Keller Jr., "Solid Rocket Motor Internal Insulation," NASA SP-8093, 1976.
2. Natali, Maurizio, Jose Maria Kenny and Luigi Torre, "Science and Technology of Polymeric Ablative Materials for Thermal Protection Systems and Propulsion Devices: A review," *Prog. Mater. Sci.*, Vol. 84, pp. 192-275, 2016.
3. Rindal, R., Flood, D. and Kendall, R., "Analytical and Experimental Study of Ablation Material for Rocket Engine Application," NASA CR-54757, 15, 1966.
4. Bae, J.Y., Kim, T.H., Kim, J.H., Ham, H.C. and Cho, H.H., "Conjugate Simulation of Heat Transfer and Ablation in a Small Rocket Nozzle," *J. Comput. Struct. Eng.*, Vol. 30, No. 2, pp. 119-125, 2017.
5. Brewer, William D., "Graphite and Ablative Material Response to CO₂-Laser, Carbon-Arc, and Xenon-Arc Radiation," NASA, Washington, D.C., 1976.
6. Koo, J., Lin, S., Kneer, M. and Miller, M., "Comparison of Ablative Materials in a Simulated Solid Rocket Exhaust Environment," *AIAA 32nd Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, Baltimore, MD, U.S.A., p. 978, 1991.
7. Russell, Gerald W. and Forrest Strobel, "Modeling Approach for Intumescent Charring Heatshield Materials," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 43, No. 4, pp. 739-749, 2006.
8. Jiang Li, Kun Xi, Xiang Lv, Qiang Li and Shu-xian Wang, "Characteristics and Formation Mechanism of Compact/Porous Structures in Char Layers of EPDM Insulation Materials," *Carbon*, Vol. 127, pp. 498-509, 2018.
9. Kang, Y.G. and Park, J.H., "A Comparison with Thermal Reaction Characteristic of Kevlar/EPDM Internal Insulator by Change of Chamber Pressure," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 3, pp. 71-77, 2016.
10. Boyarintsev, V.I. and Zvyagin, Y., "The Ablation of Graphite in the Turbulent Flow of a Reacting Gas," WRIGHT-PATTERSON AFB OHIO No. FTD-MT-24-1754-71, 1972.
11. Blaine E. Pearce, "Radiative Heat Transfer within a Solid-Propellant Rocket Motor," *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 15, No. 2, pp. 125-128, 1978.
12. D.R. Bartz, "Turbulent Boundary-Layer Heat Transfer from Rapidly Accelerating Flow of Rocket Combustion Gases and of Heated Air," Jet Propulsion Laboratory Tech. Rep. NASA-CR-62615, California, 1963.
13. McBride, Bonnie J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA Lewis Research Center, 1996.