



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 49(5), 355-363(2021)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2021.49.5.355

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

항공우주용 리오셀계 탄소/페놀릭 복합재료의 내열 성능 평가

서상규¹, 김연철², 배지열³, 함희철⁴, 황태경⁵

Evaluation of Heat Resistance of Lyocell-based Carbon/Phenolic for Aerospace

Sang-Kyu Seo¹, Yun-Chul Kim², Ji-Yeul Bae³, Hee-Chul Hahm⁴ and Tae-Kyung Hwang⁵

Agency for Defense Development

ABSTRACT

Heat resistance performance evaluation and thermal analysis were performed to confirm the applicability of the lyocell-based carbon/phenolic composite material for heat-resistant parts for aerospace. Heat resistance performance evaluation of carbon/phenolic was conducted by Thermal Protection Evaluation Motor (TPEM). In this paper, boundary layer integration code considering the boundary layer analysis of combustion gas and MSC-Marc 2018 considering ablation and thermal pyrolysis were used for the thermal analysis. The ablation and thermal insulation performance were analyzed by the pressure curve of test motor and the cut carbon/phenolic specimens. The thermal response of the lyocell-based carbon/phenolic material was similar to that of the rayon-based carbon/phenolic material. Based on the results through the combustion test, the applicability of heat-resistant parts for aerospace to which domestic lyocell-based carbon fibers were applied was confirmed.

초 록

리오셀계 탄소/페놀릭 복합재료의 항공우주용 내열 부품 적용 가능성을 확인하기 위하여 내열 성능 평가 및 열 해석을 수행하였다. 탄소/페놀릭의 열반응 평가는 내열성능평가모터(Thermal Protection Evaluation Motor, TPEM)로 수행되었다. 본 논문에서는 열 해석을 위해 유체의 경계층 해석을 고려한 경계층 적분 코드와 삭마 및 열분해를 고려한 MSC-Marc 2018 코드를 사용하였다. 추진기관의 압력 곡선, 연소 시험 후 절개된 목삽입재 시편을 통하여 삭마 및 단열성능을 분석하였고, 리오셀계 탄소/페놀릭 복합재료의 열반응은 레이온계 탄소/페놀릭 재료와 유사하였다. 연소 시험을 통한 결과를 바탕으로 국산 리오셀계 탄소/페놀릭의 항공우주용 내열 부품으로의 적용 가능성을 확인하였다.

Key Words : Lyocell-based Carbon/Phenolic(리오셀계 탄소/페놀릭), Rayon-based Carbon/Phenolic(레이온계 탄소/페놀릭), Thermal Protection Evaluation Motor(내열성능평가모터), Chemical Ablation(화학적 삭마), Thermal Decomposition(열분해)

† Received : December 2, 2020 Revised : March 12, 2021 Accepted : March 21, 2021

¹⁻⁵ Senior Researcher

² Corresponding author, E-mail : dendrite@add.re.kr

© 2021 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences

I. 서론

탄소/페놀릭 내열재료는 항공우주 추진기관용 내열재료로 주로 사용되고 있다. 고체 추진기관(Solid Rocket Motor) 노즐 내열 부품은 보강재인 탄소 직물에 페놀수지(Phenolic resin)가 반경화(B-stage) 상태로 함침된 프리프레그(Prepreg)를 적층하여 설정된 온도(~150°C)와 압력(~1000 psi) 조건에서 경화하여 제작된다. 탄소/페놀릭에 사용되는 직물은 폴리아크릴로니트릴(Polyacrylonitrile, 이하 PAN)계 탄소 직물과 비교하여 유연성과 단열성능이 우수한 셀룰로오스(Cellulose)계 탄소 직물이 사용된다. 특히 장시간 연소 시험에 사용되는 두꺼운 복합재료인 경우에는 성형 과정에서 잔류응력(Residual Stress)에 의한 층분리(Delamination) 결함이 일어날 수 있으므로 탄소 직물의 유연성과 페놀수지와 의 계면 접착성이 매우 중요하다. 셀룰로오스계 탄소섬유는 레이온(Rayon) 또는 리오셀(Lyocell) 프리커서(Precursor) 섬유를 고온 열처리하여 생산될 수 있다. 레이온계 탄소섬유는 열전도도(Thermal conductivity)가 PAN 계 탄소섬유와 비교하여 낮으나 내열 및 단열 특성과 페놀수지와 의 계면 접착성이 우수하여 우주 및 군사용으로 사용되고 있다. Fig. 1은 레이온 섬유 제작 흐름도를 나타내며, 정제한 펄프에 가성소다 용액(NaOH)을 침지(Steeping)하여 알카리셀룰로오스 변환(Alkaline recovery)이 일어나며, 이에 이황화탄소(CS₂)를 반응시켜 크산테이트(Xanthation)로 만든다. 만들어진 크산테이트에 가성소다 용액으로 숙성시킨 후 이를 노즐을 통해 압출, 응고시켜 섬유를 제작한다[3]. 이때 알카리셀룰로오스 변환 과정, 크산테이트 변환 과정 등과 같은 화학적 공정에서 암을 유발하는 유해성 물질이 발생된다. 이러한 이유로 세계적인

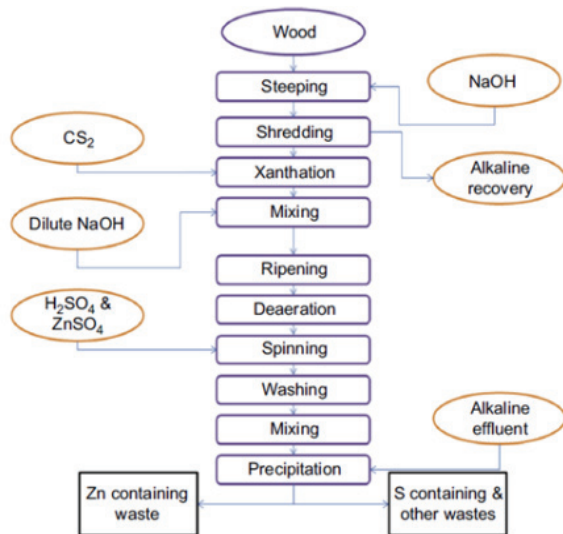


Fig. 1. Viscose rayon manufacturing flow chart [1]

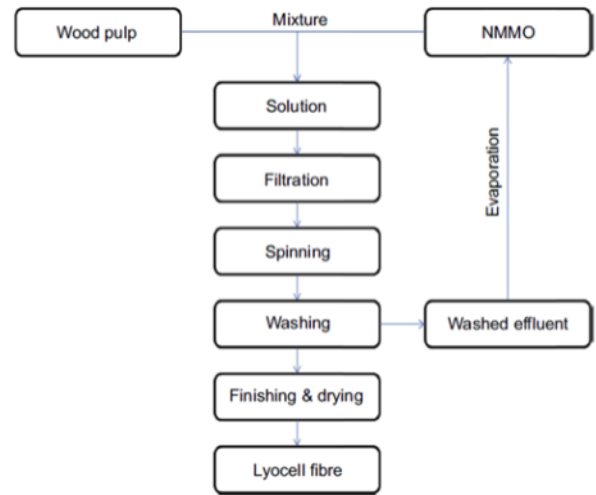


Fig. 2. Closed loop manufacturing flow chart of lyocell fiber [2]

로 생산량이 감소되고 있으며, 국내에서는 생산이 중단되었다. 레이온 섬유 제작에서 환경적인 문제를 극복하기 위한 대안 중 하나가 리오셀계 섬유로의 대체이며, Fig. 2는 리오셀계 섬유 제작 흐름도를 나타낸다. Fig. 2에서 보듯이 화학적인 처리를 거치지 않고, 직접 용매(Solution)에 녹이는 방법으로 섬유가 제작되어 근본적으로 제조 과정 중 유해 물질 발생이 없다[3].

리오셀계 섬유는 국내 생산 기술이 세계 최고 수준으로 레이온계 탄소섬유를 대체할 전구체 물질로 연구가 많이 되어왔다. 이러한 환경적인 문제로 인해 선진국에서도 레이온계 기반 탄소섬유를 리오셀계 탄소섬유로 대체하려는 연구가 진행되고 있다[4]. 본 연구에서는 국내에서 개발중인 리오셀계 탄소/페놀릭 복합재료[5,6]의 내열 성능 평가를 수행하였으며, 레이온계 탄소/페놀릭 복합재료와 내열 성능을 비교하였다. TPEM10 및 TPEM16 내열성능평가모터(Thermal Protection Evaluation Motor, 이하 TPEM)에 적용될 탄소/페놀릭 목삽입재(Throat insert) 부품을 제작하여 연소 시험을 수행하였으며, 삭마 및 단열성능을 포함한 열반응 성능을 확인하였다.

II. 리오셀계 직물 기반 탄소/페놀릭

리오셀계 프리커서를 이용한 탄소/페놀릭 제작과정은 Fig. 3과 같다[7]. 리오셀계 프리커서를 이용하여 탄소 직물을 제작하기 위해서는 적절한 고온 열처리(Heat treatment) 과정이 필요하다. 탄소 직물을 제작하기 위한 열처리 과정은 화학적 전처리(Pretreatment) 후 내염화(Stabilization), 탄화(Carbonization), 흑연화(Graphitization) 순서로 이루어진다. 고온 열처리로부터 얻어진 리오셀계 탄소 직물에 페놀

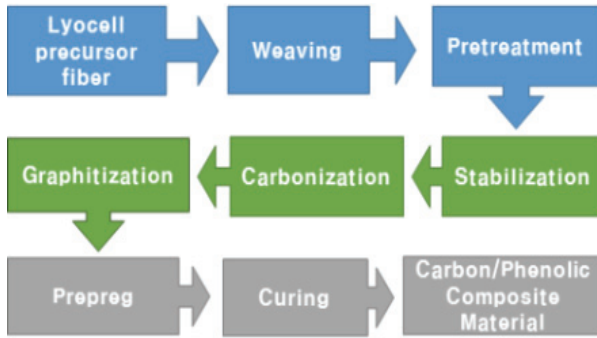


Fig. 3. Manufacturing process of lyocell-based carbon/phenolic

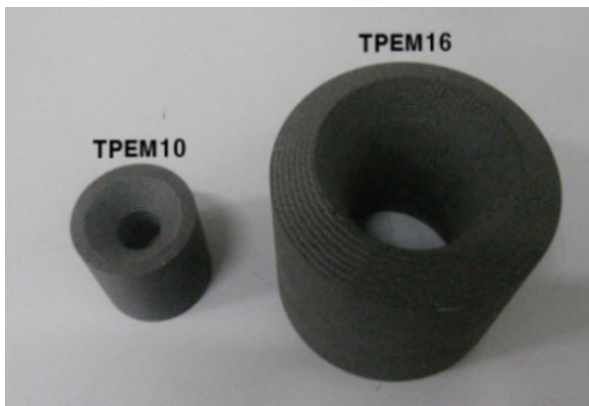


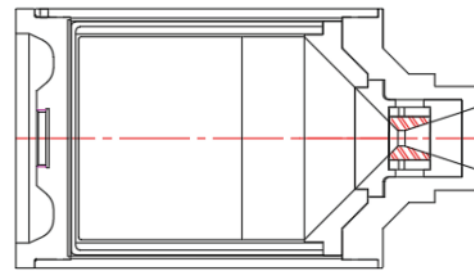
Fig. 4. Carbon/Phenolic Throat Insert

수지를 약 35~40 Vol.% 함침시켜 반경화 상태의 프리프렉을 제작하였다. 제작된 프리프렉을 적층 후 하이드로크레이브(Hydroclave) 장비로 경화하여 내열 성능평가모터의 탄소/페놀릭 목삽입재를 제작하였다. Fig. 4는 리오셀계 탄화물질로 제작된 TPEM10과 TPEM16 모터의 목삽입재다. TPEM10 모터 목삽입재에 적용된 탄소 직물은 8매 주자직(8 stain)으로 제작되고 직물 두께는 0.24 mm이었으며, TPEM16 모터 목삽입재에 적용된 탄소 직물은 2/2 능직(2/2 twill)으로 제작되고, 직물 두께는 0.55 mm 수준이었다. 여기서 리오셀계 탄소/페놀릭의 비교 대상인 레이온계 탄소 직물은 2/2 능직으로 제작되고 그 두께는 0.45 mm ~ 0.65 mm 수준이었다.

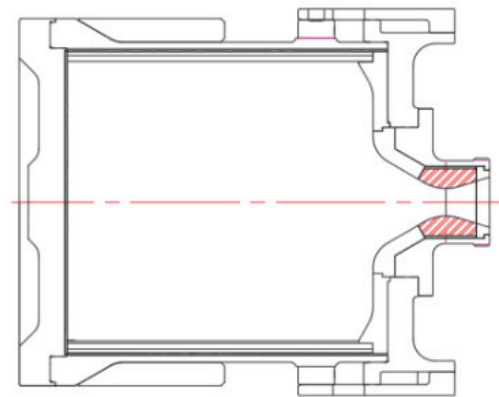
III. 탄소/페놀릭 내열 성능 평가

3.1 내열성능평가모터

리오셀계 탄소/페놀릭 복합재료의 내열 성능을 확인하기 위해 내열성능평가모터인 TPEM(Thermal Protection Evaluation Motor)을 이용하였다. Fig. 5는 TPEM10과 TPEM16 모터 형상을 나타내고, 그 제원은 Table 1과 같다[8,9]. 내열 성능은 스택 몰딩(Stack molding) 공법이 적용되고 탄소/페놀릭 프리프렉으



(a) TPEM10



(b) TPEM16

Fig. 5. Thermal Protection Evaluation Motor

로 제작된 TPEM 목삽입재의 연소시험 후 열반응(삭마 두께, 숏 깊이) 특성을 확인하여 평가할 수 있다. TPEM10 모터에서 평균압력은 624 psia, 연소시간은 14 sec이며, TPEM16 모터에서 평균압력은 840 psia, 연소시간은 11 sec이다. 본 연구에서는 국내에서 생산된 리오셀계 탄소섬유 기반 탄소/페놀릭 복합재료의 내열 성능 확인을 위해 항공우주용 내열재료로 주로 사용되는 수입산 레이온계 탄소섬유 기반 탄소/페놀릭 복합재료와 상대 비교하였다.

Table 1. Specification of TPEM10 and TPEM16

TPEM10		
Nozzle Throat Diameter (mm)	Internal Diameter of Nozzle Exit (mm)	Motor Diameter × Length (mm)
Φ 16.5	Φ 66.2	274.6 × 488.2
TPEM16		
Nozzle Throat Diameter (mm)	Internal Diameter of Nozzle Exit (mm)	Motor Diameter × Length (mm)
Φ 37.8	Φ 69.0	503.2 × 664.8

3.2 내열성능평가모터 열반응 해석

탄소/페놀릭 내열재료의 열반응 비교를 위해서는 내열성능평가모터의 안전성 확인이 필요하다. 연소 시험 전 안전성 확인을 위해 내열재료의 열반응 해석을 수행하였다. 평가 모터의 내열재 열반응 해석은 (1) 노즐 벽에서의 경계조건 설정과 (2) 내부 열반응 해석으로 구성된다. 본 연구에서는 로켓 노즐 표면의 대류열전달 계수를 경계층 적분을 통해 산출된 값을 적용하였으며, 내부 열반응 해석은 유한요소(Finite Element) 프로그램인 Marc-ATAS 2018의 열 모듈(Thermal module)을 이용하여 계산을 수행하였다. Fig. 6은 TPEM10과 TPEM16의 유한요소해석 모델을 나타낸다.

3.2.1 표면 경계조건

본 연구에서는 대류열전달 계수를 경계층 적분법을 활용하여 산출하였으며, 경계층 적분 방법은 경계층 내 유속의 급격한 변화를 차별화하지 않고도 벽면 열전달을 예측할 수 있다. 따라서 계산 용량을 낮출 수 있어 국내 및 선진국에서 설계에 널리 활용되어 왔다[10]. 경계층 유동의 연속 미분방정식, 운동량

미분방정식 및 에너지 미분방정식을 코어 유동 조건을 적용하여 노즐 표면부터 경계층까지 적분하여 정리할 수 있다. 이를 정리하면 운동량 적분방정식과 에너지 적분방정식은 Eq. 1과 Eq. 2와 같이 정리된다 [11]. 여기서 ρ 는 연소가스 밀도, u 와 v 는 각각 x 방향과 y 방향 속도, θ 는 운동량 두께, H 는 형상계수, C_f 는 표면마찰계수, B 는 운동량 경계층 적분방정식에서의 분출 계수, J 는 전 엔탈피, θ_T 는 엔탈피 두께, St 는 스타튼 수(Stanton number), B_T 는 에너지 경계층 적분방정식에서 분출 계수, 하첨자 e 는 코어 유동, 하첨자 B 는 분출 가스를 나타낸다. 경계층에서 운동량 적분방정식과 에너지 적분방정식으로부터 구할 수 있는 스타튼 수로부터 열유속 및 대류열전달 계수를 계산하였다. 로켓 노즐에서 벽온도는 2,000 K ~ 3,000 K 수준이며, 본 연구에서는 2,500 K으로 설정하였다[12].

이때 노즐의 코어 유동의 경계층 적분에 필요한 코어 유동은 1차원 등엔트로피로 가정하여 간단히 대수해로 나타낼 수 있으며, 마하수, 온도 및 압력은 Eq. 3~5와 같다[13]. 여기서 A 는 임의 위치에서의 노즐 단면적, A_{th} 는 노즐목 단면적, M 은 마하수, γ 는 연소가스 비열비, T 는 온도, P 는 압력 경향을 나타내고, th 는 노즐목 위치, o 는 연소관 위치를 의미한다.

$$\frac{d}{dx}(r_o \rho u^2 \theta) + r_o \rho u^2 \theta \frac{H}{u} \frac{du}{dx} = r_o \rho u^2 C_f (1+B) \quad (1)$$

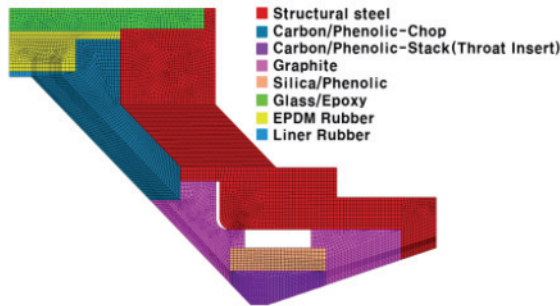
$$\begin{aligned} \frac{d}{dx} [r_o \rho u (J - J_w) \theta_T] \\ = r_o \rho u (J - J_w) St \left[\frac{J_{aw} - J_w}{J - J_w} + B_T \right] \\ = r_o \rho u (J - J_w) St \left[\frac{J_{aw} - J_w}{J - J_w} + B_{Te} \right] \end{aligned} \quad (2)$$

where

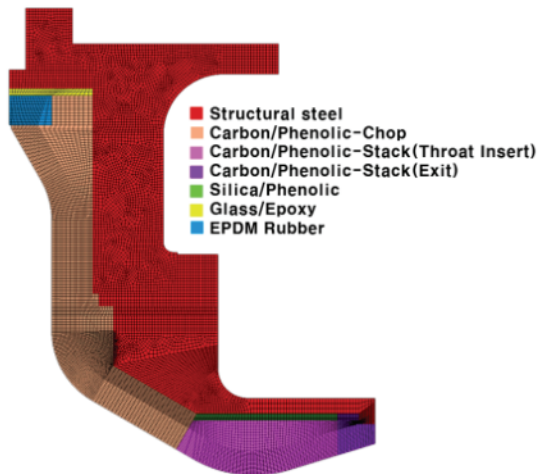
$$\begin{aligned} \delta^* &= \int_0^{(\delta, \delta_T)_{\max}} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dy, \\ \theta &= \int_0^{(\delta, \delta_T)_{\max}} \frac{\rho u}{\rho_e u_e} \left(1 - \frac{u}{u_e}\right) dy, \\ \theta_T &= \int_0^{(\delta, \delta_T)_{\max}} \frac{\rho u}{\rho_e u_e} \left(1 - \frac{J - J_w}{J_e - J_w}\right) dy, \\ H &= \frac{\delta^*}{\theta}, \quad C_f = \frac{\tau_w}{\rho_e u_e^2}, \quad St = -\frac{q_w}{\rho_e u_e^2 (J_{aw} - J_w)}, \\ B &= -\frac{1}{C_f} \frac{\rho_B v_B}{\rho u}, \quad B_T = -\frac{1}{St} \frac{\rho_B v_B}{\rho u} \end{aligned}$$

$$\left(\frac{A}{A_{th}}\right)^2 = \frac{1}{M^2} \left[\frac{2}{\gamma+1} \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2\right) \right]^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}} \quad (3)$$

$$T = T_o \left(1 + \frac{(\gamma-1)}{2} M^2\right)^{-1} \quad (4)$$



(a) TPEM10

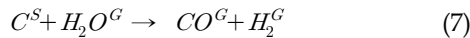


(b) TPEM16

Fig. 6. FEM model

$$P = P_o \left(1 + \frac{(\gamma - 1)}{2} M^2 \right)^{-\frac{\gamma}{\gamma - 1}} \quad (5)$$

탄소/페놀릭 재료의 표면 삭마는 크게 알루미늄 응축액에 의한 기계적 삭마와 연소가스의 산화성 물질에 의한 화학적 삭마로 나눌 수 있으며, 본 해석에서는 화학적 삭마만을 고려하였다. 화학적 삭마란 연소가스에 포함된 산화성 물질과 내열재료 표면의 탄소가 반응하여 표면이 삭마 되는 것을 의미하며, 반응은 Eq. 6과 Eq. 7과 같다[14].



화학적 반응에 의한 삭마 속도는 화학양론 관계식과 질량전달 관계식의 등치로부터 구할 수 있으며, 이는 Eq. 8과 같다[15]. 여기서 α 는 대류열전달 계수, c_p 는 연소가스의 비열, ρ 는 재료 표면밀도, W_C 는 탄소의 몰 질량, $W_{mix,e}$ 은 연소가스의 몰 질량, B_m 은 연소가스의 산화포텐셜, T_w 는 표면온도, k_* 는 표면 열반응 상수, E 는 표면 열반응 활성화에너지, P 는 재료 표면에서의 연소가스 압력을 나타낸다. Eq. 8에서 보듯이 표면에서의 화학적 삭마는 아레니우스 식으로 나타낼 수 있다.

$$V_{W,oxi} =$$

$$\left(\frac{\alpha}{c_p} \right) \frac{1}{Y_{C,w} \rho_{m,w}} \left(\frac{1}{2\Omega} \right) \times \left\{ \sqrt{\left[1 + \Omega \left(\frac{M_C}{M_{mix,e}} \right) \right]^2 + 4\Omega B_m} - \left[1 + \Omega \left(\frac{M_C}{M_{mix,e}} \right) \right] \right\} \quad (8)$$

where

$$\Omega = \frac{\alpha}{c_p} \frac{\bar{R} T_w}{P_w} \frac{e^{\frac{E}{RT_w}}}{K_C M_C}$$

$$B_m = (X_{H_2O} + X_{CO_2}) \frac{M_C}{M_{mix,e}}$$

표면 열반응 상수 및 활성화에너지는 Table 2와 같다. 이때 필요한 연소가스의 비열, 산화포텐셜은 CEA 프로그램[16]을 통해 얻을 수 있으며, 분포는 Fig. 7과 같다.

Table 2. Chemical reaction constant

Constant \ Material	Graphite	Carbon/Phenolic
k_* [(kg/m/s) · K/(kgf/cm ²)]	4.5×10^5	6.6×10^6
E [J/mol]	1.717×10^5	1.717×10^5

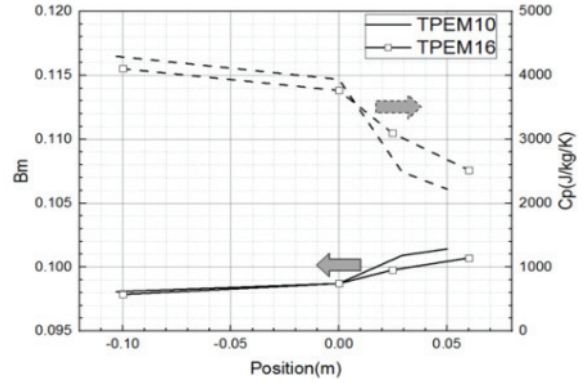


Fig. 7. Distribution of combustion gas properties

3.2.2 내부 열반응 해석

탄소/페놀릭 내열 복합재료는 온도가 상승함에 따라 페놀수지가 열분해되며 열분해 가스는 표면으로 분출된다. 열분해 반응이 일어나는 영역에서 재료의 밀도 감소가 발생하며, 이를 아레니우스(Arrhenius) 식으로 모델링 할 수 있다[17]. 탄소/페놀릭의 밀도 변화율은 Eq. 9와 같이 간단히 표현할 수 있다. 여기서 $\hat{\rho}_{s,p}$ 는 내부 열분해 상태의 겉보기 밀도, $\hat{\rho}_{s,c}$ 는 내부 열분해가 완료된 상태의 겉보기 밀도, $\hat{\rho}_{s,v}$ 는 처너 상태의 겉보기 밀도, B_j 는 내부 열분해 상수, E_d 는 내부 열분해 활성화에너지, \bar{R} 는 일반기체상수, T 는 온도를 나타낸다.

$$\frac{\partial \hat{\rho}_{s,p}}{\partial t} = (\hat{\rho}_{s,v} - \hat{\rho}_{s,c}) B \exp\left(-\frac{E_d}{RT}\right) \phi \quad (9)$$

$$\text{where } \phi = \frac{\hat{\rho}_{s,p} - \hat{\rho}_{s,c}}{\rho_{s,v} - \rho_{s,c}}$$

탄소/페놀릭 재료 내부의 에너지방정식은 Eq. 10으로 표현할 수 있다[18]. 여기서 $(\hat{\rho}c_p)_{eff}$ 은 유효 열용량, $c_{p,g}$ 은 열분해 가스의 비열, λ^* 은 유효 열전도도, λ_v 은 처너 상태의 열전도도, λ_c 은 탄화 상태의 열전도도, $\rho_{G,d}^A$ 는 열분해 가스의 밀도, Q_B 는 페놀수지의 단위 무게당 흡열량, χ 는 페놀수지의 질량 분해 비율, ξ_p 는 열분해 정도를 나타낸다. 본 연구에서 적용된 탄소/페놀릭 열 물성은 Table 3과 Table 4와 같다.

$$\begin{aligned} & (\hat{\rho}c_p)_{eff} \frac{\partial T}{\partial t} + c_{p,g} \dot{m}_g \Delta T \\ & = \nabla \cdot (\lambda^* \nabla T) + \frac{\partial \hat{\rho}_{s,p}}{\partial t} \left[c_{p,g} T \left(1 - \frac{\rho_{G,d}^A}{\hat{\rho}_{s,v}} \right) + \frac{Q_B}{\chi} \right] \end{aligned} \quad (10)$$

$$\text{where } (\hat{\rho}c_p)_{eff} = (1 - \xi_p)(\hat{\rho}c_p)_v + \xi_p(1 - \xi_c)(\hat{\rho}c_p)_c$$

$$\lambda^* = (1 - \xi_p)\lambda_v + \xi_p(1 - \xi_c)\lambda_c$$

$$\frac{\partial \hat{\rho}_{s,p}}{\partial t} = (\hat{\rho}_{s,v} - \hat{\rho}_{s,c}) B \exp\left(-\frac{E_d}{RT}\right) \phi$$

Table 3. Material Properties of Carbon/Phenolic [18]

Temp. (°C)	c_m (J/kg · K)	k , laminar across (W/m · K)	k , laminar with (W/m · K)
50	750	0.99	1.77
200	1,120	1.09	2.09
600	1,700	1.08	2.80
1,000	1,920	1.52	3.19
1,800	2,070	2.33	4.41
2,400	2,130	3.75	8.03

Table 4. Properties of Carbon/Phenolic pyrolysis gas [18]

$\bar{R} \left(= \frac{P}{\rho_{G,d}^A T} \right)$ (J/kg · K)	$c_{G,d}$ (J/kg · K)	$Q_{B,d}$ (J/kgB)	B_j [1/sec]	E_d [J/mol]
416	2,094	2.5×10^6	1.1×10^5	7.55×10^4

내열성능평가모터의 내열재 열반응 해석은 유한요소 해석 프로그램인 MSC Marc 2018 유선 열분해 모델(Streamline pyrolysis model)을 활용하였다. 유선 열분해 모델은 탄소/페놀릭에서 온도상승 시 발생하는 열분해 가스가 재료 내부에 정체되지 않고 바로 분출된다고 가정한다[19]. 표면 삭마 반응에 따른 유한요소의 기하학적 변화는 스트레치 리메싱(Stretch Remeshing) 기법을 이용하여 구현하였다. Fig. 8과 Fig. 9는 TPEM10과 TPEM16 모터에서의 열반응 해석 결과를 나타낸다. 10 인치 급 모터에서 평균 삭마 속도는 약 0.29 mm/s, 숏 깊이는 약 5.1 mm로 예측되었으며, 16인치 급 모터에서 평균 삭마 속도는 약 0.33 mm/s, 숏 깊이는 약 4.9 mm로 예측되었다. 온도, 삭마 두께, 숏 깊이에 대한 해석 결과를 통하여 TPEM10과 TPEM16 모터의 연소 중 안전성을 확인하였다.

IV. 결과 및 토론

리오셀계 탄소/페놀릭의 내열 성능 확인을 위해 레이온계 탄소/페놀릭과 상대 비교를 수행하였다.

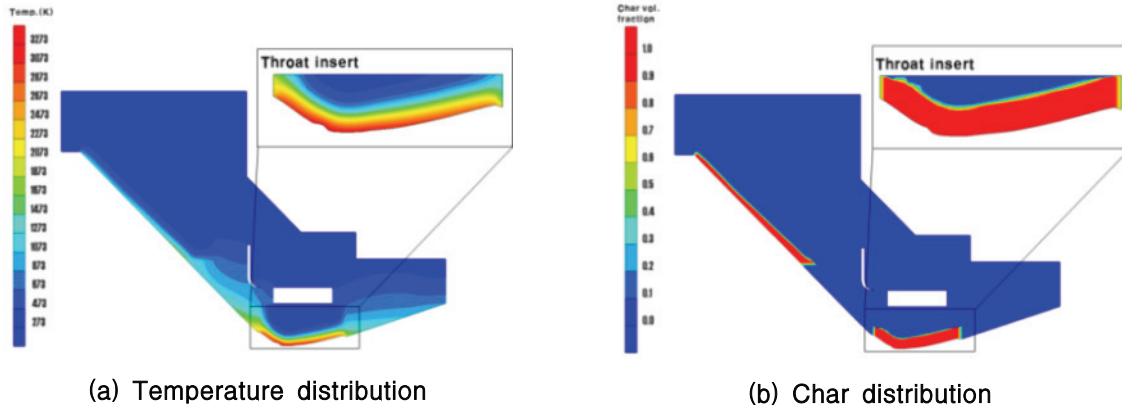


Fig. 8. FEM Results of Thermal Response of TPEM-10

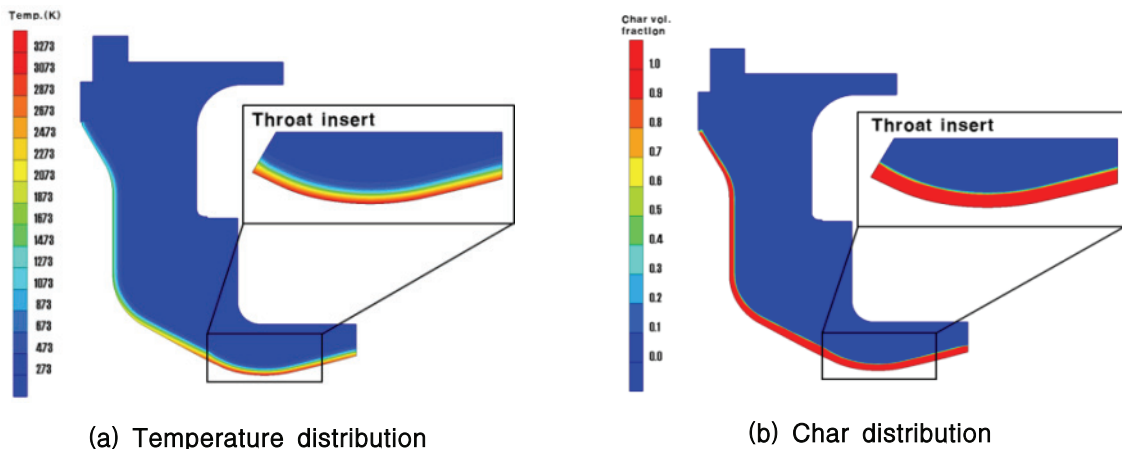
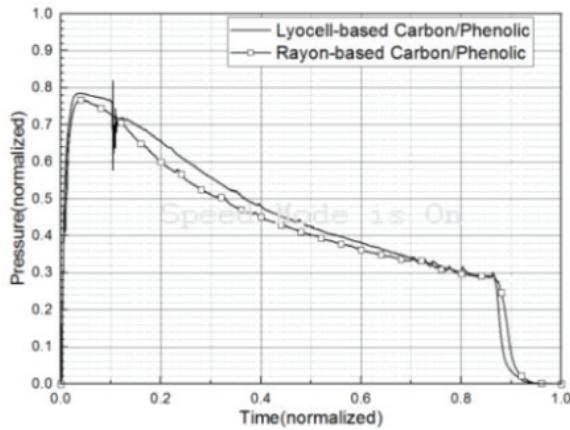
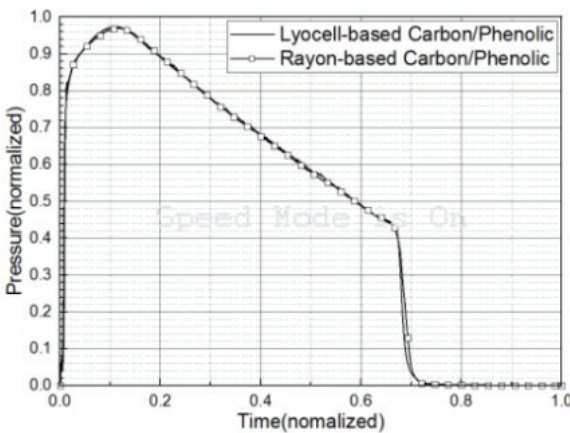


Fig. 9. FEM Results of Thermal Response of TPEM-16



(a) TPME10



(b) TPME16

Fig. 10. Chamber Pressure-Time curve

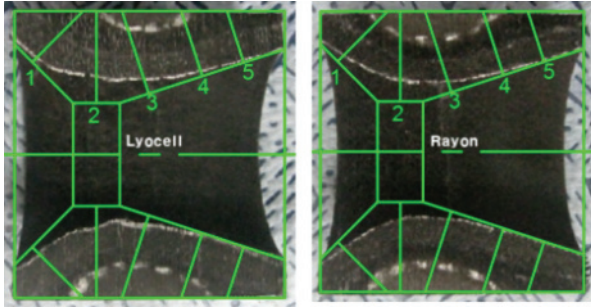
Fig. 10은 TPME10과 TPME16 모터의 연소관 압력-시간 선도를 나타낸다. 연소시간이 경과함에 따라 압력이 낮아지며, 이는 목삽입재 삭마로 인해 노즐목 직경이 커지므로 나타나는 현상이다. 즉, 압력 경향을 분석하여 내열 성능 평가 재료인 탄소/페놀릭 목삽입재의 삭마 특성을 확인할 수 있다. Table 5는 TPME10과 TPME16 추진기관 성능 결과를 나타낸다. TPME10에서 리오셀계 탄소/페놀릭과 적용 시 추진기관 성능과 레이계 탄소/페놀릭 적용 시 추진기관의 최고압력 차이는 24 psig, 압력 저하율 차이는 0.9 psig/sec, 유효 연소시간 차이는 0.1 sec이다. 최고 압력, 압력 저하율, 유효 연소시간 차이는 레이온계 탄소/페놀릭 기준 각각 2.2%, 1.7%, 0.7% 수준으로 연소 중 유사한 내삭마 성능을 나타낸 것으로 판단된다. 여기서 압력 기울기의 절대값은 삭마 속도와 비례하며, 연소 초기에는 리오셀계 탄소/페놀릭이 적용된 연소 시험 압력 기울기가 레이온계 탄소/페놀릭이 적용된 연소 시험보다 작아 삭마 속도가 더 낮았을 것으로 판단된다. 연소 말기에 도달할수록 리오셀계 탄소/페놀릭이 적용된 연소 시험의 압력 기울기가 레이온계 탄소/페놀릭이 적용된 연소 시험의

Table 5. Propulsion performance results

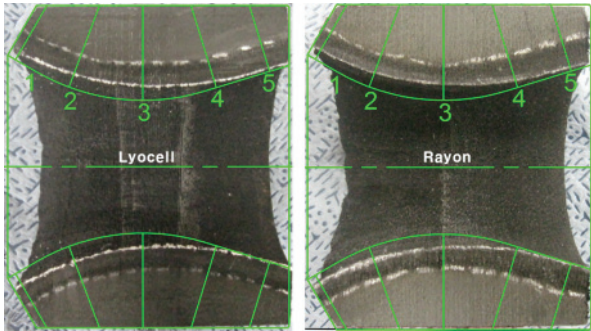
TPME10								
Max. Pressure [Psig]			Pressure decrease rate ((Max. Pressure - Min. Pressure before tail off)/ duration time) [Psig/sec]			Effective burning time [sec]		
Ly.	Ray.	Ray.-Ly.	Ly.	Ray.	Ray.-Ly.	Ly.	Ray.	Ray.-Ly.
1098	1074	-24	-54.5	-53.6	0.9	13.8	13.9	0.1
TPME16								
Max. Pressure [Psig]			Pressure decrease rate ((Max. Pressure - Min. Pressure before tail off)/ duration time) [Psig/sec]			Effective burning time [sec]		
Ly.	Ray.	Ray.-Ly.	Ly.	Ray.	Ray.-Ly.	Ly.	Ray.	Ray.-Ly.
1167	1163	-4	-77.2	-77.1	0.1	10.7	10.7	0.0

압력 기울기보다 커지는 경향을 나타내어 연소 후반에는 리오셀계 탄소/페놀릭의 삭마 속도가 더 컸을 것으로 판단된다. TPME16에서 리오셀계 탄소/페놀릭과 레이계 탄소/페놀릭 적용 시 추진기관의 최고 압력 차이는 4 psia, 압력 저하율 차이는 0.1 psig/sec, 유효 연소시간 차이는 0.0 sec이다. TPME16에서의 최고 압력, 압력 저하율, 유효 연소시간 차이는 레이온계 탄소/페놀릭 기준 각각 0.3%, 0.1%, 0.0% 수준으로 TPME10의 결과보다 삭마 속도 특성이 더 유사한 것으로 판단된다. TPME10에 적용된 리오셀계 탄소 직물과 레이온계 탄소 직물의 제작방법이 다르지만, TPME16에서는 동일한 2/2 능직으로 제작되어 삭마 속도 특성이 TPME10보다 더 유사한 추진기관 성능이 나타난 것으로 추정된다. 추진기관 성능 결과 측면에서 리오셀계 탄소/페놀릭의 삭마 특성이 레이온계와 유사한 수준임을 확인하였다.

연소 시험 후 위치별 삭마 속도 분석을 위해 탄소/페놀릭 목삽입재를 절단하여 삭마 두께와 숏 깊이를 분석하였다. Fig. 11은 목삽입재(Throat Insert)의 절개 사진이며, 위치별 평균 삭마 속도와 숏 깊이는 Table 6과 Table 7과 같다. TPME10 연소 시험에서 노즐목 위치의 평균 삭마 속도는 리오셀계 탄소/페놀릭의 경우 0.25 mm/s, 레이온계 탄소/페놀릭의 경우 0.23 mm/s이다. TPME16 연소 시험에서 노즐목 위치의 평균 삭마 속도는 리오셀계 탄소/페놀릭



(a) TPEM10



(b) TPEM16

Fig. 11. Throat insert after test

의 경우 0.31 mm/s, 레이온계 탄소/페놀릭의 경우 0.33 mm/s로 리오셀계 탄소/페놀릭 내삭마 성능은 레이온계 탄소/페놀릭과 유사하였다. 전반적으로 평균 삭마 속도는 리오셀계 탄소/페놀릭과 레이온계 탄소/페놀릭은 유사하였다. 숯 깊이는 TPEM16 목삽 입재 내부 열반응 결과와 리오셀계 탄소/페놀릭과 레이온계 탄소/페놀릭이 유사하였으나, TPEM10 모터에서는 리오셀계 탄소/페놀릭에서 내부 열반응이 더 진행되었다. 이는 TPEM10 모터 시험에 적용된 리오셀 탄소 직물의 두께가 상대적으로 얇게 제작되어 섬유 함유율 증가에 따른 재료의 열전도도 상승으로 나타난 현상이다. TPEM16 모터에 적용된 리오셀계 직물은 레이온계 직물과 동일하게 2/2 능직으로 제작되어 직물두께가 유사한 수준이었다.

Table 6. Thermal reaction results of TPEM-10 Throat Insert

P.	Ablation velocity (mm/s)			Char depth (mm)		
	Ly.	Ray.	(Ray.-Ly.)	Ly.	Ray.	(Ray.-Ly.)
1	0.08	0.09	0.01	8.9	7.3	-1.6
2	0.25	0.23	-0.02	9.0	7.2	-1.8
3	0.12	0.10	-0.02	7.3	7.2	-0.1
4	0.03	0.02	-0.01	7.9	8.3	0.4
5	0.01	0.01	0.00	8.7	8.6	-0.1

Table 7. Thermal reaction results of TPEM-16 Throat Insert

P.	Ablation velocity (mm/s)			Char depth (mm)		
	Ly.	Ray.	(Ray.-Ly.)	Ly.	Ray.	(Ray.-Ly.)
1	0.20	0.22	0.02	6.3	6.0	-0.3
2	0.32	0.30	-0.02	6.0	6.0	0.0
3	0.31	0.33	0.02	6.6	5.9	-0.7
4	0.09	0.11	0.02	6.5	7.0	0.5
5	0.03	0.04	0.01	7.2	7.7	0.5

V. 결 론

국산 리오셀계 탄소섬유가 적용된 탄소/페놀릭 노즐목 부품의 내열 성능 평가를 고체 추진기관 연소 시험을 통하여 수행하였다. 항공우주용으로 사용되는 탄소/페놀릭이 적용된 내열성능평가모터의 압력-시간 선도, 삭마 두께 및 숯 깊이를 분석하였으며, 리오셀계 탄소/페놀릭과 레이온계 탄소/페놀릭에 대해 상대 비교하였다. 리오셀계 탄소/페놀릭의 내열 성능은 레이온계 탄소/페놀릭과 유사한 수준이었으며, 항공우주용 내열 부품으로 적용이 가능함을 확인하였다.

대량 생산을 위한 연속식 열처리 기술과 프리프렉 제조 기술의 안정화를 통하여 리오셀계 탄소/페놀릭 복합재료의 고체 실기형 추진기관 적용이 기대된다.

References

- 1) Jha, M. K., Kumar, V., Maharaj, L. and Singh, R. J., "Studies on leaching and recycling of zinc from rayon waste sludge," *Industrial and engineering chemistry research*, Vol. 43, No. 5, 2004, pp. 1284~1295.
- 2) Shabbir, M. and Mohammad, F., "Sustainable production of regenerated cellulosic fibres," *In Sustainable Fibres and Textiles*, Woodhead Publishing, 2017, pp. 171~189.
- 3) Jo, S. M., "Ecofriendly cellulose fibers," *Fashion Information and Technology*, Vol. 7, 2010, pp. 2~9.
- 4) Gasch, M., Skokova, K., Stackpoole, M., Venkatapathy, E., Ellerby, D., Milos, F., Peterson, K., Prabhu, D., Gonzales, G., Violette, S. and Franklin, T., "Development of Domestic Lyocell Based Phenolic Impregnated Carbon Ablator (PICA-D) for Future NASA Missions," *NASA Technical report ARC-E-DAA-TN69962*, 2019.
- 5) Park, G. Y., Kim Y. S., Lee, S. O., Hwang, T.

- K., Kim, Y. C., Seo, S. K. and Chung, Y. S., "Study of the Crystal Structure of a Lyocell Precursor for Carbon Fibers," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 5, 2019, pp. 36~42.
- 6) Lee, S. O., Park, G. Y., Kim, Y. S., Hwang, T. K., Kim, Y. C., Seo, S. K. and Chung, Y. S., "Effect of Cross-linking Treatment of Lyocell Fabric on Carbon Fabric Properties," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 23, No. 6, 2019, pp. 21~27.
- 7) Bahl, O. P., Shen, Z., Lavin, J. G. and Ross, R., "Manufacture of carbon fibers," *Carbon Fibers, Third Edition, Marcel Dekker, Inc, 270 Madison Avenue, New York, NY 10016, USA, 1998, pp. 1~83.*
- 8) Ham, H. C., "A Study on the Thermal Response Characteristics of Carbon/Carbon Composites for Nozzle Throat Insert," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 10, No. 1, 2006, pp. 30~37.
- 9) Seo, S. K., Ham, H. C. and Kang, Y. G., "Numerical Analysis for Thermal Response of Silica Phenolic in Solid Rocket Motor," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 4, 2006, pp. 76~84.
- 10) Bartz, D. R., "Turbulent boundary-layer heat transfer from rapidly accelerating flow of rocket combustion gases and of heated air," *Advances in Heat Transfer*, Vol. 2, 1965, pp. 1~108.
- 11) Bae, J. Y., Bae, H. M., Ryu, J., Ham, H. and Cho, H. H., "Heat Transfer on Supersonic Nozzle using Combined Boundary Layer Integral Method," *Journal of the Computational Structural Engineering Institute of Korea*, Vol. 30, No. 1, 2017, pp. 47~53.
- 12) Shimada, T., Sekiguchi, M. and Sekino, N., "Flow inside a solid rocket motor with relation to nozzle inlet ablation," *AIAA journal*, Vol. 45, No. 6, 2007, pp. 1324~1332.
- 13) Shames, I. H., "Mechanics of fluids," 4th ed., McGraw-Hill, N.Y., U.S.A., 2003, Ch. 10.
- 14) Keswani, S. T. and Kuo, K. K., "An Aero-thermochemical Model of Carbon-Carbon Composite Nozzle Recession," In *24th Structures, Structural Dynamics and Materials Conference*, p. 910.
- 15) Boyarintsev, V. I. and Zvyagin, Yu. V., "Turbulent Boundary Layer on Reacting Graphite Surface," *Proceedings of the 5th International Heat Transfer Conference*, September, 1974, pp. 264~268.
- 16) McBride, B. J. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Composition and Applications, II. Users Manual and Program Description," NASA RP-1311, 1996.
- 17) Vol, Marc., "A: Theory and User Information," MSC. Software Corporation, 2018, Ch. 6, pp. 247~314.
- 18) Seo, S. K., Ham, H. C. and Kang, Y. G., "Analysis of Boundary Layer in Solid Rocket Nozzle and Numerical Analysis of Thermal Response of Carbon/Phenolic using Finite Difference Method," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 1, 2018, pp. 36~44.
- 19) Laturelle, F., Fiorot, S. and Wertheimer, T. B., "MSC.Marc-ATAS: Advanced Thermal Analysis Software for Modeling of Rocket Motors and Other Protection Systems," *Worldwide Aerospace Conference and Technology Showcase*, Toulouse, France, April 2002.