

열차폐 코팅 두께를 고려한 핀들의 열전달 해석

장한나* · 이지훈** · 콰재수*[†] · 조진연** · 김재훈*** · 고준복**** · 허준영*****

Analysis of Heat Transfer considering thickness of Thermal Barrier Coating

Han Na Jang* · Ji Hoon Lee** · Jae Su Kwak*[†] · Jin Yeon Cho** · Jae Hoon Kim***
· JunBok Ko**** · Jun-Young Heo*****

ABSTRACT

In this study, the surface heat transfer coefficient of the 3D model of a thruster regulator in the high temperature and high pressure environment was estimated using the CFD. The thermal barrier coating (TBC) on the surface of the thruster regulator was modeled and the effect of the thickness of the TBC on the temperature of the thruster regulator was investigated. The thickness of the TBC was varied from 100 μ m to 500 μ m. Results showed that the temperature of the surface and the inside the thruster regulator was lower for the thicker TBC case.

초 록

본 연구에서는 가변 추력기 3D 모델에 대해 CFD를 이용하여 고온 고압 환경에서의 추력 조절기 표면 열전달 계수를 예측하였다. 추력 조절기 표면에 열차폐코팅(TBC)을 모델링하였고, TBC 코팅의 두께가 추력조절기 내부 온도 분포에 미치는 영향을 연구하였다. TBC층의 두께는 100 μ m~500 μ m로 변화시켰다. 해석 결과, TBC층의 두께가 증가함에 따라 추력 조절기 표면과 내부 온도는 감소하는 경향을 보였다.

Key Words: Controllable Thruster(가변추력기), Heat Transfer Coefficient(열전달계수), CFD(전산유체해석), TBC(열차폐코팅)

1. 서 론

최근 국내외에서 연구 개발 동향을 살펴보면 고체 로켓 추진기관의 추력제어에 초점이 맞춰지고 있으며, 그 중요성 또한 부각되고 있다.[1] 고체 로켓 추진 기관은 산화제와 연료의 혼합 추진제를 연소시켜 노즐로 분사하는 기본적인 형태의 추진기관이다. 고체추진기관의 가변 추력 제어 방식은 연소실 내부에 추력 조절기를 왕복

* 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과
** 인하대학교 항공우주공학과
*** 충남대학교 기계공학부
**** (주)한화 종합연구소 핵심기술4팀
***** 국방과학연구소
[†] 교신저자, E-mail: jskwak@kau.ac.kr

운동 시키고 기하학적으로 노즐 목의 면적을 변화시켜 연소가스의 양을 조절해 추력을 조절하는 방식이며, 현재 우리나라에서도 활발한 연구가 진행되고 있다.

가변 추력기는 고온 고압 조건에서 작동하기 때문에 높은 열부하가 작용하게 되고, 정확한 수명 예측을 위해서는 정확한 열전달 계수 분포 정보가 필요하다. 이를 위해 본 연구에서는 전산 해석기법을 이용하여 유동과 열전달 계수를 예측하였다. 또한 고온고압 환경에 노출된 추력 조절기의 열부하를 낮추기 위하여 열차폐 코팅(Thermal Barrier Coating)을 적용하고, 코팅의 두께에 따른 추력 조절기의 온도 감소 효과를 연구하였다.

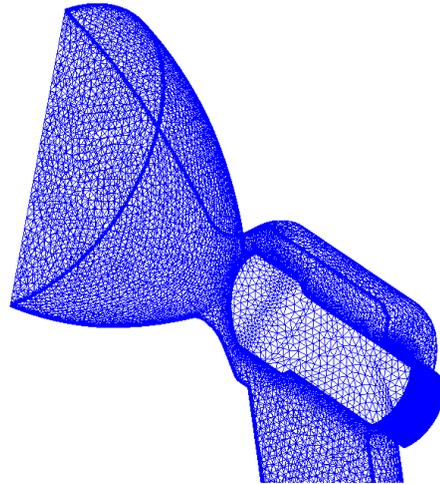


Fig. 1 Grid of Isometric View

2. 계산 결과

2.1 유동해석 결과

본 논문에서는 연속형 가변 추력기의 추력 조절기에 열차폐 코팅을 적용하고, 코팅의 두께에 따른 내부 열부하의 영향을 알아보기로 전산해석적 기법으로 열유동구조 해석을 수행하였다. 가변 추력기의 내부 유동장과 추력 조절기를 3차원으로 모델링하였고, 추력 조절기 주변의 환경을 모사하여 유동 해석을 진행하였다. 해석 조건은 Table 1과 같다.

Table. 1 Boundary condition for CFD analysis

Working Fluid	Ideal Gas
Inlet condition	Temperature= 2000K Pressure= 2000psi
Outlet condition	Temperature= 300K Pressure= 1atm

난류모델을 선정하기 위해서 NASA 선행 연구의 실험 데이터와 비교하였으며, 타당성 검증을 한 결과로 $k-w$ 모델을 사용하였다.[2] 계산에 사용된 격자의 모양은 Fig. 1과 같으며, 약

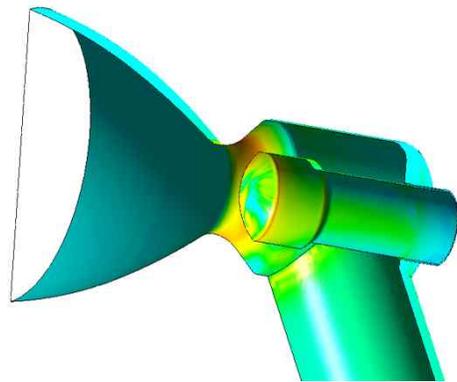


Fig. 2 Distribution of Heat Transfer Coefficient

400만 개의 비정렬 격자로 생성하였다.

Fig. 2는 정상상태에서의 유동해석 결과를 나타낸 것으로, 가변 추력기 내부 벽면과 추력 조절기의 열전달 계수 분포를 나타내고 있다. 노즐 목 주변에서 유동의 가속에 의해 상대적으로 높은 열전달 계수가 나타나고 있다.

2.2 열전도 해석 결과

본 연구에서는 정상상태 해석에서 도출된 유동과 열전달 계수 정보를 추력 조절기 외부에 적용하고, 열차폐 코팅을 모사하기 위한 물리적

인 격자를 생성하여 천이 열전도 해석을 수행하였다. 열차폐 코팅의 재료는 지르코니아 계열(8 wt% YSZ) 코팅을 적용하였고, 두께를 $100\mu\text{m} \sim 500\mu\text{m}$ 로 변화시키면서 시간에 따른 추력 조절기 내부의 온도 변화를 관찰하였다. 열차폐 코팅층의 두께를 변화시켰을 때 시간에 따른 추력 조절기 내부의 온도 변화는 Fig. 3과 같다.

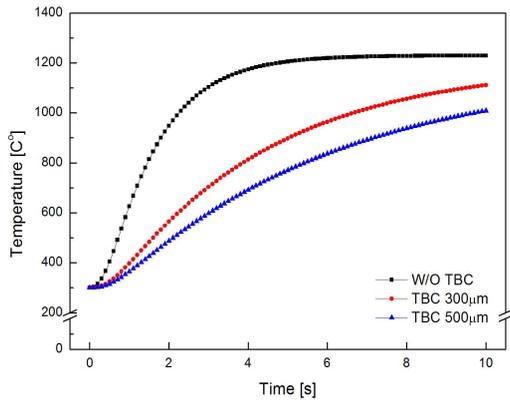


Fig. 3 Change of Temperature over Time

코팅을 적용한 경우가 그렇지 않을 경우에 비해 온도 증가율이 현저히 낮게 나타났고, 코팅의 두께가 두꺼울수록 내부 온도가 낮게 나타나는 경향을 잘 보여주고 있다. 이 연구를 바탕으로 실제로 추력조절기에 열차폐 코팅을 적용시키기 위한 연구를 수행중이며, 실제 모델에서 열차폐 코팅의 내구성과 열부하 저감 효과를 검증할 계획이다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소와 (주)한화의 지원을 받아 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

1. 홍석현, "가변 추력 고체추진기관의 추력 제어를 위한 모델 선형화 및 이득 계획 제어기 설계", 한국추진공학회 추계학술대회 논문집, 2014, pp.662~670
2. L.H. Back, P.F. Massier, H.L. Gier, "Convective Heat Transfer in a Convergent-Divergent Nozzle", JET Propulsion Laboratory California Institute of Technology Pasadena, California, 1965