

액체로켓 엔진 연소기의 열차폐 코팅 및 막냉각 조건에 따른 냉각 성능 변화 해석

조미옥^{a,*} · 김성구^a · 최환석^a

Effect of Thermal Barrier Coating and Film Cooling Condition on the Cooling Performance of Liquid-propellant Rocket Engine Combustor

Miok Joh^{a,*} · Seong-Ku Kim^a · Hwan-Seok Choi^a

^aCombustion Chamber Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

*Corresponding author. E-mail: yennjoh@kari.re.kr

ABSTRACT

The effect of ceramic thermal barrier coating thickness on the cooling performance of a liquid-propellant rocket engine combustor has been investigated through combustion/cooling performance analysis whose results verified against measured data from hot-firing tests. Also have been confirmed the effects of film cooling amount near the face plate on the coolant temperature and on the thermal barrier coating surface temperature. Some important points to be considered for designing cooling schemes for regeneratively cooled rocket engine combustor have been drawn and reviewed from present study and further verification of the analysis tool should be performed in the future.

초 록

액체로켓 엔진 연소기에 대한 연소/냉각 성능 통합 해석 및 연소 시험 결과와의 비교를 통하여 내열 세라믹 열차폐 코팅 조건에 따른 냉각 성능 변화 경향을 고찰하였다. 연소기 헤드부 근처에서의 막냉각 적용 여부 및 막냉각 유량에 따른 냉각수 온도 및 열차폐 코팅 표면 온도 변화 경향 또한 확인하였다. 본 연구를 통하여 재생냉각 방식 로켓 엔진 연소기의 냉각 기구 설계 시 고려 사항이 검토되었으며, 향후 지속적인 해석 도구 검증이 수행될 예정이다.

Key Words: Liquid-propellant Rocket Engine(액체로켓 엔진), Thermal Barrier Coating(열차폐 코팅), Film Cooling(막냉각), Combustion/Cooling Performance(연소/냉각 성능)

Received 7 June 2013 / Revised 5 March 2014 / Accepted 11 March 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548 / <http://journal.kspe.org>

[이 논문은 한국추진공학회 2013년도 춘계학술대회(2013. 5. 30-31, 부산 해운대 한화리조트) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

로켓 엔진 연소기는 발사체의 비행에 필요한

주 추력을 생성하는 대표적인 연소장치로, 연소 안정성과 내구성이 보장되는 범위 내에서 비추력 성능을 극대화하고 크기, 중량 및 개발 비용을 최소화함으로써 발사체의 탑재 성능 개선에 기여할 수 있도록 개발된다[1]. 고압 조건에서 작동하는 고성능 연소기일수록 고온의 연소가스로부터 추력실 내벽을 보호하기 위한 냉각 기구의 설계 및 적용이 중요하게 되며, 액체산소/케로신을 추진제로 하는 국내 개발 로켓 엔진 연소기에서는 연료 재생냉각, 외곽 연료 분사, 연료 막냉각 및 열차폐 코팅(Thermal Barrier Coating, TBC) 등이 선별적으로 적용되어왔다[2-4]. 펌프 공급 방식의 재생냉각 연소기에서는 냉각채널에 의한 전압력 손실 허용 범위가 터보펌프 토출압에 의해 제한될 수 있으므로 필요에 따라 연료 막냉각 및/또는 열차폐 코팅 등의 추가적인 추력실 냉각 기구가 적용되기도 한다.

특히 추진제를 이용한 재생냉각이나 막냉각 등을 적용하는 경우 연소/냉각 성능 간 Trade-off[4]를 고려하여 냉각 기구 설계를 최적화하는 것이 바람직하며, 이 과정에서 연소/냉각 성능 통합 해석이 유용하게 활용될 수 있다. 액체로켓 엔진 추력실의 냉각 성능 예측을 위해서는 추력실 내부의 난류 연소 유동과 냉각채널 및 채널 내부의 냉각유체 유동에 의한 열전달 효과를 모두 고려할 필요가 있으며, 경험적 관계식에서부터 다차원 전산유체역학에 이르기까지 다양한 복잡도를 갖는 복합 열전달 해석이 시도되어왔다[5-8]. 본 연구에서는 내열 세라믹 소재의 열차폐 코팅이 적용된 로켓 엔진 연소기에 대한 연소/냉각 성능 통합 해석 및 연소 시험 결과와의 비교를 통하여 TBC 적용 조건에 따른 연소기 노즐목부의 냉각 성능 변화 경향을 평가하였다. 헤드부에서의 막냉각 적용 여부 및 막냉각 유량이 냉각 성능과 연소 가스에 노출되는 TBC 표면 온도 변화에 미치는 영향 등을 고찰함으로써 적용된 해석 기법의 타당성 및 추력실 냉각 기구 설계 단계에서의 활용 가능성을 확인하였다.

2. 해석 도구 및 모델

2차원 축대칭 선회 압축성 난류 연소 유동 및 냉각 통합 해석이 가능한 In-house 해석 도구(KPP2D[4, 9-11])를 이용하여 해석을 수행하였다. 노즐 유동에 의한 압축성 효과가 고려된 저 레이놀즈수 $k-\epsilon-f_{\mu}$ 난류 모델[12]과 실제 유체 상태량에 기반을 둔 층류 화염면 연소 모델[13]이 적용되었다.

추력실 벽면 및 냉각채널로의 열전달은 1차원 열저항 모델로 묘사되며, 정상 상태에서의 벽면 열유속 q'' 은 Eq. 1과 같이 나타낼 수 있다. 유동장 경계면 온도 T_{bc} 를 포함한 각 경계면에서의 온도 값은 유동장과 난류 열경계층과의 양방향 해석을 통해 계산된다. Eq. 1에서 k 는 열전도율, δ 는 해석 Cell 또는 매질의 두께, T 는 온도, h_c 와 η_{fin} 은 각각 냉각채널 유로에서의 대류 열전달 계수와 핀 효율을 의미하며, 하첨자 g 는 연소가스, bc 는 유동장의 경계면, nb 는 유동장 영역의 경계면에 인접한 Cell, c 는 냉각 유체를, 상첨자 $*$ 는 최근 갱신 값을 의미한다.

$$q'' = \frac{k_{g,bc}^* (T_{nb}^* - T_{bc})}{\delta_{nb}} \quad (1)$$

$$= \frac{T_{bc} - T_c^*}{\left[\left(\frac{\delta}{k} \right)_{soot} + \left(\frac{\delta}{k} \right)_{TBC} + \left(\frac{\delta}{k^*} \right)_{wall} + \left(\frac{1}{h_c^* \eta_{fin}^*} \right) \right]}$$

3. TBC 및 막냉각 적용에 따른 냉각 성능 평가

본 연구에서 고려한 TBC는 서로 다른 소재의 본드 코트와 탑 코트 층으로 구분된다. 추력실 벽면을 구성하는 금속 소재와 탑 코트 간의 결합 성능을 보장하기 위한 본드 코트 소재로는 NiCrAlY가 적용되었으며, TBC의 높은 열차폐 성능을 보장하기 위한 탑 코트 소재로는 매우 낮은 열전도율을 갖는 이트리아 안정화 지르코

니아(Yttria-Stabilized Zirconia, YSZ)가 적용되었다. 해석에 필요한 NiCrAlY와 YSZ의 열전도율 값으로는 온도에 따른 측정값[14]을 사용하였다.

3.1 본드 코트 및 탑 코트 두께 변화에 의한 영향

연료 막냉각이 적용되지 않은 조건에서 본드 코트(100~200 μm)와 탑 코트(150~300 μm) 두께에 따른 냉각 성능 변화를 평가할 수 있도록 Table 1에 제시한 조건에 대하여 성능 해석을 수행하고, B200-T200 및 B150-T300에 대해서는 동일한 작동 조건에서의 연소 시험 결과와 비교하였다. 연소 시험 시제의 실린더부에는 NiCrAlY와 YSZ가 각각 200 μm 두께로 적용되었고, 열유속이 최대가 되는 노즐목부에 대해서만 Table 1의 코팅 조건이 적용되었다. 연소 시험 시제에서는 연소 중 열적으로 가장 가혹한 조건에 노출되는 노즐목 부위에 대한 TBC의 열차폐 성능 및 내구성을 확인하고 코팅 시제 간 성능 비교가 가능하면서도 시제 제작 노력은 최소화할 수 있도록 노즐목부에 대해서만 코팅 조건을 변화시켰으나, 연소 시험이 수행되지 않은 해석 조건에 대해서는 실린더부와 노즐목부로 구성되는 추력실 전체에 대하여 일정한 두께의 코팅이 적용된 것으로 가정하였다.

연소 시험 시제 형상은 Fig. 1에 나타내었으며, 직경이 다른 헤드부와 추력실부를 연결하기 위하여 분사면 근처에 원뿔대 모양의 공간이 존재한다. 추력실 내벽에 대한 연료 막냉각은 적용되지 않았으나 노즐목부와 실린더부에는 물을 이용한 채널 냉각이 적용되었으며, 냉각 성능을 평가할 수 있도록 냉각수 온도가 측정되었다. 연소/냉각 성능 해석에서는 분사면 근처의 화염 발달 현상을 모사하는 물리적 모델을 사용하지 않기 때문에 헤드부와 실린더부를 연결하기 위한 원뿔대 모양의 구간은 해석 영역에서 제외였으며, 해석 결과에는 거의 영향이 없을 것으로 판단된다.

Table 1. Analysis cases with varying coating thickness.

ID	NiCrAlY [μm]	YSZ [μm]	chamber pressure [bar]	mixture ratio
B200-T200	200	200	31.27	2.90
B150-T200	150	200	31.27	2.90
B100-T200	100	200	31.27	2.90
B150-T150	150	150	31.27	2.90
B150-T250	150	250	31.27	2.90
B150-T300	150	300	31.35	2.95

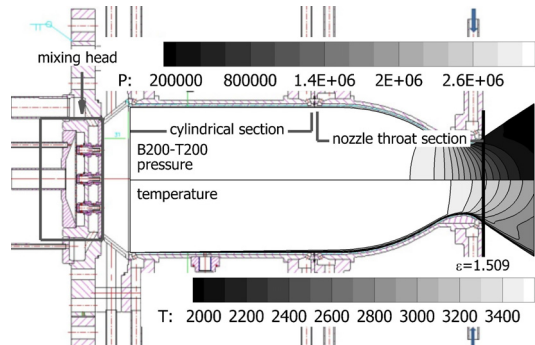


Fig. 1 Configuration of model combustor for hot-firing test with calculated pressure and temperature distribution (B200-T200).

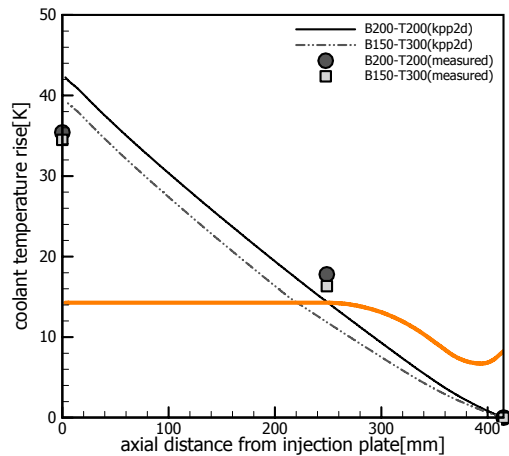


Fig. 2 Coolant temperature rise (calculated vs measured).

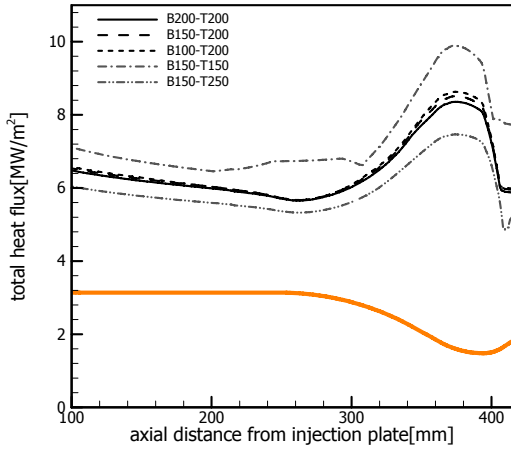


Fig. 3 Wall heat flux with varying coating thickness.

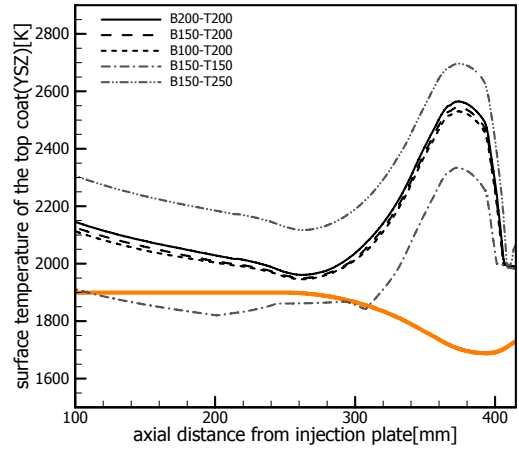


Fig. 4 Surface temperature of the top coat (YSZ) with varying coating thickness.

연소 시험이 수행된 B200-T200 및 B150-T300 조건에서의 냉각수 온도 상승분 예측 결과를 Fig. 2에 나타내었다. 측정값과의 차이가 3~7°C 수준으로 비교적 잘 일치하고 있으며, 서로 다른 코팅 조건에 따른 온도 상승 경향 또한 타당하게 예측하였다. 탑 코트 및 본드 코트 두께에 따른 TBC의 열차폐 성능 변화 경향은 코팅 조건에 따른 벽면 열유속 분포 변화를 나타낸 Fig. 3으로부터 확인할 수 있으며, 본드 코트 대비 현저히 낮은 열전도율을 갖는 탑 코트의 두께가 TBC의 열차폐 성능을 좌우하는 주요소가 될 것으로 예측되었다. 코팅 조건별 탑 코트 표면 온도 분포는 Fig. 4에 나타내었으며, 열유속이 최대가 되는 노즐목부 근처에서 가장 높은 온도에 도달할 것으로 예측되었다.

연료 막냉각이 없고 본드 코트 두께가 150 μm 인 조건에서 탑 코트의 두께 변화에 따른 냉각수 온도 상승분 및 노즐목부 근처에서의 탑 코트 표면 최고 온도 예측 결과를 Fig. 5에 나타내었다. 탑 코트 두께가 증가할수록 열차폐 성능이 향상되어 냉각수 온도 상승분은 감소하는 경향을 나타내는 반면 탑 코트 표면 온도는 높아지게 되므로, 요구되는 열차폐 성능과 내구성을 동시에 만족할 수 있는 탑 코트 두께 선정이 필요할 것으로 예측되었다.

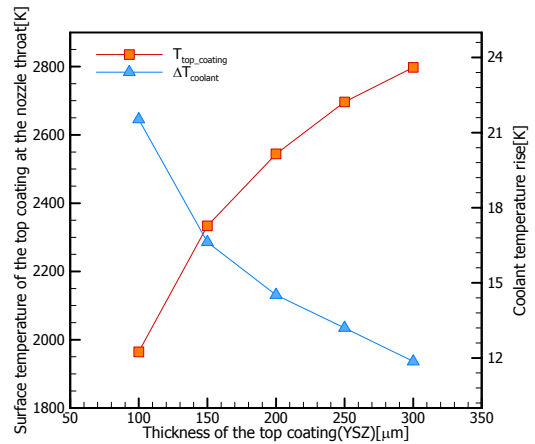


Fig. 5 Coolant temperature rise and surface temperature of the top coat at the nozzle throat with varying top coat thickness (bond coat thickness: 150 μm).

3.2 막냉각 및 막냉각 유량 변화에 의한 영향

본드 코트 두께가 150 μm 로 일정한 조건에서 탑 코트 두께 및 연료 막냉각 적용에 따른 냉각 성능 변화를 평가하기 위하여 Table 2에 제시한 조건에 대하여 성능 해석을 수행하고 연소 시험 결과와 비교하였다.

Table 2. Analysis cases with varying film cooling amount and top coat thickness of the nozzle throat section.

ID	YSZ [μm]	chamber pressure [bar]	mixture ratio	film cooling mass flow ratio [%fuel]
T150-FC10	150	31.93	2.43	10.37
T150-FC07	150	31.88	2.63	6.65
T100-FC10	100	31.67	2.43	10.32
T100-FC06	100	31.73	2.61	6.47

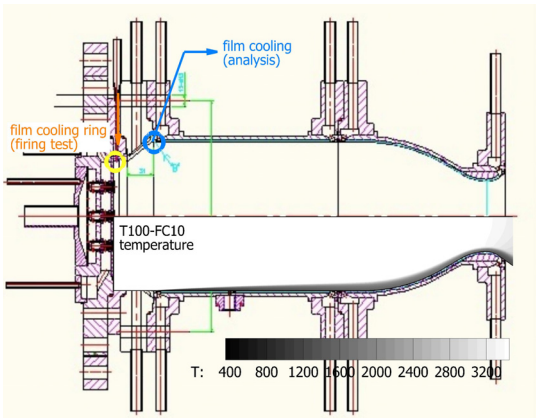


Fig. 6 Film-cooled model combustor with calculated temperature distribution (T100-FC10).

연소 시험 시제 형상은 Fig. 6에 나타내었으며, Fig. 1에 제시된 시험 시제의 헤드부에 막냉각링이 삽입된 형태로 구성되었다. 해석에서는 헤드부 근처에서의 실린더부 직경 변화는 무시하고 연소실 전체 길이만 동일하도록 변경한 형상으로 모사하였다. 시험 시제 구성에 따른 한계로 인하여 연소 시험은 Table 2에 제시된 바와 같이 막냉각 유량이 증가하면 전체 혼합비는 낮아지는 조건 하에서 수행되었기 때문에, Fig. 7의 막냉각 유량 감소에 따른 냉각수 온도 상승분에는 높아진 혼합비에 의한 영향이 함께 반영되어 있을 것으로 추정된다.

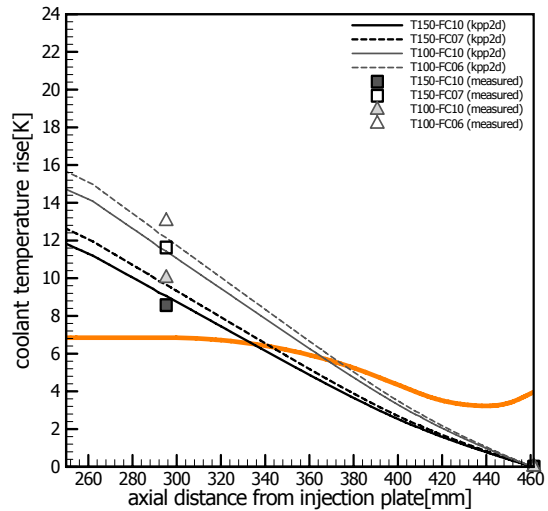


Fig. 7 Coolant temperature rise (calculated vs measured).

노즐목부에서의 냉각수 온도 상승분 예측 결과를 Fig. 7에 나타내었으며, 측정값과 대체로 잘 일치하는 결과를 얻었다. 다만 해석에서는 주어진 조건에서 막냉각 유량보다는 탑 코트 두께 변화가 냉각 성능에 미치는 영향이 조금 더 큰 것으로 나타났으나, 측정된 냉각수 온도 값은 이와는 다른 경향을 나타내었다. 냉각수 온도 상승분으로부터 냉각 성능의 변화를 예측/비교하고자 하는 경우에는 측정값이 온도 센서의 정밀도 범위 내에서 변화하였을 가능성을 완전히 배제할 수 있도록 냉각수 유량을 최적화할 필요가 있는 것으로 판단된다.

추력실의 열유속 분포 예측 결과를 나타낸 Fig. 8로부터 TBC 두께 및 막냉각 유량 감소에 따른 열유속 증가 경향을 정성적으로 확인할 수 있으며, 해석 조건에서는 막냉각 감소 및 그에 따른 전체 혼합비 상승보다는 탑 코트 두께 감소가 벽면 열유속 증가에 더 크게 기여하는 것으로 예측되었다. 또한 Fig. 9에 제시된 탑 코트 표면 온도 분포 예측 결과로부터 탑 코트 두께가 동일할 경우 막냉각 유량이 적을수록 표면 온도가 상승하게 됨을 확인할 수 있다.

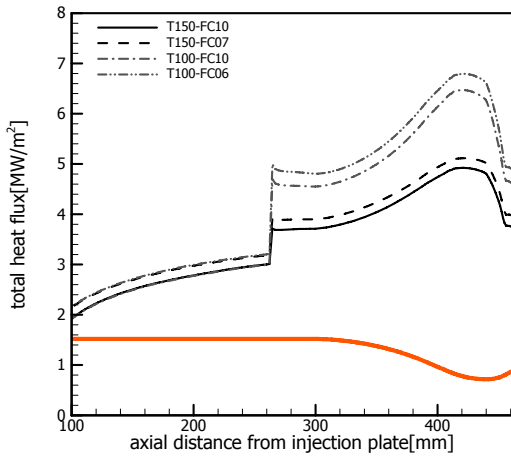


Fig. 8 Wall heat flux with varying film cooling amount and top coat thickness.

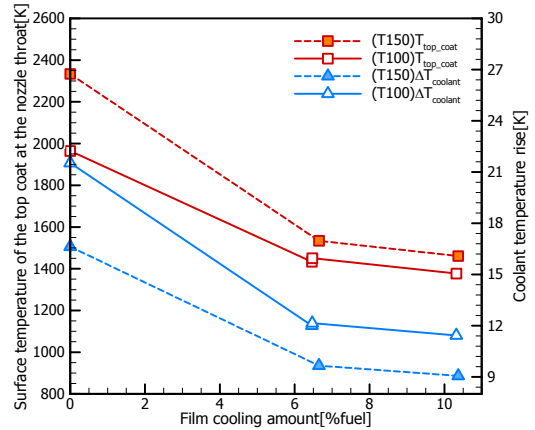


Fig. 10 Surface temperature of the top coat and coolant temperature rise with varying film cooling amount and top coat thickness.

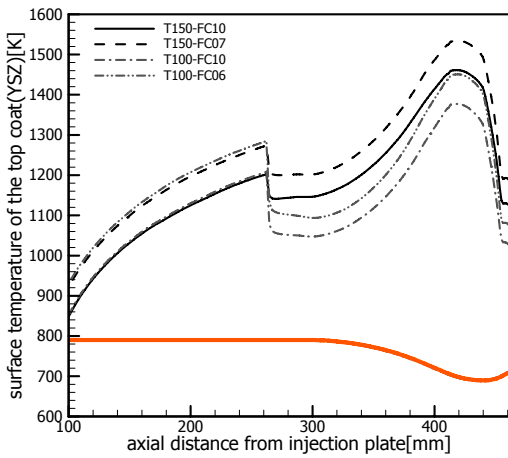


Fig. 9 Surface temperature of the top coat with varying film cooling amount and top coat thickness.

막냉각 유량 및 탑 코트 두께에 따른 냉각 성능과 코팅 표면 온도 변화 경향을 Fig. 10에 제시하였으며, 막냉각 유량이 증가할수록 냉각수 온도 및 탑 코트 표면 온도 상승이 억제됨을 확인할 수 있다. 다만 막냉각 적용은 연소 성능 저하로 연결될 수 있으므로 요구되는 냉각 성능을 만족하는 수준으로 막냉각 유량을 최적화할 필요가 있다[4].

4. 결 론

액체로켓 엔진 연소기의 연소/냉각 성능 통합 해석 도구를 이용하여 내열 세라믹 소재의 TBC가 적용된 연소기에 대한 성능 해석을 수행하고 연소 시험 결과와 비교함으로써 TBC 적용 조건에 따른 추력실 냉각 성능 변화 경향을 분석하였다. 추력실을 구성하는 금속재와의 결합 성능에 문제가 없을 경우 본드 코트보다는 탑 코트 두께가 증가할수록 열차폐 성능이 향상될 것으로 기대할 수 있으나, 코팅 표면 온도의 과도한 상승으로 인한 TBC 내구성 저하를 고려할 필요가 있을 것으로 예측되었다.

연소기 헤드부 근처에서의 연료 막냉각 적용 여부 및 막냉각 유량이 냉각수 온도 및 탑 코트 표면 온도에 미치는 영향을 고찰함으로써 재생 냉각 방식의 로켓 엔진 연소기에 대한 냉각 기구 설계 시 고려할 사항을 검토하였다. 동일한 두께의 탑 코팅이 적용되었을 때 막냉각 유량이 증가할수록 코팅 표면 온도가 낮아지는 경향을 확인할 수 있었으며, 막냉각 유량은 연소 성능과 냉각 성능 간 Trade-off를 통하여 결정되어야 할 것으로 판단된다.

본 연구를 통하여 TBC 및 막냉각 조건에 따

른 추력실 냉각 성능 변화를 예측하고 측정값과 비교하여 타당한 결과를 얻음으로써 현재의 해석 모델이 연소기 냉각 기구 설계 및 최적화에 있어서 어느 정도 유용한 정보를 제공할 수 있음을 확인하였다. 향후 개발 예정인 TBC 적용 연소기에 대한 연소 시험 결과와의 비교를 통하여 해석 도구 및 물리적 모델을 지속적으로 검증/개선해나갈 예정이다.

References

- Huzel, D.K. and Huang, D.H., *Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines*, American Institute of Aeronautics and Astronautics, Inc., 1992.
- Choi, H., Han, Y., Kim, Y. and Cho, G., "Development of 30-Ton_f LO_x/Kerosene Rocket Engine Combustion Devices(I) - Combustion Chamber," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 37, No. 10, pp. 1027-1037, 2009.
- Kim, J., Ahn, K., Joh, M. and Choi, H., "Conceptual Design of Thrust Chamber for 7 tonf-class Liquid Rocket Engine," *Proceedings of the 2012 KSPE Spring Conference*, pp. 454-456, May. 2012.
- Joh, M., Kim, S. and Choi, H., "A Trade-off Analysis between Combustion and Cooling Performance of a Liquid Rocket Combustor with Fuel Film Cooling Scheme," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 16, No. 6, pp. 16-22, 2012.
- Naraghi, M.H., Dunn, S. and Coats, D., "A Model for Design and Analysis of Regeneratively Cooled Rocket Engines," *40th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Fort Lauderdale, FL, U.S.A., AIAA-2004-3852, Jul. 2004.
- Jokhakar, J. and Naraghi, M.H., "A CFD-RTE Model for Thermal Analysis of Regeneratively Cooled Rocket Engines," *44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Hartford, CT, U.S.A., AIAA-2008-4557, Jul. 2008.
- Görge, J., Aichner, T. and Frey, M., "Spray Combustion and Heat Transfer Modeling in LO_x/H₂, LO_x/HC and MMH/NTO Combustion Chamber," *3rd European Conference for Aerospace Sciences*, Versailles, France, Jul. 2009.
- Knab, O., Frey, M., Görge, J., Maeding, C., Quering, K. and Wiedmann, D., "Progress in Combustion and Heat Transfer Modeling in Rocket Thrust Chamber Applied Engineering," *45th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit*, Denver, Co., U.S.A., AIAA-2009-5477, Aug. 2009.
- Kim, S., Joh, M. and Choi, H., "Film Cooling Modeling for Combustion and Heat Transfer within a Regeneratively Cooled Rocket Combustor," *Proceedings of the 2011 KSPE Fall Conference*, pp. 636-640, Nov. 2011.
- Kim, S., Han, S.H., Joh, M. and Choi, H., "Numerical Modeling of High-Pressure Combustion Processes of Kerosene/Liquid Oxygen within Liquid Rocket Combustion Chambers," *Proceedings of the 2011 KSAS Fall Conference*, Nov. 2011.
- Joh, M., Kim, S. and Choi, H., "Combustion/Cooling Performance Analysis of a Liquid Rocket Thrust Chamber with High Expansion Ratio," *Proceedings of the 2012 KSPE Fall Conference*, pp. 93-98, Nov. 2012.
- Park, T.S., Sung, H.J. and Suzuki, K., "Development of a Nonlinear Near-Wall Turbulence Model for Turbulent Flow and Heat Transfer," *International Journal of Heat*

- and Fluid Flow*, Vol. 24, pp. 29-40, 2003.
13. Kim, S., Choi, H. and Kim, Y., "Thermodynamic Modeling based on a Generalized Cubic Equation of State for Kerosene/LOx Rocket Combustion," *Combustion and Flame*, Vol. 159, Issue 3, pp. 1351-1365, Mar. 2012.
14. Baek, K.H., private communication, Department of Nano Materials Engineering, College of Engineering at Chungnam National University.