

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2014.18.6.075>

한국형발사체 발사대시스템 화염유도로 개념 설계 (I)

오화영^a · 강선일^a · 김대래^a · 이정일^b · 엄형식^b · 허환일^{c,*}

Conceptual Design of KSLV-II Launch Complex Flame Deflector

Hwayoung Oh^a · Sunil Kang^a · Daerae Kim^a · Jungil Lee^b · Hyungsik Um^b · Hwanil Huh^{c,*}

^aLaunch Complex Team, Korea Aerospace Research Institute, Korea

^bEnergy Research Department Advanced Technology Institute, Hyundai Heavy Industries, Korea

^cDepartment of Aerospace Engineering, Chungnam National University, Korea

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

ABSTRACT

The flame deflector should be constructed to minimize the induced environmental effects on the launch vehicle and to minimize the exhaust impingement effects on the launch complex structures during the lift-off operation. Therefore, it should be designed to avoid recirculation and reverse flow of rocket exhaust plumes. The circumstance around launch complex and characteristics of launch vehicle should be taken into consideration for the flame deflector design. In this paper, we designed the flame deflector reflecting KSLV-II 1st engine characteristics and analyzed the effect of exhaust plumes related to change geometry by means of computational flow analysis.

초 록

우주발사체 이륙 시 발생하는 연소 후류에 의한 발사체 및 발사대 구조물에 대한 손상을 방지하기 위해 적절한 형상의 화염유도로가 구축되어야 한다. 화염유도로는 발사체로부터 배출되는 플룸이 재순환되거나 역류가 발생하지 않는 적절한 형상으로 설계되어야 하며, 발사장 주변 여건과 운용되는 발사체의 엔진 특성이 반영되어야 한다. 본 논문에서는 한국형발사체 1단부 엔진 특성을 고려하여 화염유도로 기초 형상을 설계하였으며, 플룸을 추진제 연소가스 대신 공기로 가정한 전산유동해석을 통해 화염유도로 형상에 따른 연소 후류의 영향에 대해 분석하였다.

Key Words: KSLV-II(한국형발사체), Launch Complex(발사대시스템), Flame Deflector(화염유도로), Plume(플룸), Computational Flow Analysis(전산유동해석)

Received 5 June 2014 / Revised 11 November 2014 / Accepted 18 November 2014

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

[이 논문은 한국추진공학회 2014년도 춘계학술대회(2014. 5. 29-30, 서울대학교) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

1. 서 론

발사대시스템은 우주발사체가 조립시험시설에

서 단별 총 조립과 기능 점검을 수행하고, 발사장으로 이송한 뒤 발사체에 대한 최종 기능 점검과 추진제, 고압가스 주입을 통해 발사 운용을 수행하는 설비이다. 현재 한국형발사체(KSLV-II) 발사 운용을 위한 발사대시스템 설계를 진행하고 있으며, 최종적으로 나로우주센터 발사장에 구축될 예정이다. 기 구축된 나로호(KSLV-I) 발사대 인근에 한국형발사체 발사대가 구축되므로 발사체 이륙 시 생성되는 고온·고압의 연소가스에 의한 발사체와 발사대시스템 구조물의 손상을 방지하기 위한 적절한 형상의 화염유도로가 구축되어야 한다. 본 논문에서는 선행연구 결과와 나로호 화염유도로 설계 인자를 기반으로 한국형발사체 엔진 특성과 발사장 주변 환경을 고려하여 기초 형상을 설계하였다. 또한 형상설계 결과를 검증하기 위해 1차적으로 추진제 연소가스를 공기로 가정한 전산유동해석을 통해 화염유도로 형상에 따른 연소 후류의 영향에 대해 분석하였다.

2. 본 론

2.1 화염유도로 설계 인자 분석

화염유도로는 우주발사체로부터 분출되는 연소가스가 발사패드 하부에서 재순환하거나 역류가 발생하지 않고 유도하는 방향으로 배출되도록 형상이 설계되어야 한다. 해외 연구기관에서는 우주발사체 개발 초기부터 발사체의 성능과 연계한 화염유도로 형상에 대한 연구를 수행하였다[1,2].

선행연구를 통해 분석한 결과, 화염유도로 형상 설계 시 가장 중요한 인자는 발사체로부터 분출되는 연소가스와 접촉하게 되는 편향면의 형상이며, 통상 이상기체 상태방정식과 실험을 통한 경험식에 기초하여 설계할 수 있다[3-6]. 또한 Fig. 1과 같이 우주발사체 연소가스와 화염유도로 편향면이 이루는 각도(Impinging Angle), 편향면과 유도면간의 곡률 반경(Exit Radius), 노즐 끝단과 편향면 충돌점까지의 거리(Separation Distance), 화염유도로 폭(Deflector Width) 등이

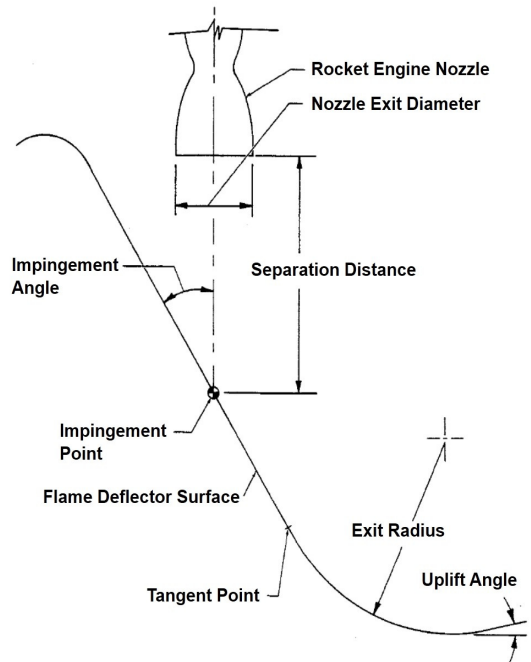


Fig. 1 Typical deflector and rocket engine profile[2].

주요한 화염유도로 설계 인자로 분석되어야 한다[2]. 그리고 화염유도로를 통해 연소가스를 유도하는 과정에서 고온·고속의 초음속 유동에 의해 화염유도로 표면이 손상되는 것을 막기 위해 냉각이 필요함을 연구를 통해 제시하였다 [5,6]. 본 논문에서는 화염유도로 기본설계 형상에 대한 해석 검증을 수행하고, 냉각수 분사와 연소가스 화학종 적용에 의한 효과는 예비설계 단계에서 적용할 계획이다.

2.2 한국형발사체 화염유도로 형상 설계

한국형발사체 화염유도로의 기본적인 형상 설계를 위해 엄빌리칼 타워(Umbilical Tower, UT) 기초 유무에 따른 2가지의 형상에 대해 설계를 진행하였다. 한국형발사체의 경우 기존 나로호와 달리 발사대시스템 지상기계설비에서 케이블마스트 대신 엄빌리칼 타워를 통해 각종 추진제와 고압가스를 공급하는 형태로 구축될 예정이다. 따라서 엄빌리칼 타워에 대한 구조물이 추가적으로 고려되어야 하며, 화염유도로 상부에 타워가 위치하므로 화염이 배출되는 면적에서 차이

Table 1. Design parameters of KSLV-II 1st stage engine[7].

| Parameters | Design value |
|-----------------------------|--------------|
| Chamber pressure (bar) | 60 |
| Nozzle exit pressure (bar) | 0.65 |
| Propellant flow rate (kg/s) | 243.4 |
| Mixture ratio (O/F ratio) | 2.45 |
| Nozzle exit diameter (m) | 1.047 |
| Expansion ratio | 12 |

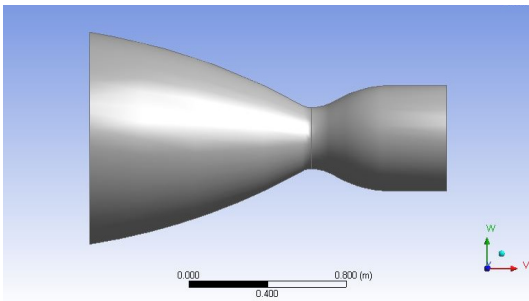


Fig. 2 Configuration of KSLV-II 1st stage engine.

를 발생하게 된다. 따라서 화염유도로 형상을 설계함에 있어서 엄빌리칼 타워의 기초가 되는 부분의 유무로 구분하여 설계를 진행하였다. 화염유도로를 설계하는 주요 인자를 분석하기 위해 한국형발사체 1단에 적용되는 엔진의 특성과 형상은 Table 1, Fig. 2와 같다. 한국형발사체는 1단부에 75톤급 엔진 4기를 클러스터링한 형태이므로 단일 엔진 형태와 달리 엔진간의 간섭에 대해서도 고려가 필요하다.

한국형발사체 발사대시스템 화염유도로는 다도해 해상국립공원 내 위치한 나로우주센터의 지리적 특성으로 주변 환경에 발사체 연소 후류로 인한 환경적 영향을 최소화해야 하며, 기 구축된 나로호 발사대시스템에도 손상을 주지 않아야 하는 제약사항이 필수적이다. 따라서 좁은 부지여건에 적합하게 한쪽 방향으로 화염이 유도되는 형태로 화염유도로에 의해 편향된 연소 후류가 일정한 수평거리를 이동한 뒤 재차 편향되는 형태로 설계하였다[8]. 그리고 한국형발사체 1단 클러스터 엔진의 직경을 기반으로 엔진 노즐

Table 2. Design parameters of KSLV-II flame deflector.

| Parameters | Design value |
|--|--------------|
| Nozzle exit dia., D (m) | 1.047 |
| Impinging angle, δ ($^{\circ}$) | 30 |
| Separation distance, d (m) | 6.3 |
| Exit radius, R (m) | 2.1 |
| Width, W (m) | 8.5 |
| Overall length, L (m) | 55 |

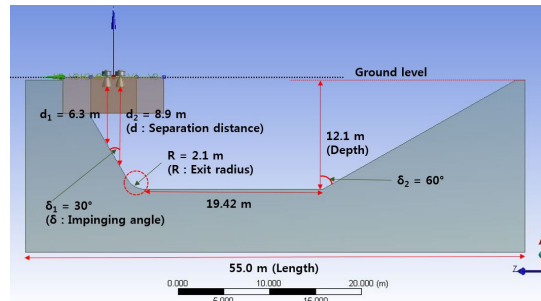


Fig. 3 Configuration of KSLV-II flame deflector.

출구에서 편향면까지의 이격 거리(d)와 연소 후류가 경사면에서 수평면으로 편향되는 지점의 탈출 반경(R) 그리고 화염유도로 폭(W)을 산정하였다. 연소가스가 화염유도로 편향면과 부딪히는 충돌각(δ)은 선행연구에서 제시된 권고치를 사용하였으며[2], 화염유도로의 전체 길이(L)는 한국형발사체 발사대 기반시설 설계(안)에서 최대 가용 가능한 길이를 산정하였다. 이를 반영한 화염유도로 주요 설계 인자와 개념 설계 형상은 Table 2와 Fig. 3에 제시하였다.

23 연소 후류 해석

케로신/LOX 계열의 추진제를 사용하는 로켓 엔진에 대해 Table 1에서 제시한 엔진 성능과 노즐 형상을 기초로 NASA CEA(Chemical Equilibrium with Application) 코드[9]를 사용하여 연소실, 노즐목, 노즐 출구에서의 특성에 대해 분석한 결과는 Table 3과 같다.

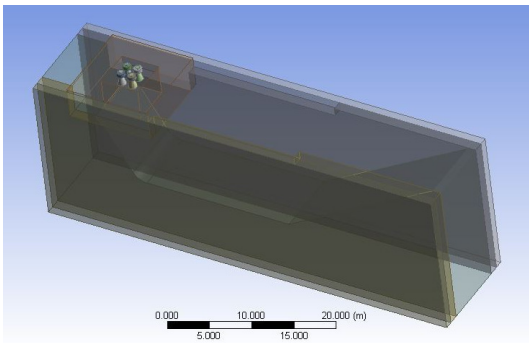
플룸은 추진제와 산화제가 엔진 내부에서 연소하여 발생한 연소가스로 C, H, O로 이루어진

복합 화합물이다. 하지만 본 논문에서는 화염유도로 형상에 따른 내부 유동의 배출 형태와 온도를 분석하기 위해 플룸을 공기로 가정하고, 온도 특성을 화학반응 유동과 유사하게 모사하기 위해 분자량과 비열비를 조정하였다. 해석 프로

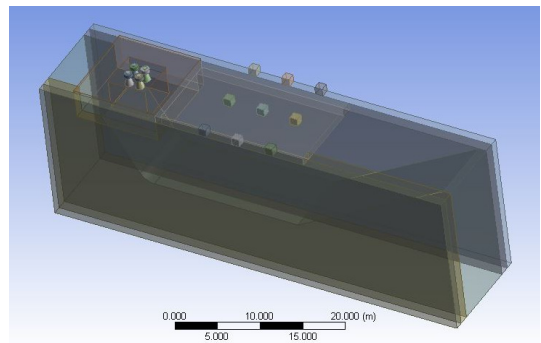
Table 3. Thermodynamic properties.

| Parameters | Chamber | Throat | Exit |
|--------------------------|---------|---------|---------|
| P (bar) | 60.00 | 34.61 | 0.66 |
| T (K) | 3621.98 | 3431.53 | 2099.48 |
| C_p (kJ/kg-K) | 5.90 | 5.55 | 2.08 |
| γ ($= C_p/C_v$) | 1.14 | 1.14 | 1.20 |
| a (m/s) | 1221.20 | 1179.70 | 923.80 |
| M (Mach No.) | 0.00 | 1.00 | 3.25 |

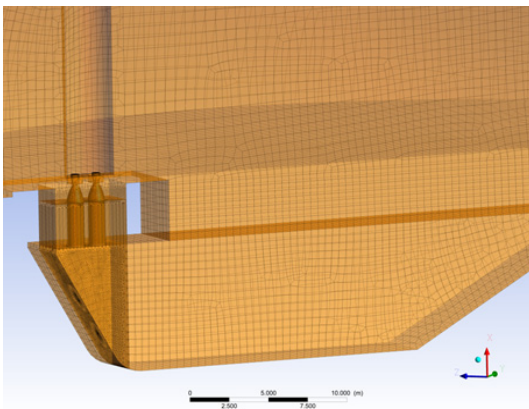
그램은 CFX 13.0을 사용하여 발사체 이륙 시 발생하는 플룸이 경사 편향면과 접촉하여 발생하는 초음속 유동장에 대한 해석을 진행하였다. 화염유도로 설계 시 기립된 발사체를 지지하는 엄빌리칼 타워의 기초 유무에 따라 화염유도로 상부에 공기가 유입되는 면적의 변화가 발생한다. 따라서 Fig. 4, 5와 같이 2가지 형상(Model 1 : 화염유도로 상부 덮개가 없는 형상, Model 2 : 화염유도로 상부 덮개가 존재하는 형상)을 설계하였다. Model 2의 경우 화염유도로 상부에 가로 20 m, 세로 10 m의 기초를 생성하였다. 격자는 유동이 복잡한 노즐 출구부터 화염유도로 충돌점 부근은 쉐기 격자, 화염유도로 내부에는 유체의 흐름과 동일한 방향으로 육면체 격자 그리



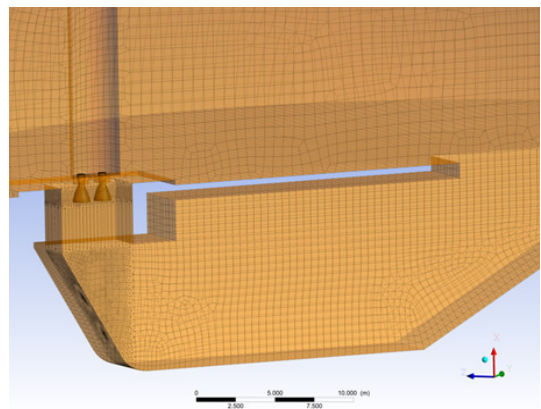
(a) Flame deflector configuration



(a) Flame deflector configuration



(b) Mesh for 3-D flame deflector



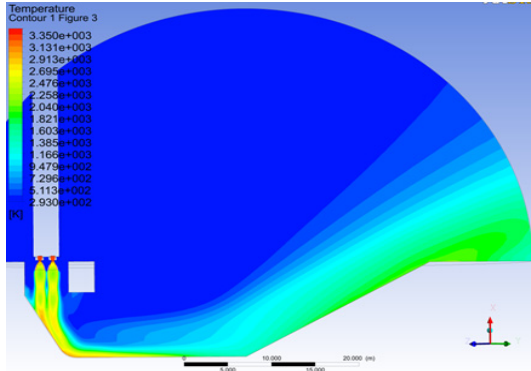
(b) Mesh for 3-D flame deflector

Fig. 4 Configuration and mesh for flame deflector model 1.

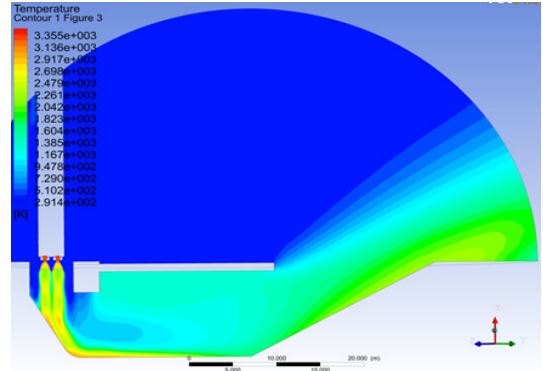
Fig. 5 Configuration and mesh for flame deflector model 2.

고 기타 영역은 성근 격자를 배치하였다. 해석 초기 200만개부터 격자의 수를 줄여가며 격자의 질을 확인하였으며, 약 57만개에서 계산 시간을

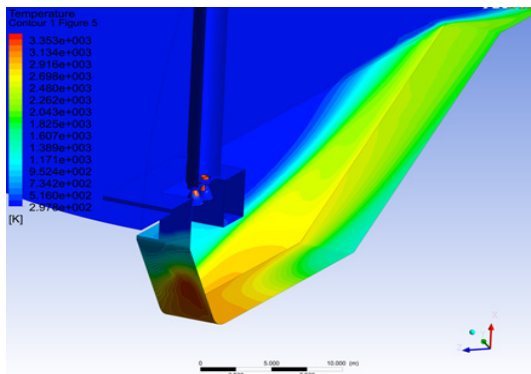
고려한 결과가 효율적임을 확인하였다. 점성을 포함한 압축성 유동에 대한 인자와 난류 효과를 포함하기 위해 벽면 근처에서 유동에 효과적인



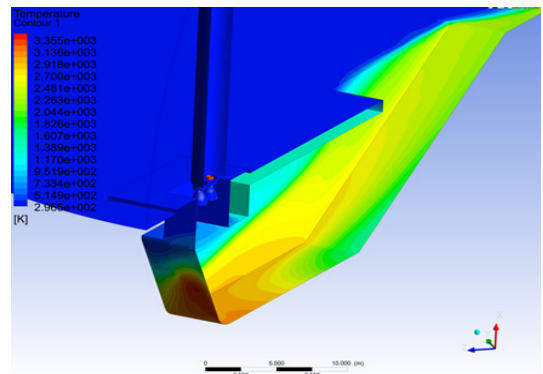
(a) Temperature contour



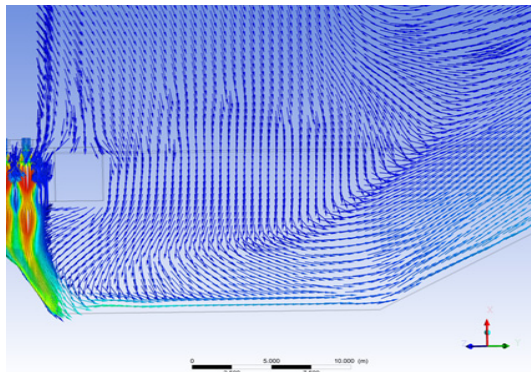
(a) Temperature contour



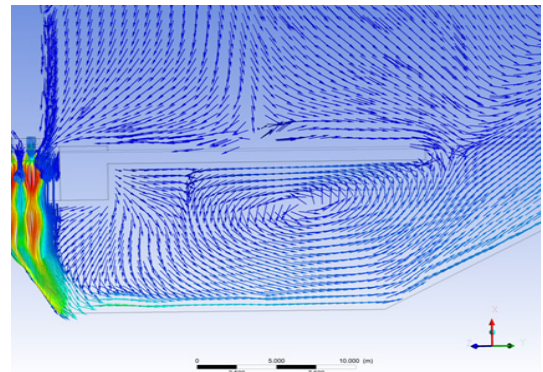
(b) Wall temperature contour



(b) Wall temperature contour



(c) Vector contour



(c) Vector contour

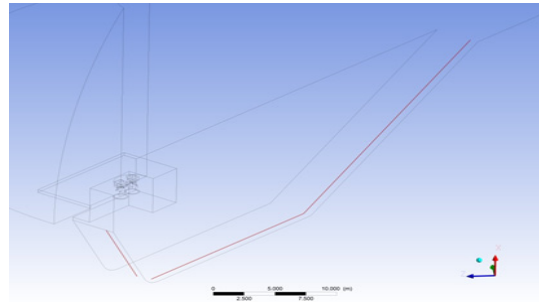
Fig. 6 Analysis for flame deflector model 1(t = 2 sec).

Fig. 7 Analysis for flame deflector model 2(t = 2 sec).

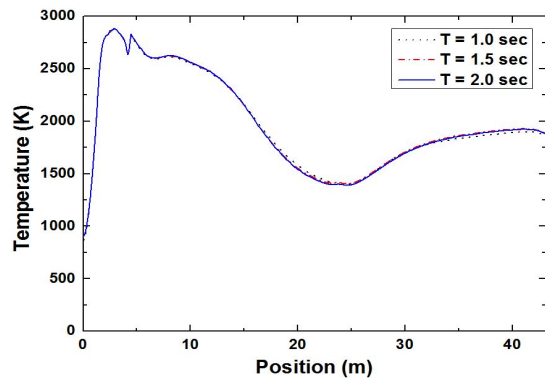
SST $k-\omega$ 모델을 적용하였으며, 시간에 따른 유동의 변화를 고려하기 위해 비정상상태 조건을 적용하였다. 또한 발사체 엔진의 연소를 모사하기 위해 노즐 입구 부분을 입력으로 정하여 pressure-inlet을 적용하였으며, Table 3에서 제시한 연소실 압력과 온도를 사용하였다. 출구조건은 주위의 압력 차에 의해 경계에서 유동의 유입과 배출이 자유로운 "opening" 조건을 적용하였으며, 벽면에서는 외부로의 열전달을 배제한 단열조건을 적용하였다. 그리고 엔진 점화 시 급격한 압력, 온도 변화로 인해 해석 결과가 발산하는 문제를 해결하기 위해 노즐 입구에서 정상상태의 압력과 온도가 형성되는 시간을 0.2초로 가정하여 목표값까지 선형적으로 증가하는 형태의 UDF(User Defined Function) 컴파일을 적용하였다. 유동해석은 엔진 점화 이후 연소실 압력이 안정화되는 시간을 고려하여 2초간 수행하였으며, 2가지 형상에 대한 해석 결과는 Fig. 6, 7과 같다.

Fig. 6은 화염유도로 상부에 엄빌리칼 타워 기초가 없는 형태(Model 1)에 대한 해석 결과로서 발사체 하부에서 연소가스의 역류와 재순환 영역이 생성되지 않고 유도하는 방향으로 유동이 배출되는 결과를 확인하였다.

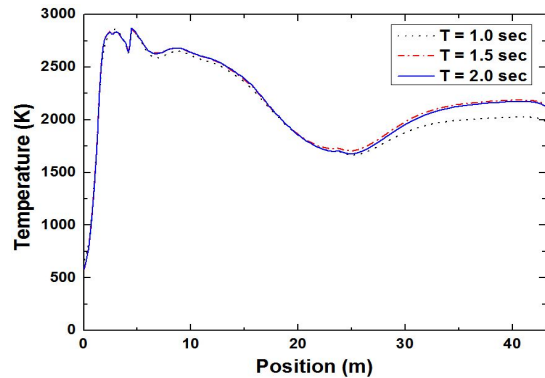
Fig. 7과 같이 엄빌리칼 타워 기초가 화염유도로 상부에 구축된 형상(Model 2)의 경우 연소가스가 분출되는 출구 면적이 작아져서 화염유도로 내부에 유동의 재순환 영역이 생성됨을 확인하였다. 이로 인해 엄빌리칼 타워 하부에도 약 1,200 K 이상의 온도가 형성되기 때문에 구조물을 보호하기 위한 추가적인 보강재를 사용하거나 냉각수 분사를 통해 온도를 낮출 필요가 있다. 따라서 화염유도로 수평면을 통과한 연소 후류의 배출을 원활하게 하기 위해 출구 면적을 증가시킨 새로운 형상설계가 필요하다. 또한 Fig. 7의 (c)에서 엄빌리칼 타워 주변의 공기가 발사체 노즐 부위로 유입되므로 이로 인해 발사체가 받는 영향을 최소화하기 위해 발사패드와 엄빌리칼 타워 사이의 기초에 공기가 유입되는 추가적인 통로를 확보하는 방안도 고려되어야 한다.



(a) Wall temperature analysis position



(b) Wall temperature of model 1



(c) Wall temperature of model 2

Fig. 8 Verification of analysis time for flame deflector.

Fig. 8은 노즐 끝단과 충돌점을 중심으로 화염유도로 방향에 대한 벽면 온도를 해석한 결과이다. 2가지 형상에 대해 노즐에서 분사되는 연소 후류가 화염유도로 편향면에 직접적으로 부딪치는 충돌점 부근의 온도가 2,500 K 이상으로 형

성되며, 후단부도 Model 2의 경우 재순환 영역 생성으로 2,000 K 이상으로 높게 형성됨을 알 수 있다. 아직 물분사와 화학종을 고려하지 않은 해석 초기 단계이지만 실제 화염유도로 구축 시에 온도가 높게 형성되는 부분에 추가적인 보강이 필요함을 알 수 있다.

3. 결 론

본 논문에서는 엄밀리칼 타워 기반의 유무에 따른 한국형발사체 화염유도로 개념 설계를 진행하였다. 연소가스를 공기로 가정하고 2가지 형상에 대한 유동해석을 통해 화염유도로 내부 유동의 흐름과 발사체 및 발사대 구조물 주변의 영향에 대해 분석하였다. 발사체 엔진 점화 후 2초간 해석을 수행한 결과, 엄밀리칼 타워 기초가 화염유도로 상부에 구축된 형상(Model 2)의 경우 연소가스가 분출되는 출구 면적이 작아져서 유동의 재순환 영역이 생성됨을 확인하였다. 따라서 연소가스의 출구 면적을 확보하기 위해 화염유도로 출구 형상을 조정한 모델을 설계하여 해석을 수행할 예정이다. 향후 계획은 몇 가지 조건을 변경한 모델의 유동해석 결과를 활용하여 화염유도로 기본 형상을 확정한 이후 케로신/LOX 연소에 의해 생성되는 C, H, O 계열의 화학 조성과 복사 열전달 효과 그리고 냉각수 분사까지 모사하여 해석을 수행할 예정이다. 최종적으로 한국형발사체 발사 운용 시퀀스를 반영하여 엔진 점화 시부터 발사패드를 이륙하여 연소 후류가 발사대시스템 지상설비에 영향이 없는 시점까지의 유동 해석을 통해 한국형발사체 화염유도로를 구축할 계획이다.

References

1. Evans, R.L. and Sparks, O.L., "Launch Deflector Design Criteria and Their Application to the SATURN C-1 Deflector," NASA TN D-1275, 1963.
2. Philips, J.D., "Flame Deflector Design, Standard For," NASA, KSC-STD-Z-0012B, 1990.
3. Kang, S.I. and Huh, H.I., "A CFD Study for Rocket Exhaust Flow Using Single Species, Unreacted Flow Model," *Journal of Aerospace Engineering and Technology*, Vol. 11, No. 1, pp. 126-134, 2012.
4. Kim, S.R., Hwang, D.K., Kang, S.I., Nam, J.W., Kim, D.R. and Ra, S.H., "KSLV-I Plume Analysis Part I for the Launch Pad Flame Deflector Performance," *Proceedings of the 2010 KSAS Spring Conference*, Pyeongchang, Korea, pp. 361-364, Apr. 2010.
5. Kim, S.R., Hwang, D.K., Kang, S.I., Nam, J.W., Kim, D.R., Ra, S.H. and Kim, I.S., "KSLV-I Plume analysis part II for the launch pad flame deflector performance," *Proceedings of the 2010 KSAS Spring Conference*, Pyeongchang, Korea, pp. 1207-1210, Apr. 2010.
6. Hwang, D.K., Nam, J.W., Kim, S.R., Kang, S.I., Kim, D.R. and Ra, S.H., "KSLV-I Plume Analysis Part III for the Launch Pad Flame Deflector Performance," *Proceedings of the 2010 KSPE Fall Conference*, Changwon, Korea, pp. 375-378, Nov. 2010.
7. Chung, Y.G., Cho, N.K. and Han, Y.M., "Design of Compressed Gas Supply System for Combustion Chamber Test Facility," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers* Vol. 18, No. 1, pp. 85-90, 2014.
8. Kim, S.R., Lee, Y.H. and Kim, I.S., "Flow Analysis of Flame Deflector of Launch Pad," *Proceedings of the 2003 KSAS Fall Conference*, Kyungjoo, Korea, pp. 597-600, Nov. 2003.
9. Gordon, S. and Mcbride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications," NASA, RP-1311, 1996.