

연소기 노즐에서의 열전달 특성 연구

남궁혁준* · 김화중* · 한풍규* · 이경훈* · 김영수*
정해승** · 이상연**

Study on Heat Transfer Characteristic in Combustor Nozzle

Hyuck-Joon Namkoun* · Hwa-Jung Kim* · Poong-Gyoo Han* · Kyoung-Hun Lee* ·
Young-Soo Kim* · Hae-Seung Jeong** · Sang-Youn Lee

ABSTRACT

For a cooling performance research of the combustor operated in a extreme environment of a high temperature and high pressure, we accomplished a cooling performance analysis. Generally a heat transfer characteristic in cooling passage is known well experimentally and theoretically, however heat flux in the combustion chamber isn't. In this study, fluid flow combined with heat transfer and thermal structural analysis is accomplished about a combustor nozzle. We tried to analyze the cooling performance with a heat transfer characteristic of a gas and coolant side in the view point of quantity on the mass flow rate to be supplied to the cooling channel. And finally, evaluation on the thermal and structural safety of nozzle wall material was accomplished.

초 록

연소기 노즐은 고온 고압의 연소가스를 화학에너지에서 운동에너지로 변환시켜 추력을 발생시킨다. 따라서 노즐 내부 벽면은 고온 고압의 연소가스에 노출되며, 특히 노즐 목에서는 최대 열하중을 받는 구간으로서 열구조적으로 안정성을 확보한 냉각 시스템 설계가 이루어져야 한다. 본 연소기 노즐은 수냉 방식으로서 열전달 효율을 높이기 위해 냉각 채널 구조로 되어 있다. 본 연구에서는 연소기 노즐을 위한 냉각 채널 구조의 기본 설계안에 대해 유동 해석을 수행하고 공급 압력 및 유량 변화에 따른 입/출구 사이의 압력 강하량을 예측하여 초기 형상안에 대한 압력 손실 및 설계 유량 공급을 위한 압력 조건에 대해서 평가하고자 하였다. 최종 선정안에 대해서는 내부 열전달 및 유동장 해석을 수행하여 흐름 및 열구조 안정성을 평가하였다.

Key Words: Heat Transfer(열전달), Nozzle(노즐), Cooling Channel(냉각채널)

1. 서 론

* 로템 기술연구소
연락처, E-mail: 247842@mail.rotem.to
** 국방과학연구소

수냉식 연소기 노즐의 설계는 액체로켓엔진에

서 적용되고 있는 축방향 냉각채널로 냉각시스템을 구성하는 것에서 시작하였다. 본 연구에서 연소실 압력이 6bar, 연소가스의 온도가 2500K 이하인 연소기를 모델로 하였다. 연소기의 내부 직경은 약 330mm로 설정하였으며, 이때 냉각채널에서의 내벽 온도구배는 크지 않다. 즉, 일반적인 액체로켓엔진에서 볼 수 있는 내벽 온도구배^[1]와 달리 온도구배가 높지 않으므로, 온도구배에 기인한 열응력이 크지 않게 된다. 이와 같은 열적 부하 환경은 수냉식 연소기를 설계하는데 있어서 매우 중요한 판단조건이 되는데, 예를 들면 온도구배가 심한 경우에는 가급적 벽 두께를 작게 하는 것이 일반적이나, 온도구배에 의한 열응력이 높지 않다면 오히려 벽 두께를 크게 하여 강성을 증가시키는 것이 가능할 수도 있기 때문이다. 또한 벽 두께를 크게 함으로서 냉각시스템의 설계 방안도 변경 가능하게 된다. 냉각채널에 립 가공을 하는 것은 립 효과에 의해 냉각효과를 증대시키는 것과 냉각시스템 구조의 강성을 높이기 위한 것인데, 온도구배가 낮게 되면서(즉, 열유속량이 작게 되면서) 냉각효과를 높이기 위해 냉각채널 형태의 냉각시스템을 구성하지 않아도 되게 된다. 이것은 제작상에서의 난해한 공정인 접합공정을 단순화할 수 있게 되어, 제작단가를 크게 절감할 수 있다. 이렇게 제작형상을 단순화시키며 수냉식에 의한 열전달 효과를 극대화시켜 연소기 노즐의 열및 구조적 안정성이 확보된 설계를 하였다.

2. 본 론

2.1 수냉식 연소기 노즐

그림 1은 수냉식 연소기 노즐의 3차원 해석 모델을 보여주고 있으며, 일차원 열해석 결과를 통해 연소기 노즐의 벽면 두께, 냉각수 유량, 채널 구조 등을 결정하였다.

냉각수는 물을 사용하였고, 냉각수 공급포트로 총 10kg/s을 균일하게 공급하였다. 냉각수의 흐름방향은 연소가스 흐름방향의 역방향으로 하였고, 냉각수 입출구 포트는 냉각수가 균일하게 공

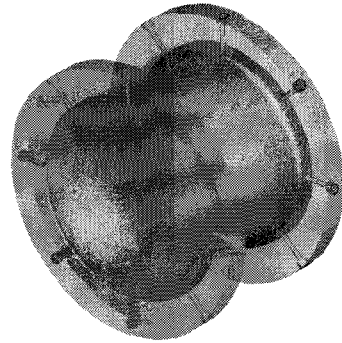


그림 1. 해석 모델

급되도록 원주방향 45도 간격으로 각각 8개씩 배치하였다. 또한 노즐 내벽면과 외벽면 사이의 채널을 제거함으로써 압력 손실을 최소화하였으며 축방향 흐름 구조로 온도 구배로 인한 열응력 발생을 최소화하도록 형상 설계하였다.

2.2 해석 조건 및 가정

연소가스영역은 강제대류 조건으로 내부 노즐 연소 유동장을 해석하였고, 냉각수 열전달 해석과 동시에 해석하였다. 외벽면 밖의 대기영역은 자연대류 조건으로 300K, 5W/m²K을 적용하였다. 가스 측면 벽면 재질은 내벽면 SUS 630, 외벽면 SUS 304를 사용하였다. 벽면에서의 강제대류 해석을 위해서 열전달해석 모델을 가정하게 된다. 가스 측면 벽면 근처에서는 Prism Layer를 구성해 Fine한 격자로 계산을 하였고 열발생이 크지 않은 외벽면은 Coarse한 격자와 Wall Function을 도입해서 계산을 수행함으로써 계산 시간을 최소화하였다. 유동 계산을 수행한 후 벽면 열전달 계수 값을 격자로 부터의 무차원 거리인 Y+값이 30이 되는 위치에서의 열전달 계수 값으로 환산하여 실제 열전달 현상을 모사하였다.

2.2 연소 해석

연소가스의 단일 화염 온도 및 물성치(분자량, 비열비, 점성계수 등)는 NASA CEA2 Code^[2]를 이용하여 구하였다. 이를 통하여 냉각수 유동과 연소가스 유동의 복합유동장 계산을 위한 연소

실 입구 경계 조건을 구하였다. 연소기 노즐내부에서는 화학적 동결 유동 조건으로 연소가스 영역을 계산하고 냉각 채널에서의 열전달 계산을 동시에 해석함으로써 해석 가정을 최소화할 수 있었다.

2.3 복합 열유동장 해석

고온 고압의 연소가스 환경에서 실험적으로 예측하기 어려운 열전달량을 내부 유동 특성과 냉각수 유량에 따라 결정되는 벽면 온도 계산에 의해 가스 측면 및 냉각수 측면의 열전달 계수를 도출하게 된다. 그림 2는 복합유동장 해석을 위한 격자 구조를 보여주고 있다. 냉각수 영역의 아음속과 연소가스 영역의 초음속 영역을 동시에 해석하기 위해서 비정상 3차원 압축성 및 비압축성 Navier-Stokes 방정식을 지배 방정식으로 사용하게 되며 격자수는 270만 셀이 사용되었다. 수치 해법에서 공간차분은 Node Base의 유한체적법^[3]을 적용하였으며, 난류 모델은 Standard K-ε 모델을 사용하였다.

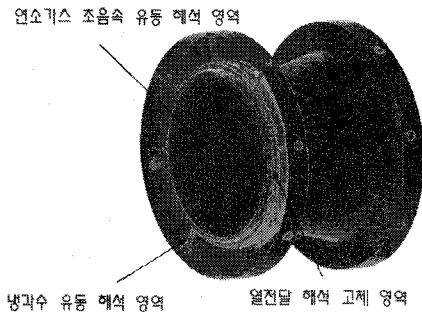


그림 2. 복합유동장해석 모델

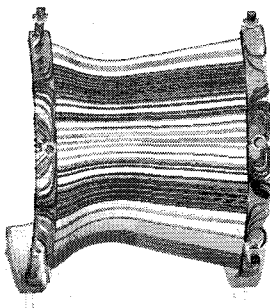


그림 3. 냉각수 유동 Pattern (Oil Flow)

2.4 열유동 해석 결과

그림 3에서는 냉각수 유동 Pattern을 보여주고 있다. 냉각수 입구에서 분출된 냉각수는 내벽면을 따라 흐르며 냉각 포트 사이에서 유동이 만나서 축방향으로 흐름이 원활하게 유지되고 있음을 확인할 수 있다. 그림 4와 그림 5는 가스 측면의 벽면 온도 분포 및 냉각수 측면의 벽면 온도 분포를 보여 주고 있다. 가스 측면 벽면의 경우 냉각수 출구 포트 사이에서 벽면 온도가 473K로 최대 상승하고 있으며, 냉각수 측면 벽면의 경우 373K까지 상승하고 있음을 확인할 수 있다. 특히 냉각수 출구단 부근의 냉각 포트 사이에서 최대 상승 온도가 나타나고 있다. 이것은 냉각수의 흐름이 출구단쪽에서는 상대적으로 느리고 정체되는 영역이 국소적으로 발생함에 따른 것으로 판단된다.

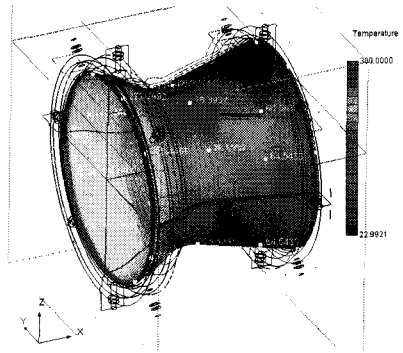


그림 4. 가스 측면 벽면 온도 분포 (°C)

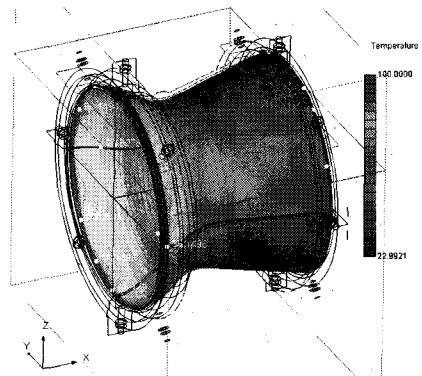


그림 5. 냉각수 측면 벽면 온도 분포 (°C)

냉각수의 축방향 흐름의 경우 벽면 온도 분포는 상대적으로 축 방향으로의 온도 구배가 크게 발생하지 않고 있다. 이러한 축 방향으로의 온도 구배가 크게 발생하게 되면 내벽면과 외벽면의 접합 부위에서의 변형 발생 가능성이 크게 되기 때문에 축방향 온도 구배를 최소화하는 설계안을 채택해야 한다. 그림 6에서는 냉각 포트 사이에서의 냉각수 측면의 벽면 열전달 계수 분포를 보여주고 있다. 노즐 출구단, 즉 냉각수 입구 포트에서의 분출된 냉각수가 벽면에 충돌후 축방향으로 흐름이 형성됨에 따라 초기 냉각수 입구 영역에서의 열전달 계수가 상승하고 유로 면적이 감소하게 되는 노즐 목으로 진행함에 따라 다시 상승하게 됨을 확인할 수 있다. 이러한 강제 대류에 의한 열전달 계수값은 냉각수 유속과 밀접한 관련이 있기 때문에 적절한 냉각을 위한 냉각 채널의 단면적을 고려해야 한다.

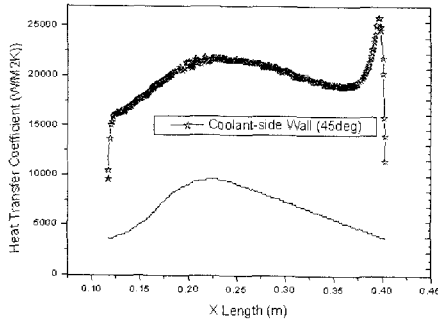


그림 6. 냉각수 측면 벽면 열전달 계수 분포 (냉각 포트 사이)

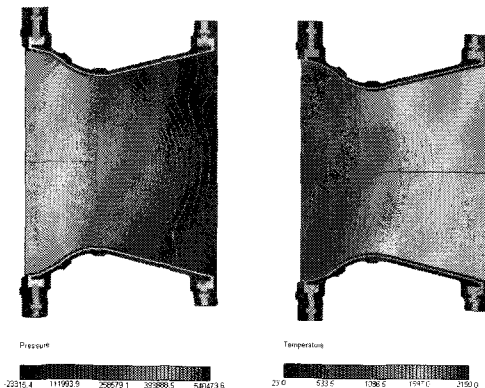


그림 7. 압력 (Pa, 좌) 및 온도장 (°C, 우) 분포

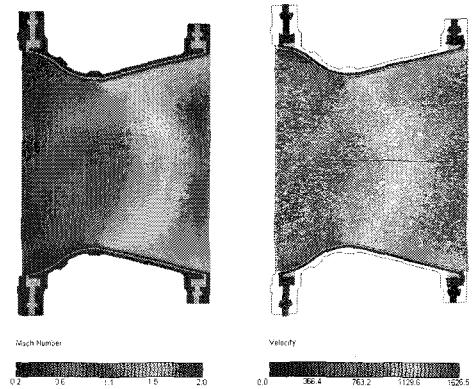


그림 8. 마하수 (좌) 및 속도 벡터 (우)

그림 7에서는 냉각 포트 단면에서의 압력 및 온도 분포를 보여주고 있다. 연소가스의 흐름이 노즐목을 지나 노즐 팽창부에서 초음속 유동으로 발달하면서 0.3 Bar 까지 팽창하고 있다. 냉각 채널의 축 방향의 냉각수 흐름으로 인해 벽면 근처에서 온도 경계층에 의한 연소가스 온도 구배가 크게 나타남을 확인할 수 있다. 출구 온도는 약 1,380 °C까지 팽창하고 있다. 그림 8은 노즐 내부에서의 마하수 분포 및 속도 벡터를 보여주고 있다. 노즐 내부에서 충격파나 유동 박리 현상은 나타나지 않았으며 출구 마하수가 약 1.89까지 팽창하고 있다.

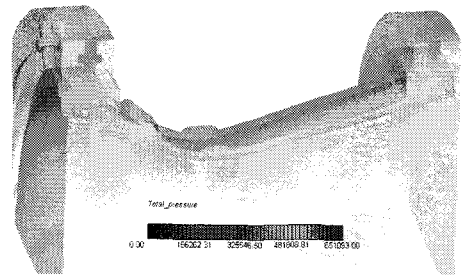


그림 9. 냉각 채널의 압력 손실 (pa)

그림 9에서는 냉각 채널의 입구와 출구에서의 전압력 차이를 보여주고 있다. 전압력 손실은 약 4.7Bar로서 일반적인 연소기에서 사용되고 있는 Rib 형태의 냉각 채널의 압력 손실^[4]보다 작음을 확인할 수 있었다.

2.5 열구조 해석 및 결과

연소기 노즐의 열응력 해석을 위해 먼저 온도장 해석이 선행되어야 한다. 온도장을 얻기 위해 유동 해석을 통해 얻어진 강제 대류의 영향이 고려된 대류 열전달 계수, 노즐 내벽 온도를 이용하여 비정상 과도 열해석을 수행하였다. 비정상 과도 열해석 시 온도가 정상상태에 도달하면 해석을 종료하도록 하여 해석 시간을 단축하였다. 해석에 사용된 정상상태의 도달 판단 기준으로 온도변화율 (Temperature change rate) $1.0E-02[^\circ\text{C}/\text{sec}]$ 을 적용하였다. 해석시 축대칭을 가정하고 축대칭 2차원 Solid Element 중 Diffusive heat transfer 해석이 가능한 DCAX3와 DCAX4 요소를 사용하였다. 이 요소의 자유도는 1, 2, 11 ($U_r, U_z, \text{temperature}$)이다.

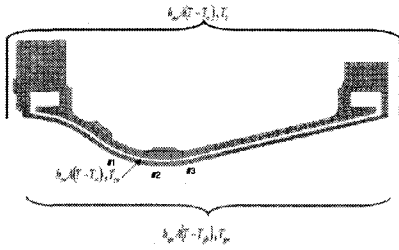


Fig. 10. Boundary Condition

열해석에 사용된 경계조건을 다음 그림 10에 도시하였다. 그림 11에 벽면 온도가 가장 높은 영역인 노즐 Gauge Point #1, 2, 3의 온도-시간 이력을 도시하였다. 초기 온도에서 온도가 증가하여 4초 정도 후에 정상상태에 수렴함을 알 수 있다.

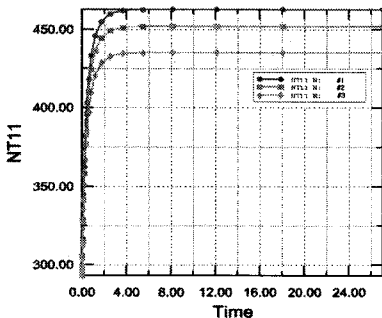


Fig. 11. Temperature History vs Time for Gauge Point #1, 2&3

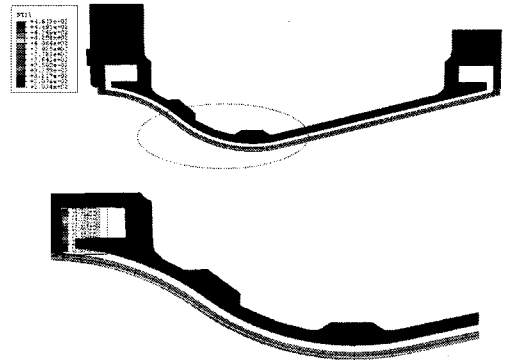


Fig. 12. Temperature Distribution

그림 12에서는 열전달 해석의 정상상태 도달 후의 온도분포를 도시하였다. 노즐 측면 벽의 주위에서 온도가 가장 높으며, 온도 구배도 급격하게 증가함을 확인할 수 있다. 노즐 벽면의 각 절점의 시간에 따른 온도 이력 결과를 열응력 해석 영역에 Mapping하여 열응력 해석을 수행하였다. 열응력 해석에 추가하여 냉각수측면 벽에 냉각수 압력을 고려하였고, 가스 측면 벽에 해석 결과로서 연소기 노즐 내부 압력 변화 곡선을 적용하였다. 열응력 해석 시 연소기 노즐에 부착된 구조물과의 연결부의 축방향 변위를 ($U_z = 0$) 고정하였다. 초기 온도 25°C 를 가정하였고, 열팽창 계수, 탄성 계수 및 항복응력 등의 재료 물성의 온도 의존성을 고려하였다. 그림 13에서는 온도의 증가에 따른 재료의 항복 응력이 감소하는 열연화 현상을 도시하였다.

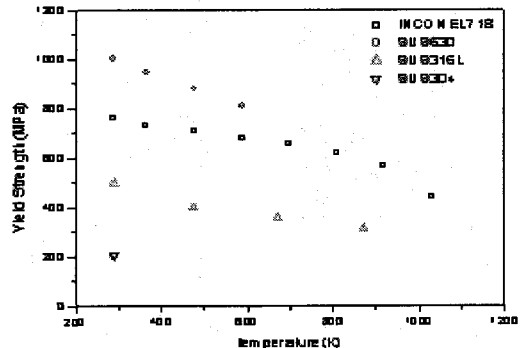


Fig. 13. SUS630의 항복응력-온도 곡선

열응력 해석 시 사용요소는 축대칭 2차원 Solid Element 중 비틀림에 대한 자유도 5(ϕ)는 고려하지 않고 1,2(U_r, U_z)만을 고려하는 CAX3, CAX4를 사용하였다. 해석 후 변형량을 그림 14에 도시하였다. 냉각수로의 열변형에 의해 입구단에서 좁아지며, 출구단에서는 확대된다. 해석을 통하여 축방향 변위보다는 반경방향 변위가 지배적임을 확인하였다. 그림 15에 연소기 노즐의 열응력을 도시하였다. 발생 최대응력은 노즐 끝단부에서 402.3MPa이 발생하였다. 이 응력값은 SUS630재질 항복응력이하의 값으로 구조적인 문제 발생 가능성은 없을 것으로 판단하였다.

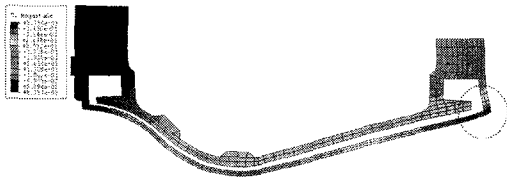


그림 a) 노즐 변형량(U)

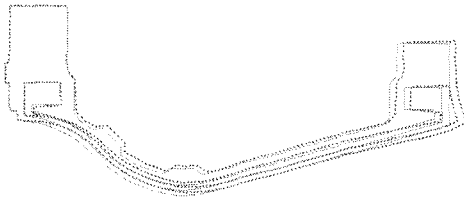


그림 b) 노즐 변형량 비교

Fig 14. Displacement Contour



Fig 15. Von-Mises Stress Contour

이상의 열구조해석을 통하여 연소기 노즐의 구조적 안정성을 검증하였다.

3. 결 론

가. 유동장

입구에서 재순환 영역이 국소적으로 존재하나 출구에서는 비교적 안정적으로 냉각수 흐름이 형성되고 있었다. 냉각 포트 사이 단면에서의 유속이 냉각 포트 단면에서의 유속보다 빠르며 입구 및 출구단에서는 반대로 냉각 포트 단면에서의 유속이 크게 분포하고 있다. 이러한 유속 분포가 벽면 온도 차이를 야기시키고 있음을 알 수 있었다.

나. 벽면 온도

가스 측면 벽면 온도는 최종안의 경우 국부적으로 573K 까지 상승하나 열적으로 안정하며, 내부 채널에 Rib이 없으므로 압력 손실은 4.7Bar로서 비교적 크지 않음을 확인하였다.

다. 열전달 계수

냉각 포트 사이 단면에서 냉각수 측면에서의 열전달 계수 값은 10,000~22,000 W/m²K 사이에 분포하며 채널의 유효 단면적이 감소하기 시작하는 노즐 하단부에서부터 노즐목 부근까지 최대값을 보인다. 냉각 포트 단면에서는 냉각수 입구에서 분출된 냉각수가 내벽면에 충돌할 때 충돌에 의한 열전달 계수값은 상당히 큰 값을 가지며 약 25,000W/m²K까지 상승하고 있었다.

라. 냉각수 온도

냉각 포트 사이 단면의 노즐목 부근에서는 냉각수 흐름이 냉각 포트 단면에 비해 가속되므로 냉각수 온도가 상대적으로 작게 상승하고 있으나 출구 포트 끝단의 정체 영역에서는 온도 상승이 큼을 알 수 있다. 하지만 전체적으로 냉각수 온도 상승 경향을 볼 때 최대 40℃이하로 냉각수 끓음 (Boiling)에 의한 열하중 집중 현상은 없다고 판단하였다.

마. 열구조 안정성

연소기 노즐의 열응력 해석결과 최대 응력은 노즐 출구단에서 402.3MPa이 발생하며, 소성 변

형은 발생하지 않는다. 이와 같은 열구조 해석 결과를 근거로 연소기는 구조적 안전성을 확보한 것으로 판단하였다. 추후 열응력이외에 내벽과 외벽의 용접부를 고려한 해석을 수행하여 해석 결과의 정확도를 높일 계획이다.

참 고 문 헌

- [1] P.A. Master, E.S. Armstrong and H.G. Price, "High-pressure calorimeter chamber tests for liquid oxygen/kerosene (LOX/RP-1) rocket combustion", NASA technical paper, 1988
- [2] Gordon, S., McBride, B., J., Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Application, NASA Ref. Pub. 1311, Jun., 1996.
- [3] SC/Tetra version 5, User's guide Preprocessor Reference, 2004
- [4] 한풍규, 김동환, 김선용, 진형석, 남궁혁준, 강인식, 문종훈, 김영수, "케로신-액체산소를 추진제로 하는 소형연소기의 지상연소시험", 군사과학기술학회, 2005