

로켓엔진의 재생 냉각 열전달 해석

전 중 국* · 박 승 오* (KAIST)

A Numerical Simulation of Regenerative Cooling Heat Transfer for the Rocket Engine

Chong-Kuk Chun* and Seung-O Park*

ABSTRACT

This paper presents the numerical thermal analysis for regeneratively cooled rocket thrust chambers. An integrated numerical model incorporates computational fluid dynamics for the hot-gas thermal environment, and thermal analysis for the liner and coolant channels. The flow and temperature fields in rocket thrust chambers is assumed to be axisymmetric steady state which is presumed to the combustion liner. The heat flux computed from nozzle flow is used to predict the temperature distribution of the combustion liner. As a result, we present the wall temperature of combustion liner and the temperature change of coolant.

1. 서 론

재생 냉각은 액체 추진 로켓에 많이 사용되는 냉각방식이다. 노즐 내 유동장과 냉각시 노즐 외부로의 열전달에 대한 연구가 실험과 계산 등을 통해 오래전부터 이루어져 왔다[1]. 현재에도 새로운 재료 및 가공 방법들의 발달과 더불어 다양한 조건에 대해서 재생 냉각 방식에 대한 연구가 이루어지고 있다[2]. 특히, 로켓의 재생 냉각은 추진제를 이용하여 냉각을 함으로써 구조물의 냉각과 더불어 추진제의 열에너지를 높임으로 전체적인 엔진 효율 상승을 가져온다.

따라서, 액체 추진 로켓에서 많이 사용되고 있는 냉각 방식이다.

본 논문에서는 연소실과 노즐이 결합된 경우의 내부 유동장과 온도장을 해석하고 이로부터 계산한 heat flux를 이용하여 엔진 구조물의 열전달을 해석한다. 구조물 바깥 부분에 위치한 냉각채널은 1차원 거동을 가지는 것으로 가정한다. 그리고, 내부 유동장과 구조물은 축대칭으로 가정하여 전체를 정상상태에서 해석한다.

2. 지배 방정식

* 한국과학기술원 항공우주공학과 (KAIST, Dept. of Aerospace Eng.)

2.1 노즐 내 유동장

노즐 내 유동장은 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 계산한다. 축대칭 점성 유동일 경우 지배 방정식은 다음과 같다[3].

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + H = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + H_v \quad (1)$$

유동장내 난류 계산을 위해서는 Baldwin-Lomax 대수난류모델을 사용하였다.

2.2 노즐 구조물의 열전달 해석

엔진 구조물의 온도장은 축대칭, 정상 상태로 가정하였다. 이 때, heat conductivity는 온도와 무관한 상수로 가정하였다. 따라서, 지배 방정식은 다음과 같이 정상 상태에서 heat conductivity와 무관한 방정식이 된다.

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{1}{y} \frac{\partial T}{\partial y} = 0 \quad (2)$$

2.3 냉각채널에서의 열전달

냉각 채널내 유동을 1차원으로 가정할 때 냉각제의 에너지 보존 방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$q\Delta A = \dot{m}\Delta h \quad (3)$$

여기에서 h는 냉각제의 엔탈피를 의미한다.

냉각채널에서 냉각제의 흐름은 실제 로켓 노즐에서 많이 사용되는 것처럼 노즐 하부로부터 연소실 상부로의 흐름으로 가정하였다. 그리고, 냉각 채널은 연소실 전체에 걸쳐 하나로 연결된 것으로 가정하였다.

2.4 경계 조건

온도장 해석을 위해 사용되는 경계 조건은 노즐 유동장 경계조건, combustion liner의 경계 조건, 냉각 채널의 heat flux 경계조건이다. 첫 번째로 연소실과 노즐의 경계 조건으로는 벽면에서의 온도이다. 이를 위해 combustion liner의

온도장을 계산한 후 이로부터 노즐 벽면의 온도를 구한다. 두 번째는 combustion liner의 경계 조건으로 노즐 내 온도장으로부터의 heat flux와 냉각 채널로부터의 heat flux이다. 마지막으로 냉각 채널에서의 경계 조건은 combustion liner로부터 구한 heat flux이다. 각 부분에서의 구체적인 경계 조건은 다음과 같다.

1) 연소실 및 노즐 내 유동장

연소실 입구 조건은 아음속 유동 경계 조건을 사용하였다. 그리고, 노즐 출구에서의 경계 조건은 초음속 유동 경계 조건을 주었다. 벽면에서는 속도를 영으로 주었고, 온도는 combustion liner로부터 계산된 온도값을 사용하였다.

2) combustion liner의 온도장

연소실 입구와 노즐 출구에 인접하는 combustion liner에서의 경계 조건으로는 Neumann조건을 주었다. 그리고, 노즐 벽면에서 경계 조건은 노즐 유동장으로부터 계산된 heat flux값을 사용하였다. 냉각 채널로부터 combustion liner로의 heat flux는 fully developed pipe flow에서 사용되는 Dittus-Boelter식[4]을 사용하였다.

$$Nu = 0.023Re^{0.8}Pr^{0.4} \quad (4)$$

여기에서 사용한 각 무차원수는 다음과 같다.

$$Re = \frac{4\dot{m}}{\pi\mu D}, \quad Pr = \frac{\nu}{\alpha}, \quad Nu = \frac{hD}{k} \quad (5)$$

여기에서 D는 파이프의 직경이다.

3) 냉각 채널

냉각 채널내 냉각제의 온도 변화는 냉각제 유동장을 1차원으로 가정하였으므로 채널벽으로부터 heat flux와 초기의 냉각제 온도만 주어지면 구할 수 있다. 이때 combustion liner로부터의 heat flux는 liner내부의 온도 구배로부터 구한다.

3. 해석

본 연구의 계산에서 사용한 형상은 다음의 Fig.1과 같다. 이것은 계산 결과를 비교하기 위한 것으로 Back et al.[5]의 실험에서 사용한 형상과 같다.



Fig. 1 schematic of combustion nozzle

Fig. 1에서 throat의 반지름은 0.902인치이고, 연소실 직경은 2.8인치이다. 연소실의 길이는 연소실 직경의 두 배이다. Combustion liner의 두께는 노즐 throat에서 노즐 반경의 20%로 하였다. 냉각제로는 물을 사용하였고, liner재료로는 구리를 사용하였다.

계산 결과를 검증하기 위하여 Back et al. 실험[5]의 열전달 계수값과 비교하였다. 이 때 연소실의 계산 조건은 $T_0=843K$, $p_0=5.102$ 기압의 공기이다. Fig. 2는 이 때의 convective heat transfer coefficient를 나타낸 것이다. 여기에서는 또한 Bartz의 대류 열전달 식[6]과도 비교하였다.

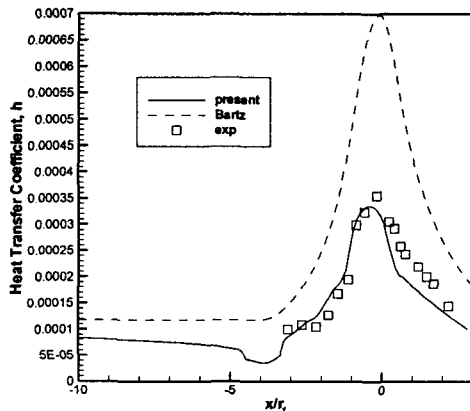


Fig. 2 convective heat transfer coefficient

이 때, Bartz의 correlation 식에서 벽면 온도는

300K로 일정하게 주었다. 여기에서 r_t 는 노즐 throat의 반경이고, $x=0$ 는 노즐 throat의 위치이다.

실험결과와 비교하면 계산 값이 조금 작게 나타난다. 이것은 실험의 경우 연소실의 길이가 계산 형상보다 훨씬 길다. 또한 입구 조건이 속도 등에서 실험 조건과 조금 차이가 나기 때문인 것으로 예상된다. 노즐 유동장의 온도 분포는 Fig.3와 같다. 이 때, 냉각제의 입구 온도는 300K이고, 유량은 1 kg/sec이다.

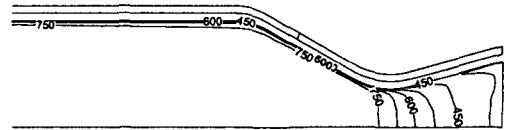


Fig. 3 Temperature contour

위의 그림에서 보는 바와 같이 연소실 내부의 온도는 유동장이 거의 정지된 상태로 있기 때문에 온도 변화가 거의 없다. 벽면에서는 냉각채널로의 열전달로 인하여 온도 변화가 나타난다.

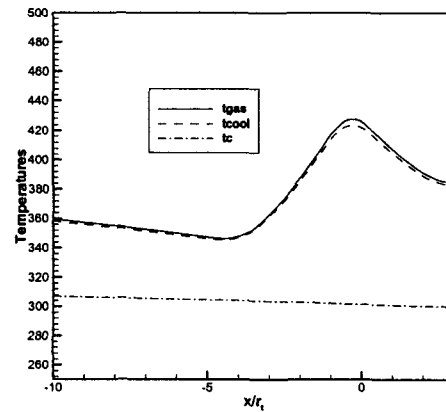


Fig.4 wall temperature for $\dot{m} = 1.0 kg/sec$

Fig.4는 노즐 벽면의 온도 변화와 냉각 채널 벽에서의 온도 변화 그리고, 냉각제의 온도 변화를 나타낸 것이다. 예상하는 바와 같이 노즐 throat에서 온도가 가장 크게 나타나고, 냉각제

는 온도 변화가 크지 않았다.

4. 결 론

액체추진 로켓 엔진의 냉각을 위해 많이 사용되는 재생 냉각의 열전달 해석을 수치 계산하였다. 정상 상태에서의 노즐 내부 유동장과 벽면에서의 온도 분포를 구하기 위하여 Navier-Stokes 방정식을 계산하였고, 벽면에서는 온도장을 계산하였다. 계산 결과 열전달 계수는 노즐의 throat 부분에서 높은 값을 보였다. 연소실과 노즐의 연결 부분에서는 온도구배의 감소로 열전달 계수가 작게 나타났다. 노즐 벽면의 온도도 노즐 throat에서 가장 크게 나타났다. 냉각제의 온도변화는 냉각채널의 형태와 유량에 따라 다르게 나타났다.

후 기

이 논문은 항공우주연구원의 소형위성 발사체 개발 사업에 의하여 지원되었음.

참고 문헌

- 1) D. R. Bartz, "Turbulent Boundary-Layer Heat Transfer from Rapidly Accelerating Flow of Rocket Combustion Gases and of Heat Air," Advances in Heat Transfer, Academic Press, New York, Vol.2, pp.1-108, 1965
- 2) T. S. Wang and V. Luong, "Hot-Gas-side and Coolant-Side Heat Transfer in Liquid Rocket Engine Combustors," J. of Thermophysics and Heat Transfer, Vol. 8, No. 3, pp. 524-530, 1994
- 3) 김희경, "압력비에 따른 박리 노즐 유동의 수치적 해석," 석사학위논문, 기계공학과, 한국과학기술원, 2001

4) L. C. Burmeister, "Convective Heat Transfer," John Wiley & Sons, pp. 486, 1982

5) L. H. Back, P.F. Massier and H.L. Giff, "Convective Heat Transfer in a Convergent-Divergent Nozzle," Int. J. Heat Mass Transfer, Vol. 7, pp.549-568, 1964.

6) D. K. Huzel and D. H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," AIAA, Vol. 147, Progress in Astronautics and Aeronautics