

로켓엔진의 재생 냉각 열전달 해석

전종국* · 박승오**

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

Chong-Kuk Chun* · 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.

초 록

액체추진로켓엔진에서는 고온, 고압의 연소가스로부터 엔진을 보호하기 위하여 재생 냉각을 많이 사용한다. 이 재생 냉각의 유동장 해석과 열전달을 수치해석하였다. 형상은 연소실, 노즐 및 냉각 채널 모두를 2차원 축대칭으로 가정하였다. 연소실 및 노즐의 유동장은 압축성 유동장 해석을 통하여 구하였고, 냉각 채널은 고체 열전달로부터 구하였다. 유동장과 온도장은 모두 정상상태로 가정하였다. 노즐에서 구한 열유속은 냉각채널 벽면에서의 온도 분포를 구하기 위해 사용하였다. 결과로는 냉각 채널 벽면에서의 온도 변화와 냉각제의 온도 변화를 구하였다. 냉각 채널의 형상 변화와 냉각제의 유량 변화에 따른 냉각 채널 벽면에서의 온도변화를 조사하였다.

Key Words: Nozzle(노즐), Regenerative Cooling(재생냉각), Cooling Channel(냉각채널)

1. 서 론

† 2003년 10월 25일 접수 ~ 2003년 11월 28일 심사완료

* 정희원, 한전원자력연료주식회사 열수력설계실

** 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학과
연락처자, E-mail: ckchun@knfc.co.kr

로켓 엔진, 재진입 우주 비행체 등과 같이 고온의 환경에 있는 물체는 내부 구조물을 보호하기 위해 이를 냉각하는 것이 매우 중요하다. 이

때, 많이 사용되는 냉각 방식으로는 삭마 열전달 냉각, 막냉각, 재생 냉각 등이 있다. 이들 냉각 방식은 로켓의 발달과 더불어 오래전부터 연구가 이루어져 왔다. 특히 재생 냉각은 액체 추진 로켓에 많이 사용되는 방식이다. 노즐 내 유동장과 냉각시 노즐 외부로의 열전달에 대한 연구가 실험과 계산 등을 통하여 오래전부터 이루어져 왔다. 현재에도 새로운 재료 및 가공 방법들의 발달과 더불어 다양한 조건에 대해서 재생 냉각의 연구가 이루어지고 있다.^{3,4)} 특히, 액체 추진 로켓의 재생 냉각은 추진체를 이용하여 냉각을 함으로써 구조물의 냉각과 더불어 추진체의 열 에너지를 높임으로 전체적인 엔진 효율의 상승을 가져온다. 따라서, 재생 냉각은 액체 추진 로켓에서 많이 사용되고 있다.

본 논문에서는 단순화된 축대칭 2차원 재생 냉각에 대해 수치해석을 한다. 일반적인 3차원 냉각 채널의 경우 냉각제의 유량뿐 아니라, 냉각 채널의 형상, 개수 및 크기 등과 같은 다양한 변수로 인하여 일반적인 경향을 알기 힘들다. 따라서, 최대한 단순화된 2차원 축대칭 형상에 대해서 수치해석을 하고 유량의 변화와 냉각 채널의 높이 등에 따른 노즐 벽면의 온도 변화를 조사한다. 이는 3차원 재생 냉각의 비교 자료 등으로 사용될 수 있다. 전체적인 형상은 노즐의 바깥에 combustion liner가 있고, 그 바깥에 환형으로 냉각 채널이 있는 형상이다. 냉각 채널 내의 냉각제와 채널외부와의 열전달은 없는 것으로 가정하였다.

수치해석은 연소실과 노즐이 결합된 경우에 대해 내부 유동장과 온도장을 해석하고 이로부터 계산한 열유속을 이용하여 냉각 채널의 열전달을 해석한다. 구조물 바깥 부분에 위치한 냉각 채널 내 유동은 1차원 거동을 가지는 것으로 가정한다. 그리고, 내부 유동장과 구조물은 축대칭으로 가정하여 전체를 정상상태에서 해석한다.

냉각제의 유량에 따라 구조물의 온도 분포가 변하므로 유량 변화에 따른 구조물의 온도분포를 조사한다. 그리고, 냉각 채널의 높이 변화에 따른 온도 변화도 같이 조사한다.

2. 지배 방정식

2.1 노즐내 유동장

노즐 내 유동장은 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 계산한다. 축대칭 점성 유동일 경우 지배 방정식은 다음과 같다. 이 방정식의 수치 해법은 김희경⁵⁾의 논문과 동일하다.

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

여기에서 Q는 보전 변수 벡터, F와 G는 각각 x, y방향의 비점성 유동 벡터, F_v와 G_v는 각각 x, y방향의 점성 유동 벡터를 의미하고, H와 H_v는 2차원 축대칭 때문에 생기는 항으로 각각 축대칭 비점성 벡터와 축대칭 점성 벡터를 의미한다. 위의 방정식은 노즐 내 유동장 계산을 위하여 일반 좌표계로 변환하여 계산한다. 유동장내 난류 계산을 위해서는 Baldwin-Lomax 대수 난류 모델을 사용하였다.⁶⁾

2.2 노즐 구조물의 열전달 해석

엔진 구조물의 온도장은 축대칭, 정상 상태로 가정하였다. 이 때, 열전도도는 온도와 무관한 상수로 가정하였다. 따라서, 지배 방정식은 다음과 같이 정상 상태에서 열전도도와 무관한 온도의 에너지 보존 방정식으로 나타낼 수 있다.

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

이 방정식은 위의 노즐 내 유동장과 같이 일반 좌표계로 변환하여 계산한다.

2.3 냉각채널 내 유체의 열전달

냉각채널 내의 유체는 엔진 내부로부터의 열 유속 때문에 채널을 흘러가면서 온도가 상승한다. 채널내 유동을 1차원으로 가정할 때 냉각제의 에너지 보존 방정식은 다음과 같이 쓸 수 있다.

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

여기에서 q 는 열유속, A 는 면적, \dot{m} 은 유량, h 는 냉각제의 엔탈피를 의미한다.

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

2.4 경계 조건

온도장 해석을 위해 사용되는 경계 조건은 노즐 유동장 경계조건, combustion liner의 경계조건, 냉각제의 열유속 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 열유속과 냉각제로부터의 열유속이다. 마지막으로 냉각제에서의 경계 조건은 combustion liner로부터 구한 열유속이다. 각 부분에서의 구체적인 경계 조건은 다음과 같다.

2.4.1 연소실 및 노즐 내 유동장

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

2.4.2 combustion liner의 온도장

연소실 입구와 노즐 출구에 인접하는 combustion liner에서의 경계 조건으로는 Neumann조건을 주었다. 그리고, 노즐 벽면에서의 경계 조건은 노즐 내 유동장으로부터 계산한 열유속을 사용하였다. 냉각제로부터 combustion liner로의 열유속은 완전발달 관유동에서 많이 사용되는 Dittus-Boelter식⁷⁾을 사용하였다.

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

여기에서 Nu 는 Nusselt 수이고, Re 와 Pr 은 다

음과 같이 정의하였다.

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

이 때, \dot{m} 은 유량, μ 는 점도, D 는 파이프의 직경, h 는 열전달 계수, k 는 열전도도이다.

2.4.3 냉각제

냉각 채널내 냉각제의 온도 변화는 냉각제 유동장을 1차원으로 가정하였으므로 채널벽으로부터의 열유속과 초기의 냉각제 온도만 주어지면 구할 수 있다. 이때 combustion liner로부터의 열유속은 liner내부의 온도 구배로부터 구한다.

노즐 내 유동장과 liner의 온도장은 정상 상태로 가정하였으므로 최종적으로는 열유속 양이 전체적으로 보존된다. 즉, 계산 수렴은 노즐 유동장과 combustion liner사이의 열유속, combustion liner와 냉각제 사이에서의 열유속이 전체적으로 보존되는 경우로 하였다.

3. 해석

계산에 사용한 노즐 형상은 다음의 Fig.1과 같다. 이것은 계산 결과를 비교하기 위한 것으로 Back, Massier and Giff⁸⁾의 실험에서 사용한 형상과 같다.

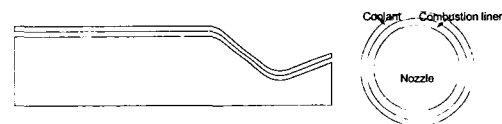


Fig. 1 Schematic of combustion nozzle

Fig. 1에서 노즐목의 반지름은 0.0229m이고, 연소실 직경은 0.0711m이다. 연소실의 길이는 연소실 직경의 두 배이다.

위의 노즐을 냉각시키기 위한 냉각 채널 및 combustion liner의 형상은 Fig. 1의 오른쪽 그림과 같다. Combustion liner의 두께는 4mm로 하였고, 채널의 높이는 2mm로 하였다. 냉각제로

는 물을 사용하였고, liner재료로는 구리를 사용하였다. 냉각채널의 높이는 노즐에서부터 연소실까지 일정하게 하였다.

계산 결과를 검증하기 위하여 Back et al. 실험⁸⁾의 대류 열전달 상수값과 비교하였다. 이 때 연소실의 조건은 $T_0=843K$, $p_0=5.17 \times 10^5$ N/m²의 공기이다. 초기 조건은 $T_i=300K$, $p_i=1.013 \times 10^5$ N/m² 으로 하였다.

Fig. 2는 이 때의 대류 열전달 상수를 나타낸 것이다. 여기에서는 또한 Bartz의 1차원 대류 열전달 식⁹⁾과도 비교하였다. 이 때, Bartz의 상관식에서 벽면 온도는 300K로 일정하게 주었고, $r=1.4$ 를 사용하였다.

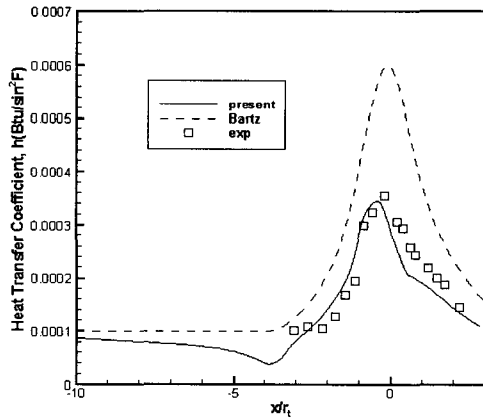


Fig. 2 Convective heat transfer coefficient

여기에서 r_i 는 노즐 목의 반경이고, $x=0$ 는 노즐 목의 위치이다.

벽면으로부터의 열전달은 위의 그림에서와 같이 노즐 목부분에서 가장 큰 값을 가진다. $x/r_i = -4$ 부근에서 열전달 상수가 감소하는 것은 노즐과 연소실이 연결되는 곳으로 유동이 방향을 바꾸면서 압력이 증가하는 부분이기 때문이다.²⁾

전체적으로는 계산 값이 실험결과와 비교하여 조금 작게 나타난다. 이것은 Back et al.의 실험과는 달리 내부 유체를 순수공기로 가정하였던 것과 실험 조건과 계산조건의 차이, 그리고, 수

치 기법 및 난류 모델 등에서의 계산오차에 의한 것으로 예상된다.¹⁰⁾

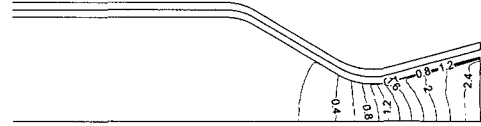


Fig. 3 Mach contour for $\dot{m} = 0.1 \text{ kg/sec}$

노즐 유동장의 마하수 분포는 Fig. 3과 같고, 온도 분포는 Fig. 4와 같다. 이 때, 냉각제의 입구 온도는 300K이고, 유량은 0.1 kg/sec이다.

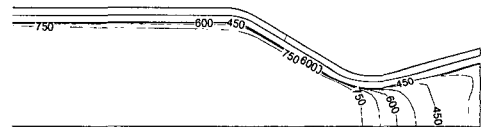


Fig. 4 Temperature contour for $\dot{m} = 0.1 \text{ kg/sec}$

Fig. 4를 보면, 연소실의 중심부에서는 온도 변화가 거의 없고, 벽면에서는 냉각채널로의 열전달로 인하여 온도 변화가 나타난다.

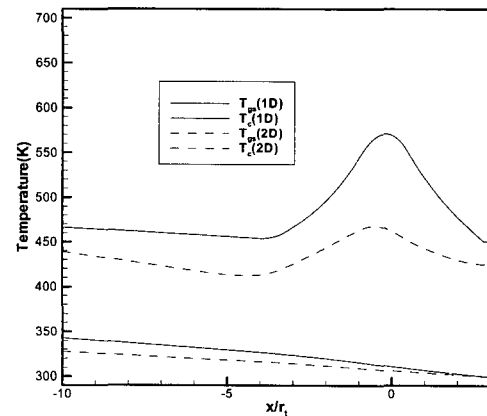


Fig. 5 Comparison of 1D and 2D simulation for $\dot{m} = 0.1 \text{ kg/sec}$

Fig. 5는 Fig. 2에서 보인 1차원 해석 방법인 Bartz의 상관식을 사용하여 구한 노즐 벽면 온도와 냉각제의 온도 변화를 구한 것이다. 이때, T_{gs} 는 노즐 벽면의 온도를 나타내고, T_c 는 냉각제의 온도를 나타낸다. 그리고, 이것은 2차원 축대칭 유동장파 combustion liner의 온도 변화를 수치해석한 결과와 비교하였다. Fig. 2에서 열전달 상수가 1차원의 해석이 2차원 해석보다 크게 나타난 것처럼 벽면 온도와 냉각제의 온도에서도 1차원 결과가 2차원 결과보다 크게 나타났다.

Fig. 6, Fig. 7과 Fig. 8은 냉각제의 유량이 변하는 경우에 대해 노즐 벽면의 온도 변화와 냉각 채널 벽에서의 온도 변화 그리고, 냉각제의 온도 변화를 나타낸 것이다. T_{gs} 는 노즐 벽면의 온도, T_{cs} 는 냉각채널 벽면의 온도, $T_{coolant}$ 는 냉각제의 온도를 나타낸다. 예상하는 바와 같이 노즐 목에서 온도가 가장 크게 나타나고, 냉각 채널내 냉각제의 온도는 노즐 하단에서 연소실 상단으로 흘러가면서 점점 증가한다.

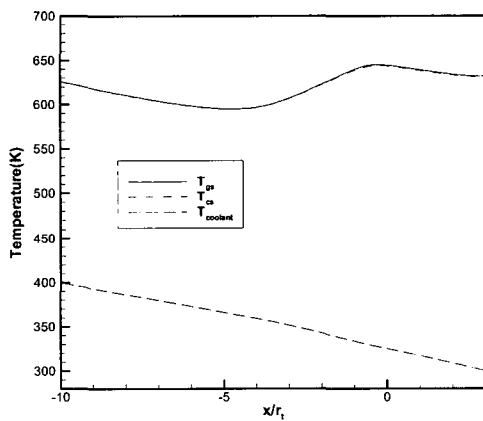


Fig. 6 Temperature changes for $\dot{m} = 0.01 \text{ kg/sec}$

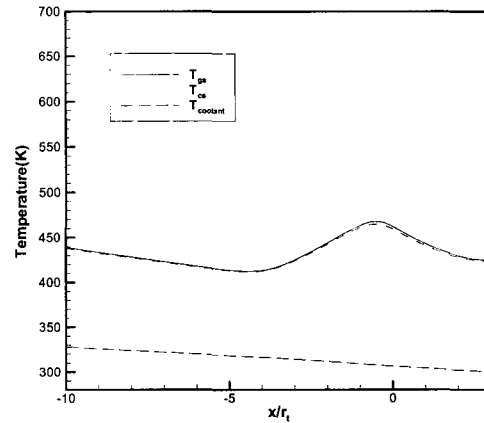


Fig. 7 Temperature changes for $\dot{m} = 0.1 \text{ kg/sec}$

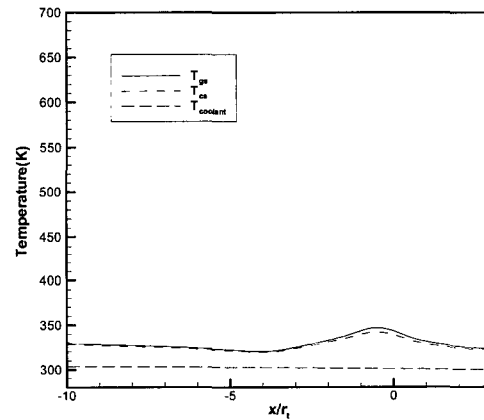


Fig. 8 Temperature changes for $\dot{m} = 1.0 \text{ kg/sec}$

Fig. 6, 7, 8에서 냉각제의 유량이 감소하면 벽면의 온도가 증가하는 것을 볼 수 있다. 같은 냉각 채널 형상에 대해 냉각제의 유량이 감소하게 되면 냉각제의 유속도 비례하여 감소하게 된다. 따라서, 냉각 채널내 유동의 Re수가 감소하게 되고, Nu수도 감소하게 된다. 결과적으로는 냉각제로의 열전달이 감소하게 되어 노즐 벽면에서의 온도가 상승하게 된다.

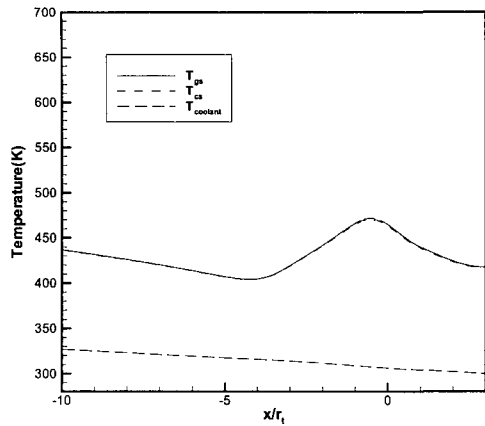


Fig. 9 Temperature changes for $l_{thick} = 0.002m$

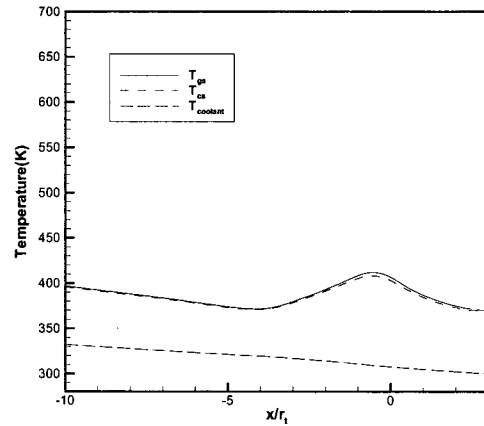


Fig. 11 Temperature changes for $c_{thick} = 0.001m$

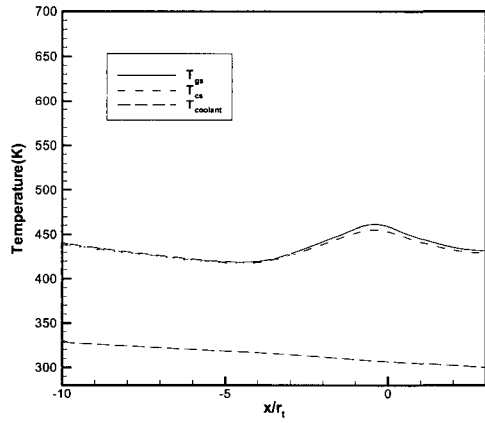


Fig. 10 Temperature changes for $l_{thick} = 0.008m$

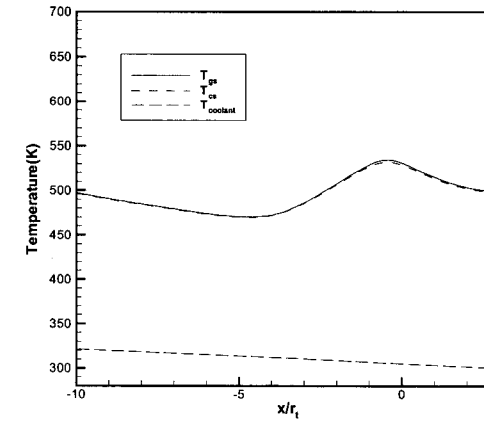


Fig. 12 Temperature changes for $c_{thick} = 0.004m$

Fig. 9, 10은 냉각채널과 노즐 사이에 있는 combustion liner의 두께 변화에 따른 벽면의 온도 변화를 계산한 것이다. 이 때 유량은 $\dot{m} = 0.1kg/sec$ 으로 고정되었다. 벽면의 두께가 커질수록 노즐 목에서 노즐 상부와 하부로의 열전달이 커져서 전체 온도 분포가 균일하게 된다.

Fig. 11과 Fig. 12는 냉각 채널의 높이 변화에 따른 벽면의 온도 변화를 나타낸 것이다. 이 때 유량은 $\dot{m} = 0.1kg/sec$ 으로 고정되었다. 채널의 높이가 증가할수록 냉각채널의 단면적은

증가하게 된다. 따라서, 같은 유량에 대하여 단면적의 증가로 냉각제의 유속은 오히려 감소하게 된다. 결과적으로, 유속의 감소에 의해 Re수가 감소하게 되고, 열전달 상수와 열유속이 감소하게 된다. 이것은 Fig. 11과 Fig. 12에서 확인할 수 있다. 냉각제의 온도 및 벽면의 온도는 냉각 채널 높이가 큰 Fig. 12에서 채널 높이가 작은 Fig. 11보다 크게 나타난다.

4. 결 론

액체추진 로켓 엔진의 냉각을 위해 많이 사용

되는 재생 냉각의 열전달 해석을 수치 계산하였다. 정상 상태에서의 노즐 내부 유동장과 온도장을 구하기 위하여 Navier-Stokes 방정식을 수치 해석하였고, 노즐 벽면에서는 온도장을 계산하였다. 계산 결과 열유속은 노즐목부분에서 높은 값을 보였다. 노즐 벽면의 온도도 노즐 목에서 가장 크게 나타났다. 냉각제의 온도변화는 냉각채널의 형태와 유량에 따라 다르게 나타났다. Combustion liner의 두께가 증가할수록 온도 차이는 크지 않았으나 전반적인 온도분포가 균일하여졌다. 그리고, 냉각채널의 높이가 증가할수록 벽면의 온도와 냉각제의 온도가 상승하였다.

후 기

본 연구는 한국항공우주연구원의 소형위성 발사체 개발 사업의 지원에 의하여 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

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, 1965, pp.1-108
2. L. H. Back, P. F. Massier and R. F. Cuffel, "Flow Phenomena and Convective Heat Transfer in a Conical Supersonic Nozzle," *J. Spacecraft*, Vol. 4, No. 8, 1967, pp.1040-1047
3. 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, 1994, pp. 524-530
4. M. H. Naraghi, R. J. Quentmeyer and D. H. Mohr, "Effect of a Blocked Channel on the Wall Temperature of a Regeneratively Cooled Rocket Thrust Chamber," *AIAA* 2001-3406
5. 김희경, 압력비에 따른 박리 노즐 유동의 수치적 해석, 석사학위논문, 기계공학과, 한국과학기술원, 2001
6. 이광섭, Navier-stokes 방정식을 이용한 흡입구의 초음속 유동해석, 석사학위논문, 기계공학과, 한국과학기술원, 1988
7. L. C. Burmeister, *Convective Heat Transfer*, John Wiley & Sons, 1982, pp. 486
8. L. H. Back, P.F. Massier and H.L. Giffr, "Convective Heat Transfer in a Convergent-Divergent Nozzle," *Int. J. Heat Mass Transfer*, Vol. 7, 1964, pp.549-568
9. D. K. Huzel and D. H. Huang, "Modern Engineering for Design of Liquid-Propellant Rocket Engines," *AIAA*, Vol. 147, *Progress in Astronautics and Aeronautics*
10. 배주찬, k-ε 난류모델 및 벽함수 경계조건을 사용한 초음속 노즐의 유동 및 열전달에 관한 연구, 박사학위논문, 서울대학교, 1993