

3차원 재생 냉각 시스템의 축대칭 열해석

김성인* · 박승오**

Axisymmetric Thermal Analysis of 3D Regenerative Cooling System

Sung In Kim* · Seung O Park**

ABSTRACT

Axisymmetric numerical thermal analysis for a 3-dimensional regenerative cooling system in a rocket engine is carried out. To predict the accurate heat transfer with the stiff temperature distribution, several tests have been conducted for the grid size, the properties variation of the coolant and the combustion gas depending on temperature. The axisymmetric heat flux model is defined using fin efficiencies and is designed to be equivalent to the heat flux of the 3-dimensional coolant channel. For comparison purpose, the 1-dimensional analysis using Bartz equation is also conducted. The performance of the present model in predicting the cooling characteristics of a 3-dimensional regenerative cooling system is compared with the 3-dimensional results of RTE(Rocket Thermal Evaluation). It is found that the present method predicts much closer results to those of RTE code than 1-dimensional analysis.

초 록

3차원 냉각 채널을 가지는 재생 냉각 시스템에 대하여 축대칭 열유속 모델을 이용한 축대칭 열해석을 수행하고자 하였다. 연소실 벽면에서의 급격한 온도 분포 및 열전달량을 정확히 모사하기 위한 격자 테스트 수행하고, 냉각재와 연소 가스의 온도에 따른 물성치 변화가 냉각 성능 예측에 미치는 영향들을 살펴보았다. 편효율을 이용한 축대칭 열유속 모델이 3차원 냉각 채널에서의 열전달량과 동일한 열전달량을 나타낼 수 있도록 정의하였다. 제안된 모델을 이용한 축대칭 해석 결과가 1차원 해석 모델보다 우수하며 3차원 해석 결과에 근접한 온도 분포를 보임을 확인하였다.

Key Words: Regenerative cooling system(재생냉각시스템), Heat transfer(열전달), Fin efficiency(편효율), Rocket engine(로켓엔진), Numerical simulation(수치모사)

† 2006년 5월 3일 접수 ~ 2006년 6월 9일 심사완료

* 정회원, 한국원자력연구소 유체공학연구부

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과
연락처, E-mail: si.kim@kaist.ac.kr

작동되기 때문에 엔진을 보호하기 위해서는 냉각시스템이 필수적이다. 여러 냉각 방법들 중 재생냉각은 엔진의 추진제를 냉각재로 사용하여 연소실을 냉각하는 방식으로 추진제의 온도 상승에 따른 연소 효율 증가의 부가적인 효과로 인하여 대형의 액체 추진 로켓 엔진에 많이 사용된다[1-2].

재생 냉각 시스템에서 냉각 특성에 대한 효율적인 예측 및 평가를 위하여 국내에서도 여러 수치적 연구들이 시도 되었다[3-6]. 가장 용이한 해석 방법은 경험식을 바탕으로 한 1차원 해석이나 상대적으로 많은 오차를 보이는 단점을 가지고 있다. 따라서 여러 수정 모델 및 인자(factor)들을 이용하여 이를 향상시키려는 노력이 시도되고 있다. 반면에 완전한 3차원 해석 방법은 보다 정확한 해를 보여주지만 해석에 많은 시간과 비용이 소요되는 단점을 보이고 있다.

본 논문에서는 3차원 형상의 냉각 채널을 가지는 재생 냉각 시스템에 대하여 축대칭 수치 해석 방법을 이용하여 열해석을 수행하고자 한다. 경험적 관계식을 이용하는 1차원 해석 결과보다 우수하고 3차원 재생 냉각 열해석과 근접한 결과를 낼 수 있는 축대칭 해석 방법을 제시하는 것이 본 연구의 목적이다.

냉각 채널의 냉각특성에 영향을 미치는 변수에 대한 모델을 구성한 후, 이를 사용하는 축대칭 재생냉각 해석 방법을 3차원 냉각 시스템의 열해석에 적용하고자 하는 것이다. 이는 초기 로켓엔진의 연소실 설계 단계에서 냉각 유로의 형상이나 다른 변수들의 변화를 적용시키기 용이하고, 3차원 재생냉각 열해석을 쉽게 접근한다는 점에서 설계단계에서 효율적이라고 판단된다.

먼저 격자 크기, 온도에 따른 냉각재와 연소가스의 물성치 변화 등이 열해석에 미치는 영향을 살펴보고, 30톤급 로켓 엔진 연소실에서 사용될 3차원 재생냉각 시스템[5]에 대하여 축대칭 해석한 결과를 3차원 냉각 채널에서의 열전달을 계산하는 재생냉각 설계 프로그램인 RTE[7] 결과 및 경험적인 관계식을 이용한 1차원 재생냉각 해석결과와 비교해 보았다.

2. 해석 방법

2.1 재생 냉각 1차원 해석

1차원 해석 방법은 재생냉각 시스템에서 연소실 고온 가스—라이너(liner)—냉각 채널로 구성된 열전달 시스템을 1차원 정상상태로 가정하여, 각 경계면에서의 열유속(heat flux)이 모두 동일하다는 점을 이용하는 해석기법이다. 이 때 각 부분에서의 열유속은 다음과 같다.

$$q_g = h_g(T_g - T_{wg}), \quad q_B = -k_B \frac{T_{wc} - T_{wg}}{\Delta y},$$

$$q_c = h_c(T_{wc} - T_c) \quad (1)$$

1차원 정상상태에서 위의 열유속들은 모두 같은 값을 갖게 된다.

$$q_g = q_B = q_c \quad (2)$$

이때 로켓 엔진 연소실에서 대류 열전달량을 계산할 때에는 다음의 Bartz 상관식(Eq. 3)으로 얻어진 열전달 계수(heat transfer coefficient, h_g)를 이용하게 된다[8].

$$h_g = \left[\frac{0.026 \left(\frac{\mu_0^{0.2} C_p}{Pr^{0.6}} \right) \left(\frac{p_0 g}{c^*} \right)^{0.8} \left(\frac{D_t}{R} \right)^{0.1} \right] \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \quad (3)$$

위 식에서 σ 는 아래와 같으며, 고온가스의 경계층에서 물성변화에 의한 영향을 고려해주기 위한 계수이다.

$$\sigma = \frac{1}{\left[\frac{1}{2} \left(\frac{T_w}{T_0} \right) \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) + \frac{1}{2} \right]^{0.8 - \frac{n}{5}}} \times \frac{1}{\left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{\frac{n}{5}}} \quad (4)$$

다음으로 냉각 채널에서 냉각수의 열전달 계수(h_c)는 채널에서 완전히 발달된 유동(fully developed flow)에서의 Dittus-Boelter 상관식(Eq. 5)으로부터 계산되며[9], 이를 이용하여 냉각채널에서의 열유속을 계산한다.

$$Nu = 0.023Re^{0.8}Pr^{0.4} = \left(\frac{h_c D_h}{k} \right) \quad (5)$$

여기에서 사용된 무차원수는 다음과 같다.

$$Re = \frac{\dot{m} D_h}{\mu_c A}, \quad Pr = \frac{\mu C_p}{k} \quad (6)$$

여기에서 Reynolds 수(Re)는 사각형으로 가정한 냉각 채널(rectangular duct)에 대한 수력직경(D_h)과 단면적(A)을 사용하게 된다.

22 재생냉각 축대칭 해석

22.1 지배방정식

가. 연소실 및 노즐 내 유동장

노즐 내 유동장은 압축성 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 계산한다. 축대칭 점성 유동일 경우 지배방정식은 다음과 같다. 이 방정식의 수치 해석 방법은 참고문헌[10]과 동일하다.

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial y} + H = \frac{\partial F_v}{\partial x} + \frac{\partial G_v}{\partial y} + H_v \quad (7)$$

위 방정식은 노즐 내 유동장 계산을 위하여 일반 좌표계로 변환하여 계산되며, 유동장내 난류 계산을 위해서는 Baldwin-Lomax 대수 난류 모델을 사용하였다[11].

나. Combustion liner의 열전달 해석

로켓 엔진 구조물의 온도장은 축대칭, 정상 상태로 가정하고, 열전도도(thermal conductivity, k_B)는 상수로 가정한다. 따라서 지배 방정식은 다음과 같이 정상 상태에서의 열전도 방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} + \frac{\partial^2 T}{\partial y^2} + \frac{1}{y} \frac{\partial T}{\partial y} = 0 \quad (8)$$

다. 냉각 채널 내 유체의 열전달

냉각 채널 내의 유체는 엔진 내부로부터의 열전달 때문에 냉각 채널을 흘러들어가면서 온도가 상승한다. 채널 내 유동을 1차원으로 가정할 때, 냉각재의 에너지 보존 방정식은 다음과 같이

쓸 수 있다.

$$q_B \Delta A = \dot{m}_c \Delta h \quad (9)$$

여기서 h 는 냉각재의 엔탈피를 의미한다. 냉각재의 흐름은 노즐 하부로부터 연소실 상부로의 흐름으로 가정한다. 연소실 벽면으로부터의 열유속은 연소실 내벽(liner) 내부의 온도구배로부터 구한다. 노즐 내 유동장과 연소실 내벽의 온도장은 정상상태로 가정하였으므로 최종적으로 각 경계면에서의 열유속은 동일해야 하므로, 계산 수렴은 각 경계면에서의 열유속이 같아지는 경우가 된다.

22.2 경계 조건

가. 연소실 및 노즐 내 유동장

연소실 입구 조건은 아음속 유동 경계조건을 사용한다. 그리고 노즐 출구에서의 경계조건은 초음속 유동 경계 조건을 주었다. 노즐 벽면에서 속도를 영으로 주고, 온도는 노즐 벽(liner)으로부터 계산된 온도 값을 사용한다.

나. Combustion liner의 온도장

Combustion liner에서의 경계 조건으로는 Neumann 조건을 사용한다. 노즐 내 유동장과 접한 부분은 노즐 유동장으로부터 계산된 열유속을 사용하고, 냉각 채널로부터의 열유속은 냉각 채널에서의 열유속 모델링을 통하여 얻어진 값이 사용된다.

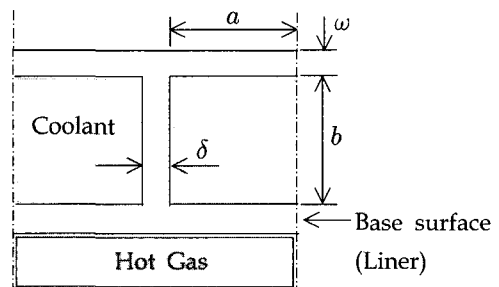


Fig. 1 Schematic of the coolant channel

22.3 열유속 모델링

3차원 재생 냉각 시스템을 1차원 해석보다 더 우수하고 3차원 해석과 근접하게 해석하기 위해

서는 3차원 재생 냉각 채널의 열유속을 2차원 모델로 효율적으로 나타내는 것이 필요하다. 3차원 냉각채널의 형상을 결정짓는 중요한 인자는 냉각채널의 너비(width, $2a$)와 높이(height, b), 그리고 냉각채널의 개수(N)이다.

Figure 1과 같이 3차원 냉각채널을 stack 모양으로 가정하여 해석을 수행하는 경우, 냉각채널의 립(rib)을 통한 열전달량을 핀 효율(fin efficiency, η_f)를 이용하여 효율적으로 나타낼 수 있다. 핀 효율은 핀을 통하여 이상적으로 전달되는 최대 열전달과 실제 전달되는 열전달의 비로 다음과 같이 정의된다[12].

$$\eta_f = \frac{q_{actual}}{q_{max}} \quad (10)$$

이것은 고온의 바닥면(base surface, liner)으로부터 구조물 내부로 열전도에 의하여 전달되는 열전달량에서 구조물 벽면에 접한 유체를 통하여 빠져나가는 대류 열전달량을 고려하는 것이다. 이를 이용하면 냉각 채널에서 3차원 형상의 열전달을 계산하지 않고 근사적으로 냉각재로 전달되는 열전달량을 모사할 수 있다. 여기서 라이너에 수직한 립에서의 열전달 효율, η_{fb} 과 평행한 바깥쪽 윗면(외벽)에서의 열전달 효율, η_{fa} 은 다음과 같이 정의된다[12].

$$\eta_{fb} = \frac{\tanh(m_b b)}{m_b b}, \quad \eta_{fa} = \frac{F_1 \tanh(m_a a)}{m_a a} \quad (11)$$

$$m_b = \left(\frac{2h_c}{k_B \delta} \right)^{1/2}, \quad m_a = \left(\frac{h_c}{k_B \omega} \right)^{1/2}$$

$$F_1 = \frac{1}{\cosh(m_b b) + \sqrt{2\omega/\delta} \tanh(m_a a) \sinh(m_b b)}$$

즉, 열전달 효율은 핀의 높이(냉각 채널의 높이) b , 채널 너비 $2a$, 채널의 열전도도 k_B 등의 채널 형상 인자들의 함수로 표현된다. 여기서 냉각재의 열전달 계수, h_c 는 Dittus-Boelter 상관식(Eq. 5)으로부터 얻어진 값을 사용하게 된다. 따라서 냉각 채널에서 전달되는 열전달량은 다음

과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} q_{channel} &= \int_s h_c (T - T_c) dS & (12) \\ &= q_{base} + q_{fins} \\ &= h_c \Delta T (2a + 2\eta_{fb} b + \eta_{fa} 2a) \end{aligned}$$

즉, 하나의 냉각채널에서 바닥면($2a$) 외에 양쪽 립 두면($b \times 2$)과 바깥쪽 윗면($2a$)을 통한 열전달량을 나타내기 위하여 핀 효율들(η_{fb} , η_{fa})을 사용하였다(Fig. 1 참조). 그러면 실제 3차원 형상의 냉각 채널 벽면을 따른 온도 분포를 구하지 않고, 고온 바닥면의 온도와 냉각 유체 bulk 온도의 차이($\Delta T = T_{uc} - T_c$)만으로 나타낼 수 있게 된다.

3차원 냉각채널의 전체 열전달량과 2차원 냉각채널에서의 열전달량을 같다고 가정하면 다음의 식이 얻어진다.

$$\begin{aligned} q_{3d} &= h_c (2a + 2\eta_{fb} b + \eta_{fa} 2a) N \Delta T & (13) \\ &= h_{2d} S_2 \Delta T = q_{2d} \end{aligned}$$

따라서 3차원 냉각채널에 대한 열전달량을 핀 효율을 이용하여 계산하고, 이를 2차원 열전달 계수의 모델식에 적용하면, 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$h_{2d} = h_c \left(\frac{2a + 2\eta_{fb} b + \eta_{fa} 2a}{S_2} \right) N \quad (14)$$

결론적으로 제안된 축대칭 채널에 대한 열전달 계수를 사용하면 실제 3차원 냉각채널의 형상 및 냉각 특성이 반영된 축대칭 해석이 가능하게 되는 것이다.

2.3 RTE 해석 code

기본적으로 RTE 코드는 세 부분으로 구성되어 있다. 연소실 연소 가스의 물성치를 구하여 열유속(q_g in Eq. 1)을 계산하는 부분, 냉각 채널에서 냉각 유체의 물성치를 계산하여 열유속(q_c in Eq. 1)을 계산하는 부분, 그리고 이들을 경계 조건으로 사용하여 라이너, 냉각 채널, 외벽의 3차원 형상에 대한 열전도 해석을 수행하는 부분 이렇게 세 부분이다.

연소실에서 라이너로의 열유속을 계산할 때 다음과 같은 형태의 열전달 계수가 사용된다.

$$h_g \approx C_G \frac{k}{D} \text{Re}^{0.8} \text{Pr}^{0.3} \quad (15)$$

라이너에서 냉각유체로의 열유속을 구할 때의 열전달 계수는 Dittus-Boelter 상관식을 근간으로 하여 여러 냉각 유체에 따른 수정된 형태의 상관식들을 적용할 수 있게 되어있다.

여기에서 보다 정확한 계산을 위하여 화학 평형 상태에서 연소 가스의 혼합비를 고려하여 연소 가스의 물성치를 구할 수 있도록 하였으며, 냉각 유로에서의 coolant friction factor, pressure drop, entrance effect 등의 영향이 고려 되었다. 그리고 선택적으로 복사(radiation) 효과나 blocked channel 경우의 계산이 가능하다[7].

RTE code는 냉각채널 형상에 대해서는 3차원 열전도 해석을 수행하지만 연소실과 냉각 유체로부터의 열전달량들을 1차원 해석모델들과 수정 보완된 모델들을 이용하여 계산하는 것이므로 완전한 3차원 해석은 아니며, 해석결과가 이들 열전달 모델에 매우 의존적일 수밖에 없다. 새로운 연료 및 냉각재가 사용될 때에는 이에 적용할 수 있는 열전달 모델의 개발 및 검증이 선행되어야 하는 한계점을 가지고 있다.

3. 계산 결과 및 토의

본 연구의 계산에서 사용된 노즐의 형상은 Rao[13]의 것을 기초로 한 것으로서 계산 조건은 참고문헌[5,6]의 경우와 같이 연소 가스는 순수 공기로 가정하였고, 노즐 벽면의 재료는 크롬동합금(C18200)으로 T=673K에서의 물성치는 Table 1에 제시하였다. 그리고 냉각재로는 물이 사용되었다. Table 1에 노즐 조건도 함께 정리하였다.

냉각유로의 개수는 $x/R_i=1.86$ 이전에는 336개이며 그 이후에는 420개이다. 냉각유로의 높이는 4mm이며, 립과 연소실 내벽의 두께는 1 mm이고, 립과 연소실 내벽의 소재는 크롬동합금으로 동일하다.

Table 1. Descriptions of combustion chamber

| parameter | value |
|----------------------------|------------------------|
| chamber diameter | 340 mm |
| throat diameter | 215 mm |
| exit diameter | 645 mm |
| chamber length | 316 mm |
| expansion angle | 30 degree |
| exit angle | 10 degree |
| expansion ratio | 9 |
| chamber pressure | 41.4 bar |
| chamber temperature | 3550 K |
| combustion liner thickness | 0.001 m |
| mass flow rate of coolant | 26 kg/s |
| channel height | 0.004 m |
| coolant inlet temperature | 300 K |
| C18200 conductivity | 268.2 W/mK |
| C18200 density | 8900 kg/m ³ |

3.1 격자 크기 테스트

본 연구에서는 연소실, 라이너, 냉각재 간의 열전달량을 정확히 모사하여야 한다. 이때 특히 연소실의 고온 가스는 벽면 근처에서 냉각에 의하여 급격한 온도 변화가 나타난다. 즉 짧은 거리에서 큰 온도 변화율을 가지게 된다. 이를 잘 모사할 수 있어야 정확한 열유속을 계산할 수 있다. 따라서 연소실 내에서 벽면으로의 열전달량을 잘 모사하기 위한 격자 테스트를 수행하였다.

연소실 내의 유동장을 계산하는 격자 수는 145×111로 일정하게 유지하며, 연소실 벽면에서의 최소 격자 크기(dy_{min})를 조정하여 격자를 구성하였다. 각 격자에서 계산된 연소실 벽면 근처에서 벽면에 수직 방향을 따른 ($x/R_i=-0.04$ 에서 y 축 방향으로) 온도 분포를 Fig. 2에서 살펴 볼 수 있다. Fig. 2에서 알 수 있듯이 벽면 근처에서 격자 크기가 충분히 작지 않으면 온도 분포를 정확히 모사하지 못하고 있음을 알 수 있다. 이 때, 열유속은 최대 한오더 차이를 보이는 것으로 나타났다.

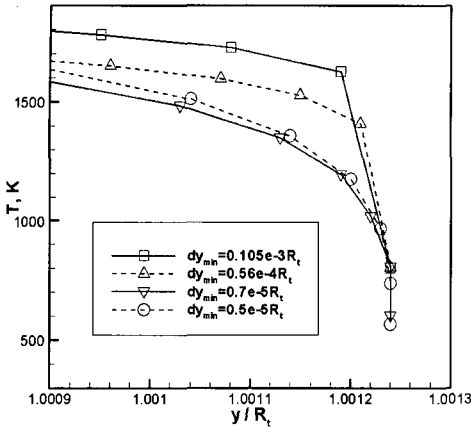


Fig. 2 Temperature distributions perpendicular to the chamber wall

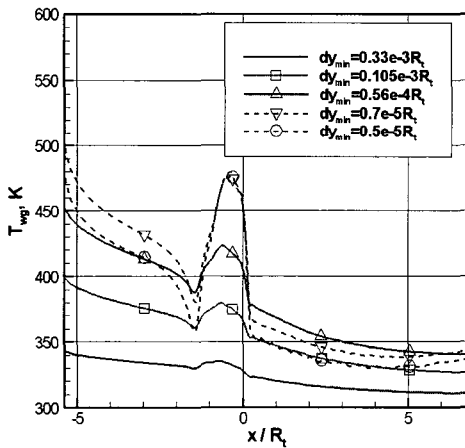


Fig. 3 Comparison of temperature distributions along the chamber wall for several grid sizes ($\gamma = 1.4$)

결국 최소 격자 크기가 $0.7 \times 10^{-5} R_t$ 이하에서 Fig. 3에서와 같이 노즐목에서 수렴된 온도 분포를 얻을 수 있었다. $0.7 \times 10^{-5} R_t$ 와 $0.5 \times 10^{-5} R_t$ 인 경우 노즐목 부근을 제외하고 다소 온도차를 보이고 있으나, 이는 모든 벽면에서 동일한 격자 크기가 유지되는 것이 아니라 고정된 격자수로 반경 크기에 비례하여 격자가 생성되므로 노즐목에 최소 격자 크기가 위치하며, 노즐목 이외

영역에서 벽면 근처 격자는 노즐목에서 보다 크며, 각 격자간 격자 크기 차이도 더 커지기 때문인 것이다.

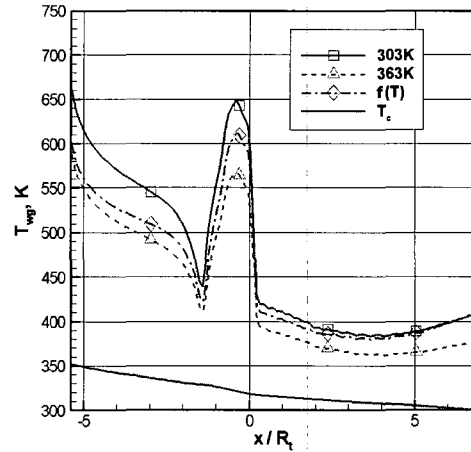


Fig. 4 Comparison the effect of the coolant properties depending on temperature

3.2 냉각재의 물성치

재냉각 시스템은 냉각재가 냉각 채널을 따라 상류로 흘러 가며 냉각을 수행하고, 냉각재의 온도는 상승하게 된다. 이처럼 변화하는 온도에 따라 냉각재의 물성치 또한 달라질 것이다. 이를 일정한 값으로 가정하여 계산하였을 경우와 온도의 함수로 고려하여 해석을 수행하였을 경우 그 영향이 어느 정도인지 살펴보자.

냉각재의 온도가 303K와 363K일 때, 고정된 냉각재 물성치($\mu_c, k_c, C_{p,c}, Pr_c$)를 사용하는 두 경우와 온도의 3차 다항식을 이용하여 온도에 대한 함수로 사용한 해석 결과를 Fig. 4에 비교하였다. 여기서 T_c 는 냉각재의 bulk 온도 분포를 나타낸다. 냉각을 수행하면서 냉각재의 분포는 냉각재의 종류와 연소실의 조건에 따라 적게는 50K에서 많게는 100K이상 온도 변화가 발생한다. 가장 높은 열부하가 나타나는 노즐 목에서 일정한 물성치를 사용한 두 경우의 온도차가 약 100K에 달함을 알 수 있다. 따라서 냉각재의 정

확한 온도 정보 없이 가정된 일정한 물성치를 사용하여 냉각 해석을 수행할 때에 큰 오차가 발생 할 수 있음을 알 수 있다.

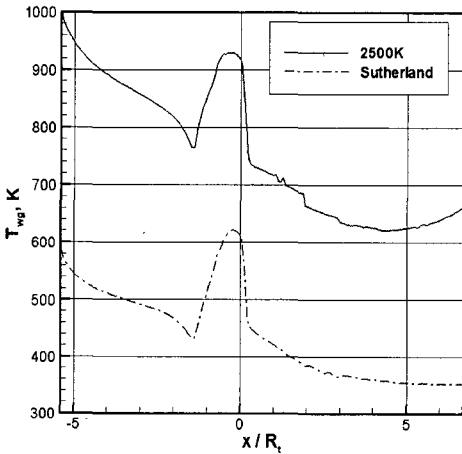


Fig. 5 Comparison temperature distributions between different combustion gas properties

3.3 연소 가스의 물성치

실제 연소실 내의 기체는 화학 반응이 존재하는 고온의 연소 가스이다. 본 연구의 목적은 로켓 연소실의 초기 설계 단계에서 재생 냉각 시스템의 여러 변수의 변화에 따라 냉각 성능을 효율적으로 예측하는 것이다. 따라서 효율적인 계산을 위하여 연소 가스의 화학 반응은 무시하며, 공기의 물성치를 사용하고자 한다.

연소실의 고온 가스에서 연소실 벽면으로의 열전달량을 계산할 때, 열전도도가 사용되며 이는 $\mu_A, C_{p,A}, Pr_A$ 을 이용하여 구할 수 있다. 이때 상온 보다 고온에서 연소 가스의 열확산이 빠르기 때문에 $C_{p,A}, Pr_A$ 는 참고문헌[5]에서와 같이 비열비($\gamma=1.2$)의 식으로 계산된 값을 사용한다. 연소 가스는 연소실 중심축을 따라 약 3500K에서 1800K의 온도 분포를 보인다. 따라서 2500K에서의 μ_A 를 참고문헌[5]에서 제시된 식으로부터 얻어진 고정된 값을 이용하는 경우와 온도에 대한 함수로 널리 사용되는 Sutherland

law로부터 얻어진 값을 사용하는 경우를 Fig. 5에서 비교하였다. Fig. 5에서와 같이 2500K에서의 값을 사용하는 경우 과도한 온도 분포를 보이고 있다. 실제 연소실 벽면 근처에서의 연소 가스는 냉각 등에 의하여 위치에 따라 달라지는 온도 분포를 보이므로 일정한 연소 가스의 물성치를 사용하는 것은 많은 오차를 야기할 수 있다.

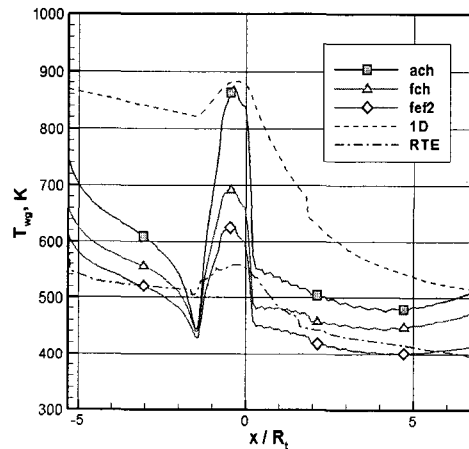


Fig. 6 Comparison between 1D, 2D axisymmetric and 3D results

3.4 축대칭 열전달 해석

지금까지의 결과들을 바탕으로 적절한 격자계, 온도의 함수로 표현된 냉각재와 연소 가스의 물성치들을 이용하여 3차원 냉각 채널을 가지는 재생 냉각 시스템에 대한 축대칭 수치 해석을 수행하였으며, 이를 경험식에 의한 1차원 해석 결과 및 3차원 냉각 채널 열전도 해석의 RTE 결과와 비교하였다.

Figure 6에서 1차원 해석(1D), 2차원 축대칭 해석, 그리고 3차원 해석(RTE)에 의한 연소실 벽면의 온도 분포 예측 결과를 확인 할 수 있다. 1차원 해석 결과는 과도하게 높은 온도 분포를 나타내고 있는 것에 반하여 축대칭 해석 결과(fef2)는 3차원 RTE 해석 결과와 비슷한 온도 영역을 제시하고 있다.

2차원 축대칭 해석의 경우는 냉각채널의 개수를 무시한 축대칭 형상의 원통형 냉각채널로 가정한 결과(ach)와 채널의 개수 및 크기를 고려하여 사각 냉각 채널의 수력직경을 구하고, 이를 Re , Nu 등의 값을 구할 때 사용하였으나, 채널 립을 통한 열전달을 무시한 경우(fch), 마지막으로 채널 립을 통한 열전달량을 열유속 모델(Eq. 14)을 통하여 추가한 경우(fef2)의 결과들을 함께 Fig. 6에 비교하였다.

Fig. 6에서 알 수 있듯이 축대칭 형상으로 가정한 경우(ach) 열유속이 과소 예측되어 노즐목에서 높은 온도를 보였으나, 본 논문에서 제안된 열유속 모델을 이용하면 3차원 열전달 해석에 근접한 온도 분포를 보이고 있음을 알 수 있다.

이처럼 연소실내의 유동에 대한 축대칭 해석과 3차원 냉각 채널에 대한 열전달 모델링을 통하여 3차원 재생 냉각 시스템의 냉각 성능 예측을 수행한 결과, 본 축대칭 해석 방법을 이용하면 1차원 해석 결과보다 우수하면서, 냉각 채널 조건 변화에 따라 직접 3차원 냉각 채널에 대한 격자계를 다시 구성해야 하는 번거로움 없이 효율적으로 조건 변화에 따른 냉각 성능 예측이 가능 할 것으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구는 축대칭 재생 냉각 해석 방법에 모델을 적용시킴으로써, 3차원 냉각 채널을 갖는 재생냉각 시스템의 냉각특성을 잘 예측할 수 있도록 하는 것이다. 또한 1차원 재생냉각 시스템에 대한 열해석을 수행함으로써, 축대칭 재생냉각 열해석과 비교해 보았다. 3차원 재생냉각 시스템에서 적용되는 냉각 채널를 통한 열전달량과 축대칭 재생냉각 시스템의 냉각 채널에서의 열전달량이 서로 같은 양을 나타낼 수 있도록 이에 대한 모델링을 실시하였다. 적용된 모델은 대류 열전달 계수를 냉각재의 물성치, 노즐벽면 재료에 따른 물성치 그리고 3차원 냉각채널 형상에 대한 함수로 정의 되었다. 따라서 3차원 냉

각채널과 동일한 열전달량을 가지기 위한 모델이 2차원 축대칭 재생냉각 열해석에 적용됨으로써 3차원 냉각채널이 가지는 냉각성능을 잘 예측하는지 살펴보았다.

먼저 격자 크기, 온도에 따른 냉각재와 연소가스의 물성치 변화가 냉각 성능 예측에 미치는 영향을 살펴 보았으며, 적절한 격자계와, 온도에 따른 물성치 함수를 선택 할 수 있었다. 다음으로 본 모델식을 적용한 축대칭 계산 결과가 3차원 열전도 해석 결과를 유사하게 모사하고 있음을 알 수 있었다. 특히 1차원 해석에 비하여 우수한 예측 성능을 보여 주고 있었다. 형상 및 유동 조건에 따라 달라지는 열전달 경험식을 사용하지 않고, 축대칭으로 연소실 내부에서의 열전달을 직접 계산하고, 3차원 냉각 채널의 열전달만을 모델링함으로써 보다 일반적으로 적용 가능한 본 해석 방법은 여러 설계 변수 변화와 새로운 냉각재 사용 등에 따른 냉각 성능 검증이 필요한 초기 설계 단계에서 용이하게 사용될 수 있을 것이다. 다음으로 개발된 모델을 사용하여 실질적인 냉각재를 이용한 실험 결과에 대한 검증 작업이 필요할 것이다.

후 기

본 연구는 교육부 BK21 사업의 지원에 의하여 연구되었으며, 이에 감사드립니다. 많은 자문과 자료를 제공해 주신 항공우주연구원의 조원국 박사님께도 감사드립니다.

Nomenclature

| | |
|-------|-----------------------------------|
| A | : local cross-sectional flow area |
| a | : half width of channel |
| b | : height of fin |
| C_p | : specific heat |
| c^* | : characteristic velocity |
| D | : diameter |
| g | : gravitational constant |

h : enthalpy
 $h_{()}$: heat transfer coefficient of ()
 k : thermal conductivity
 M : Mach number at edge of boundary layer
 m : fin performance factor, $(2h_c/kt)^{1/2}$, $(h_c P/kA)^{1/2}$
 \dot{m} : mass flow rate
 Nu : Nusselt number, $h_{()}D/k$
 n : exponent of temperature dependence of viscosity
 P : perimeter
 Pr : Prandtl number, $\mu C_p/k$
 p : pressure
 q : heat flux
 R : radius of curvature of nozzle throat
 Re : Reynolds number,
 y : radial coordinate
 S_2 : Axisymmetric base area, $2\pi R$
 T : temperature
 t : time
 x : axial coordinate
 γ : ratio of specific heat
 η_f : fin efficiency
 μ : viscosity
 σ : variable properties correction factor, Eq(3)

Subscript

0 : chamber or stagnation property
 $2d$: 2-D axisymmetric
 $3d$: 3 dimensional
 B : liner
 c : coolant
 g : hot gas in combustion chamber
 h : hydraulic
 t : nozzle throat
 v : viscous term
 w : wall condition

참고문헌

1. NASA Space Vehicle Design Criteria, "Liquid Rocket Engine Fluid-Cooled Combustion Chambers," NASA Lewis Research Center, NASA SP-8087, April, 1972
2. G. P. Sutton, Rocket Propulsion Elements, John Wiley & Sons, Inc., 1992
3. 서호원, "액체추진제 로켓엔진의 재생냉각 열 전달과정 전산모사," 한국추진공학회지, 제2권, 제3호, 1998, pp.54-61
4. 전종국, 박승오, "로켓엔진의 재생 냉각 열전달 해석," 한국추진공학회지, 제7권, 제4호, 2003, pp.46-52
5. 조원국, 설우석, "재생냉각 연소실 설계 프로그램 개발," 한국항공우주학회지, 제32권, 제3호, 2004, pp.102-110
6. 조원국, 설우석, 조광래, "재생냉각 연소실의 냉각성능 해석," 한국항공우주학회지, 제32권, 제4호, 2004, pp.67-72
7. M. H. N. Naraghi, "RTE - A Computer Code for Three-dimensional Rocket Thermal Evaluation," User Manual, <http://home.manhattan.edu/~mohammad.naraghi/rte/rte.pdf> 2002
8. D. R. Bartz, "Turbulent Boundary-Layer Heat Transfer from Rapidly Accelerating Flow of Rocket Combustion Gases and of Heated Air," Advances in Heat Transfer, pp. 1-108, 1965
9. L. C. Burmeister, Convective Heat Transfer, John Wiley & Sons, 1983, pp.486
10. 김희경, 박승오, "압력비에 따른 박리 노즐 유동의 수치적 해석," 한국항공우주학회지, 제30권, 제8호, 2002, pp.1-9
11. 이광섭, "Navier-stokes 방정식을 이용한 흡입구의 천음속 유동해석," 석사학위논문, 한국과학기술원, 1988
12. A. D. Kraus, A. Aziz, and J. Welty, Extended Surface Heat Transfer, John Wiley & Sons, Inc., 2001
13. G. V. R. Rao, "Exhaust Nozzle Contour for Optimum Thrust," Jet Propulsion Vol. 28, No. 6, 1958, pp.377-382