

## ◎ 논문

## 액체로켓의 재생냉각채널에 대한 열해석 프로그램의 개발 및 난류열유동 해석

박 태 선<sup>\*1</sup>

### Development of a Thermal Analysis Program for a Regenerative Cooling Passage of Liquid Rocket and Simulation of Turbulent Heat Transfer

T. S. Park

A numerical procedure for analyzing the heat transfer in a regenerative cooling passage of liquid rocket has been developed. The thermal analysis is based on the numerical model of Naraghi[1]. The thermodynamic and transport properties of the combustion gases are evaluated using the chemical equilibrium composition. The pressure and heat flux obtained by the isentropic relation are in good agreement with the result of Navier-Stokes equations. The effect of design parameters on heat transfer is addressed for the pressure loss and temperature variation. Also, their constraints in designing the cooling passage are recommended. Finally, in a heated rectangular duct, the effects of secondary flow on heat transfer are scrutinized by the nonlinear  $k-\epsilon-f_{\mu}$  of Park et al.[2].

**Key Words:** 로켓엔진 (Rocket Engine), 재생냉각(Regenerative Cooling), 비선형  $k-\epsilon-f_{\mu}$  모형 (Nonlinear  $k-\epsilon-f_{\mu}$  Model)

### 1. 서 론

일반적으로 액체로켓 시스템은 다른 추진기관보다 고온의 환경에서 작동되기 때문에 열전달률이 매우 높다. 연소실온도는 대개 Steel의 용점온도보다 2배 가량 높기 때문에 각각의 부품마다 열응력과 물리적인 강도를 고려한 열적인 제한조건을 가지게 된다. 이러한 고온의 환경에서 엔진의 구성요소들을 보호하기 위해서는 내열재로 연소실 및 노즐벽면을 구성하거나 냉각시스템을 도

하여야 한다[3]. 장시간의 연소가 일어날 경우 로켓엔진의 연소열을 흡수해도 손상이 없는 재질은 현재로서는 거의 없는 실정이기 때문에 냉각시스템의 도입은 필수적이다.

로켓엔진에서 사용되고 있는 냉각방법에는 연료를 냉각유체로 이용하여 연소실을 냉각시키고 내부에너지가 높아진 상태에서 연소에 참여하는 재생냉각 (regenerative cooling), 연소실 벽면에 연료를 분사하여 연료과잉 영역의 형성으로 연소반응률을 감소시켜 냉각하는 막냉각 (film cooling), 벽면 물질의 흡열승화 및 기화에 근거한 용제냉각(ablative cooling), 복사냉각 등 여러 종류의 방법이 있다[3]. 이 중에서 재생냉각방법은 그 성능이 우수하기 때문에 높은 압력과 열유

\* 2003년 07월 31일 접수

\* 정회원, 한국항공우주연구원 엔진그룹

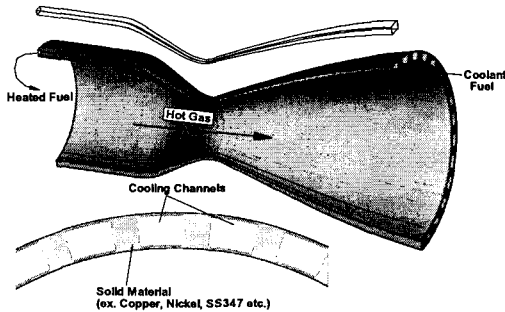


Fig. 1 Schematic of a regeneratively-cooled rocket

속이 존재하는 액체추진기관 시스템에 많이 이용되어 왔다. 냉각유체로 연료를 이용할 경우 냉각 과정에서 얻어진 내부에너지의 증가로 연소성능이 향상되고 고정된 유로에서 열전달이 일어나기 때문에 시간에 따른 벽면형상의 변화가 없다. 또한, 열평형상태를 이용하기 때문에 연소시간의 제한이 없고 경량화 할 수 있는 장점이 있다. 그렇지만 특별한 연료에 대해서는 신뢰성이 떨어지고, 높은 열유속이 존재할 경우 냉각유체의 속도를 증가시키기 위하여 높은 압력강하가 요구된다. 또한 최근의 연구에서는 탄소침착(carbon deposit)으로 인한 열저항의 문제로 냉각효율이 심각하게 저하됨을 제시하고 있다.

인공위성 발사체를 개발하기 위해서는 고추력의 로켓엔진이 요구되는데 연소실 압력과 열전달의 상승으로 재생냉각의 도입은 필수적이다. 그렇지만 국내에서는 재생냉각을 실제 로켓엔진에 적용한 사례가 없고, 한국항공우주연구원에서 성공적으로 발사한 KSR-III의 경우도 압력과 추력을 높이는데 한계가 있는 용제냉각을 이용하였다. 그러므로 인공위성 발사체를 개발하기 위해서는 다양한 형태의 재생냉각관련 기술축적이 요구된다. 최근 선진국에서는 로켓엔진에 관련된 설계/해석 프로그램들을 수출제한 품목으로 선정하고 있는 추세로 로켓엔진의 국내연구에 많은 어려움이 존재한다. 그러므로 재생냉각관련 열해석코드의 개발은 로켓엔진의 냉각과 관련된 핵심 기술 확보 및 학문적인 발전에 기초를 제공하는 의미가 있다고 볼 수 있다. 본 연구에서는 여러

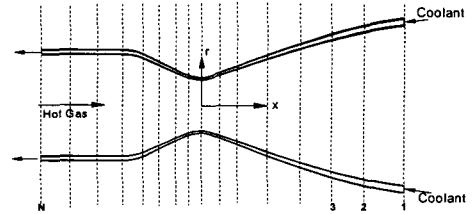


Fig. 2 A rocket nozzle subdivided into a number of stations

단점이 존재함에도 지금까지 많은 로켓엔진에서 성공적으로 사용되어온 RTE(rocket thermal evaluation) 코드[1]와 비슷한 기능을 할 수 있는 재생냉각 채널에 대한 열해석 프로그램의 개발 및 난류열유동 해석에 관한 연구를 수행하고자 한다. 기본적인 해석은 RTE코드[1]의 수치모형에 근거한 전도열해석을 이용하고 유한차분법을 이용한 전산해석으로 냉각유로 형상변화가 열전달에 미치는 영향에 관하여 살펴보고자 한다.

## 2. 해석 방법

선진국에서 재생냉각이 사용되고 있는 로켓엔진은 Fig. 1과 같은 기본적인 형태를 가지고 있다. 이러한 엔진에서 냉각채널의 단면은 수mm의 수력직경( $D_h$ )과 약 1m정도의 길이를 가지고 있다. 이러한 길이척도의 변화는 일정한 정확도를 얻고자 할 경우 격자수의 증가로 인해서 Navier-Stokes방정식을 이용한 일반적인 전산해석에 어려움이 발생한다. 따라서 열유체유동에 관한 경험식과 전도방정식의 수치해를 이용하여 기본설계를 수행한 다음 설계의 최적화를 위해서 Navier-Stokes방정식의 해를 상세설계에 활용하는 것이 바람직하다. 재생냉각설계는 작동시간 내에 벽면소재가 안전하도록 냉각유량과 채널의 수/단면형상을 결정하는 것으로 생각할 수 있다.

재생냉각채널의 기초설계를 위한 열해석방법은 연소가스의 열조건을 계산하는 과정과 유한차분법에 의한 전도방정식의 해를 구하는 과정으로 나누어진다. 우선 연소가스의 열조건을 구하기 위하여 Fig. 2와 같이 로켓의 연소실을 길이방향에 대해 N개의 station으로 나눈다. 각각의 간격은 동일한 간격일 필요는 없고 열전달이 심한 노

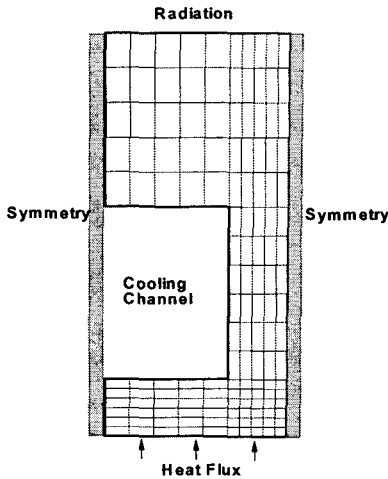


Fig. 3 Finite difference grid of a half cooling channel

즐목 부분을 조밀하게 나누는 것이 바람직하다. 모든 열해석은 냉각유체가 유입되는 곳에서 시작된다. 열해석을 위한 연소가스의 열환경은 Gordon과 McBride[4]의 화학평형(chemical equilibrium)관계로 얻어진 물질조성을 이용하여 구한다. 등엔트로피 가정을 사용하면 축대칭 노즐은 단지 단면적변화의 함수가 되는데, 이때 가정된 추진제 혼합비에 대해서 화학평형관계로 각각의 조성을 구하고 이런 물질들의 혼합물로 생각하면 1차원적인 정압력, 온도, 마하수 그리고 엔탈피 분포 등이 얻어진다. 이러한 방법은 그 한계성이 존재하지만 로켓설계과정에서 보편적으로 사용되고 있다 [1].

고온가스 조건으로부터 노즐벽면으로 전달되는 열유속 및 열전달계수를 결정하기 위하여 연소실 벽면온도가 필요하다. 그렇지만 초기에 연소실 내벽온도를 알 수 없기 때문에 Eckert[5]와 Bartz[6]가 제안한 다음의 식을 이용한다.

$$i_{G_n} = 0.5 (i_{GW_n} + i_{GS_n}) + 0.18 (i_{CO_n} - i_{GS_n}) \quad (1)$$

$$i_{GAW_n} = i_{GS_n} + \left( \frac{C_{FC_n} \mu_{G_n}}{k_{G_n}} \right)^{1/3} (i_{CO_n} - i_{GS_n}) \quad (2)$$

$$h_{G_n} = \frac{0.023 k_{G_n}}{d_{G_n}} Re_{G_n}^{0.8} Pr_{G_n}^{0.3} \quad (3)$$

$$Re_{G_n} = \frac{4 W_G T_{GS_n}}{\pi d_{G_n} \mu_{G_n} T_{G_n}} \quad (4)$$

여기서  $n$ 은 각각의 station을 나타내고  $i$ 는 엔탈피,  $h$ 는 열전달계수,  $k$ 는 열전도계수,  $Pr$ 은 Prandtl수,  $d$ 는 직경,  $C_P$ 는 정압계수를 나타낸다. 그리고 하첨자는  $W = wall$ ,  $G = gas$ ,  $A = adiabatic$ ,  $o = stagnation$ ,  $S = static$  등을 나타낸다. 각각의 온도는 Gordon과 McBride[4]의 화학평형관계를 이용한 엔탈피-압력의 관계식  $T = f(P, i)$ 로부터 구한다. 처음계산에서 벽면의 조건을 가정한 다음 일정조건이 얻어질 때까지 (1)-(4)과정을 반복한다.

전도열 전달 해석에 필요한 냉각 유체에 의한 대류열 전달 조건은 채널내부의 열전달에 관한 경험식을 이용한다. 우선 주어진 온도  $T_C$ 와 냉각유량  $M_{coolant}$ 를 이용하여 station 1에서 유입되는 냉각 유체의 압력, 밀도, 엔탈피를 결정한다. 이 값으로부터 각각의 station에서  $i_{CO_n} = i_{CO_{n-1}} + (q_n + q_{n-1}) dS_{n-1} / 2 M_{coolant}$ 를 이용하여 엔탈피를 구한다. 여기서  $dS_{n-1}$ 은  $n$ 과  $n-1$  사이의 거리이고  $q_n = h_{G_n} (T_{GAW_n} - T_{GW_n})$ 의 관계이다. 냉각채널에서의 열전달계수는 연소gas와 동일하게 냉각유체에 대한 (1)-(4)을 통하여 구하게 된다. 이때 적용되는 열전달관계식은  $Nu/Nu_r = C_C Re^{0.8} Pr^{0.4}$  [7]이다.  $Nu_r$ 은  $Nu_r = [1 + \gamma (T_w - T_s)]^{-0.55}$ 의 관계로서 극저온 유체에 대한 수정항이고  $\gamma = \left| \frac{1}{\rho} \frac{\partial \rho}{\partial T} \right|_p$ 을 이용한다. 여기서 상수  $C_C$ 는 냉각유체의 종류에 따라서  $C_C = 0.01 \sim 0.044$ 의 값을 가진다[1]. 또한 각 station에서 레이놀즈수는  $Re \sim \rho/\mu$ 의 관계를 가지기 때문에 질량보존법칙에 의해서 다음 식으로 얻어진다.

$$Re_n = \frac{M_{coolant} d C_n}{A_n N_n \mu_{CS_n}} \left( \frac{\rho_{CW_n}}{\rho_{CS_n}} \right) \left( \frac{\mu_{CS_n}}{\mu_{CW_n}} \right) \quad (5)$$

여기서 각 채널 단면에서의 운동량( $\rho v$ )은 전체 냉각유량이  $M_{coolant}$ 이기 때문에  $M_{coolant}/A_n N_n$ 으로

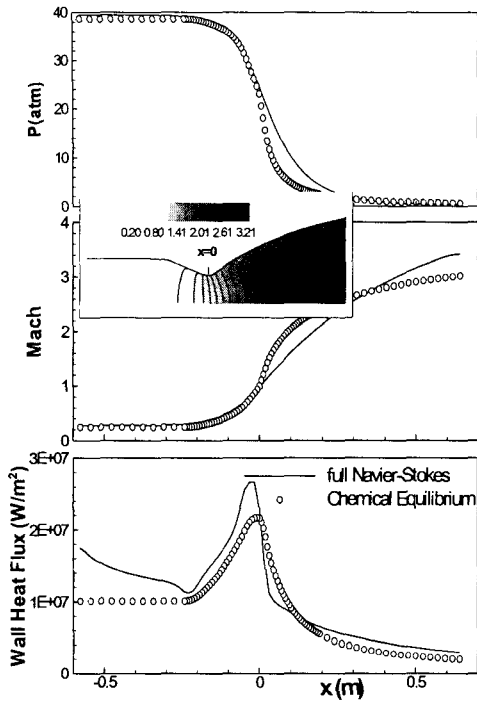


Fig. 4 Comparison of the predicted pressure, mach number and heat flux

얻어졌고,  $A_n$ ,  $d_{c_n}$ ,  $N_n$ ,  $\mu$ ,  $\rho$ 는 각 station에서 냉각채널의 단면적, 수력직경, 채널의 수, 점성계수, 밀도를 나타낸다. 또한 유동이 완전히 발달되지 않은 입구효과(entrance effect)와 곡률효과(curvature effect)는 경험식을 이용하는데 참고문헌[1]에서 알 수 있기 때문에 생략하기로 한다.

위의 과정으로 얻어진 대류열전달계수를 경계조건으로 Fig. 3과 같은 격자계에 대하여 2차 중심차분법을 적용하면 이산화된 전도방정식이 얻어지고 SOR (successive overrelaxation)로 해를 구하게 된다.

$$T_{ijk}^l = \frac{\left( \frac{T_{i-1,jk}/R_1 + T_{i+1,jk}/R_2 + T_{ij-1k}/R_3 + T_{ij,k+1}/R_6 + q_k A_{ijk}}{1/R_1 + 1/R_2 + 1/R_3 + 1/R_4 + 1/R_5 + 1/R_6} \right)^{l-1}}$$

$$T_{ijk}^l = T_{ijk}^{l-1} + w (T_{ijk}^l - T_{ijk}^{l-1}) \quad (6)$$

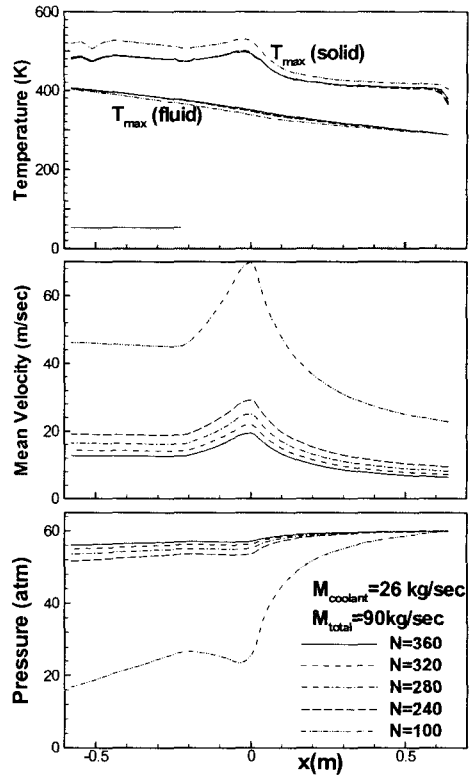


Fig. 5 Temperature, velocity and pressure along the axial direction

여기서  $R_{1-6}$ 은 격자에서의 면적과 열전도계수에 관계된 항이고  $q_k A_{ijk}$ 는 식(1)-(5)의 과정에서 얻어진 열유속 경계조건으로 연소실과 냉각채널에 접한 곳에서만 0이 아닌 값을 가진다.  $l$ 은 반복 계산수를 나타내고  $w$ 는 이완계수를 나타낸다. 이완계수는  $w = 1.3 \sim 1.8$ 이 최적조건이었는데 이는 열전도해석이기 때문에 하향이완이 필요 없음을 보여주지만 문제에 따라서 1보다 작은 값을 설정하여야 한다. 수렴조건은 모든 계산에서 상대적인 오차가  $10^{-3}$  이하가 되도록 하였다.

### 3. 냉각채널의 열전달

냉각채널의 열전달해석을 수행하기에 앞서 등엔트로피 가정으로 얻어진 연소가스의 열조건에 대한 검증해석을 수행하였다. 노즐의 형상은 면적확대비 9를 가진 80% bell 노즐에 대하여 3차

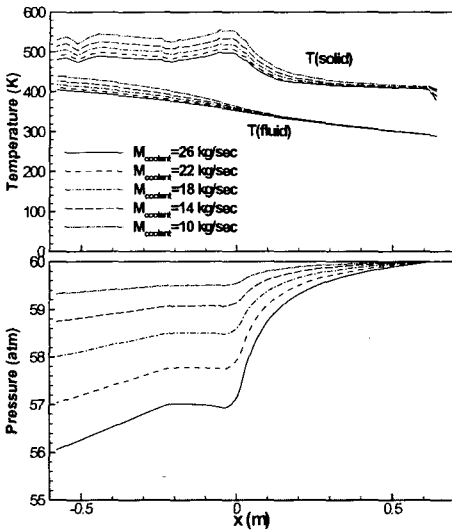


Fig. 6 Effect of mass flow rates on the wall temperature and pressure

함수를 이용하여 결정하였다. 연소실 압력은 40 기압이고 온도는 3300 K 추진제 총유량은  $M_{total} = 90 \text{ kg/sec}$ 로 가정하였다. 탄화수소 계열의 연료에서 연소생성물의 대부분은  $CO$ ,  $CO_2$ ,  $H_2O$ 이기 때문에 Navier-Stokes 방정식을 해석하기 위한 연소가스의 구성물질은 질량분율을  $Y_{CO} = 0.5$ ,  $Y_{CO_2} = 0.25$ ,  $Y_{H_2O} = 0.25$ 로 생각하였다. 열유속을 구하기 위한 벽면온도는 600 K로 설정하였고 해석방법은 박태선과 류철성[8]의 해석방법을 이용하였다. 해석결과를 Fig. 4에서 보면 압력, 마하수 그리고 열유속의 분포는 열해석 코드에서 얻어진 결과와 CFD해석의 결과가 유사하게 나타나고 있다. 또한 열유속의 최대값은 기존 연구결과[9-11]와 거의 비슷한  $20 \text{ MW/m}^2$  정도이다. 그렇지만 면적이 축소되고 확대되는 영역에서 유동효과를 고려하는 방법의 차이로 두 해석의 결과가 약간 다르게 나타나고 있다. Kerosene과 같은 분자량이 큰 혼합물을 연료로 사용하는 경우 연소실내의 조건을 정확하게 예측하기는 어렵기 때문에 그림에서 보여주는 정도의 차이는 냉각채널의 설계해석에 큰 영향이 없을 것으로 생각된다. 따라서 이렇게 얻어진 열경계 조건은 Fig 5-8에 사용되어 진다.

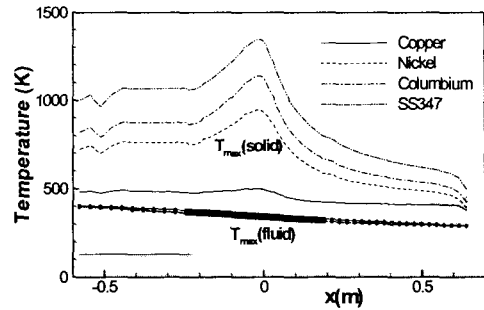


Fig. 7 Effect of solid materials on the wall temperature ( $M_{coolant} = 26 \text{ kg/sec}$ )

재생냉각채널의 설계는 주어진 열유속 조건에서 설계온도를 유지하기 위한 냉각채널의 수(N), 냉각유량( $M_{coolant}$ )과 단면형상을 결정하는 것이다. 그에 대한 첫 번째 과정으로 주어진 유량에서 냉각채널의 수를 변화시킬 때 나타나는 영향을 살펴보았다. 보통 실제 발사체에서는 연료를 냉각유체로 사용하지만 본 연구에서는 기초연구로서 물을 냉각유체로 사용하였다. 그리고 벽면 재질은 열전도성능이 우수한 구리(copper)로 생각하였다. 냉각채널의 단면형상은 채널높이 3mm이고 폭은 노즐의 직경변화를 고려하여  $2(d_n/d_{연소실})\text{mm}$ 로 설정하였다. 고체벽면은 연소실과 접한 부분은 1mm로 냉각채널의 덮개부분은 3mm로 선정하였다. 이러한 형상조건은 최상의 조건은 아니지만 기존의 로켓엔진을 토대로 예비해석을 위해 임시로 선택한 결과이다. 해석결과를 Fig. 5에서 살펴보면 유체 쪽의 온도나 노즐벽면 쪽의 온도는 거의 선형적으로 증가하고 있음을 알 수 있고 냉각채널수의 변화는 크게 나타나고 있지 않다. 그렇지만 채널수가 감소함으로써 동일한 냉각유량이 유입되기 위하여 유속이 증가함을 볼 수 있다. 유속의 증가는 압력감소에도 커다란 영향을 주고 있다. 이러한 결과로부터 냉각채널수의 결정은 압력손실이 가장 중요한 변수임을 알 수 있다. 재생냉각이 고려된 로켓엔진은 냉각에 사용된 연료가 연소실로 분사되어 연소과정을 거치기 때문에 냉각채널 출구에서의 압력은 연소효율 및 엔진성능에 커다란 영향을 준다. 냉각채널 설계의 또 다른 변수인 냉각유량의

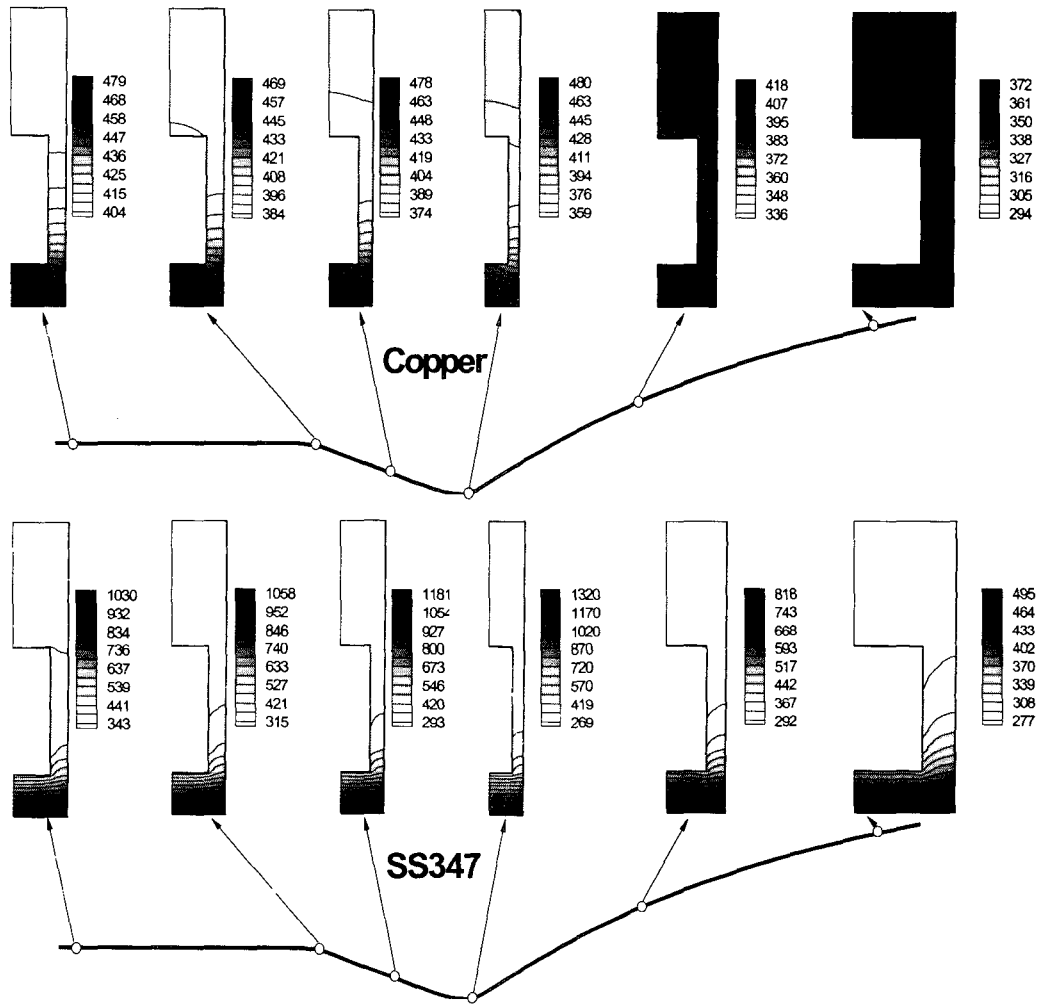


Fig. 8 Temperature distributions at several stations

변화에 의한 영향을 Fig. 6에 나타내었다. 재생냉각은 대류열전달에 의한 열평형관계를 이용한 냉각이므로 냉각유량의 변화는 커다란 온도변화를 유발함을 볼 수 있다. 온도변화는 노즐목을 지나면서 심한 열전달을 받기 때문에 온도상승이 크게 발생하고 있고 압력분포도 유량의 변화에 일관성 있게 변하고 있다.

냉각채널 설계에서 중요한 제한요인인 벽면재료의 영향에 대하여 Fig. 7에 나타내었다. 열전도계수가 다른 4가지 물질 (Copper, Nickel, Columium, SS347)을 선택하였고 해석결과

냉각설계에서 재료의 선정이 매우 중요함을 보여주고 있다. 냉각채널에서 유체의 온도는 거의 비슷하게 나타나고 있지만 벽면온도는 재료에 따라 많은 차이를 보이고 있다. 즉, 노즐목에서 Copper=496K, Nickel=941K, Columium=1135K, SS347=1343K를 보여주고 있는데 냉각유체의 온도가 거의 비슷하게 예측되고 있고 고온가스의 열조건이 동일하기 때문에 열전도계수에 따른 온도구배의 변화를 예상할 수 있다. 이것은 재료의 녹는점보다는 낮지만 온도가 높아짐에 따라서 구조성능이 저하되고 SS347의 경우 국부적인 고온영역(thermal spot)이 발생할 가능성이 있다. 그

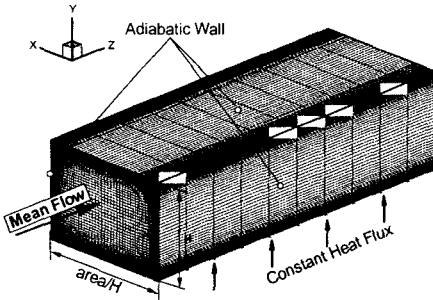


Fig. 9 Computational domain

러므로 벽면재질은 국내수급이 가능하거나 수입이 가능한 재질 중에 열전도도가 우수한 물질로 선정하는 것이 바람직함을 알 수 있다.

벽면온도 변화를 자세히 살펴보기 위하여 Copper와 SS347를 사용한 냉각채널의 단면에서 나타나는 온도분포를 Fig. 8에 비교하였다. 결과를 살펴보면 온도구배는 냉각채널과 연소가스가 접하는 벽면에서 심하게 나타나고 있고 냉각채널의 1/3높이를 넘어서면서 온도구배는 서서히 감소하고 있다. SS347의 경우 연소실과 접한 벽면에서 온도가 거의 평행하게 감소하고 있는데 이는 열전도도가 작기 때문에 온도구배가 심하게 생성되어 나타난 결과로 생각된다. 즉 열전도도가 작을 경우 연소가스와 접한 벽면에 순간적으로 고온영역이 형성되어 벽면이 손상될 수 있음을 보여주는 결과이다. 로켓엔진의 경우 보통 200-300개의 단일 분사기가 연소실에 배열되어 있는데 가공오차와 분사기간의 상호간섭에 의해서 연소가 일정하게 일어난다고 생각하기 어렵다. 또한 연소실이 발사체와 같이 비행하므로 균일한 환경은 예상할 수 없다. 따라서 적절한 재질의 선정은 냉각채널 설계에 매우 중요한 인자임을 알 수 있다.

이상의 해석과정을 이용하여 냉각채널을 설계하기 위해서는 고체부분의 온도가 녹는점보다 작은 설계온도를 넘지 않고 액체가 기상으로 변하지 않도록 냉각유량과 냉각채널의 수를 결정하여야 한다. Fig. 5-8을 종합하면 연소실 압력 40기

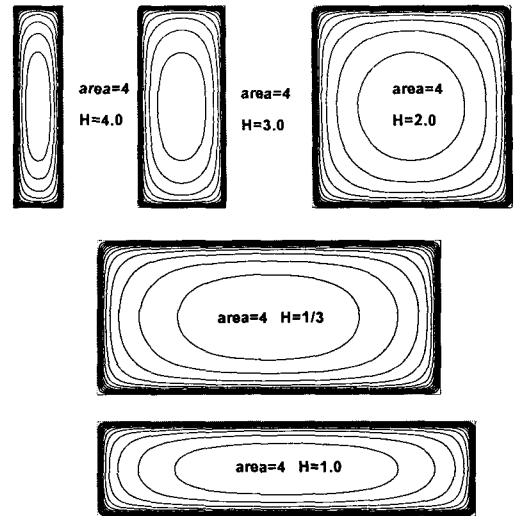


Fig. 10 Distribution of streamwise velocity

압, 추진제 총유량 90kg/sec 일 때 물을 이용한 재생냉각 채널을 설계하는 경우 구리(Copper)를 벽면재질로 이용하는 것이 바람직하고 N=240이상의 냉각채널 (2mm×3mm, 연소실 기준 단면적)과 26kg/sec이상의 총냉각유량이 필요함을 알 수 있다. 이러한 결과는 세부적인 유동효과가 반영되어 있지 않기 때문에 각각의 station에서 최적의 냉각채널 형상조건을 제공하지 않는다. 따라서 냉각채널 내부의 열전달에 영향을 주는 모든 변수들의 변화를 전산해석을 통하여 고찰하는 것은 현실적으로 어려운점이 있지만 대표적인 형상에 대하여 대류열전달의 변화를 검토할 필요가 있다.

#### 4. 사각단면 덕트내의 열전달

앞서 토의한 재생냉각채널의 기초설계를 위한 열해석코드는 냉각채널내의 국부적인 유동효과가 반영되어 있지 않다. 설계는 빠른 시간안에 시스템의 구성방향을 결정하는 것이므로 CFD 해석을 이용하는 것은 바람직하지 않다. 그렇지만 열해석코드로 선정된 기본설계안에 대하여 최적형상에 대한 유동해석검토는 반드시 수행되어야 한다.

상세 난류열전달을 계산하기 위하여 냉각채널

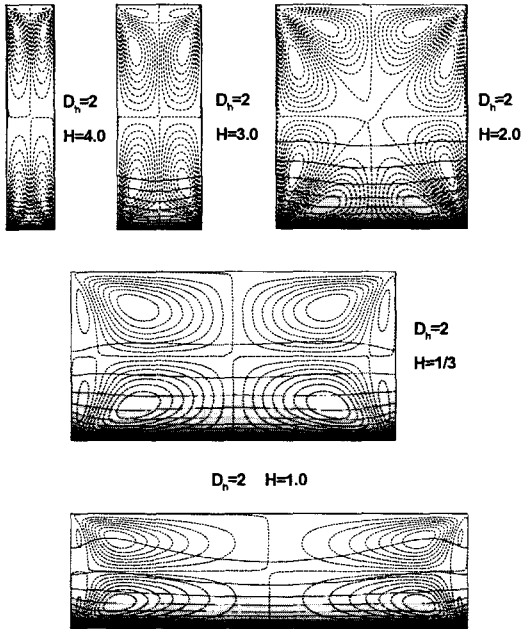


Fig.11 Comparison of the predicted streamline of secondary flow and temperature distributions

의 형상을 Fig. 9과 같은  $z$ -방향으로 형상변화가 없는 사각덕트로 생각한다. 경계조건은 그림에서 보는바와 같고 주유동 방향으로 완전히 발달된(fully developed) 일정유량(constant mass flow rate)조건이다. 레이놀즈수는 수력직경( $D_h$ ) 기준  $Re=7000$ 으로 선택하였다. 주유동 방향의 크기는  $\pi D_h$ 이고 계산격자는 몇가지 계산을 수행하여  $81 \times 81 \times 21$ 로 결정하였다. 비원형 덕트 내의 난류유동은 레이놀즈 응력의 차이로 인한 나선형의 2차유동이 발생한다. 따라서 이러한 거동을 예측하기 위해서는 비선형 응력-변형률의 관계가 이용되어야 한다. 본 연구에서는 최근에 다양한 유동조건에서 우수한 성능을 보여준 Park등[2]의 비선형 응력-변형률관계와 비선형 열유속관계식에 근거한 비선형  $k-\epsilon-f_\mu$  모형을 이용하여 모든 계산을 수행한다. 모형에 대한 유도과정 및 검증해석은 Park[2]등의 연구논문에 자세히 설명되어 있고 수치해석은 Park[12]의 연구와 동일한 방법을 사용하였다.

주유동 방향의 시간평균 속도분포가 Fig. 10에

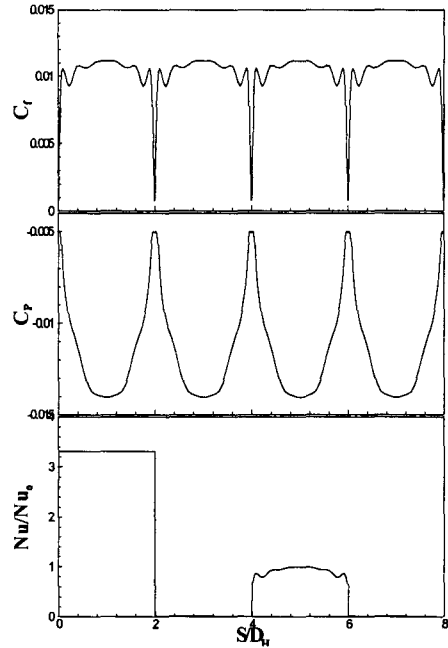


Fig. 12 Predicted  $C_f$ ,  $C_p$  and  $Nu$  ( $D_h=2$ ,  $H=2$ )

나타나 있다. 단면적이 4일 때 채널의 높이를 변화시킨 결과 주유동속도는 일반적인 속도분포를 보여주고 있다. 정사각형인 경우를 기준으로 덕트벽면의 폭이 좁을수록 단면에서 속도분포는 급하게 변하고 넓을수록 완만하게 변하고 있음을 알 수 있다. 그렇지만 Fig. 11의 2차유동의 분포는 많은 차이를 보이고 있다. 일반적으로 2차유동은 레이놀즈 응력의 차이  $\overline{u^2} \neq \overline{v^2}$ 로 발생되는데 사각단면의 형상변화는 각각 방향에 대한 벽면감쇄효과의 차이로 직사각형의 경우 비대칭적인 2차유동이 예상되어 진다. 그림에서 보면 정사각형 단면일 경우 2차유동은 같은 크기의 4쌍이 존재하지만 직사각형의 경우 길이가 긴방향으로 2차유동이 이완되는 경향을 볼 수 있다. 온도분포를 고려할 때 이러한 유동변화는 가열벽면에 수직인 방향의 열전달을 촉진시키는 조건임을 알 수 있다. 덕트벽면에서 나타나는 국부적인 마찰계수( $C_f$ ), 압력계수( $C_p$ ) 그리고 열전달계수( $Nu$ )의 분포를 Fig. 12에서 살펴보면 이러한 2차유동의 결과로 채널의 구석에서 마찰계수와 압력계수의 변화가 심하게 변하고 있음을 알 수 있



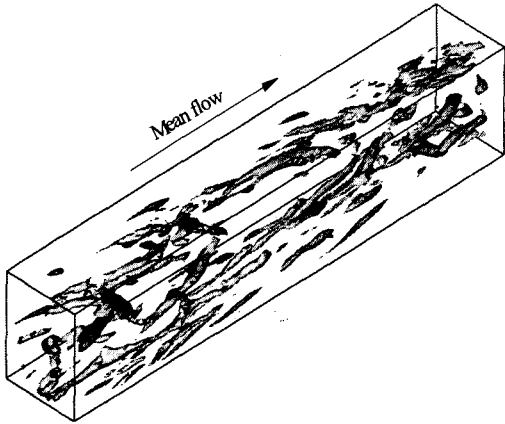


Fig. 13 Instantaneous vortical structures(LES, dynamic model)

다. 이러한 국부적인 변화를 검증하기 위하여 Germano 등[13]의 subgrid응력모형을 이용한 큰 에디모사법(large eddy simulation)을 수행하였다. 수치해석은 Park[12]의 연구와 동일한 방법을 사용하였다. Fig. 13은 유동변형률 ( $S_{*}S_{kj} + W_{*}W_{kj}$ ) 텐서의 2번째로 큰 고유치( $\lambda_2$ )의 변화를 보여주는데, 그림에서 보는바와 같이 채널내부에 존재하는 다양한 형태의 와류구조에 의해서 마찰계수와 압력계수의 변화가 발생되어진다. 결국 그 지역에서 유동의 변화로 비정상적인 온도변화와 열하중의 집중현상이 예상되지만 열전달계수에 대한 영향은 심하지 않게 나타나고 있다. 그렇지만 시간평균된 2차유동의 크기가 z-방향의 평균유동 크기에 1-2%정도이기 때문에 시간평균적인 열전달계수의 분포에 심각한 영향을 주지 않는 것으로 생각된다.

형상조건에 따른 열전달의 변화를 자세히 살펴보기 위하여 단면적이 일정한 조건과 수력직경이 일정한 2가지 조건에 대한 수치해석을 수행하였다. Fig. 14에서 보면 단면적이 일정한 조건인 경우 채널단면의 높이( $H/D_h$ )가 커질수록 열전달계수는 감소하고 있다. 이는 전열면적의 감소가 주된 원인인 것으로 판단되고 그 경향은 거의 선형적임을 알 수 있다. 또한 수력직경이  $D_h=2$ 일 때 채널높이의 변화는 단면적이 같은 경우와 다른 경향을 보여주고 있다. 즉 채널높이의 감소에 따라 열전달계수는 감소-증가-감소의 경향으로 최적조건 존재를 암시하고

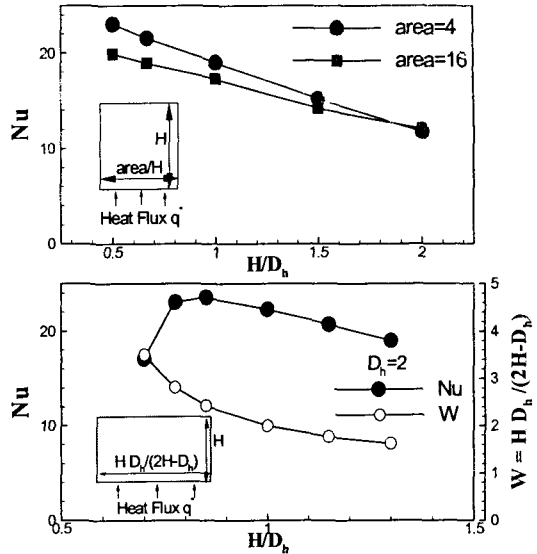


Fig. 14 Comparison of the predicted Nu

있다. 이러한 경향은 수력직경을 일정하게 하는 경우 채널단면의 면적이 변하기 때문에 나선형의 2차유동의 변화에 의해서 발생된 결과로 생각된다. 이상의 결과는 로켓엔진의 재생냉각 설계에 매우 중요한 단서를 제공한다. 로켓엔진은 연소실에서 노즐부로 직경변화가 심하게 존재한다. 예를 들면, 노즐목의 경우 연소실의 0.5정도이고 노즐출구는 면적팽창비에 따라 다르지만 보통의 로켓은 연소실의 수배에 달한다. 그러므로 냉각채널을 단면적이 같아지도록 설계하면 노즐목에서 직경의 감소를 고려하여 채널수를 변경하여야 하고 채널수를 같게 하려면 단면적의 변화를 적절히 설계하여야 한다. Fig. 14은 이러한 설계에 기준방향을 잡아주는 해석 결과로 생각되지만 추후 많은 해석을 수행하여 설계기준을 마련하는 것이 바람직 할 것으로 생각된다.

### 5. 결론

선진국에서 로켓엔진의 재생냉각에 많이 활용되고 있는 RTE코드[1]를 대체하기 위해서 열해석코드 개발에 관한 기초연구를 수행하였다. 연소가스의 열조건은 화학평형관계와 등엔트로피가정을 이용하였다. 대류열전달 조건에 대한 수치모형은 Naraghi[1]의 방법에 기초하였고 전도열전달 해석은 2차 중심 차분법을 이용하였다.

개발된 해석방법은 연소가스의 열조건에 대하여 Navier-Stokes 방정식으로 얻어진 결과와 적절한 일치를 보였다.

재생냉각의 설계에 관련된 설계변수들의 영향을 살펴본 결과 냉각채널수의 변화는 연소실 압력조건과 연계된 압력손실에 커다란 영향을 보여주었고 냉각유량의 변화는 냉각채널 내부의 온도를 일관성 있게 변화시켰다. 열전도계수가 다른 4가지 물질 (Copper, Nickel, Columbian, SS347)에 대한 해석결과는 냉각설계에서 재질의 선정이 매우 중요함을 보여주었다. 이렇게 얻어진 기초형상 조건에 대한 유동효과를 검토하기 위하여 Park등[2]의 비선형  $k-\epsilon-f_{\mu}$ 모형을 이용한 해석이 가열벽이 있는 사각덕트에서 수행되었다. 결과는 형상변화에 의해서 나선형의 2차유동 구조가 변형됨을 보여주었고 관련된 열전달 또한 그 영향이 존재함을 나타내었다. 예측된 열전달 계수는 가열벽면의 크기 변화에 선형적으로 변하였지만 수력직경을 일정하게 하는 경우 열전달의 증감이 관찰되었다. 해석결과를 종합하여 물을 이용하는 재생냉각채널의 기초설계 자료가 얻어졌다. 연소실 압력 40기압, 추진제 총유량 90kg/sec일 때 벽면재질은 구리(Copper)가 상대적인 우수성이 있고 N=240이상의 냉각채널 (2mm×3mm, 연소실 기준)과 26kg/sec 이상의 총냉각유량이 필요하였다.

### 참고문헌

[1] Naraghi, M.H.N., "RTE-A Computer Code for Three-Dimensional Rocket Thermal Evaluation," <http://www.manhattan.edu/~mnaraghi/rte/rte.pdf>.

[2] Park, T.S., Sung, H.J. and Suzuki, K., "Development of a Nonlinear Near-Wall Turbulence Model for Turbulent Flow and Heat Transfer," Int. J. Heat and Fluid Flow, 24 (2003), p.29-40.

[3] Sutton, G. P., Rocket Propulsion

Elements, John Wiley & Sons, Inc, 6th Ed., (1992).

- [4] Gordon, S. and McBride, B.J., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions, Rocket Performance, Incident and Reflection Shocks, and Chapman\_Jouquet Detonations," SP-270 (1971).
- [5] Eckert, E. R. G., Analysis of Heat and Mass Transfer, McGraw-Hill Book Company, (1972).
- [6] Bartz, D. R., "Turbulent Boundary-Layer Heat Transfer from Rapidly Accelerating Flow of Rocket Combustion Gases and of Heated Air," Advances in Heat Transfer, (1965), p.2-108.
- [7] Thomas, L. C., Heat Transfer, Prentice-Hall International Inc., (1992).
- [8] 박태선, 류철성, "액체로켓 엔진의 분무연소 및 막냉각에 대한 수치해석," 한국추진공학회지, 제6권(2) (2002), p.9-17.
- [9] 부준홍, 정원복, 박태선, 채연석, "액체 로켓 엔진 재생냉각 채널에서의 열전달에 관한 수치적 연구," 한국항공우주학회 1997년도 춘계 학술강연회 논문집, (1997), p.320-325.
- [10] 조원국, "칼로리미터의 재생 냉각유로 설계," 제13회 학술강연논문초록 한국추진공학회, (1999), p.9.
- [11] Wang, T.S. and Luong V., "Hot-gas-side and Coolant-side Heat Transfer in Liquid Rocket Engine Combustor," J. Thermophysics and Heat Transfer, 8 (1994), p.524-530.
- [12] 박태선, "원봉주위의 난류유동에 대한 수치해석," 한국전산유체공학회지, 제7권(1) (2002), p.20-27.
- [13] Germano, M., Piomelli, U., Moin, P. and Cabot, W., "A Dynamic Subgrid-scale Eddy Viscosity Model," Phys. Fluids A, 3-7 (1991), p.1760-1765.