

액체추진제 로켓엔진의 재생냉각 열전달과정 전산모사

서 호 원

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

H. W. Seo

ABSTRACT

A numerical simulation is attempted for the regenerative cooling heat transfer processes of the liquid propellant rocket engine. The heat transfer from the combustion gases to the thrust chamber wall is called gas side heat transfer. This heat is conducted radially to the coolant through the carbon deposit and metallic wall of thrust chamber. Finally, this heat is convected away by the coolant flowing along the passages in the thrust chamber. The equivalence of these three heat fluxes of the above processes is utilized to determine the coolant side wall temperature, gas side wall temperature and the heat flux.

When the number and shape(width, height) of coolant passages, the shape(size) of thrust chamber, oxidant and fuel properties, coolant properties, oxidant/fuel mixture ratio, coolant inlet temperature, the thickness of carbon deposit formed along the thrust chamber wall during combustion are given, reasonable radial direction temperature distributions and heat fluxes along the thrust chamber axis are obtained.

초 록

재생냉각방식을 사용하는 액체추진제 로켓엔진의 열전달과정이 전산모사 되었다. 연소가스로부터 연소실 벽으로 전달되는 열전달과정은 가스측 열전달이라 한다. 이 열은 그을음과 연소실 금속벽을 통해 반 경방향으로 전도되어 냉각제로 전달된다. 최종적으로, 이 열은 연소실 벽에 있는 통로를 따라 흐르는 냉각제에 대류전달된다. 본 연구에서는 위의 3가지 열전달량이 같은 크기임에 착안하여 냉각제측 벽온도, 가스측 벽온도, 열전달량을 결정한다.

냉각제 유동통로갯수 및 형상(높이, 폭), 연소실 및 노즐 외부형상(크기), 산화제 및 연료 물성치, 냉각제 물성치, 산화제/연료 혼합비, 냉각제 주입온도, 연소실 및 노즐 벽면 상에 연소시 생기는 그을음 두께가 주어지면 연소실 축방향에 따른 반경방향 온도분포 및 열전달량의 합리적인 수치 결과가 얻어진다.

기호설명

A	: cross sectional area of combustion chamber
$C_{1,2,3,4,\dots}$: arbitrary constants
c^*	: characteristic velocity
c_p	: specific heat at constant temperature
D_h	: hydraulic diameter
D_t	: nozzle throat diameter
h_c	: coolant side heat transfer coefficient
h_g	: gas side heat transfer coefficient
I_s	: specific impulse
k_c	: thermal conductivity of coolant at coolant side wall temperature
k_w	: thermal conductivity of carbon deposit and metallic wall
M	: Mach number of gas along chamber axis
P_1	: chamber stagnation pressure
Pr	: Prandtl number
q_c	: heat flux from the metallic wall to the coolant
q_g	: heat flux from the combustion gas to carbon deposit
q_t	: heat flux across the carbon deposit and metallic wall
R_{cur}	: nozzle radius of curvature at throat
Re	: Reynolds number
r_{mix}	: mixture ratio of oxidant/fuel
t	: thickness of carbon deposit or metallic wall
T_1	: chamber stagnation temperature
T_{aw}	: adiabatic wall temperature of gas
T_{co}	: coolant bulk temperature
T_{wc}	: coolant side metallic wall temperature
T_{wg}	: hot gas side carbon deposit wall temperature
T_{wmetal}	: hot gas side metallic wall temperature
γ	: specific heat of gas
ζ_v	: velocity correction factor
μ	: viscosity of gas or coolant
σ	: correction factor for property variations across the boundary layer of gas

첨자

1	: metallic wall
2	: carbon deposit
1,2,...,n	: station numbers along chamber axis
c	: pertaining to coolant side wall temperature
co	: pertaining to coolant bulk temperature
t	: throat
o	: pertaining to stagnation state

1. 서 론

액체추진제 로켓엔진은 액체 또는 기체형태의 산화제 및 연료를 연소실 내에서 연소시켜 추력을 얻는다. 연소시 발생하는 고열로 인해 연소실벽이 녹아 타 버리는 것을 방지하기 위해 삭마(ablation) 냉각방식, 막(film) 냉각방식 및 재생냉각방식등이 단독 또는 중복 사용된다.¹⁾ 본 연구에서는 재생냉각 방식이 연소실벽의 열전달과정을 전산모사할 수 있는 방안을 모색코자 한다. 재생냉각방식은 연료 또는 산화제중 하나를 연소실에 주입하기 전에 Fig. 1과 같이 연소실 외부 벽면을 따라 흐르게 하여 고열로 달구어진 벽면의 열을 흡수 냉각시킨 후 연소실로 주입되도록 한다.

재생냉각방식을 사용하는 것 중에는 여러 번 사용이 가능한 로켓엔진인 SSME(Space Shuttle Main Engine) 등이 운영 중에 있다. 이런 엔진은 재사용에 따른 열응력 피로현상에 의해 엔진이 파괴되는 것을 피해야 하므로 엔진 벽면의 정확한 온도분포를 알 필요가 있다. 이를 위해 전산모사방식에는 RTE 컴퓨터 프로그램 같은 것들이 개발되어 사용중이다.²⁾ 이 컴퓨터 프로그램은 엔진 벽면의 원둘레방향, 반경방향 및 축방향에 따른 온도분포 및 열전달량을 계산하도록 만들어졌다. 이 프로그램은 약 만여 줄의 FORTRAN 문장(statement)으로 구성 되 있으며, 100여개의 부프로그램(subroutine)으로 형성 되 있다. 이 프로그램에서 입력 가능한 산화제 및 연료는 몇 개로 제한 되 있어 이를 우리가 원하는 것으로 바꾸기 위해서는 프로그램을 변경해야 하는데 이

프로그램은 방대하고 복잡하여 변경이 쉽지 않다. 한편, 선진국에서도 1회용 로켓엔진 개발에는 연소실 축방향에 따른 반경방향 온도분포 및 열전달량 즉 1차원적인 계산만으로도 충분하였다.^{3),4)} 따라서 본 연구에서는 Huzel³⁾ 및 Sutton⁴⁾ 등의 1차원적 열전달 과정을 이용하도록 하였다. 냉각제 유동통로갯수 및 형상(높이, 폭), 연소실 및 노즐 외부형상 (크기), 산화제(질산) 및 연료(동유), 냉각제(질산), 산화제/연료 혼합비, 냉각제 주입온도 및 연소실 및 노즐 벽면 상에 연소시 생기는 그을음(carbon deposit) 두께가 주어지면 연소실 축방향에 따른 반경방향 온도분포 및 열전달량 계산이 가능토록 하였다.

2. 열전달과정

Fig. 1에서 연소실벽 바깥쪽으로 난 수십 개의 직사각형 단면 통로로 냉각제가 통과한다. 연소실 상부까지 도달하는 과정에서 냉각제는 연소실벽의 열을 흡수한 후 인젝터를 통해 연소실 안으로 분무되어, 연료와 혼합되어 연소한다. 이 연소과정에서 연소실 안벽에 그을음이 형성된다.

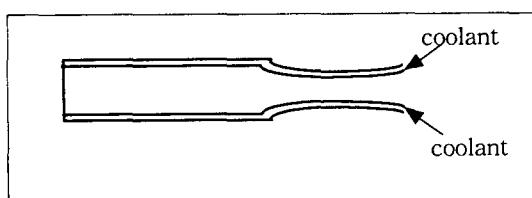


Fig. 1. Combustion chamber shape.

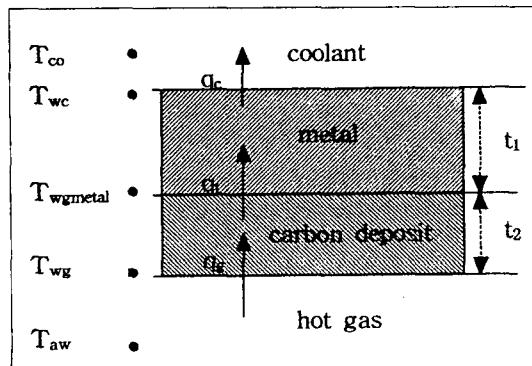


Fig. 2. Three different processes of heat transfer.

열은 거의가 원통의 반경방향으로만 전달되므로 Fig. 2에서 보는 바와 같이 연소실내 연소가스에서부터 냉각제까지의 열전달 과정은 벽면에 수직방향으로 일어난다고 가정해도 무방하다.

연소가스에서 그을음으로 전달되는 열은 연소가스의 강제대류에 의한 것으로서,

$$q_g = h_g (T_{aw} - T_{wg}) \quad (1)$$

Huzel³⁾에 의하면,

$$h_g = \left[\frac{0.026}{D_t^{0.2}} \left(\frac{\mu^{0.2} c_p}{Pr^{0.6}} \right)_0 \cdot \left(\frac{P_1 g}{C^*} \right)_0^{0.8} \left(\frac{D_t}{R_{cur}} \right)^{0.1} \cdot \left(\frac{A_t}{A} \right)^{0.9} \sigma \right] \quad (2)$$

여기서 σ 는,

$$\frac{1}{\sigma} = \left[\frac{1}{2} + \frac{1}{2} \left(\frac{T_{wg}}{T_1} \right) \cdot \left(1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right) \right]^{0.68} \cdot \left[1 + \frac{\gamma-1}{2} M^2 \right]^{0.12} \quad (3)$$

로서 경계층에 따른 보정계수이다. 연소가스가 정해지고 연소실의 크기가 정해지면 CET 프로그램⁵⁾ 등에 의해 위 식에서 D_t , μ , c_p , Pr , C^* , P_1 , R_{cur} , A_t , A , T_1 , v , M 등이 결정된다. 결국 h_g 는 T_{wg} 만의 함수 즉 $h_g = h_g[T_{wg}]$ 이다. T_{wg} 가 증가할수록 σ 는 감소하므로 h_g 도 감소하게 된다.

그을음 내부 시작점부터 연소실벽 외부 끝단 깊까지 전달되는 열은 고체를 통한 전도에 의한 것으로서, 그을음 및 연소실벽을 합한 전체의 열전도계수를 k_w , 두께를 t_w 라 하면,

$$q_t = \frac{k_w}{t_w} (T_{wg} - T_{wc}) \quad (4)$$

연소실벽으로 부터 냉각제로 전달되는 열은, 냉각제의 강제대류에 의한 것으로서,

$$q_c = h_c (T_{wc} - T_{co}) \quad (5)$$

Huzel³⁾에 의하면,

$$h_c = 0.023 \frac{k_c}{D_h} Re^{0.8} Pr^{0.4} \left(\frac{\mu}{\mu_c} \right)^{0.14} \quad (6)$$

위 세 가지 열전달은 일차원적으로 일어나므로,

$$q_g = q_t = q_c, \quad q_t = q_{t1} = q_{t2} \quad (7)$$

여기서 q_{t1} 은 금속벽 통과 열전도량이고 q_{t2} 는 그 을음통과 열전도량이다.

식(5)에서 T_{co} 가 주어졌을 때 $q_c = q_c[T_{wc}]$ 로서 T_{wc} 가 증가할수록 q_c 는 증가한다. 식(7)에 의해 식(4)는,

$$q_c = \frac{k_w}{t_w} (T_{wg} - T_{wc}) \quad (8)$$

로 표현되므로, T_{wc} 의 증가에 맞춰 q_c 증가를 이루어 내기 위해서는 T_{wg} 도 증가되어야 한다. 식(1)에서 T_{wg} 가 증가할수록 (즉 T_{wc} 가 증가할수록) q_g 는 감소한다. 위 관계를 그림으로 나타내면 Fig. 3과 같다.

따라서 연소실내의 단열벽 온도 T_{aw} 및 냉각제 전체온도 T_{co} 가 주어졌을 때, 물리적으로 일어날 수 있는 열전달량은 식(7)에 의하면 Fig. 3에서 q_c 와 q_g 가 교차하는 점이 될 것이고 그 점에 의해 T_{wc} 도 결정이 된다.

q_c 는 식(5)에 의하면 T_{wc} 의 직접함수이므로 그래프를 그려 나갈 수가 있다. 그러나 q_g 는 T_{wc} 의 간접함수이고, 식(1)에 의하면 T_{wc} 의 직접함수이므로 그림을 그려 나가기가 쉽지 않다. 따라서 T_{wc} 가 주어졌을 때 T_{wg} 를 구할 수 있는 방안이 있어야 한다.

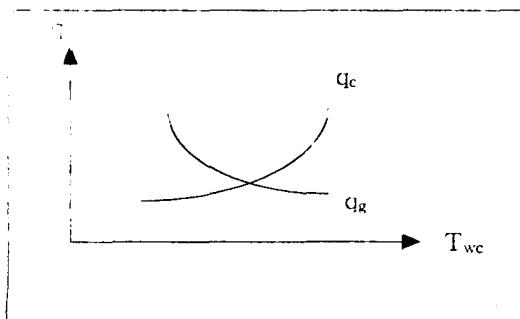


Fig. 3. q_c and q_g vs T_{wc} .

그 방법은 다음과 같다. 우선, 연소실 금속벽 및 그 을음에서의 열전달을 각각 다루면,

$$q_{t1} = \frac{k_{wl}}{t_1} (T_{wgmetal} - T_{wc}) \quad (9)$$

$$q_{t2} = \frac{k_{w2}}{t_2} (T_{wg} - T_{wgmetal}) \quad (10)$$

식(10)에서,

$$T_{wgmetal} = T_{wg} - \frac{t_2}{k_{w2}} q_{t2} \quad (11)$$

식(7, 11)을 이용하면 연소실 금속벽 중앙부위온도는,

$$\begin{aligned} T_{midmetal} &= 0.5(T_{wc} + T_{wgmetal}) \\ &= 0.5(T_{wc} + T_{wg} - \frac{t_2}{k_{w2}} q_{t2}) \\ &= 0.5(T_{wc} + T_{wg} - \frac{t_2}{k_{w2}} q_c) \end{aligned} \quad (12)$$

식(9, 10)에서 $T_{wgmetal}$ 을 소거하고 식(7)을 이용하면,

$$q_c = \frac{k_{wl} \cdot k_{w2}}{t_1 k_{w2} + t_2 k_{wl}} \cdot (T_{wg} - T_{wc}) \quad (13)$$

식(13)을 T_{wg} 에 관해서 풀어쓰면,

$$T_{wg} = T_{wc} + \left(\frac{t_1}{k_{wl}} + \frac{t_2}{k_{w2}} \right) q_c \quad (14)$$

금속벽의 열전도계수 k_{wl} 은 금속벽의 두께에 따른 평균온도인 $T_{midmetal}$ 에 비례하므로,

$$k_{wl} = C_1 \cdot T_{midmetal} + C_2$$

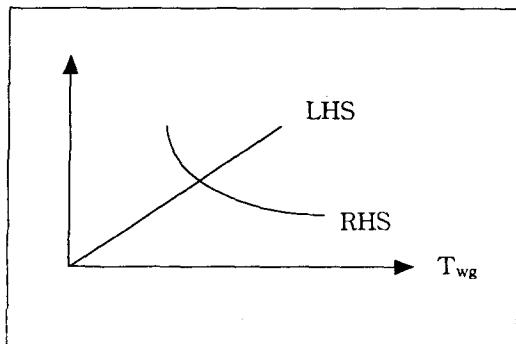
식(12)에 의해,

$$k_{wl} = C_1 \cdot 0.5 (T_{wc} + T_{wg} - \frac{t_2}{k_{w2}} q_c) + C_2$$

그 을음의 두께 t_2 및 열전도계수 k_{w2} 는 상수이므로,

$$k_{wl} = C_1(T_{wc} + T_{wg} - C_2 q_c) + C_3 \quad (15)$$

식(15)를 식(14)에 대입할 때, t_1 은 상수이며, T_{wc}

Fig. 4. Determination of T_{wg} .

가 주어지면 식(5)에서 q_c 도 정해지는 것을 고려하면,

$$T_{wg} = C_1 + \frac{C_2}{C_3 T_{wg} + C_4} \quad (16)$$

위 방정식의 T_{wg} 는 Fig. 4와 같이 그래프방식을 사용해 결정할 수 있다. 식(16)의 좌측항과 우측항은 그래프에서 각각 증가 및 감소한다.

좌측항과 우측항이 만나는 점이 우리가 구하는 T_{wg} 이다. T_{wg} 가 구해지면 q_g 가 식(1)에 의해 계산되 Fig. 3에 그려질 수 있다.

따라서, 위 과정을 이용한 연소실에서의 열전달 계산과정을 요약하면 다음과 같다.

(1) 노즐 끝단부터 시작하여 연소실 상부 끝까지의 냉각제통로를 연소실 축방향으로 n 개의 부분으로 분할한다(노즐부분 특히 노즐목 부위는 더 상세히 분할한다).

(2) 노즐 끝단으로 주입되는 냉각제의 온도는 주어진다. 즉 T_{col} 은 주어진 값이다.

(3) T_{wcl} 은 Fig. 3에서 q_c 와 q_g 의 교차점의 T_{wc} 로서, 이를 구하기 위해 T_{wc} 를 예상되는 가장 낮은값 예를 들면 60°C 부터 시작하여 조금씩 증가시켜 q_c 와 q_g 가 교차되는 점을 찾는다.

(3.1) 위의 (3)과정의 q_g 를 계산하기 위해선 먼저 Fig. 4 방식을 사용해 T_{wg} 를 결정해야한다. 방법은 위와 마찬가지로 T_{wg} 를 예상되는 가장 낮은 값 예를 들면 $T_{wg} = 0.3 T_1$ 부터 시작하여 조금씩 증가시켜 좌측항 및 우측항이 교차하는 점을 찾는다. T_{wg} 가 결정되면 식(1)을 이용해 q_g 를 계산한다.

(4) q_c 가 정해졌으면 냉각제의 열용량을 고려해서

냉각제의 온도증가를 계산한다. 즉 T_{co2} 를 결정한다.

(5) 냉각제 통로의 제2단계제n단계까지의 열전달을 (3)~(4)과정의 방법을 반복해 계산한다.

3. 열전달 계산결과

위 과정은 FORTRAN 프로그램으로 짜여졌다.

Fig. 5a는 전산모사과정에서 선정된 연소실의 형상이다.

Huzel³⁾의 그을음 두께자료를 이용해 위 Fig. 5a의 연소실치수를 비례시켜 계산한 결과 Fig. 5b의 그을음 두께분포를 얻었다. 연소실에서의 그을음 두께는 약 0.7mm로서 일반 복사지종이 약 7장의 두께가 된다. 이는 상식적인 예상치보다 두껍다. 본 연구에서는 추진체가 질산/등유이고 혼합비는 4.1이며 $P_1 = 300 \text{ psia}$ 이므로 추진제 $\text{LO}_2/\text{RP}-1$ 의 혼합비 2.35, $P_1 = 1000 \text{ psia}$ 인 Huzel³⁾의 그을음 두께

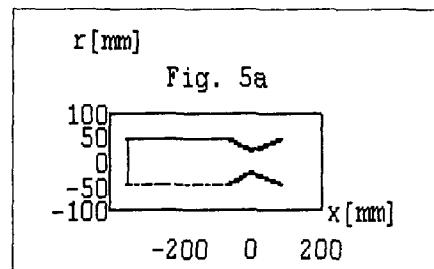


Fig. 5a. Combustion chamber shape used in the numerical simulation.

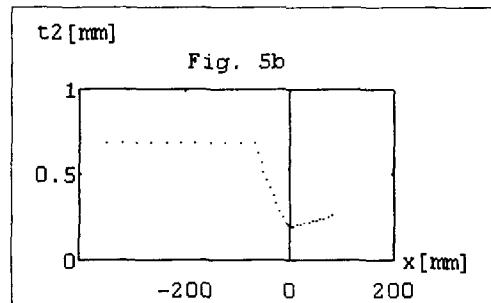
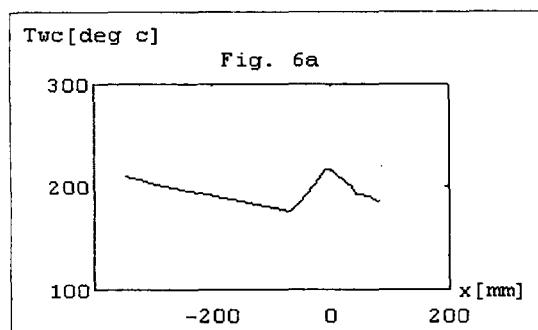
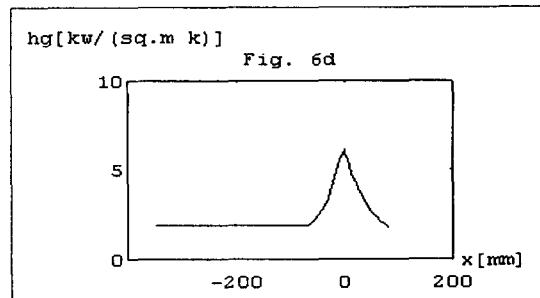
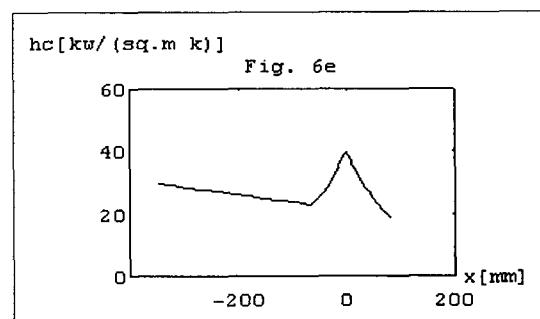
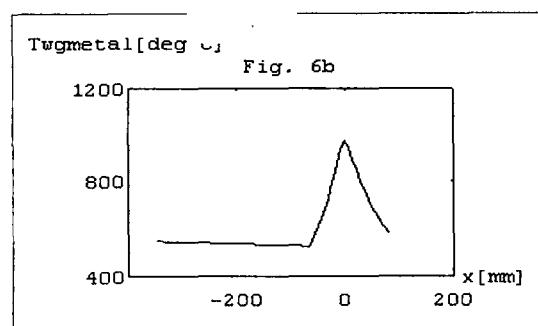
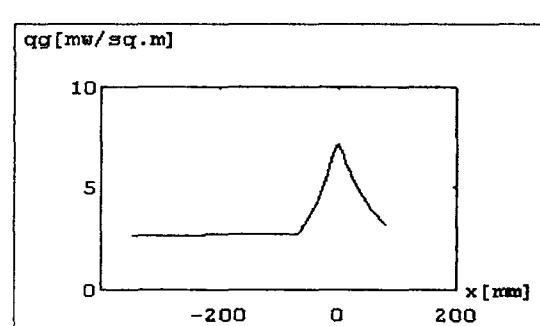
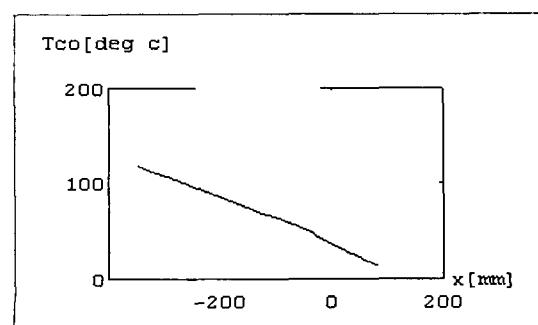
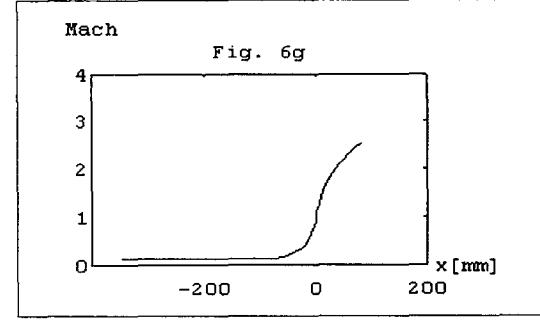
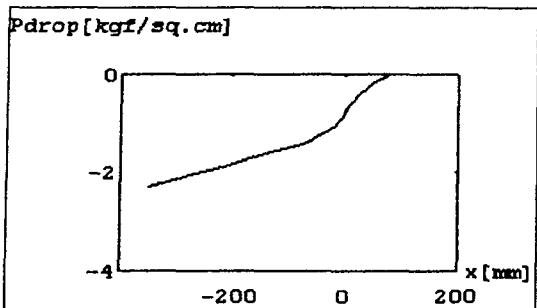
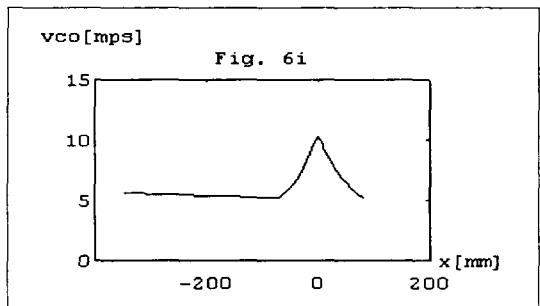
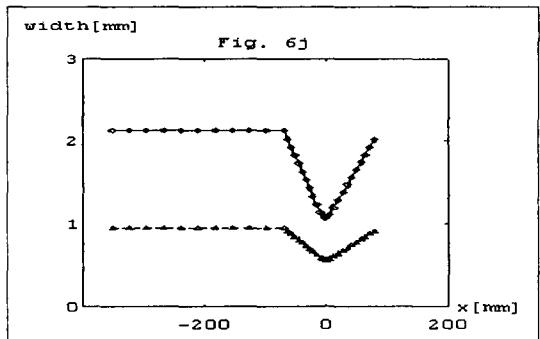


Fig. 5b. Thickness distribution of carbon deposit along combustion chamber axis.

자료를 그대로 적용하기는 적합하지 않다. 한편, 그을음 두께가 얇아질수록 열전달량이 많아져서 연소실벽온도가 올라가게된다. 따라서 본 연구에서는 위 Fig. 5b 결과를 그대로 적용하기보다 예상되는 두께 분포 중 최악의 경우 즉 위 그림 결과의 0.2배를 적용하였다.

CET 프로그램⁵⁾ 등에 의해 연소실 압력 300 psia (21.0921 kgf/cm²), T₁ = 2985.61 K, V = 1.2052, c^{*} = 5106 ft/s, Is = 223.4, r_{mix} = 4.1 등이 정해지고 ζ_v

Fig. 6a. T_{wc} vs x .Fig. 6d. h_g vs x .Fig. 6e. h_c vs x .Fig. 6b. $T_{wgmetal}$ vs x .Fig. 6f. q_g vs x .Fig. 6c. T_{co} vs x .Fig. 6g. Mach number vs x .

Fig. 6h. Pressure drop along coolant channel vs x .Fig. 6i. Coolant velocity V_{co} vs x .Fig. 6j. Coolant channel and land width vs x .

$= 0.94$, 추진력 = 500 kgf, 연소실벽 두께 $t_1 = 2.5$ mm, 직사각형 단면 냉각제 통로의 깊이 $h = 1.2$ mm, 노즐목에서의 냉각제 속도 10 m/s, 원둘레 방향 냉각제 통로수 = 100개, 노즐부위의 곡율반경=노즐반경의 1배, divergent angle = 15° , convergent angle = 20° , 냉각제 주입온도 15°C, 연소실벽 재료 = 스텐인레스스틸, T_{wg} 결정시 허용오차 = 0.001 등의 입력 하에서 열전달계산을 수행하였다. Fig. 6a~6j는 전산모사 결과를 보여 주고 있다.

예상대로, 노즐목 부근에서 T_{wc} , $T_{wgmetal}$ 이 최대 값을 나타내고 있다.

T_{wc} 는 노즐 입구부분 187°C, 노즐목 217°C를 가리키고 멀어지다가 다시 연소실 상부 쪽으로 올라가며 증가하여 끝단에서 210°C를 가리키고 있다.

여기서 우려해야 할 것은 냉각제인 질산이, 약 20 기압 하에서 약 5~10m/s의 유속으로 이동시 210°C 근방에서 끓어오르지 않을까 하는 점이다. 현 계산에서는 이런 과정은 포함하지 않고 있다. $T_{wgmetal}$ 은 노즐목에서 977°C를 가리키고 있다. 이는 상당히 높은 값으로서 장시간 노출시 벽이 녹아버릴 우려가 있다.

T_{co} 는 노즐 입구 15°C, 연소실 상부끝단 120°C로서 안전한 범주에 속해있다.

h_g 는 노즐목에서 약 $6 \text{ kw/m}^2 \text{ k}$ 이고 연소실 상부 끝에서 약 $1.8 \text{ kw/m}^2 \text{ k}$ 이다.

h_c 는 노즐목에서 약 $40 \text{ kw/m}^2 \text{ k}$, 연소실 부위는 약 $30 \text{ kw/m}^2 \text{ k}$ 이다. h_g 와는 달리 h_c 는 연소실 상부 끝으로 갈수록 증가한다. q_g 는 노즐목에서 약 7 mw/m²이고 연소실 상부부위는 약 2.7 mw/m²이다.

노즐 끝단에서의 연소가스의 분출속도는 약 $M = 2.54$ 이다.

냉각제가 통로를 훌러가면서 생기는 압력강하는 연소실 상부끝에서 약 2.3 kgf/cm^2 이다.

냉각제 통로는 냉각제 속도가 노즐목에서 최대 10 m/s가 나도록 설계되었다. 이에 따라 다른 부위의 냉각제 통로(channel)폭 및 냉각제 통로사이의 금속벽(land)의 폭도 결정되었다.

4. 결 론

본 연구에서는, 열전달은 반경방향으로만 이루어진다는 가정 하에 액체추진제 로켓엔진의 재생냉각 시 열전달 과정을 전산모사 하였다. 적절한 입력조건 즉 냉각제 주입온도, 연소실 및 노즐부위 치수, 벽 및 그을음의 두께 등이 주어지면, 연소실 축방향에 따른 연소실가스측 벽온도, 냉각제측 벽온도, 냉각제 전체 온도분포 및 반경방향 열전달량 등이 계산된다. 아쉽게도 연소실내 그을음 두께분포자료 및 열전달실험자료의 부재로 본 연구결과를 검증할 수 있는 비교는 이루어지지 못하였다.

후 기

본 연구는 저자가 한라우주항공연구소에 재직시
주로 이루어졌으며 연구소원들 특히 정동호 선임연
구원의 자료제공^{5),6)} 및 토론이 많은 도움이 되었다.
끝으로, 본 논문의 뜻이 명확히 전달될 수 있도록
많은 조언을 해주신 심사위원들께 감사를 드린다.

참 고 문 헌

1. 홍용식, 우주추진공학, 청문각, 1992.
2. Naraghi, M. H. N., "RTE-A computer code

for three-dimensional Rocket Thermal Evaluation", NASA, 1991.

3. Huzel, D. K. and Huang, D. H., Modern engineering for design of liquid-propellant rocket engines, AIAA, 1992.
4. Sutton, G. P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons, Inc., 1992.
5. McBride, B., Gordon, S. and Reno, M., "CET93/PC - Chemical Equilibrium with Transport properties", NASA, 1993.
6. "Physical data of nitric acid", PLINKE GmbH & co., 1994.