

플룸에 의한 액체로켓 저부면 복사 가열 해석

손채훈* · 김영목**

Numerical Analysis on Radiative Heating of a Plume Base in Liquid Rocket Engine

Chae Hoon Sohn* · Young-Mog Kim**

ABSTRACT

Radiative heating of a liquid rocket base plane due to plume emission is numerically investigated. Calculation of flow and temperature fields around rocket nozzle precedes and thereby realistic plume shape and temperature distribution inside the plume are obtained. Based on the calculated temperature field, radiative transfer equation is solved by discrete ordinate method. With the sample rocket plume, the averaged radiative heat flux reaching the base plane is calculated about 5 kW/m^2 at the flight altitude of 10.9 km. This value is small compared with radiative heat flux caused by constant-temperature (1500 K) plume emission, but it is not negligibly small. At higher altitude (29.8 km), view factor between the base plane and the exhaust plume is increased due to the increased expansion angle of the plume. Nevertheless, the radiative heating disappears since the base plane is heated to high temperature (above 1000 K) due to convective heat transfer.

초 록

로켓노즐로부터 방사되는 플룸에 의한 로켓 저부면의 복사 가열을 수치해석적으로 조사하였다. 로켓 노즐 주위의 유동 및 온도장의 계산이 선행되었으며, 그에 따라 실제적인 플룸의 형태와 플룸내부의 온도분포를 얻었다. 계산된 온도장을 토대로, 복사 열전달 방정식을 구분종좌법을 이용하여 풀이하였다. 건본 로켓 플룸에 대해 계산한 결과, 저부면에 도달하는 평균복사열은 비행고도 10.9 km에서 약 5 kW/m^2 이었다. 이 수치는, 플룸의 공간적인 온도분포를 고려하지 않고 일정온도 (1500 K) 가정하에 계산된 복사량에 비하여 작은 값이지만, 그 절대적인 크기를 무시할 수 있을 정도로 작은 값은 아니다. 고고도(29.8 km)에서는 플룸의 팽창 때문에 저부면과 배기 플룸 사이의 보기계수가 증가하게 된다. 그러나, 대류 열전달에 의해 저부면이 1000 K이상으로 가열되기 때문에 복사가열 현상은 사라지게 됨을 알았다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체 로켓엔진), Radiative Heating(복사 가열), Plume(플룸), Radiative Transfer Equation(복사 열전달 방정식), Discrete Ordinate Method(구분종좌법)

† 2004년 11월 30일 접수 ~ 2005년 4월 28일 심사완료

* 정회원, 조선대학교 항공우주공학과

** 종신회원, 한국항공우주연구원 추진제어그룹
연락처, E-mail: chsohn@chosun.ac.kr

로켓 저부면(base plane)은, 엔진으로부터 방출되는 고온의 배기 플룸(plume)에 의한 복사 가열로 인해 심각한 열적 부하에 노출될 수 있다. 이러한 복사 가열로 인한 온도 상승을 방지하기 위해 저부면에 단열재를 설치하거나 열반사막을 설치하여 열적 부하를 완화하는 대안이 제시되어왔다. 새로운 추진제를 사용하는 로켓 엔진을 개발하거나 엔진 구조를 설계하는 단계에서 이와 같은 배기 플룸에 의한 복사 가열 문제를 필수적으로 고려하여 설계에 반영해야 한다. 복사 가열 문제의 중요성으로 인해 이 분야의 많은 연구가 진행되어 왔으며, 복사 가열을 계산하기 위한 여러 가지 수치 해법이 제시되어 왔다[1-2].

노즐에서 배출되는 배기 플룸은 비행 고도에 따라 팽창 정도가 다르므로 플룸의 형상이 고도에 따라 크게 달라지고 플룸내의 온도 분포는 일정하지 않으며 국부적으로는 1500 K 내지 2000 K 정도에 달하기도 한다. 배기 가스의 성분은 대부분 연소생성물인 이산화탄소와 수증기로 이루어져 있다. 그러나 고체 로켓 모터의 경우 추진제에 따라 배기 가스내에 갖가지 결합제와 붕소(boron)나 알루미늄 성분의 첨가제로부터 떨어져 나온 입자가 존재할 수 있다. 이러한 입자들이 존재하는 경우 복사 열전달이 크게 강화되어 로켓 저부면의 가열 문제가 심각하게 된다. 이런 이유로 로켓 모터에서 플룸에 의한 복사 가열에 관한 많은 연구가 수행되어왔다[3-4]. 이에 반해 액체 로켓 엔진의 경우 추진제로 탄화수소계 연료와 산소를 사용하면 배기 가스내에 입자가 거의 존재하지 않기 때문에 복사 가열 정도는 고체 로켓 모터의 경우보다 심각하지 않을 것으로 예상할 수 있다.

본 연구에서는 3단형 과학로켓(KSR-III) 개발사업의 일환으로 개발된 액체 로켓 엔진을 기본(sample) 엔진으로 채택하여, 공간적인 온도 분포를 갖는 실제 형상의 배기플룸에 의한 로켓 저부면 복사 가열의 정도를 예측하고 고도에 따른 저부면 가열 특성을 조사하고자 한다. 이전의 연구는 주로 고체 로켓 모터의 배기 플룸에

의한 복사 가열과 단순한 형상을 갖는 일정온도의 플룸에 의한 복사가열에 대한 연구에 편중되어 있기에 참고할 자료가 거의 없어 본 연구를 수행하게 되었다. 새로운 엔진을 설계하는 단계에서 복사 열유속을 실험적으로 계측하기는 불가능하므로 수치해석을 채택하여 복사열유속을 예측하였다.

2. 수치 해석 방법

고속 유동장에서 유동 및 온도장에 대한 복사의 효과는 무시할 수 있다고 알려져 있으므로 계산의 편의를 위해 두 단계로 나누어 계산을 수행하였다. 먼저, 특정 고도에서 노즐내부와 로켓 주위의 정상 상태 유동장과 온도장을 푼 후, 이렇게 구한 온도장을 토대로 복사 열전달 방정식을 풀어 로켓 저부면에 도달하는 열유속을 계산하였다.

2.1 유동장 및 온도장 계산

본 연구를 위해서는 2차원 축대칭 로켓 엔진의 노즐, 배기 플룸과 주위 대기를 포함하는 전체 유동장을 동시에 해석하여야 한다. 로켓 엔진의 배기 플룸은 연속적인 충격파 셀 유동 구조를 나타내고, 이러한 복잡한 유동장을 수치적으로 자세히 예측하기 위해서는 충격파와 난류 혼합간의 강한 상호작용을 적절하게 해석하는 것이 필요하다. 따라서 이를 위한 지배방정식으로 압축성 완전 Navier-Stokes 방정식을 이용하였으며, 수치해석은 일반 곡선 좌표계에서 유한차분법을 이용하여[5], 난류계산은 1-방정식 Baldwin-Barth 난류모델[6]을 사용하여 수행되었다.

지배방정식에 대한 수치계산 알고리즘은 ADI 기법의 유한 차분방정식으로 구성되었다. 공간 미분항에 중앙차분을 사용함으로써 충격파 근처에서 나타나는 수치해의 진동을 억제하고 충격파를 선명하게 묘사하기 위하여 2차와 4차의 인공점성항이 혼합된 Jameson 인공점성항[7]이 사

용되었다. 지배방정식과 수치해석 기법에 대한 내용은 참고문헌[8]에 자세히 기술되어 있으므로 여기서는 생략한다.

2.2 복사열전달 계산

앞에서도 언급하였듯이 복사 가열을 계산하기 위한 여러 가지 수치 해법이 제시되어왔으며[9], 대표적인 복사 해석 방법으로는 Monte Carlo 해법, Zone 해법, PN 해법, 플럭스 해법, 구분종좌법(DOM)[10], 구분종좌표 보간법(DOIM)[11], 유한체적법[12] 등이 알려져있다. 본 연구에서는 구분종좌법으로 복사 열유속을 계산하고자 하며, 복사 열전달 방정식(radiative transfer equation)을 구분종좌법으로 풀도록 구성되어 있는 CFD-ACE 코드[13]를 이용하였다.

복사체에서 방사되는 복사 강도는 주위의 매체에 의해서 흡수, 산란된다. 흡수나 방사는 방향에 무관하나 파장에 따라서는 매질마다 서로 다른 복잡한 특성을 보인다. 흡수나 방사가 파장의 함수인 매질은 비회색체 매질이라고 부르며 배기가스중의 연소생성물은 이 범주에 속한다. 그러나 구할 수 있는 복사 물성치의 부족과 부정확성으로 이들 기체를 회색체 가스로 가정하였다. 흡수, 방사 및 산란하는 회색체 매질에서 복사 강도 I 는 다음의 복사 열전달 방정식을 따른다[14].

$$(\Omega \cdot \nabla)I(r, \Omega) = -(\kappa + \sigma)I(r, \Omega) + \kappa I_b(r) + \frac{\sigma}{4\pi} \int_{\Omega' = 4\pi} I(r, \Omega') \Phi(\Omega' \rightarrow \Omega) d\Omega' \quad (1)$$

여기서 Ω 는 빛의 전파 방향, r 은 위치, κ 는 흡수계수, σ 는 산란계수, I_b 는 흑체 복사 강도, Φ 는 산란위상함수, Ω' 은 입사 방향을 나타낸다. Eq. 1에 대한 벽에서의 경계 조건은 다음과 같다.

$$I(r, \Omega) = \epsilon I_b(r) + \frac{1 - \epsilon}{\pi} \int_{n \cdot \Omega < 0} |n \cdot \Omega| I(r, \Omega') d\Omega' \quad (2)$$

여기서 ϵ 은 벽면의 방사율(emissivity)을 나타낸다. 구분종좌법에서 복사열전달 Eq. 1은 유한한 개수의 종좌 방향(ordinate direction)에 대해서 이산화된 방정식들로 대체된다. 그리고 Eq. 1의 우변에 있는 적분항은 각 종좌 방향에 대한 산술 합으로 근사된다. 구분종좌식(discrete ordinate equations)은 다음과 같이 표현된다.

$$\alpha_m \frac{\partial I_m}{\partial x} + \beta_m \frac{\partial I_m}{\partial y} + \gamma_m \frac{\partial I_m}{\partial z} = -(\kappa + \sigma) I_m + \kappa I_b + \frac{\sigma}{4\pi} \sum_{m'} W_m \phi_{m'm} I_{m'}, \quad m = 1, \dots, M \quad (3)$$

여기서 m 과 m' 은 각각 빛이 나가고 들어오는 방향을 나타내며, W_m 은 m 방향의 가중치, α, β, γ 는 x, y, z 좌표계에 상응하는 방향 코사인들이다. 몇 개의 구분 종좌를 사용하느냐에 따라 M 값이 달라지며 본 계산에서는 2차원에서 12개의 구분종좌를 이용하는 S_4 근사를 채택하였다. 이 경우 가중치와 방향코사인들의 값은 참고문헌 [13]에 자세히 기술되어있다.

2.3 복사 물성치 평가

탄화수소계 연료인 케로신(등유)이 산소와 완전 반응하였다고 가정하면 배기가스는 이산화탄소(부분압 = 0.48)와 수증기(부분압 = 0.52)만으로 구성되어있는 혼합물로 볼 수 있다. 복사열전달 방정식의 풀이를 위해서는 흡수계수(κ)와 산란계수(σ)가 필요한데 참고문헌[13, 14]을 토대로 계산된 이러한 혼합물의 흡수계수는 0.12이다. 그러나 복사 물성치를 정확히 평가한다는 것은 불가능하므로 본 계산에서는 0.06~0.24의 흡수 계수에 대한 복사 열전달 해석을 수행하였다. 그리고 산란계수는 편의상 0으로 가정하였다. 한편 로켓 몸체 표면의 방사율(ϵ)은 1.0으로 설정하였다.

배기 플룸내에 있는 기체외의 주위는, 복사열전달에 전혀 관여하지 않는 공기로 구성되어 있다. 따라서 주위 공기에 대해 흡수계수와 산란계수를 0으로 부여해야 하지만 본 연구에서 사용된 코드에서는 계산 영역별로 서로 다른 물성

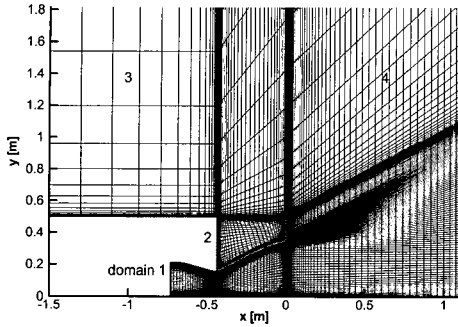


Fig. 1 Computational Grid of Nozzle, Plume, and External Regions

치를 부여할 수 없어 전 영역의 기체에 대해 동일한 복사 물성치를 사용하였다. 예비계산을 통한 오차분석으로부터, 이러한 한계로 인한 계산 결과의 오차한도는 +100% 이내였다.

24 계산 격자계

계산에 사용된 2차원 격자계를 Fig. 1 에 나타내었다. 계산 영역은 연소실을 포함한 노즐내부, 로켓 저부면과 노즐 주위로 둘러싸인 부분, 로켓 주위, 노즐 출구 부분을 포함하며 총 4개의 소영역(domain)으로 구분하였다. 각 영역에서의 격자수는 71×61, 41×41, 61×28, 256×128으로 총격자수는 40,488개이다. 플룸에 의해 복사가 열되는 로켓 몸체 부분을 두 부분으로 나누어 저부면(격자 domain 2의 왼쪽면)과 주위표면(격자 domain 3의 아랫면)으로 부르도록 하였다.

3. 결과 및 논의

비행고도 10.9 km 와 29.8 km 에 대해 계산을 수행하며 각각의 고도에서 대기조건은 Table 1과 같다.

3.1 유동장 및 온도장 계산

Figures 2와 3은 비행고도 10.9 km에서의 마하수 및 온도분포를 각각 나타낸 것이며, Fig. 4

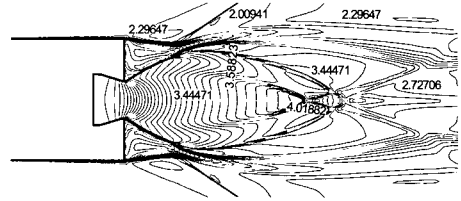


Fig. 2 Computed Mach Contours at 10.9 km

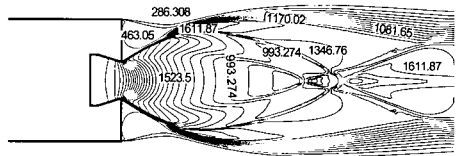


Fig. 3 Computed Temperature Contours at 10.9 km

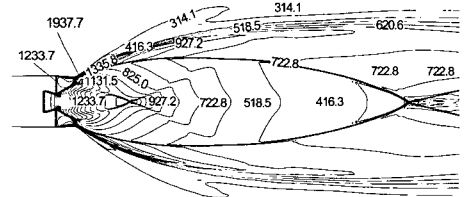


Fig. 4 Computed Temperature Contours at 29.8 km

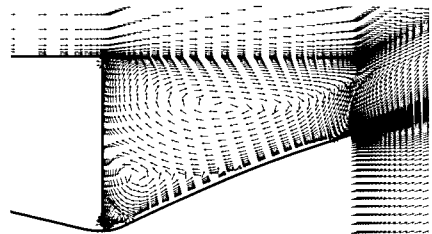


Fig. 5 Computed Velocity Vectors in Domain 2 at 29.8 km

는 고도 29.8 km에서의 온도분포를 보인 것이다. 노즐 면적비에 의한 등엔트로피 가정하의

Table 1. Atmospheric Conditions at Two Altitudes

altitude	10.9 km	29.8 km
pressure	23.4 kPa (0.23 atm)	1.22 kPa (0.012 atm)
temperature	218.08 K	230.82 K
flight velocity (Mach No.)	2.2	4.97

노즐 출구 마하수는 2.92, 노즐 압력비(p_e/p_∞)는 10.9 km에서 1.60, 29.8 km에서 30.66으로 과소 팽창(underexpansion)으로 나타났다. 비행고도가 상승함에 따라 대기압력이 낮아지므로 플룸은 더욱 팽창하는데 그림을 통하여 이러한 플룸의 팽창 정도를 잘 볼 수 있다.

낮은 고도에서는 플룸의 팽창이 노즐의 출구 지름에 상당하는 정도로 제한적으로 이루어져 로켓의 저부영역에 미치는 영향이 비교적 낮았다. Fig. 4로부터 고도가 상승함에 따라 플룸의 팽창과 함께 저부영역에서의 온도가 증가함을 볼 수 있다. 온도 상승의 원인을 분석하기 위해, 저부면과 노즐 주위의 속도장을 구하여 Fig. 5에 나타내었다. 그림에 나타낸 바와 같이, 플룸과 대기흐름에 의하여 갇힌 재순환 영역이 형성되며 대류 열전달에 의해 플룸의 열이 저부면으로 전달되어 저부면이 가열되는 효과로 인해 저부면 온도가 상승함을 알 수 있었다.

비행고도 29.8 km에서는 플룸의 지름이 대략 3.0 m 정도로 나타났으며 저부영역의 표면온도가 대략 1200 K까지 증가하였다. 한편, 노즐 출구 근처에서는 플룸 전단층에서 대기흐름과의 유속 차이에서 비롯된 온도상승으로 높은 온도 구배가 나타난 것을 볼 수 있었다.

3.2 복사 열유속 계산

3.1절에서 구한 10.9 km에서의 유동장과 온도장에 대해 복사 열전달 해석을 수행하였다. 흡수계수는 0.12, 산란계수는 0으로 설정하였다. 공간적인 온도 분포의 효과를 살펴보기 위해, 앞에서 얻은 유동, 온도장 및 플룸 형상에 대해

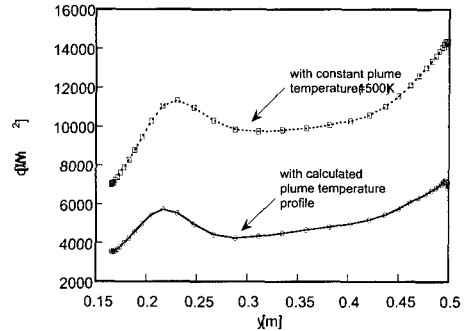


Fig. 6 Effect of Plume Temperature on Radiative Heat Flux

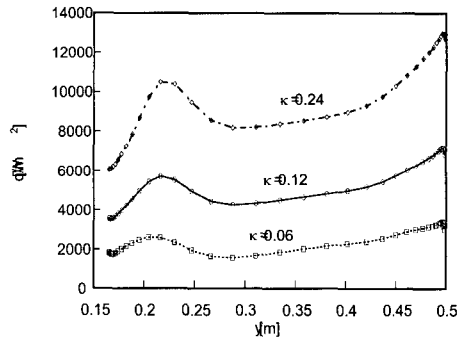


Fig. 7 Effect of Absorption Coefficient on Radiative Heat Flux

계산된 복사 열유속(q_w)과, 플룸내부의 온도를 1500 K로 일정하게 부여하여 계산된 복사 열유속을 비교하여 Fig. 6에 나타내었다. 플룸온도를 1500 K로 일정하게 한 경우는 저부면의 평균 열유속이 약 11,000 W/m²로서 플룸내부 온도 분포를 고려하여 계산한 경우의 값인 5,000 W/m²보다 2배 이상 큰 열유속을 예측하였다.

일정온도 플룸에 대해 계산된 열유속의 값은 기존의 연구결과에서 예측된 값[9]과 근사하므로, 본 연구에서 채택한 해석 코드에 의한 복사 계산 결과를 간접적으로 검증할 수 있었다. Fig. 6으로부터, 플룸의 온도를 일정온도로 가정하는 경우 복사 열유속을 지나치게 과대평가하므로 플룸의 온도 분포를 고려하여 복사 열유속을 계산하는 것이 타당함을 알 수 있다. 저부면이 아

년 주위표면의 열유속은 저부면에 비해 매우 작아 무시할 수 있는 수준이었다. 이로부터 주위표면의 복사가열은 심각하지 않을 것으로 예측된다.

다음으로, 복사 물성치(흡수계수)의 효과를 살펴보기위해 산란계수를 0으로 두고 흡수계수를 0.06~0.24로 바꾸어 복사열유속을 계산하였다. Fig. 7에서 볼 수 있듯이 흡수계수가 증가함에 따라 고온부에서 방사되는 복사에너지의 강도가 커지므로 저부면에 도달하는 열유속의 양이 증가하였다. 흡수계수에 대해 대략 선형적으로 비례하여 열유속이 증가하였다.

3.3 고고도(29.8 km)에서의 복사 열유속

29.8 km에서 복사 열유속을 계산한 결과, 플룸에 의해 저부면이 복사 가열되지 않고 오히려 저부면에서 주위로 복사 열손실이 발생함을 알 수 있었다. 온도 분포를 고려하여 복사 계산을 수행한 결과 평균 $79,000 \text{ W/m}^2$ 의 열손실이 발생하였고 1500 K의 등은 플룸에 대해서는 평균 $37,000 \text{ W/m}^2$ 의 열손실이 발생하였다.

고고도에서는 주위 대기 압력이 낮아서 플룸이 큰 각도로 팽창하기 때문에 플룸의 저부면에 대한 보기계수(view factor)가 크게 증가하게 되어 복사 열유속이 증가하는 경향이 있다. 그러나, 앞에서 설명하였듯이, 저부면과 플룸사이의 유동에 의해 고온의 플룸으로부터 저부면으로 강한 대류 열전달이 유발되어 저부면의 온도가 크게 상승하게 된다(Fig. 4, 5 참고). 이로 인해 저부면의 온도는 저고도에서보다 훨씬 높아 약 1200 K 정도에 달하는 것으로 계산되었다. 저부면의 온도가 거의 플룸의 고온부 온도와 비견될 만하므로 전체적으로 볼 때 플룸에 의해 저부면이 복사 가열되기보다 오히려 저부면으로부터의 복사열손실이 발생하게 되는 것이다.

고고도에서의 계산 결과로부터 고고도에서는 복사 가열 문제는 심각하지 않을 것으로 예측되나 대류 열전달로 인하여 저부면의 온도가 크게 상승하므로 이에 대한 대비책이 마련되어야 할 것이다.

4. 결 론

액체 로켓 엔진에서의 배기 플룸에 의한 저부면 복사 가열을 계산하고자 실제적인 유동장 및 온도장, 플룸 형상을 고려하여 복사 열전달 해석을 수행하였다. 고도 10.9 km에서의 배기플룸의 형상과 온도분포를 고려한 결과 복사 열유속은 5 kW/m^2 정도였다. 이 값은 등은(1500 K) 배기 플룸에 의한 결과와 비교하여 1/2 정도에 불과한 값이다.

고고도에서는 대류 열전달에 의한 저부면 온도 상승이 과도하기 때문에 플룸에 의한 복사 가열 효과는 사라지게 된다. 실제적으로 로켓의 비행고도는 지상에서 출발하여 계속 상승하게 되므로 복사 가열 효과가 존재하는 고도까지의 체류시간은 수십 초 정도로 볼 수 있으며 이 경우에 복사 가열 효과는 미약하지만 완전히 무시할 수 있을 정도로 작은 값은 아니므로, 로켓 저부면을 열적으로 보호할 수 있는 적절한 단열재의 설치가 필요할 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. Reardon, J. E. and Nelson, H. F., "Rocket Plume Base Heating Methodology," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 8, 1994, pp. 216~222
2. Howell, J. R., "Thermal Radiation in Participating Media : the Past, the Present, and Some Possible Futures," *Journal of Heat Transfer*, Vol. 110, 1988, pp. 1220~1226
3. Kramer, O. G., "Evaluation of Thermal Radiation from the TITAN III Solid Rocket Motor Exhaust Plumes," *AIAA Paper 70-842*, July, 1970
4. Takahashi, M., Izumikawa, M., Mitani, T., Niioaka, T., Taniguchi, H., and Hyodo, Y., "Thermal Radiation from Plumes of Solid

- Propellant Rockets," Technical Report of National Aerospace Lab., TR-990, 1988
5. Cooper, G. K., and Sirbaugh, J. R., "PARC code : Theory and Usage," AEDC-TR-89-15, Dec., 1989
 6. Baldwin, B. S. and Barth, T. J., "A One-Equation Turbulence Transport Model for High Reynolds Number Wall-Bounded Flows," AIAA Paper 91-0610, January 1991
 7. Jameson, A., Schmidt, W., and Turkel, E., "Numerical Solutions of the Euler Equations by Finite Volume Methods Using Runge-Kutta Time-Stepping Schemes," AIAA Paper 81-1257, June, 1981
 8. 김영목, "배기플룸을 포함한 로켓 노즐 유동의 수치해석", 한국항공우주학회지, 27권, 2호, 1999, pp. 101~110
 9. Baek, S. W. and Kim, M. Y., "Analysis of Radiative Heating of a Rocket Plume Basewith the Finite-Volume Method,"
 10. Fiveland, W. A., "Discrete-Ordinates Solutions of the Radiative Transport Equation for Rectangular Enclosures," Journal of Heat Transfer, Vol. 106, 1984, pp. 699~706
 11. 차호진, 송태호, "불규칙한 3차원 형상에 응용된 구분종좌표보간법", 대한기계학회 '99 열공학부문 추계학술대회 논문집, 1999, pp. 365-372
 12. Chui, E. H. and Raithby, G. D., "Computation of Radiant Heat Transfer on a Nonorthogonal Mesh Using the Finite-Volume Method," Numerical Heat Transfer, Part B, Vol. 23, 1993, pp.269-288
 13. CFD-ACE Theory Manual, CFDRC, 1998
 14. Siegel, R. and Howell, J. R., Thermal Radiation Heat Transfer, Hemisphere Publishing Co., 1992