

화학 평형과 열복사를 포함한 로켓 플룸 유동 해석

신재렬* · 최정열** · 최환석***

Numerical Analysis of Rocket Exhaust Plume with Equilibrium Chemistry and Thermal Radiation

Jae-Ryul Shin* · Jeong-Yeol Choi** · Hwan-Seck Choi***

ABSTRACT

Numerical study is carried out to investigate the effects of chemistry and thermal radiation on the rocket plume flow field at various altitudes. Navier-Stokes equations for compressible flows were solved by a fully-implicit TVD code based on the finite volume method. An infinitely fast chemistry module for hydrocarbon mixture with detailed thermo-chemical properties and a thermal radiation module for optically thick media were incorporated with the fluid dynamics code. The plume flow fields of a kerosene-fueled rocket flying at Mach number zero at sea-level, 1.16 at altitude of 5.06 km and 2.90 at 17.34 km were numerically analyzed. Results showed the plume structures at different altitude conditions with the effects of chemistry and radiation. It is understood that the excess temperature by the chemical reactions in the exhaust gas may not be ignored in the view point of propulsion performance and thermal protection of the rocket base, especially at higher altitude conditions.

초 록

여러 고도에서 화학 반응과 열복사 효과가 로켓 플룸 유동에 미치는 영향을 살피기 위한 수치 연구를 수행하였다. 압축성 유동의 Navier-Stokes 방정식을 유한 체적법에 근거한 완전 내재적 TVD 코드로 해석하였으며, 탄화수소 혼합물의 자세한 열화학적 속성을 고려한 화학 평형과 광학적으로 두꺼운 매체의 열복사를 유동 해석 코드에 포함하였다. 지상 마하수 0, 고도 5.06 km에서 마하수 1.16 그리고 17.34 km에서 마하수 2.90로 비행하는 등유 연료 로켓의 플룸 유동을 해석하였다. 해석 결과는 서로 다른 고도 조건에서의 플룸의 구조와 함께 화학 반응과 복사의 영향을 보여 주었다. 추진 성능과 기저부 열차단의 측면에서, 화학 반응에 의한 배출가스의 온도 상승은 특히 고고도에서 무시할 수 없음을 알 수 있었다.

Key Words: KSR-III, Liquid Rocket Engine(액체 로켓 엔진), Rocket Exhaust Plume(로켓 배기 플룸), Chemical Equilibrium(화학 평형), Thermal Radiation(열 복사)

† 2004년 5월 24일 접수 ~ 2004년 12월 27일 심사완료

* 학생회원, 부산대학교 대학원 항공우주공학과

** 종신회원, 부산대학교 항공우주공학과

*** 정회원, 한국항공우주연구원 엔진그룹

연락처, E-mail: aerochoi@pusan.ac.kr

1. 서 론

플룸은 로켓 추진기관에 의해 형성되는 고온의 배기가스로 복잡한 유동현상을 수반하며 때

때로 작은 입자를 포함하기도 한다. 플룸의 형태는 사용된 추진제와 추진기관의 형상은 물론, 비행 고도와 속도 및 기후 조건 등의 다양한 영향을 받는다. Fig. 1은 추진제와 추진기관의 종류에 따른 플룸의 색상과 특징을 보여준다.

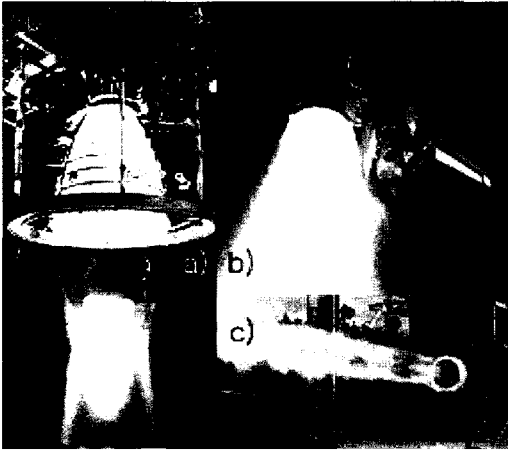


Fig. 1 Different color and shape of plume; a) SSME (LOx/LH₂), b) SRB and SSME, c) Annular Engine (LOx/Kerosene)

플룸 유동의 구조는 작동 조건에 따라 일정하지 않은데, 대략 3~10 km사이 고도에서의 플룸의 직경과 길이는 발사체의 직경과 길이에 비해 수배정도 더 크다[1]. 노즐 출구 근처의 내부 유동은 공기와 섞여지지 않은 비점성 영역과 밖으로는 후방 연소가 일어나는 얇은 혼합 층이 있다. 후방 연소는 입자들의 온도를 상승시키고, 복사의 강도를 증가시킨다. 플룸의 천이 영역에서는 충격파의 강도가 작아지고, 플룸 가스가 점진적으로 공기와 혼합 되어가는 영역이다. 그리고 노즐 출구에서 먼 거리에 있는 부분의 플룸 유동은 외부 공기와 플룸 가스가 잘 혼합되어 있고 대체로 대기압과 같은 압력을 가진다.

노즐 출구 근처에서는 발사체 기저부의 열전달과 관계되는 열복사 영향이 나타난다[2]. 플룸 가스로부터의 지배적인 열복사는 적외선 영역과 작은 에너지의 가시광선 영역 그리고 매우 작은 에너지의 자외선 영역으로 나뉜다. 열복사는 배

출되는 연소 가스의 구성에 달려 있는데, 예를 들어 액체 산소와 액체 수소를 추진제로 쓰는 플룸 가스의 대부분은 수증기이고, 수소와 산소도 미량 포함되며 해리된 화학종도 포함이 된다. 수증기 상태의 물은 2.7 μm 와 6.3 μm 같은 적외선 영역의 파장을 나타내고, 수소의 경우 112 nm의 자외선 영역의 파장을 낸다.

Figure 1 a)에 보이는 우주왕복선 주 엔진(SSME)의 수소-산소 플룸은 수증기를 주성분으로 하므로 색이 없고, 투과성을 가지고 있다. 플룸에 고체 입자가 포함된 경우, 가스로만 구성된 플룸의 복사보다 가시광선 영역의 복사가 강하게 나타나며, 플룸의 온도가 충분히 감소하기까지 넓은 영역에서 복사를 방출한다. Fig. 1 b)에는 SSME와 고체 로켓 부스터(SRB)의 플룸이 보이는데, 약 10%의 작은 산화알루미늄 입자를 포함하는 SRB의 플룸이 SSME의 플룸에 비하여 매우 강한 흰색 가시광선 영역의 복사열을 방출하고 있음을 알 수 있다. 그리고 Fig. 1 c)와 같이 케로신 계열의 연료를 이용 할 경우, 연소 생성물에 약 5% 가량 포함된 탄소 입자가 오렌지색의 가시광선 영역에서 복사열을 방출한다.

한편, 발사체와 발사 장비 그리고 추진 시스템은 항상 플룸에 의한 열전달이나, 플룸 성분에 의한 침착과 침식에 노출되어 있다. 플룸으로부터 발사체 기저부의 열전달은 노즐의 형상, 발사체의 형태뿐만 아니라 발사체 후방과 노즐 주변의 이차 난류 유동에도 영향 받으며, 비행중인 발사체는 주변의 공기 유동과 플룸의 간섭으로 인하여 항력의 변화와 함께 궤도가 변하기도 한다. 따라서 비행체 및 추진 시스템의 설계와 운용 시, 플룸의 영향에 대한 해석이 필요하다. 또한, 원거리에서 발사체의 플룸 연기나 구름으로부터 특정 스펙트럼 영역의 플룸 복사나 후방 연소에 의한 자외선이나 적외선을 감지하여, 발사된 발사체의 종류, 비행경로의 탐지 및 예측을 하는 전략적인 목적으로 플룸 해석이 요구되기도 한다.

이러한 목적들로 최근 수십여 년 간 국내외에

서 플룸 특성에 대한 화학적, 광학적, 공기역학적 연구가 꾸준히 진행되어오고 있다. 최근의 연구로는 Ebrahimi 등[3], Hong 등[4], Wright 등[5], Candler 등[6] 그리고 Alexeenko 등의[7] 연구를 들 수 있다. Ebrahimi 등은 $C/H/O/N$ 계통의 연료에 대한 11 화학종 반응 기구를 사용하여 다중 노즐을 갖는 3차원 Titan-II 로켓의 플룸을 해석하였고, Hong 등은 9화학종 10단계 반응 기구를 사용하여 다중 노즐을 갖는 Atlas 로켓의 플룸을 해석하였으며 Alexeenko 등은 Hong 등의 반응 기구를 사용하여 복사 열전달을 포함한 연구를 수행하였다. 국내에서는 김영목이[8] 3-body 로켓의 배기 플룸 유동해석을 수행하였, 최환석 등은[9] 9화학종 14단계 반응 기구를 사용하여 KSR-III 로켓의 플룸을 해석하였다.

플룸 유동은 고온의 연소 생성물이 노즐을 통하여 배출되어 팽창되는 과정에서 나타나는 현상이므로, 플룸 유동의 해석에서는 팽창 과정의 열량적 측면에서 화학 반응이 고려되어야 한다. 또한 로켓 플룸은 연료 과농 상태인 고속의 배기 제트가 자유류와 전단 층을 이루며 혼합되어 이차 연소가 이루어지므로 난류 모델 및 연소 모델과 함께, 발사체의 열 보호 측면에서는 연소 해석을 바탕으로 한 복사 열전달의 해석이 필요하다. 그러나 난류 및 연소, 복사 등이 복합된 복잡한 초음속 유동의 해석에서 확정적인 모델을 논하기는 아직 어려운 상황이므로, 플룸 유동의 수치적 해석에서 어느 정도의 불확실성은 불가피한 것으로 여겨진다.

최근 최정열 등은[10] 기존에 노즐의 이론적 성능 해석에 이용되던 화학 평형 해석 방법을 액체 로켓 노즐 유동의 전산 유체 해석에 이용하였다. 이 연구에서 수치적 경직성이 수반되는 반응 속도 해석에 비하여 화학 평형 해석이 20 배 이상 우수한 수렴 성능을 보인바 있으며, 동결 유동 및 평형 유동 해석에 의하여 반응 속도 해석 결과의 존재 범위를 예측할 수 있음을 보였다. 따라서 해석의 불확실성을 배제할 수 없는 상황에서는, 동결 및 평형 해석을 병행하는

방법이 공학적 측면에서 유용한 방법으로 여겨진다. 따라서 본 연구에서는 이 방법과 더불어 간단한 복사 열전달 모델을 이용하여 비행 조건에 따른 KSR-III 로켓의 플룸 유동 구조 및 열적 특징을 살펴보았다.

2. 열화학 유동장 해석 방법

2.1 동결 및 평형 유동의 방정식

본 연구에서 고려하는 동결 및 평형 유동의 Navier-Stokes 방정식을 축대칭 (x, r) 좌표계에서 벡터형으로 간단히 적으면 다음과 같다.

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial r} + \frac{1}{r} \mathbf{H} = 0 \quad (1)$$

$$\mathbf{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, e]^T \quad (2)$$

여기서 \mathbf{Q} 는 보존 변수의 순서쌍이며, 각 방향의 점성 및 비점성 플럭스 벡터 \mathbf{F} , \mathbf{G} 와 축대칭 항 \mathbf{H} 는 보존 변수의 함수이다. 혼합물의 점성 계수 및 열전달 계수는 각 성분의 값으로부터 혼합법칙을 이용하여 정의된다. 그러나 각 성분의 보존 방정식을 별도로 다루지 않으므로, 각 성분의 질량 확산은 무시된다. 이는 본 연구에서 다루는 유동의 속도 스케일이 확산 속도에 비하여 매우 크므로 타당한 가정이며, 균일한 혼합물 조성을 가정한 것과 동일하다.

한편 이상기체 가정과 분압 법칙으로부터 압력은 Eq. 3과 같이 정의되며, 단위 부피 당 전체 에너지는 내부에너지와 화학성분의 생성 엔탈피 그리고 운동에너지의 합으로 다음과 같이 정의된다.

$$p = \rho R T / M_{w_{mix}}, \quad M_{w_{mix}} = \sum_{k=1}^{NS} x_k M_{w_k} \quad (3)$$

$$e = \frac{\rho}{M_{w_{mix}}} \sum_{k=1}^{NS} x_k \left(\int_{T_{ref}}^T C_{v_k} dT + H_{f_k}^0 \right) + \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2) \quad (4)$$

여기서 R 은 일반기체 상수이고, x_k , M_{w_k} , C_{v_k} 그리고 $H_{f_k}^0$ 는 각각 k 번째 성분의 몰분율, 분자량 및 단위 몰당 비열과 생성 엔탈피이다.

Eq. 1의 지배 방정식을 계산한 후, 보존 변수로부터 압력을 결정하기 위해서는 Eq. 3의 상태 방정식을 이용하는데, 압력이 온도의 함수이므로, 온도를 계산하기 위해서 보존 변수와 온도, 물분율의 식인 에너지 정의 식 Eq. 4를 이용한다. 이 식은 온도에 대한 음함수 형태로 되어 있으므로 온도 계산을 위하여 Newton 방법과 같은 반복 해법을 이용한다. 그러나 물분율 역시 미지수이며 온도의 함수이기 때문에, 물분율과 온도를 동시에 구하기 위해서는 Eq. 4의 반복 해법과 함께, 화학 평형 해석을 병행하여야 한다. 화학 조성의 변화를 고려하지 않는 경우는 혼합물의 비열이 조성에 따라 변하지 않고 생성 엔탈피 항이 Eq. 1의 지배 방정식에 대입하여 소거되므로 압력과 에너지를 다음과 같이 간단히 정리할 수 있다.

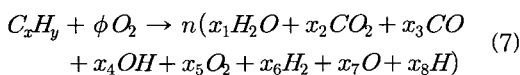
$$p = \rho RT \quad (5)$$

$$e = \rho \int^T c_v dT + \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2) \quad (6)$$

여기서 R 은 혼합물의 평균 분자량으로부터 정의된 특정 기체 상수이며, c_v 는 혼합물의 단위 질량당 비열이다. 이 경우에도 Eq. 6은 온도에 대한 음함수이므로 반복 계산을 통하여 온도를 구하고 압력 및 비열을 결정하여야 한다. 온도의 계산과 화학 평형의 계산에 필요한 열역학 데이터로는 NASA Polynomial Fit을 이용하였다[11].

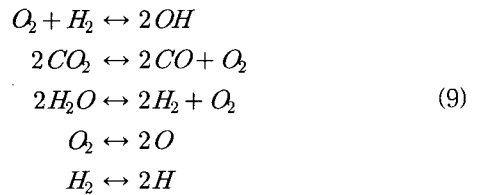
2.2 화학 평형 해석의 방법

본 연구의 화학 반응 해석에서는 탄화수소 연료의 연소 생성물로서 8개의 주요 성분인 $H_2O, CO_2, CO, OH, O_2, H_2, O$ 와 H 를 고려하였으며 열량적으로 큰 영향을 미치지 않는 소량의 생성물은 무시하였다. 이 경우 임의의 탄화수소 연료에 대한 총괄 화학 반응은 다음 Eq. 7과 같이 정리 될 수 있다.



여기서 전체 몰 수 n 은 질량 보존으로부터 결정되므로 구하여야 하는 미지수는 x_1, \dots, x_8 이다. 8개의 미지수를 구하기 위한 관계식으로는, 원소 성분 보존 원리로부터 물분율의 일차 함수 비로 정의되는 2개의 성분비 식과 물분율 정의식 등 3개의 선형 대수 방정식이 Eq. 8과 같이 얻어지며, 5개의 성분에 대한 생성 반응을 Eq. 9와 같이 가정하여, 일반적으로 Eq. 10으로 표현되는 5개의 화학 평형 관계식을 이용한다.

$$\begin{aligned} R_{C/O} &= x/2\phi \\ R_{H/O} &= y/2\phi \end{aligned}, \quad \sum_{k=1}^{NS} x_k = 1 \quad (8)$$



$$\prod_{k=1}^{NS} x_k^{(\nu'_{r,k} - \nu''_{r,k})} = K_p^T \cdot p^{-\Delta \sum_{k=1}^{NS} (\nu'_{r,k} - \nu''_{r,k})} \quad (10)$$

$$r = 1 \dots 5$$

Equation 10에서 $\nu'_{r,k}, \nu''_{r,k}$ 은 각 반응에서 전방 및 후방 반응의 성분 계수이며, 각 반응의 평형 상수 K_p^T 은 온도만의 함수이다. Eq. 8과 Eq. 10은 8 개의 물분율에 대한 8 개의 닫힌 비선형 대수 연립 방정식을 구성하며, Newton 반복 해법을 이용하여 해를 구하였다.

2.3 복사 열전달 모델

복사 열전달 해석에 많은 방법들이 제시되어 있지만, 본 연구에서는 유동 해석 코드를 간단히 수정하여 복사 열전달의 전반적인 효과를 해석하기 위하여, 플룸의 광학적인 두께가 두껍다고 가정하여 평균 흡수 계수를 이용하는 Rosseland 모델을 이용하였다[12-15]. 이때 복사 열전달 플럭스는 다음과 같이 정의가 되며,

$$q_r = -\frac{16}{3} \sigma_{sb} T^3 \frac{1}{\alpha_R} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (11)$$

전체 열전달 플럭스는 전도와 복사 열전달 플럭스의 합으로 다음과 같이 정리될 수 있다.

$$q = q_c + q_r = - \left(k_c + \frac{16\sigma_{sb}T^3}{3\alpha_R} \right) \nabla T \quad (12)$$

$$= - k_c \left(1 + \frac{4}{3N} \right) \nabla T$$

여기서, N 은 확산 한계 또는 복사-전도수 (diffusion limit or radiation-conduction parameter) 이다. 그리고 σ_{sb} 와 α_R 은 스테판-볼츠만 상수와 Rosseland 평균 흡수 계수이다.

24 수치 해석 기법

지배방정식의 유체역학적인 해법에는 동결 유동의 압축성 유체의 해석에 이용할 수 있는 어떠한 해법도 이용될 수 있다. 본 연구에서는 Roe의 근사 Riemann 해법에 기초하여 MUSCL (Monotone Upstream Centered Schemes for Conservation Laws) 외삽 기법과 minmod 제한자를 이용하는 3차의 TVD (Total Variation Diminishing) 해법을 공간 차분에 이용하였으며, 시간 적분에 기초한 내재적 반복 해법으로는, LU-SGS(Lower Upper-Symmetric Gauss Seidel) 해법을 이용하였다[16]. 한편, 기존의 동결 유동 해석 코드를 이용하는 경우, 지배방정식이 온도와 성분비의 함수이므로 수치적 정확도와 안정성을 위하여 플럭스 분할 기법 및 내재적 해법에서 압력의 편도함수에 해당하는 부분을 수정하여야 한다[10].

유동장의 화학적 평형 해석은 Eq. 1의 유동 해석에서 얻어진 온도와 압력으로 Eq. 8과 10으로부터 화학 조성을 구하여 다시 유동장으로 환원하는 반복적 계산을 통하여 이루어진다. 그러나 유동 해석의 수렴 과정에는 각 반복 단계에서 화학 평형의 Newton 해석을 완전히 수렴시키는 것 보다, 한 단계의 반복 계산만 수행하는 것이 최종적으로 수렴된 해를 얻는데 있어 훨씬 안정적이고 효율적이다[10].

3. 해석 조건 및 성능 변수

3.1 연소실의 화학 평형 해석

유동 해석의 입구 조건을 얻기 위하여 엔진의 설계 조건을 이용하여 연소실 출구의 화학 평형 해석을 수행하였다. 연소실 내 연소는 단일 정압 과정으로 가정하였으므로 엔탈피 보존식을 이용하여 연소실 온도를 결정하였다. 다음의 Table 1에는 화학적 평형 해석으로부터 얻어진 계산 결과를 NASA CEA-II[11] 코드를 이용한 결과와 비교하여 정리하였다. 119 개의 성분을 고려한 NASA CEA-II 코드의 결과와 비교하여 미소 해리 성분을 무시하고 중요한 8 개의 성분만을 고려한 본 연구의 결과는 수소를 제외한 각 성분의 몰 분율과 온도가 0.01% 가량 큰 값을 보여준다. Table 1의 계산 결과는 동결, 평형 유동의 해석에 동일하게 노즐 유동의 입구조건으로 이용되었다.

Table 1. Temperature and species composition in combustor.

	Present	NASA CEA-II
Temperature(K)	3390.48	3390.39
x_{H_2O}	0.29755	0.29754
x_{CO_2}	0.11662	0.11661
x_{CO}	0.36010	0.36010
x_{OH}	0.05059	0.05057
x_{O_2}	0.01027	0.01026
x_{H_2}	0.11327	0.11328
x_O	0.01011	0.01010
x_H	0.04149	0.04148

3.2 유동 해석 조건

계산격자는 Fig. 2에서와 같이 5개의 영역으로 구성된 다중 격자계 구조를 가진다. A영역은 노즐 테이터로부터 노즐 목과 벽면 그리고 출구로 모아진 격자로 형성되었다. 추진 성능 계산의 편의를 위하여 반경 방향 격자는 노즐 중심축에 항상 수직이 되도록 설정하였다. B 영역은 기저부 재순환 영역으로써 C의 외부 대기 영역과 얇은 스커트로 분리되어 있다. B와 C 영역은 각각 스커트가 없는 D 영역과 연결되며, D

영역과 A영역의 노즐 출구는 플룸 영역 E와 연결된다. Table 2는 각 영역의 역할과 크기를 정리한 것으로써, 전체 격자는 약 30,000 개의 제어 체적으로 구성되어 있다.

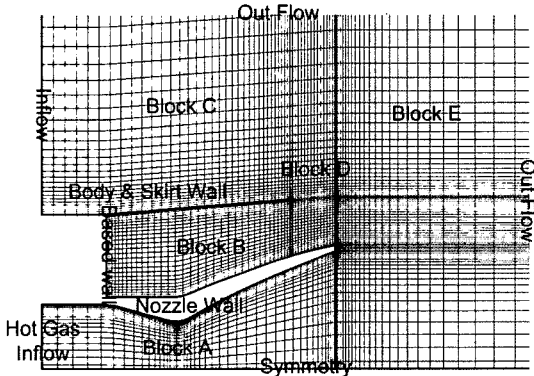


Fig. 2 Computational grid system.

Table 2. Zone name and grid size.

Block	Computing Domain	Grid Size
A	Nozzle interior	81×30
B	Recirculation	51×31
C	External inflow	51×79
D	Intermediate	32×111
E	External flow	121×150
Total		29,742

계산의 초기 조건으로는 연소실의 단열 계산 결과를 노즐 전 영역에 부여하였으며, 경계 조건으로는 노즐 벽면에서 부착조건과 단열 조건을 이용하였다. 연소기 입구에서는 속도를 외삽하는 아음속 조건을 이용하였으며, 출구에서는 계산의 초기에 빠른 수렴을 위하여 낮은 압력을 부여한 후, 출구 마하수가 1을 넘으면, 외삽하는 유출류 경계 조건을 이용하였다. 이러한 초기 및 경계 조건은 동결, 평형 유동에 모두 동일하게 적용되었다. 로켓의 고도 0 km, 5.06 km 그리고 17.34 km에 따른 대기의 온도, 압력 조건 그리고 비행 속도는 Fig. 3의 KSR-III의 비행데이터를 이용하였다[17]. 계산에 사용된 비행데이

터는 이륙 시점인 0 km와 대류권의 5.06 km 지점, 그리고 성층권인 추력 종료 지점(58 s, 고도 18 km) 근방의 17.34 km 지점을 계산 조건으로 잡았다. 한편 화학 평형 유동의 해석은 동결 유동의 해석에 비하여 몇배 많은 시간이 소요되므로 계산 소요시간을 절약하기 위하여, 플룸의 영향이 적고 온도가 낮아 화학 평형 해석이 거의 불필요한 외부 대기 영역을 동결 유동으로 간주하여 해석을 수행하였다.

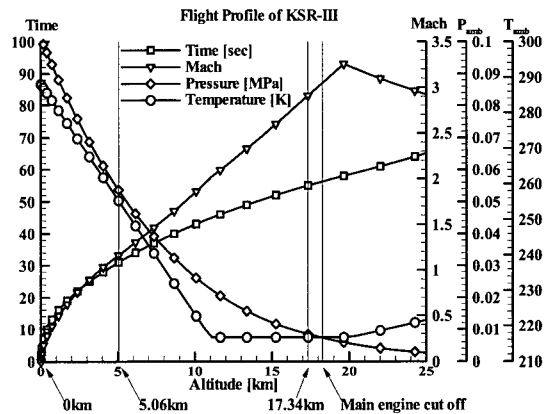


Fig. 3 KSR-III Flight profile.

3.3 성능 변수 계산

일반적으로 로켓 엔진의 추력, F 와 성능 지표인 비추력, I_{sp} 는 다음과 같이 정의된다.

$$F = \dot{m} u_{exit} + (P_{exit} - P_a) A_{exit} \quad (13)$$

$$I_{sp} = F / \dot{m} g \quad (14)$$

여기서 중력 가속도 g 는 9.81 m/s², 질량 유량 \dot{m} 는 58.4 kg/s이다[18]. 유동장의 수치 해석 결과로부터 성능 변수를 계산하기 위해서는 노즐 출구에서의 평균 속도와 평균 압력을 계산하여야 하는데, 평균 속도는 노즐 출구 단면에서 축 방향의 총 운동량 플럭스를 계산하여 질량 유량으로 나누어 결정하였으며, 평균 압력은 단면에 작용하는 압력을 면 적분한 후 노즐 출구 면적으로 나누어 계산하였다.

4. 계산 결과 분석

4.1 고도별 플룸 유동의 특징

유동장 해석으로부터 얻어진 온도 분포와 마하수 분포를 Fig. 4와 5에 도시하였으며, 고도에 따른 플룸 유동장의 기본적인 구조와 특징을 살펴볼 수 있다. 각 고도에서 플룸의 전반적인 내부 구조와 마하 디스크는 동결 유동보다 평형 유동일 때 노즐 출구로부터 멀리 위치한다. 이러한 유체역학적 특징은 팽창 과정 중 해리된 연소 생성물의 일부가 재결합하여 얻어지는 에너지 환원이 화학 평형 해석에 의하여 반영되

어, 플룸 유동장의 온도가 높고 음속이 커서 상대적으로 마하수가 작은 유동이 얻어진 결과이다. Fig. 5 a)의 확대된 그림에 이 결과가 비교적 잘 나타나 있다. 또한 비행 고도 증가에 따라 대기의 압력이 저하하여 플룸의 직경이 고도에 따라서 커지는 것을 확인 할 수 있는데, 이러한 노즐 후방의 플룸 직경 팽창 효과도 재결합 효과에 의하여 더 높은 온도를 가지는 평형 해석의 결과에서 다소 크게 나타난다. 아울러 Fig. 5 b)와 , 5 c)에서는 스킷 끝 부분과 노즐 팁 사이에서의 재순환 영역도 평형 유동에서 약간 크게 나타난다.

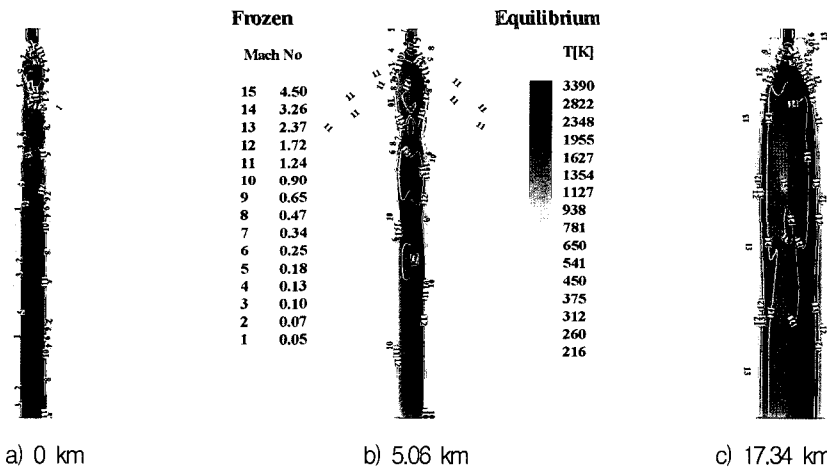


Fig. 4 Temperature and Mach number distributions of frozen and equilibrium flows.

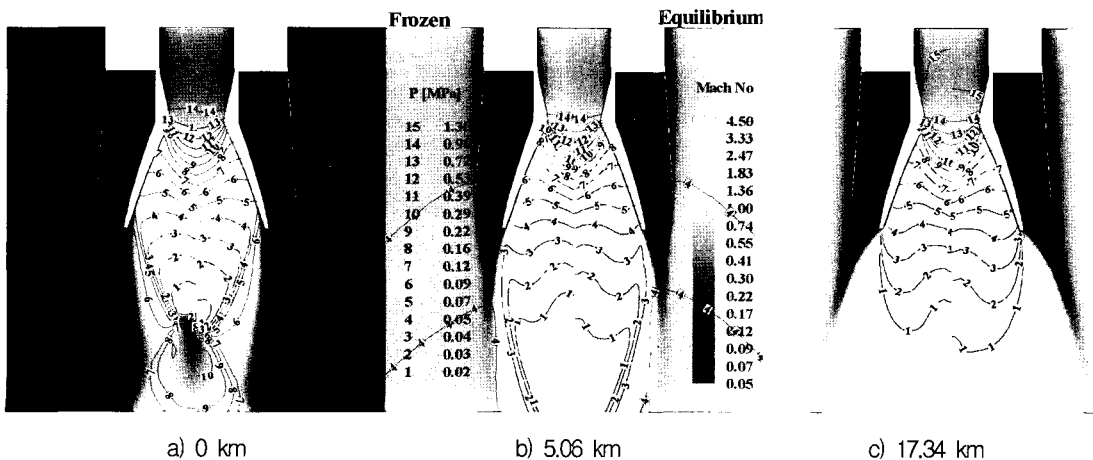


Fig. 5 Magnified plots of temperature and Mach number distributions of frozen and equilibrium flows.

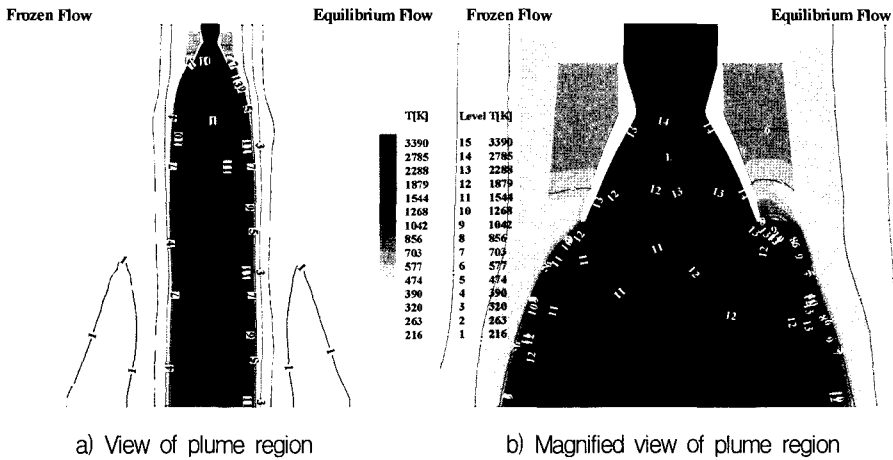


Fig. 6 Plume flow field of frozen / equilibrium flow with/without thermal radiation. Contour line is with thermal radiation and contour surface is without thermal radiation

4.2 복사 열전달이 플룸 구조에 미치는 영향

유동장 해석 결과로부터 플룸의 열복사에 의한 기저부 가열이 큰 17.34 km 고도에서의 유동을 Fig. 6에 도시하였다. 이 그림에서 등고선으로 표시된 것은 열복사를 고려한 동결 및 평형 유동의 온도 분포이며, 회색조로 그려진 부분은 열복사를 고려하지 않은 동결 및 평형 유동의 온도 분포이다. 이 그림에서 평형 유동 해석의 결과는 노즐 출구 부근에서 플룸의 직경이 커지는 것을 볼 수 있으며, 동결 및 평형 해석 모두에서 복사 열전달에 의하여 온도장이 확산되는 경향을 보여 주는데, 이러한 경향은 평형 유동 해석에서 다소 크게 나타남을 알 수 있다.

4.3 기저부의 온도 특성

각 경우에 대하여 유동장 해석 결과로부터 얻어진 기저부의 온도를 Fig. 7에 정리하였다. 지상 고도(0 km)에서는 복사 열전달에 의한 온도 차이는 5K 정도로 나타났으며, 화학 반응에 의한 차이는 1K 정도로 매우 작게 나타났다. 고도 5.06 km 지점에서는 대기 온도가 255 K 이므로 기저부의 온도도 높지 않게 나타났지만, 화학 반응에 의한 온도 상승효과는 5~8 K, 복사 열전달에 의한 효과는 40~43 K으로 지상 고도에 비해서는 크게 증가하였음을 알 수 있다. 이

는 고도가 증가하면서 최적 팽창 조건에서 과소 팽창 조건으로 이동함으로써, 재순환 영역과 팽창된 플룸 영역의 간섭이 커져서 나타나는 효과로 여겨진다.

기저부의 온도 상승이 저고도에서는 271 K ~ 319 K 정도의 범위에 있어서 크게 문제가 되지 않는 반면, 연소 종료 시의 고고도 조건에서는 해석 방법에 따라 567 K에서 639 K 까지 크게 증가함을 알 수 있다. 이 경우 화학 반응에 의

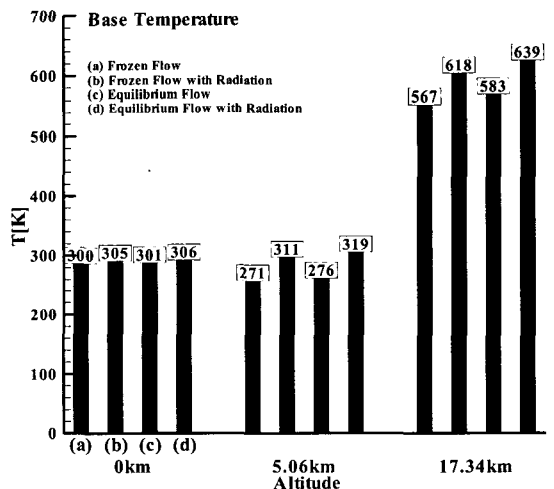


Fig. 7 Base temperature at each altitude

한 효과는 복사 열전달을 고려하지 않은 경우 16 K, 고려한 경우 21 K의 차이가 나타났으며, 동결과 평형 유동에서 복사 열전달의 고려 여부에 따른 차이는 각각 51 K과 53 K으로 나타나, 화학 반응과 복사 열전달의 효과가 증가하고 있음을 알 수 있다. 하지만 저고도에서 271 K~319 K 범위에 있던 기저부 온도가 567 K~639 K 범위로 크게 상승한 주된 원인은 화학 반응이나 복사 열전달에 의한 영향이기 보다는 고고도에서 플룸의 팽창 각이 노즐 전방 쪽으로 확대되어 기저부와 스킵트 사이의 재순환 영역과 상호 작용함으로써, 고온의 플룸 가스가 재순환 영역에 유입되어 대류 열전달의 영향이 증가하여 나타나는 결과로 여겨진다.

4.4 추력 성능

Figure 8은 유동장 해석 결과로부터 로켓의 추력 성능을 3.3. 절의 방법을 이용하여 계산한 결과로써, 고고도 영역으로 올라갈수록 배압으로 작용하는 대기압이 줄어 추력이 증가하는 경향을 알 수 있다. 유동장 해석 결과로부터 계산한 동결 유동과 평형 유동의 지상 추력은 129 kN 과 138 kN 으로써, 노즐만을 고려하여 해석 하였던 결과[10], 132 kN 및 138 kN과 약간의 차이가 있음을 알 수 있으며, 계산에 고려할 수 없었던 추력 손실 요인들을 고려할 때, 지상 설계 추력 127 kN [18]과 비교하여 적절한 값으로 여겨진다. Fig. 8에서 지상 고도에서부터 연소 종료 (main engine cut off) 직전 까지 추력은 동결유동일 때, 각각 129, 141, 164 kN 그리고 평형 유동일 때 138, 153, 177 kN으로 예측 되

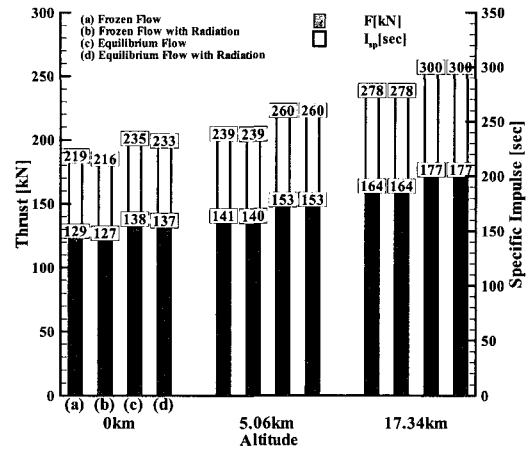


Fig. 8 Thrust and specific impulse at each altitude

었으며, 비추력은 고도의 증가에 따라 216 s에서 300 s까지의 값을 보여주었다. 이상의 결과를 Table 3에 정리하였으며, 이로부터 비행 조건, 특히 배압 감소에 따른 추력 증가를 구체적으로 예측할 수 있었고 복사 열전달이 추력과 비추력에 미치는 영향은 크지 않음을 알 수 있었다.

5. 결 론

본 연구에서는 KSR-III 로켓의 설계 조건에서 선택된 비행 고도 조건에서, 플룸 유동의 열화학적 특징을 살피기 위한 전산 유체 해석을 수행하였다. 이를 위하여 기초적인 복사 열전달

Table 3. Summary of Performance and Base temperature at each altitude and cases

Altitude	0 km			5.06 km			17.34 km		
	F [kN]	Isp [sec]	Base Temp. [K]	F [kN]	Isp [sec]	Base Temp. [K]	F [kN]	Isp [sec]	Base Temp. [K]
Froz.	127.70	218.66	300.33	140.71	239.06	270.95	163.82	278.33	567.06
Froz. Radi.	127.06	215.88	304.81	140.47	238.65	310.78	163.77	278.24	618.42
Equil.	138.15	234.71	301.33	153.13	260.04	275.57	176.60	300.03	583.38
Equil. Radi.	136.91	232.61	306.06	153.06	260.15	319.06	176.60	300.04	639.32

효과를 고려하였으며, 화학 평형 유동 해석을 수행하여 동결 유동 해석의 결과와 비교하였다. 해석의 결과로부터 KSR-III 로켓의 비행 고도에 따른 플룸 유동의 일반적인 구조와 특징을 살펴볼 수 있었으며, 보다 정밀한 추력 성능 및 기저부 열전달 효과를 예측할 수 있었다.

연소 유동의 팽창 과정에서 해리된 반응 생성물의 재결합 효과를 최대로 고려하는 화학 평형 해석을 수행하는 경우, 배기가스의 온도가 높게 예측됨에 따라 전 비행 고도에서 추력과 비추력은 약 8% 가량 높게 예측되었으며, 기저부의 온도는 해면고도에서 약 0.3%, 고고도에서는 3% 까지 증가된 값을 예측할 수 있었다. 한편 동결 및 평형 유동 해석에서 복사 열전달을 고려하는 경우 추력은 약 0.9% 가량 감소한 반면, 기저부 온도는 1~15% 가량 증가하였는데, 특히 고고도에서는 플룸이 크게 팽창된 영향으로 인하여 기저부의 온도에 상당히 증가함을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 과학기술부의 소형위성 발사체 개발사업 위탁 과제 과제번호 : M1-02-DF-00-0001-02-D06-00-001-1-14" 의 지원을 받아 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참 고 문 헌

- [1] Simmons, F. S., *Rocket Exhaust Plume Phenomenology*, Aerospace Press, 2000
- [2] Sutton, G. P., *Rocket Propulsion Elements*, 7th ed., John Wiley & Son, 1992
- [3] Ebrahimi, H. B., Levine, J., and Kawasaki, A., "Numerical Investigation of Twin-Nozzle Rocket Plume Phenomenology," AIAA Paper 97-0264, January 1997, also in *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 16, No. 2, 2000, pp.178-186
- [4] Hong, J. S., Levin, D. A., Collins, R. J., Emery, J. and Tietjen, A., "Comparison of Atlas Ground Based Plume Imagery with Chemically Reacting Flow Solutions," AIAA Paper 97-2537, June 1997
- [5] Wright, M. J., Rao, R. M., Candler, G. V., Hong, J. s., Schilling, T. A., Levin, D. A., "Modeling Issues in the Computation of Plume Radiation Signature," AIAA Paper 98-3622, June 1998
- [6] Candler, G. V., Rao, R. M. and Sinha, K., "Numerical Simulation of Atlas-II Rocket Motor Plume," AIAA Paper 2001-0354, January 2001.
- [7] Alexeenko, A. A., Gimelshein, N. E. and Levin, D. A., "Modeling of Flow and Radiation in the Atlas Plume," *Journal of Thermophysics and Heat Transfer*, Vol. 16, No. 1, 2002, pp.50-57
- [8] 김영목, "배기 플룸을 포함한 로켓 노즐 유동의 수치해석," 한국항공우주공학회지, 제27권, 제2호, 1999, pp. 101-110
- [9] 최환석, 문운완, 최정열, "유한속도 화학반응을 고려한 초음속 로켓의 플룸 유동장 해석," 한국항공우주학회지, 제30권, 제1호, 2002, pp.114-123
- [10] 최정열, 최환석, "액체 로켓 노즐의 열화학적 성능해석," 한국항공우주학회지, 제31권, 제1호, 2003, pp.85-96
- [11] McBride, B. J. and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Application," NASA RP 1311, June 1996
- [12] Siegel, R., and Howell, J. R., *Thermal Radiation Heat Transfer*, 3rd ed., Hemisphere Publishing, 1992
- [13] Ozisik, M. N., *Finite Difference Methods in Heat Transfer*, CRC Press, 1994

-
- [14] Shih, T. M., Numerical Heat Transfer, Hemisphere Publishing, 1984
- [15] Modest, M. F., Radiative Heat Transfer, McGraw-Hill, 1993
- [16] Yoon, S. and Jameson, A., "Lower-Upper Symmetric-Gauss-Seidel Method for the Euler and Navier-Stokes Equations," AIAA Journal, Vol. 26, No. 9, 1988, pp.1025-1026
- [17] 채연석, "국산 액체로켓 KSR-III의 개발," 물리학과 첨단기술, 제12권 제4호, 2003, pp.6-11
- [18] KSR-III 제원, <http://rocket.kari.re.kr>