

## 평형화학반응과 복사열전달을 고려한 로켓 플룸 유동 해석

신재렬<sup>\*1</sup>, 최정열<sup>1</sup>, 최환석<sup>2</sup>

### Numerical Study of Rocket Exhaust Plume with Equilibrium Chemical Reaction and Thermal Radiation

J.-R. Shin<sup>\*1</sup>, J.-Y. Choi<sup>1</sup>, H.-S. Choi<sup>2</sup>

The Numerical study has been carried out to investigate the effects of chemical reaction and thermal radiation on the rocket plume flow-field at various altitudes. The theoretical formulation is based on the Navier-Stokes equations for compressible flows along with the infinitely fast chemistry and thermal radiation. The governing equations were solved by a finite volume fully-implicit TVD(Total Variation Diminishing) code which uses Roe's approximate Riemann solver and MUSCL(Monotone Upstream-centered Schemes for Conservation Laws) scheme. LU-SGS (Lower Upper Symmetric Gauss Seidel) method is used for the implicit solution strategy. An equilibrium chemistry module for hydrocarbon mixture with detailed thermo-chemical properties and a thermal radiation module for optically thin media were incorporated with the fluid dynamics code.

In this study, kerosene-fueled rocket was assumed operating at O/F ratio of 2.34 with a nozzle expansion ratio of 6.14. Flight conditions considered were Mach number zero at ground level, Mach number 1.16 at altitude 5.06km and Mach number 2.9 at altitude 17.34km. Numerical results gave the understandings on the detailed plume structures at different altitude conditions. The diffusive effect of the thermal radiation on temperature field and the effect of chemical recombination during the expansion process could be also understood. By comparing the results from frozen flow and infinitely fast chemistry assumptions, the excess temperature of the exhaust gas resulting from the chemical recombination seems to be significant and cannot be neglected in the view point of performance, thermal protection and flow physics.

**Key Words:** 로켓 배기 플룸(Rocket Exhaust Plume), 평형화학반응(Equilibrium Chemical Reaction), 열복사(Thermal Radiation)

#### 1. 서론

플룸은 로켓 추진기관에 의해 형성되는 고온의

배기 가스로 때때로 작은 입자들도 포함되어있고, 그 유동장은 매우 복잡한 유동현상을 수반한다. Fig.1은 연료에 따라 다양한 플룸의 색상이나 추진기관의 형상에 따라 다른 종류의 거동을 보여준다. 이러한 플룸의 모양은 기후조건, 비행속도, 비행고도, 비행경로 그리고 사용된 추진제뿐만 아니라 추진기관의 형상, 대기의 바람, 습도 그리고 심지어 구름까지 플룸

\*1 학생회원, 부산대학교 대학원 항공우주공학과

1 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

2 정회원, 한국항공우주연구원

\*E-mail : aerochoi@pusan.ac.kr

의 모양에 영향을 끼친다.

발사체와 발사장비 그리고 추진시스템은 항상 플룸에 의한 열전달이나, 플룸성분의 침착이나 침식에 노출되어 있고, 비행중인 발사체의 경우 저항의 변화요인으로 주변의 공기유동과의 간섭과 플룸 충격에 의한 비행체의 궤도 변화까지, 이러한 플룸의 영향을 비행체의 설계, 제작, 운영, 추진시스템 그리고 발사장치에 대해서 해석이 필요하게 된다. 또한 우주선, 비행기 또는 지상국같은 원거리에서 발사체 플룸 연기와 플룸 구름으로부터 비행경로의 탐지 및 예측, 특정 스펙트럼영역에서의 플룸 강도나 플룸의 후방연소(after-burning)에 의한 자외선이나 적외선 방사표시(radiation signature)를 감지하여 발사된 로켓의 종류를 파악하는 전략적인 목적에 플룸의 해석이 필요하게된다.[14] 이처럼 플룸은 다방면에서 요구되어지는 현상을 수용해서 각기 목적에 맞는 해석과 이해가 필요하다.

플룸 유동 특징은 플룸의 구조, 속도 그리고 구성 과정은 일정하지 않은데, 대략 3~10km사이 고도에서의 플룸의 직경과 길이는 발사체의 직경과 길이에 비해 수배정도 더 크다. 노즐 출구 근처의 내부 유동은 공기와 섞여지지 않은 비점성영역과 바깥으로는 후방연소가 일어나는 상대적으로 얇은 혼합층이 있다. 노즐 출구에서 상대적으로 먼 거리에 있는 부분의 플룸 유동은 외부 공기와 플룸의 가스가 잘 혼합되어 있고 부분적으로 대기압과 같은 압력을 가진다. 플룸의 천이 영역에서는 충격파의 강도가 작아지고, 플룸가스가 점진적으로 공기와 잘 혼합되어 가는 영역이다. 여기서, 열복사는 플룸의 전영역에서 발생하며, 발사체의 기저부의 열전달과 관계되는 영

역은 출구근처 영역에서 발사체 열 복사 영향이 나타난다.[1]

플룸 가스로부터의 열복사가 이루어지며, 지배적인 열복사는 적외선 영역이고, 상대적으로 작은 에너지의 가시광선영역과 매우 작은 부분의 자외선 영역으로 나뉜다. 복사는 추진제와 그 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. 이 플룸의 복사는 어느 특정한 파장에서 강하게 나타나는데, 수증기 상태의 물은 2.7 $\mu$ m와 6.3 $\mu$ m같은 적외선 영역의 파장을 나타내고, 수소의 경우 112nm의 자외선 영역의 파장을 낸다. Fig.1의 오른쪽 그림과 같이 수소-산소 플룸은 색도 없고, 투과성을 가지고 있다. 또 다른 예로 많은 고체추진제와 몇몇 액체 추진제는 고체입자를 포함하고 있다. Fig.1에서 왼쪽 위의 사진이 고체추진제의 경우를 보여 주는데, 흰색 플룸을 보여 주며 이 플룸의 10%는 이는 산화알루미늄에의 작은 입자가 차지하고 있다. 그리고 Fig.1의 왼쪽 아래와 같이 케로신 계열의 연료를 쓸 경우 연소된 탄소 입자들과 검댕이 플룸속의 입자들로 차지한다. 이들 고체 입자들은 연속적인 전영역에서 복사를 하게 된다. 일반적으로 가스로서만 구성된 플룸의 복사보다는 가시광선영역에서 복사가 강하게 나타난다. 후방연소는 입자들의 온도를 수백도로 증가시키고, 복사의 강도도 증가시킨다. 대략 5%의 고체 입자들의 플룸 복사가 빛을 발생시키며, 이것이 가시광선영역에서 볼 수 있다. 플룸으로부터의 발사체로의 열전달은 추진제 혼합, 노즐의 형상, 발사체의 형태, 노즐의 개수, 궤적, 고도뿐만 아니라 노즐 주변과 발사체의 꼬리에서의 이차 난류유동에 달려 있다.

최근 수십 여년간 물리적, 화학적, 광학적, 공기역학적 또는 실험실 수준에서의 플룸의 화학반응 고려한 연구가 꾸준히 진행되어오고 있다. 최근의 연구로는 Ebrahimi[2], Hong[3], Wright[4], Candler[5], Alexeenko[6]등의 연구들을 들 수 있다. Ebrahimi 등[2]은 C-H-O-N계통의 연료에 대한 11화학종 반응 모델을 사용하여 다중 노즐을 갖는 3차원 Titan-II 로켓의 플룸을 해석하였고, Hong[3], Wright[4], Candler[5]등은 9화학종 10단계 반응 모델을 사용하여 다중노즐을 갖는 Atlas로켓의 플룸을 해석하였다. 복사 열전달을 고려한 연구로는

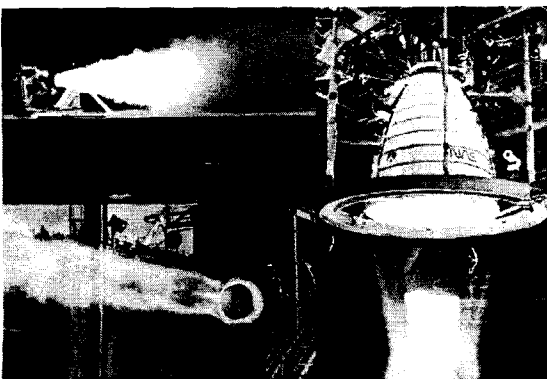


Fig. 1 Different color and shape of plume

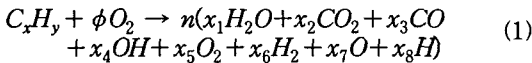
Alexeenko 등[6]는 앞에서 말한 Hong등[3]의 반응 모델을 사용하고 복사열전달과 함께 해석하였다. 국내에서도 로켓플롭 관한 해석적 연구가 수행되어 왔으나, 최근 연구에서는 김영목[7], 최환석[8]등의 연구들을 수 있다. 특히 최환석 등[8]은 9화확종 14단계 반응 모델을 사용하여 KSR-III 로켓의 플롭을 해석하였다.

본 연구에서는 화학평형 및 열 복사를 고려하도록 확장된 축대칭 Navier-Stokes 방정식을 사용하여 단일 노즐을 갖는 축대칭 초음속 로켓의 발사궤적에서 특정 고도별 플롭 유동장 해석을 수행했다.

## 2. 열 화학 유동장 해석방법

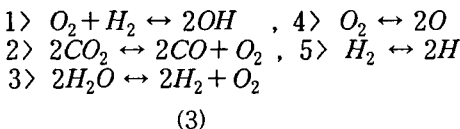
### 2.1 화학평형해석의 방법

본 연구의 화학 반응 해석에서는 탄화수소 연료의 연소 생성물로써 H<sub>2</sub>O, CO<sub>2</sub>, CO, OH, O<sub>2</sub>, H<sub>2</sub>, O 와 H 등, 8개의 성분을 고려하였으며 열량적으로 큰 영향을 미치지 않는 소량의 생성물은 무시하였다. 이 경우 임의의 탄화수소 연료에 대한 총괄 화학반응은 다음과 같이 정리 할 수 있다.



여기서 전체 몰 수 n 은 질량 보존으로부터 결정되므로 구하여야하는 미지수는 x<sub>1</sub> ... x<sub>8</sub> 의 8개이며, 8개의 미지수를 구하기 위한 조건은 각 원소 성분의 보존 원리로부터 몰분율 정의식과 몰분율에 대한 일차함수의 비인 2개의 성분비 식 등 3개의 선형 대수 방정식이 식 (2) 와 같이 얻어지며, 부족한 5개의 식은 식 (3) 과 같이 5개의 성분에 대한 생성 반응을 가정하여, 부족한 만큼의 화학 평형식을 식 (4)와 같이 구할 수 있다.

$$\sum_{k=1}^{NS} x_k = 1, \quad \frac{R_{CO}}{R_{HO}} = \frac{x}{2a} \quad (2)$$



$$\prod_{k=1}^{NS} x_k^{(\nu'_{r,k} - \nu_{r,k})} = K_p^r(T) \cdot p^{-\Delta \sum_{k=1}^{NS} (\nu'_{r,k} - \nu_{r,k})} \quad (4)$$

r=1...5

식 (4)에서  $\nu_{r,k}$ ,  $\nu'_{r,k}$  은 각 반응에서 전방 및 후방 반응의 성분 계수이며, 각 반응의 평형 상수  $K_p^r$

은 온도만의 함수로써, 식 (4)는 몰분율에 대한 5개의 비선형 연립방정식을 형성한다. 따라서, 위의 식 (2) 와 (4)는 닫힌 형태의 대수적 연립 방정식을 이루며, Newton 반복 해법을 이용하여 해를 구한다.

### 2.2 동결 및 평형 유동의 방정식

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

$$\frac{\partial Q}{\partial t} + \frac{\partial F}{\partial x} + \frac{\partial G}{\partial r} + \frac{1}{r} H = 0 \quad (5)$$

$$Q = [\rho, \rho u, \rho v, e]^T \quad (6)$$

여기서 Q 는 보존 변수의 순서쌍이며, 각 방향의 점성 및 비점성 플럭스 벡터 F, G 와 축대칭 항 H 는 보존변수의 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. 그러나 이는 본 연구에서 다루는 유동의 속도 스케일이 확산 속도에 비하여 매우 크므로 타당한 가정이며, 균일한 혼합물을 가정한 것과도 동일하다.

한편 이상기체 가정과 분압 법칙으로부터 압력은 식 (7)과 같이 정의되며, 단위 부피 당 전체 에너지는 내부에너지와 화학성분의 생성 엔탈피 그리고 운동에너지의 합으로 다음과 같이 정의된다.

$$p = \rho RT / \sum_{k=1}^{NS} x_k M_{w_k} \quad (7)$$

$$e = \rho \sum_{k=1}^{NS} x_k \left( \int_{T_w}^T \frac{C_{v_k}}{M_{w_k}} dT + H_{f_k}^0 \right) + \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2) \quad (8)$$

여기서  $C_{v_k}$ ,  $M_{w_k}$  그리고  $H_{f_k}^0$ 는 각각 단위 몰당 k 번째 성분의 비열, 분자량 및 생성 엔탈피이다. 식 (5)의 지배방정식을 계산한 후, 보존 변수로부터 압력을 결정하기 위해서는 식 (7)의 상태방정식을 이용하는데, 압력이 온도의 함수이므로, 온도를 계산하기 위해서는 보존 변수와 온도, 몰분율의 식인 에너지 정의식 식 (8)을 이용한다. 몰분율(단위 몰 당의 성분비)을 알고 있다고 가정하는 경우, 식 (8)은 온도에 대한 음함수 (implicit function) 형태로 되어 있으므로 온도를 결정하기 위해서는 Newton

방법과 같은 반복해법을 이용하여 온도를 계산한다. 그러나, 물분을  $x_k$  역시 미지수이며, 온도의 함수이기 때문에, 물분율과 온도를 동시에 구하기 위해서는 식 (8)의 반복해법과 함께, 화학 평형 방정식을 동시에 계산하여야 한다. 온도의 계산과 화학 평형의 계산에 필요한 열역학 데이터로는 NASA Polynomial Fit을 이용하였다.[11]

유동장의 화학적 평형 해석은 식 (5)의 유동 해석에서 얻어진 온도와 압력으로 식 (2), (4)로부터 화학조성을 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 효율적이었다. 한편, 화학 조성의 변화를 고려하지 않는 경우는 내부에너지가 온도만의 함수로 정의되며, 생성 엔탈피는 상수항이 되어 식 (5)의 미분방정식에 대입하여 소거되므로 압력과 에너지를 다음과 같이 간단히 정리할 수 있다.

$$p = \rho RT \tag{9}$$

$$e = \rho \int^T c_v dT + \frac{\rho}{2}(u^2 + v^2) \tag{10}$$

여기서  $R$ 은 평균 분자량으로부터 정의된 특정 기체상수이며,  $c_v$ 는 단위 질량당의 비열이다. 이 경우에도 식 (10)은 온도에 대한 음함수이므로 반복 계산을 통하여 온도를 구하고 압력 및 비열을 결정하여야 한다. 한편, 온도 변화의 범위가 작거나 비열을 상수로 가정할 수 있는 경우에는 이상기체 상태 방정식에서 온도를 소거하여 식 (9), (10)을 다음과 같이 정리할 수 있다.

$$e = \frac{p}{\gamma - 1} + \frac{\rho}{2}(u^2 + v^2) \tag{11}$$

로켓 노즐 유동에서는 조성 변화를 무시하는 동결 유동을 가정하더라도 온도는 상당히 큰 범위에서 변화하므로, 비열을 일정한 값으로 가정하기는 곤란하지만 비교를 위해 고려하기로 한다.

한편, 식 (5)의 유체역학적인 해법에는 동결 유동의 압축성 유체의 해석에 적용할 수 있는 어떠한 해법도 이용할 수 있다. 본 연구에서는 Roe의 리만 근사 해법과 MUSCL (Monotone Upstream Centered Schemes for Conservation Laws) 외삽에 기초한 3차의 TVD (Total Variation Diminishing)

해법을 공간 차분에 이용하였으며, 시간 적분에 기초한 반복 해법으로써, LU-SGS (Lower Upper-Symmetric Gauss Seidel) 해법을 이용하였다. 한편, 기존의 동결 유동 해석 코드를 이용하는 경우, 지배방정식이 온도와 성분비의 함수이므로 수치적 정확도와 안정성을 위해서는 기존의 해법에서 압력의 편도함수에 해당하는 부분을 수정하여야 한다.[13]

### 2.3 열 복사

열복사 해석에 많은 방법들이 제시되어 있지만, 본 논문에서는 플룸의 광학적인 두께가 두껍다고 가정해서 Rosseland mean absorption 계수를 이용한 Rosseland approximation으로 열복사를 고려하였다.[12,15,16,17] Rosseland 모델의 열복사 플럭스는 다음의 식으로 정의가 되며,

$$q_r = -\frac{16}{3} \sigma_{sb} T^3 \frac{1}{\alpha_R} \frac{\partial T}{\partial x_i} \tag{12}$$

이에 따라 전체 에너지 플럭스는 열전도 에너지 플럭스와 열복사 에너지 플럭스를 결합한 형태로 정리할 수 있다.

$$q = q_c + q_r = -\left(\frac{16\sigma_{sb}T^3}{3\alpha_R}\right) \nabla T \tag{13}$$

여기서,  $N$ 은 확산한계 또는 열복사-전도수 (diffusion limit or radiation-conduction parameter)이다. 그리고  $\sigma_{sb}$ 와  $\alpha_R$ 은 스테판볼츠만 상수와 로슬랜드 평균 흡수계수이다. 만일  $N > 1$  일때 열전도의 특성이 나타나고,  $N < 1$  일때는 열복사의 특성이 나타난다.

## 3. 계산조건 및 성능해석

### 3.1 연소실의 화학평형 해석

유동 해석의 입구 조건을 얻기 위하여 엔진의 설계 조건을 이용하여 연소실 출구의 화학 평형 해석을 수행하였다. 연소실은 단일 정압과정으로 가정하였으므로 엔탈피 보존식을 이용하여 연소실 온도를 결정하였다. 다음의 Table 1에는 화학적 평형 해석으로부터 얻어진 계산 결과를 NASA CEA II코드를

Table 1 Temperature and Species Composition in Combustor

	Present	NASA CEA II
Temperature	3390.48	3390.48
yH <sub>2</sub> O	0.24146	0.24146
yCO <sub>2</sub>	0.23119	0.23119
yCO	0.45434	0.45434
yOH	0.03875	0.03875
yO <sub>2</sub>	0.01480	0.01480
yH <sub>2</sub>	0.01029	0.01029
yO	0.00728	0.00728
yH	0.00188	0.00188

이용한 결과와 비교하여 정리하였다.

본 연구의 결과와 NASA CEA II 코드의 결과는 모든 값이 같은 결과를 보여주고 있다. 본 연구의 평형 계산은 8개의 성분만을 고려한 결과이며, NASA CEA II 코드는 119개의 성분을 고려한 결과이지만 8개의 성분만 얻도록 수정한 계산결과는 현재 코드와 같은 결과를 보여준다. 본 연구에 이용된 해석방법은 충분히 정확한 결과를 보여주고 있다고 여겨진다. Table 1 의 계산 결과는 동결, 평형해석에 동일하게 노즐유동의 입구조건으로 이용하였다.

### 3.2 유동 해석 조건

계산격자는 Fig. 2 에서와 같이 5개의 영역으로 나누어진 다중격자계 구조를 가진다. 블럭A 영역은 nozzle 데이터로부터 노즐 목과 벽면 그리고 출구로 모아진 81×30 의 계산 격자를 형성하였다. 차후 성능 계산에 편리하게 이용하기 위하여 반경방향 격자는 노즐 중심 축에 항상 수직이 되도록 설정하였다. 블럭B 영역은 재순환영역으로 벽면과 출구로 모아진 격자를 형성했다. 그리고 블럭C 영역은 외부의 대기 들어오는 영역으로 구성했으며, 블럭D와 E 영역은 플룸영역과 외부 대기로 격자로 구성했다. 전체 격자는 250×150으로 구성된 격자계를 이용했다.

계산의 초기 조건으로는 연소실의 단열 계산 결과를 전 영역에 부여하였으며, 경계조건으로는 노즐 벽면에서 부착(no-slip) 조건과 단열 조건을 이용하였다. 입구에서는 속도를 외삽하는 아음속 조건을

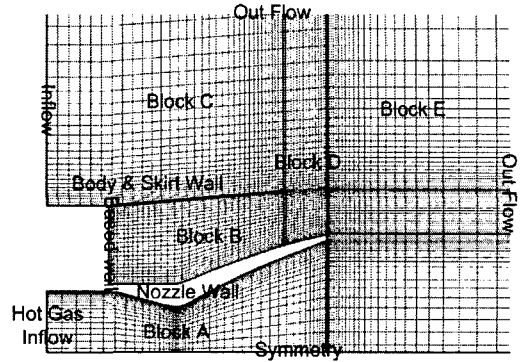


Fig. 2 Grid System

이용하였으며, 출구에서는 계산의 초기에 빠른 수렴을 위하여 낮은 압력을 부여한 후, 출구 마하 수가 1을 넘으면, 외삽하는 유출류 경계 조건을 이용하였다. 이러한 초기 및 경계 조건은 동결, 평형 유동에 모두 동일하게 적용하였다.

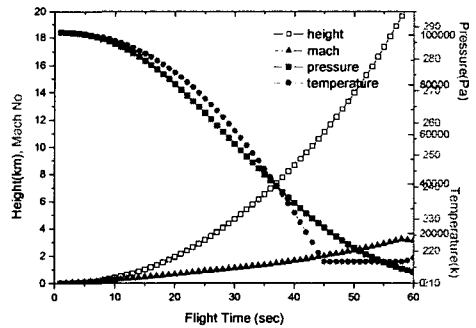


Fig. 3 Flight Profile for Operating Conditions

로켓의 고도 0km, 5km 그리고 17km에 따른 대기의 온도 및 압력조건 그리고 비행속도는 Fig. 3의 KSR-III의 비행데이터로부터 이용하였다.

그러나 대기는 동결유동의 특징이 있으며 플룸은 평형유동의 양극단이므로 평형유동계산시에는 동결 유동으로부터의 플룸에서의 최소온도 이용해서 동결 및 평형을 구분하여 해석을 수행하였다.

### 3.3 성능 변수 및 계산



일반적으로 로켓엔진의 추력과 성능 지표인 비추력은 다음과 같이 정의된다.

$$F = \dot{m}u_{exit} + (P_{exit} - P_a)A_{exit} \quad (14)$$

$$I_{sp} = F / \dot{m}g \quad (15)$$

여기서 중력 가속도 g는 9.81 m/s<sup>2</sup>의 상수 값을 이용하였다. 유동 해석의 수치적 해석 결과로부터 성능 특성을 계산하기 위하여 각 단면에서의 평균 속도와 평균 압력을 계산하여야 한다. 본 연구에서 각 단면에서의 평균 출구속도는 단면의 총 운동량 플럭스 계산하여 질량유량으로 나누어 결정하였으며, 평균압력은 단면에 작용하는 압력을 면적 적분한 후 전체 면적으로 나누어 정의하였다.

### 4. 계산결과 해석

#### 4.1 고도별 플룸유동의 특성

유동장 해석결과로부터 고도에 따른 플룸의 형성과 특징이 Fig. 4와 Fig. 5에 잘 나타나 있다. 각 고도에서 플룸의 내부 구조에서 배럴 충격파의 위치가 상대적으로 동결유동보다 평형유동일때 노즐 출구에서 멀다. 이는 동결유동에 비해 평형유동이 초대의 온도를 나타내기 때문에 온도가 높아지면 음속의 증가를 가져오고 이 결과 마하수의 감소가 되어진다. 그래서 상대적으로 마하수가 평형유동에 비해 동결유동이 크므로 배럴 충격파의 위치가 상대적으로 동결유동일때 노즐 출구에 가깝다. Fig. 5 a에 보면 그 양상을 잘 알 수 있다. 그리고 비행고도가 증가에 따라 대기의 압력이 떨어지므로 해서 플룸의 직경도 고도에 따라서 커진다는 걸 알 수 있는데, 동결 유동일 때 보다 상대적으로 평형유동일 때 좀

Fig. 4 Temperature and Mach Contour at each Frozen and Equilibrium Flow.

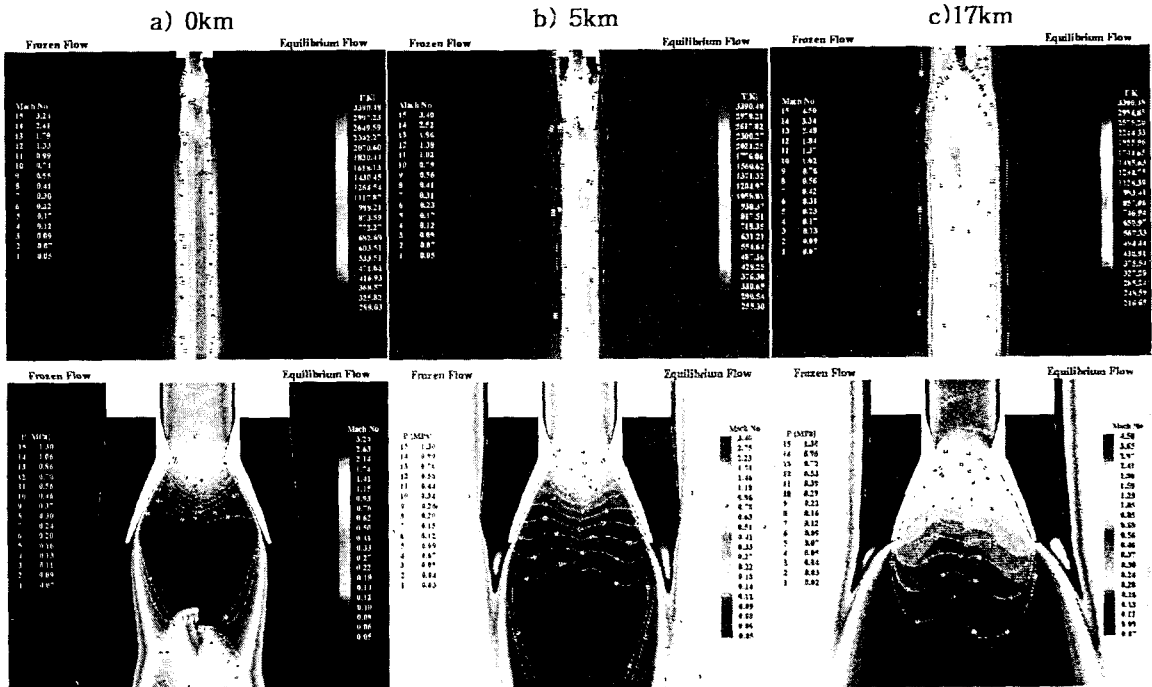


Fig. 5 Magnified view of Mach and Pressure Contour at each Frozen and Equilibrium Flow. a) 0km b) 5km c) 17km

더 커진다. 이는 후방연소 영역이 동결유동에서는 반응성이 없다가 평형유동에서는 연소 생성물중 잔류가연성 물질들의 재결합 및 반응이 일어나기 때문에 좀더 커진다. 그리고 Fig. 5b, 5c에서 스킷트 끝부분과 노즐 팁 사이에서의 재순환도 동결유동에 비해 크게 나타난다.

### 4.2 기저부의 온도 특성

유동장 해석 결과로부터 기저부의 온도 특성은 Fig. 6 에서 0km 와 5km지점에서 열복사의 유무에 따라서 기저부의 온도가 플룸 유동의 영향을 거의 받지 않는 것을 알 수 있으며, 대략 270K~320K 정도의 범위에 있다. 그러나 연소종료시의 고도에서는 기저부의 온도변화가 다른 고도에 비해서 현격한 차이가 나는 것을 알 수 있다. 비교를 위해 17km에서 동결유동과 평형유동에 복사를 고려한 기저부의 온도상승은 567K와 639K로 나타나며 대략 13%의 온도 상승을 예측할 수 있다. 특히 이경우의 결과는 동체하단에 스킷트가 있는 경우이므로 재순환영역의 가스가 고도가 증가에 따라 순환영역의 가스가 플룸의 직경이 커지므로 해서 대기로 빠져나가지 못하는 결과로 생각할 수 있다. 이런 현상은 고도가 고고도 또는 우주공간 일때 플룸의 팽창각은  $144^\circ$ [1]정도까지 커지므로 해서 재순환영역의 가스가 빠져나가지 못하는 결과로 생각된다. 본 연구의 해석 결과로부터 재순환영역의 온도가 상승한다란 것 알 수가 있는데, 플룸의 직경이 커지면 커질수록 기저부의 온도 상승을 가져 올 것이란 예측을 할 수 있다.

### 4.3 추력 성능

유동장 해석 결과로부터 로켓의 추력 성능을 3.3. 절의 방법을 이용하여 계산하였다. Fig. 7은 고도에 따른 출구 배압에 따른 차이를 각 방법에 따른 유동 해석 결과로부터 계산한 결과이다. 이전에 수행했던 sea level의 동결유동과 평형유동의 추력이 각각 132, 138kN은 현재 유동해석결과로 얻어진 추력과 같은 결과를 얻었으며, 고도가 올라갈수록 배압의 감소하므로 해서 노즐 출구의 조건을 맞추기 위해서 연소 가스가 팽창하므로 해서 추력의 증가를 가져온다. 본 해석의 결과 얻을 수 있는 고도별 최대 추력은 Fig. 7에서와 같이 동결유동일때 132, 142, 151kN 그리고 평형유동일 때 138, 150, 159kN을 갖고 열복

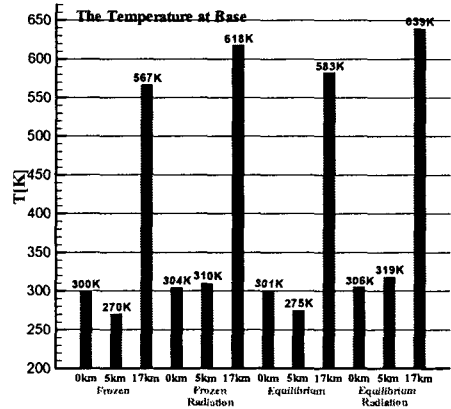


Fig. 6 Base Temperature at each Altitude

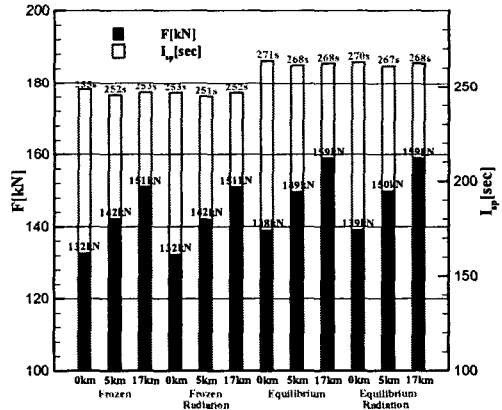


Fig. 7 Thrust and Impulse at each Altitude

사에 의한 효과가 추력에는 영향을 끼치지 않는 것을 알 수 있다.

### 결론

Fig. 4와 Fig. 5에서 각 고도별의 플룸유동의 특성은 서론에서와 같은 플룸 유동의 형성을 잘 보여주고 있다. 특히 후방연소 영역에서 온도가 상승하여 플룸의 직경이 동결 유동보다는 평형유동에서 좀더 크게 나타나며, 그리고 이에 따른 기저부의 가열

현상은 저고도에서의 플룸의 영향에 의한 것 보다 고고도에서 플룸의 후방연소로 인한 영향으로 인해서 재순환영역에 갇힌 유동에 의해서 크게 나타난다란 것을 알 수 있다. 이러한 기저부의 온도 상승을 막기 위해서는 단열재 및 복사열을 피할 수 있는 금속 코팅을 충분히 기저부에 부착을 시켜야 로켓이 치명적인 폭발에 대처할 수 있을 것이다.

### 참고문헌

- [1] Sutton, G. P., "Rocket Propulsion Elements," sixth edition, John Wiley & Son. Inc., 1992.
- [2] Ebrahimi, H. B., Levine, J., and Kawasaki, A., "Numerical Investigation of Twin-Nozzle Rocket Plume Phenomenology," AIAA Paper 97-0264, Jan. 1997 also in *J. of Propulsion and Power*, Vol. 16, No. 2, pp. 178-186, 2000
- [3] 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, Jun 1997
- [4] Wright, M. J., Rao, R. M., Candler, G. V., Hong, J. S., Schilling, T. A., Levin, D. A., "Modelling Issues in The Computation of Plume Radiation Signature," AIAA Paper 98-3622, June 1998.
- [5] Candler, G. V., Rao, R. M., and Sinha, K., "Numerical Simulation of Atlas-II Rocket Motor Plume," AIAA Paper 2001-0354, 2001.
- [6] Michael, J. W., "Data-Parallel Lower-Upper Relaxation Method for the Navier-Stokes Equations," *AIAA Journal*, Vol. 34, No. 7, pp. 1371-1377, Jul. 1996.
- [7] 김영목, "배기 플룸을 포함한 로켓 노즐 유동의 수치해석," 한국항공우주공학회지, Vol. 27, No. 2, pp. 101-110, 1999.
- [8] 최환석, 문운환, 최정열, "유한속도 화학반응을 고려한 초음속 로켓의 플룸 유동장 해석," 한국항공우주공학회 추계 논문집, pp. 674-677, 세종대학교, 2001.
- [9] 최정열, "초음속 연소 램 가속기의 초폭굉 모드 발전 과정," 서울대학교 공학박사 학위논문, 1997. 2월.
- [10] Kuo, K. K., "Principles of Combustion," John Wiley & Sons, 1986.
- [11] McBride, B. J., and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Application," NASA RP 1311, Jun 1996.
- [12] Siegel, R., and Howell, J. R., "Thermal Radiation Heat Transfer," third edition, Hemisphere Publishing Corporation, 1992.
- [13] Shuen, S. and Yoon, S., "Numerical Study of Chemically Reacting Flows Using a Lower-Upper Symmetric Successive Overrelaxation Scheme," *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 12, Dec. 1989, pp. 1752-1760.
- [14] 최정열, 최환석, 김영목, "KSR-III 로켓 노즐 유동의 열화학적 성능해석," 제22회 한국연소학회 Symposium 논문집, pp. 90-98, 2001.
- [15] Ozisik, M. N., "Finite Difference Methods in Heat Transfer," CRC Press, 1994.
- [16] Shih, T. M., "Numerical Heat Transfer," Hemisphere Publishing Corporation, 1984.
- [17] Modest, M. F., "Radiative Heat Transfer," McGraw-Hill. Inc, 1993.