

기체 열화학 모델이 연소 비행하는 초음속 로켓 유동장에 미치는 영향

최 환 석*

The Effect of Gas Thermochemical Model on the Flowfield of Supersonic Rocket in Propulsive Flight

Hwan-Seok Choi*

ABSTRACT

An integrated analysis of kerosine/LOX based KSR-III rocket body/plume flowfield has been performed. The analysis has been executed employing three kind of gas thermo-chemical models including calorically perfect gas, multiple species chemically reacting gas, and chemically frozen gas models and their effect on rocket flowfield has been accessed to provide the most appropriate gas thermo-chemical model which meets a specific purpose of performing rocket body and plume analysis. The finite-rate chemically reacting flow solution exhibited higher temperature throughout the flowfield than other gas models due to the increased combustion gas temperature caused by the chemical reactions within the nozzle. All the reactions were dominated only in the shear layer and behind the barrel shock reflection region where the gas temperature is high and the effect of finite-rate chemical reactions on the flowfield was found to be minor. However, the present plume computation including finite-rate chemical reactions revealed major reactions occurring in the plume and their reaction mechanisms and as well.

초 록

케로신/액체산소 추진기관을 갖는 KSR-III 로켓의 플룸 유동장에 대하여 로켓 동체/플룸 유동장에 대한 통합적인 해석을 수행하였다. 기체 열-화학 모델이 유동장에 미치는 영향을 평가하여 로켓 유동장을 해석하는 목적에 가장 적합한 기체 모델을 제시하기 위하여 열량적 완전기체, 다원 화학종 반응기체, 그리고 화학적 동결기체의 세 가지 기체 모델을 사용하여 유동장을 해석하고 그 차이를 검토하였다. 반응유동 해석 결과는 노즐 내부에서의 화학반응에 의한 연소가스의 온도 증가로 인해 다른 기체 열화학 모델에 비해 전체적으로 더 높은 온도 분포를 나타내었다. 플룸에서의 모든 화학 반응은 전단류와 배럴 충격파 반사지점 후방의 고온 영역에 국한되어 일어났으며, 본 해석의 경우 플룸 내에서의 유한속도 화학반응이 유동에 미치는 영향은 미약한 것으로 나타났다. 그러나 본 연구에서 이루어진 유한속도 화학반응을 고려한 플룸 해석을 통하여 플룸에서의 주된 화학반응 및 반응 메커니즘을 확인할 수 있었다.

• 2001년 9월 14일 접수 ~2002년 1월 16일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 (Korea Aerospace Research Institute)

주연락처자, E-mail : hschoi@kari.re.kr, 대전광역시 유성구 어은동 52번지

Key Words : Supersonic Rocket(초음속 로켓), Plume Analysis(플룸 해석), Atmosphere-Plume Interaction(대기-플룸 간섭), Navier-Stokes Equations(나비에 스톱스 방정식), Gas Thermo-Chemical Model (기체 열-화학 모델)

1. 서 론

연소 비행하는 로켓 주변 유동장에는 공기를 매질로 하는 로켓 동체 주변의 외부 유동과 추진기관에서 발생하는 연소 가스에 의한 노즐 내부와 플룸 영역에서의 다원(multiple) 화학종 반응 유동이 공존한다. 연소 가스는 다양한 화학종으로 구성되며 추진기관에 사용되는 연료와 산화제의 종류 및 이들의 혼합비(O/F ratio), 그리고 작동 조건에 따라 각 화학종의 조성(composition)이 달라진다. 로켓 추진기관에서 연료/산화제 사이의 일차적 반응은 대부분 엔진 연소실 내에서 일어나지만 연소가스가 노즐을 통하여 팽창하는 과정에서 연소반응 생성물의 해리 및 재결합 반응이 지속되며, 노즐 외부 플룸에서도 후방연소(after-burning)에 의한 화학반응이 일정한 거리 동안 지속된다. 또한 초음속 로켓에서는 플룸 제트와 외부 자유류의 간섭에 의한 반응도 수반된다. 이와 같이 연소 비행하는 로켓 유동장에는 서로 다른 물리적, 화학적 성질을 갖는 다양한 화학종이 개입되며 이들 화학종 사이의 상호 반응에 의한 화학적 비평형이 유동장에 영향을 미치게 되므로 정확한 해석을 위해서는 유동장 내에 존재하는 다원 화학종 사이의 반응 유동을 해석하여야 한다.

유체역학적인 관점에서 볼 때도 초음속 로켓 유동장에는 로켓 선두부의 궁형 충격파를 포함하여 추진 제트에 의한 배럴(barrel) 충격파와 플룸 충격파가 형성되고 이들 충격파의 반사 및 전단류와 충격파의 상호간섭 등 매우 다양하고 복잡한 현상이 나타나며 이러한 모든 현상은 화학 반응과 서로 연계되어 있다.

이와 같이 유체역학적으로 복잡한 유동장을 화학적 비평형을 고려하여 해석하기 위해서는 매우 안정적인 수치해석 기법과 함께 화학 반응을 고려하도록 확장된 Navier-Stokes 방정식 해석 프로그램을 필요로 한다. 유동 해석에서 화

학반응을 고려할 경우 고려되는 화학종의 수만큼 풀이하여야 할 방정식의 수가 증가하고 동시에 사용되는 변수의 수도 비례하여 증가하므로 이는 결국 컴퓨터의 기억용량과 연산시간의 증가로 귀결된다. 또한 화학적 비평형 유동 해석에서는 유동과 화학 반응 사이에 존재하는 시간 스케일의 차이로 인해 수치 시스템이 매우 경직되어 해석에 어려움을 겪는다. 만약 화학적 비평형이 로켓 유동장에 미치는 영향이 미약하다면 보다 단순한 기체 모델을 사용함으로써 해의 정확도를 저해하지 않으면서도 해석에 필요한 전산자원과 노력을 절감할 수 있을 것이다. 이를 위하여 연소 플룸을 갖는 로켓 유동장 해석에서 기체의 열-화학 모델의 차이가 유동장에 미치는 영향을 먼저 평가할 필요가 있다. 따라서 본 연구에서는 연소 비행하는 로켓 유동장을 1) 열량적 완전기체 유동, 2) 다원 화학종 비반응 유동(화학적 동결 유동), 3) 다원 화학종 반응 유동(화학적 비평형 유동)의 세 가지 모델로 가정하여 해석하고 그 차이를 검토하였다. 본 연구에는 상용 CFD 소프트웨어인 FLUENT 5^[1]가 사용되었으며 수치해의 격자 의존성을 완화시키기 위하여 적응격자기법을 이용하였다.

2. 수치 해석 방법

2.1 지배방정식 및 수치기법

본 해석을 위하여 화학반응을 고려하도록 확장된 2차원 축대칭 압축성 레이놀즈 평균 Navier-Stokes 방정식을 풀이하였다. 사용된 수치 해법에서 공간차분은 유한체적법을 따랐으며, 비점성 플럭스의 계산에는 상태변수의 산술평 균을 이용한 Roe^[2]의 플럭스 차이 분할법을 사용하였고 시간 적분은 내재적 방법을 사용하였다.

난류 모델로는 표준 $k-\epsilon$ 모델^[3]이 갖는 평면 및 원형 제트의 전파율 이상(spreading rate

anomaly) 문제를 개선한 Shih 등^[4]의 Realizable $k-\epsilon$ 모델을 사용하였고, Sarkar^[5]의 방법에 따라 압축성 효과를 보정하였다.

열량적 완전기체 유동의 경우에는 Navier-Stokes 방정식을 이루는 4개의 방정식과 2개의 난류 방정식을 풀이하였고, 다원 화학종 반응 및 비반응 유동에서는 고려된 N_S 개 화학종의 질량 보존을 고려하기 위한 N_S-1 개의 화학종 질량 연속방정식이 추가로 도입되어 총 $N_S + 5$ 개의 방정식을 풀이하였다.

2.2 기체 열-화학 모델

서론에서 언급한 대로 본 연구에서는 연소 비행하는 로켓 유동장 해석을 위하여 세 가지 기체 열-화학 모델을 고려하였다. 첫 번째, 열량적 완전기체 유동에서는 기체의 정압비열과 비열비를 상수로 가정하였다. 이것은 일반적인 압축성 공기역학 해석 프로그램에서 사용되는 기체 모델이며 본 연구에서는 기체를 공기로 가정하여 비열비 1.4를 사용하였다. 그러나 이 가정은 실제 공기에 있어서 600 K 이하에서만 유효하다. 두 번째, 다원 화학종 비반응 유동에서는 유동장 내에 비중 있게 존재하는 모든 화학종을 고려하되 그 조성(composition)은 동결하고 화학종 사이의 농도 구배에 의한 질량 확산만을 고려하였다. 세 번째, 다원 화학종 반응 유동에서는 주어진 유한속도 화학반응식에 따른 화학종 상호간의 반응을 고려함에 따라 화학종의 조성이 변하게 된다.

다원 화학종 기체 모델에서는 고려된 각 화학종을 열적 완전기체로 가정하여 정압비열은 온도에 대한 4차 함수로 고려하였다. 각 화학종의 열전달계수와 점성계수도 온도에 대한 4차 함수로 정의하여 사용하였다.

혼합기체를 구성하는 모든 화학종은 완전기체로 가정하였으며 혼합기체의 압력은 Dalton의 분압법칙에 따라 구해진다. 혼합기체의 정압비열은 각 화학종의 질량 가중 평균으로 구해지며 점성계수와 열전달계수는 Wilke^[6]의 혼합법칙에 따른다. 상이한 두 화학종 사이의 물질전달을 고려하기 위한 이원(binary) 확산계수는 희박기체에 대한 Chapman-Enskog^[7]의 공식을 사용하

여 구하고 확산속도는 Fick's law를 이용하여 계산하였다.

난류에 의한 질량 및 열 확산도는 이들이 와류 확산도(eddy diffusivity)에 정비례한다는 가정으로부터 난류 Schmidt 수와 난류 Prandtl 수를 사용하여 구하였다. 본 연구에서는 $Sc_t=0.9$, $Pr_t=0.9$ 를 사용하였다.

2.3 화학반응 모델

연소 플룸을 갖는 로켓 유동장에서 노즐 내부와 외부 플룸 영역에는 화학반응이 일어나며 이러한 현상은 유한속도 화학반응 모델에 의해서 기술된다. N_S 화학종 사이의 N_R 개 반응으로 이루어진 화학반응 시스템은 다음과 같은 간략 표기법으로 표현될 수 있다.

$$\sum_{i=1}^{N_S} \nu_{ik}^{\prime} CS_i \xrightleftharpoons[K_{bk}]{K_{fk}} \sum_{i=1}^{N_S} \nu_{ik}^{\prime\prime} CS_i, \quad k=1, 2, \dots, N_R \quad (1)$$

여기서 ν_{ik}^{\prime} 와 $\nu_{ik}^{\prime\prime}$ 는 각각 k -반응에서 반응물과 생성물에 해당되는 i -화학종의 이론반응계수이며 CS_i 는 i -화학종 기호를 나타낸다.

고려된 N_R 개의 반응에 의한 i -화학종의 몰농도 생성율은 다음과 같이 표현된다.

$$\dot{\omega}_i = \sum_{k=1}^{N_R} \Gamma_k \left[\Pi_{ik} \left(K_{fk} \prod_{j=1}^{N_S} C_j^{\nu_{jk}^{\prime}} - K_{bk} \prod_{j=1}^{N_S} C_j^{\nu_{jk}^{\prime\prime}} \right) \right] \quad (2)$$

여기서 $\Pi_{ik} = (\nu_{ik}^{\prime\prime} - \nu_{ik}^{\prime})$, C_i 는 i -화학종의 몰농도, Γ_k 는 k -반응에서 반응속도에 대한 제3체(third body)의 총괄효과를 나타낸다

순방향 반응속도상수 K_f 는 다음과 같은 수정 Arrhenius 식에 의해 정의된다.

$$K_f = AT^{\beta} \exp(-E_A/R_u T) \quad (3)$$

여기서 A 는 선지함수인자이며, β 는 온도 의존지수, E_A 는 활성화 에너지, 그리고 R_u 는 일반기체상수이다. 각 반응에 대한 역방향 반응속도상수는 몰농도 평형상수를 이용하여 구해진다.

본 연구에서 고려된 로켓 추진기관은 케로신과 액체산소를 연료와 산화제로 사용하며 이러한 탄화수소계 연료의 주된 연소 화합물은 CO, CO₂, H₂, H₂O이다. 본 연구에서는 케로신/액체산소 엔진의 플룸과 외부 자유류(N₂, O₂, CO₂)사이의 유한속도 반응유동을 해석한 참고 문헌 [8]과 [9]에 따라 CO, CO₂, H₂, H₂O, N₂, O₂, OH, O, H로 이루어진 총 9 화학종을 고

Table 1. Elementary reactions considered and Arrhenius coefficients for forward reaction rates

	Elementary Reactions	A [mol.cm.sec]	β	E _A [cal/mol]
1	2O+M ↔ O ₂ +M	1.20E+17	-1.00	0
	H ₂ (2.40), H ₂ O(15.40), CO(1.75), CO ₂ (3.60)			
2	O+H+M ↔ OH+M	5.00E+17	-1.00	0
	H ₂ (2.00), H ₂ O(6.00), CO(1.50), CO ₂ (2.00)			
3	O+H ₂ ↔ H+OH	3.87E+04	2.70	6,260
4	H+O ₂ ↔ O + OH	2.65E+16	-0.70	17,041
5	H+OH+M ↔ H ₂ O+M	2.20E+22	-2.00	0
	H ₂ (0.73), H ₂ O(3.65)			
6	OH+H ₂ ↔ H+H ₂ O	2.16E+08	1.51	3,430
7	2OH ↔ O+H ₂ O	3.57E+04	2.40	-2,110
8	2H+M ↔ H ₂ +M	1.00E+18	-1.00	0
	H ₂ (0.00), H ₂ O(0.00), CO ₂ (0.00)			
9	2H+H ₂ ↔ 2H ₂	9.00E+16	-0.60	0
10	2H+H ₂ O ↔ H ₂ +H ₂ O	6.00E+19	-1.20	0
11	2H+CO ₂ ↔ H ₂ +CO ₂	5.50E+20	-2.00	0
12	O+CO+M ↔ CO ₂ +M	1.80E+10	0.00	2,385
	H ₂ (2.00), O ₂ (6.00), H ₂ O(6.00), CO(1.50), CO ₂ (3.50)			
13	O ₂ +CO ↔ O+CO ₂	2.50E+12	0.00	47,800
14	OH+CO ↔ H+CO ₂	4.76E+07	1.23	70

려하였다. 이들 화학종 사이의 반응은 참고 문헌 [10]에서 케로신/액체산소 로켓 노즐의 화학적 비평형 유동계산을 위해 사용된 14개 기본반응식을 사용하였다. 본 연구에서 사용된 기본반응식과 각 반응에 대한 순방향 반응속도 관련 계수들은 Table 1에 나타나 있다. 반응식에서 M은 제3체를 의미하며 각 반응의 순방향 반응속도 데이터는 GRI Mech 3.0^[11]에서 발췌하였다.

2.4 계산 모델

본 연구에서는 한국항공우주연구원에서 개발 중인 3단형 과학로켓(KSR-III)을 계산 모델로 하였다. 이 로켓은 직경이 1 m이며 동체 후방에 스킨트를 가진다. 케로신과 액체산소를 각각 연료와 산화제로 사용하며 동체 기저부 중심에

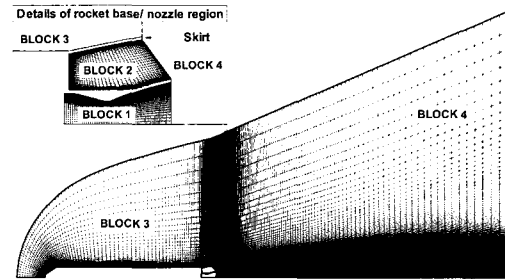


Fig. 1 Computational grid for rocket propulsive flowfield analysis

팽창비 3.5, 출구지름 0.58 m인 단일 노즐을 가진다. 계산 조건은 고도 30 km에서 비행 마하수 3.6인 경우이며 이 고도에서 동체 길이에 기준 유동의 레이놀즈 수는 1.15×10^7 이며 대기 압력에 대한 노즐 정체압력의 비 p_0/p_∞ 는 1152로써 노즐 출구에서 유동은 심한 과소팽창 상태가 된다.

계산격자는 Fig. 1에 나타난 것과 같이 총 4개의 블럭을 사용하여 형성하였고 플룸 영역은 노즐 출구 직경의 25배인 노즐 출구 후방 14.5 m 까지 고려하였다. 초기 계산은 총 42,585개의 사각격자를 사용하여 수행하였으며 수치해의 격자 의존성을 완화시키고 강한 유동 구배 영역에 대한 분해능을 향상시키기 위하여 최종해를 얻을 때까지 총 3회의 격자적용을 통하여 격자를 세분화하였다. 격자 적용에 의하여 하나의 사각격자는 4개의 사각격자로 분할되며 분할된 격자에 인접한 다른 격자는 그대로 원형을 유지하는 hanging node 방식의 격자 분할이 이루어진다. 로켓 동체와 플룸 유동에서 특징적으로 나타나는 충격파와 전단류 모두에 대하여 격자 적용이 이루어지도록 하기 위해 격자적용 제어 인자로 마하수의 일차 구배를 이용하였다. 기억용량 요구량이 가장 많은 다원화학종 반응유동 계산에서 가용한 기억용량(640 MB RAM)의 제약으로 서로 다른 세 가지 기체 모델을 사용한 계산에서 최종적으로 형성된 격자 수를 52,000개 미만이 되도록 격자 적용 인자를 조절하였다.

2.5 경계조건

초음속 유입류 원방경계에서는 모든 변수가 자유류 값으로 고정되고 초음속 유출류 경계에서는 모든 변수들이 외삽되도록 하였다. 로켓 동체 및 노즐 벽면에는 점착조건과 단열조건을 적용하였다. 자유류의 조건은 고도 30 km에서의 표준 대기 조건(압력 1197 Pa, 온도 226 K)과 화학조성을 사용하였고 자유류의 마하수는 3.6이다.

노즐 입구에서는 질유량(58.4kg/sec)과 정체온도(3380K), 속도 벡터의 방향각을 고정하였다. 노즐 입구에서 연소가스의 조성은 화학평형 프로그램^[12]에서 계산된 평형상태 화학조성을 사용하였다. 계산에 사용된 연소가스의 질량분율은 CO(0.4529), CO₂(0.2336), H₂O(0.2431), OH(0.0360), O₂(0.0150), H₂(0.0103), H(0.0019), O(0.0072)이며, 자유류의 질량분율은 N₂(0.7664), O₂(0.2332), CO₂(0.0004)이다.

난류 경계조건으로는 노즐 입구에서 1%의 난류강도와 함께 노즐입구 지름을 난류 특성길이로 주었고, 자유류에 대해서는 난류강도 1%, 분자점성계수에 대한 난류점성계수의 비를 0.01로 설정하였다.

3. 계산결과 및 검토

KSR-III 로켓이 고도 30 km에서 마하수 3.6으로 연소 비행하는 경우에 대한 유동장을 살펴보기 위하여 화학 반응 기체와 화학적 동결 기체 해석 결과에서 얻은 등마하수 선도를 Fig. 2에 나타내었다.

동체 전방의 궁형 충격파와 노즐 후방의 배럴 충격파, 플룸 충격파, 전단류 등이 나타나 있으며 배럴 충격파는 중심축에서 정규 반사되고 있다. 또한 노즐 내부에 형성된 노즐 충격파가 중심축에서 반사되어 배럴 충격파에 입사되고 있다. 궁형 충격파로 인해 그 후방 로켓 동체

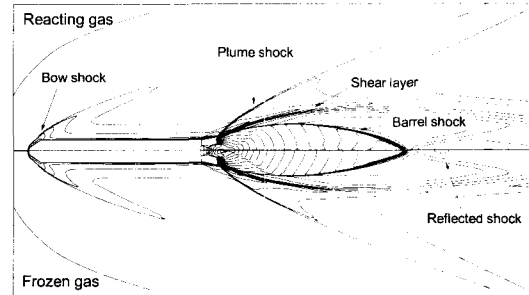


Fig. 2 Comparison of reacting and chemically frozen gas flowfields

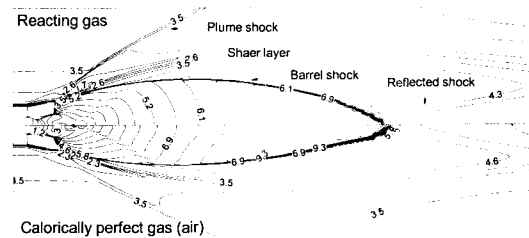


Fig. 3 Comparison of Iso-Mach lines for reacting gas and calorically perfect air in plume region

에 작용하는 온도와 압력은 전방 자유류의 값보다 상당히 증가되며 속도는 감소된다. 그림에서 알 수 있듯이 반응 기체와 화학적 동결 기체 계산에 따른 유동장 차이는 크게 나타나지 않았다. 반응 기체와 열량적 완전기체 사이의 기체 모델 차이에 의한 유동장의 변화를 보기 위하여 Fig. 3에 두 가지 기체 모델에 대한 연소 플룸 영역의 등마하수 선도를 비교하여 나타내었다. 배럴 충격파 내부 축선 상의 동일한 지점에서의 마하수는 열량적 완전기체가 더 높게 나타났는데 이것은 이 기체 모델을 사용한 계산에서 배럴 충격파 내부 영역의 온도가 더 낮게 나타나 속도가 감소되었기 때문이다. 배럴 충격파의 반사점 위치도 열량적 완전기체의 경우가 반응 기체보다 조금 더 후방에 나타났다.

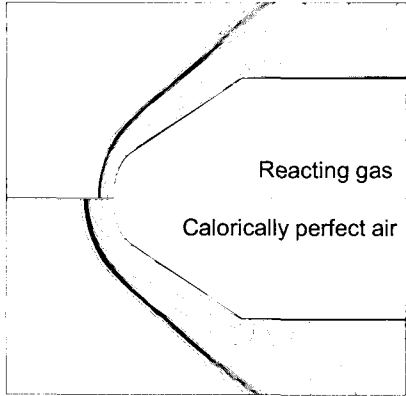


Fig. 4 Iso-Mach line comparison between reacting gas and calorically perfect air in nose region

로켓 선두부 영역의 등마하수 선도를 Fig. 4에 나타내었는데 궁형 충격파가 동체 표면으로부터 떨어져 있는 충격파 분리 거리는 열량적 완전기체의 경우가 반응기체보다 더 길게 나타났다. 뭉뚱한 물체에서 충격파와 분리 거리는 충격파 전후방 밀도 비(ρ_2/ρ_1)의 함수로써 이 값이 작을수록 분리 거리는 길어진다. Fig. 5에 나타낸 로켓 벽면 온도와 압력 분포에서 로켓 선두부 정체점의 압력은 세 기체 모델에서 거의 비슷함에도 불구하고 온도는 열량적 완전기체 모델에서 훨씬 높게 나타났으므로 이상기체 상태방정식에 따라 이 모델에서의 충격파 후방 밀도가 가장 낮게 된다. 따라서 ρ_2/ρ_1 가 반응기체 모델보다 작아져서 충격파와 분리 거리가 길게 나타난 것이다. 그러나 정체점 이외의 영역에서는 세 가지 기체 모델의 변화에 따른 동체 표면 온도의 차이가 50 K 이하로 나타나 기체 모델에 대한 의존성이 낮은 것으로 나타났다. Figure 6에는 로켓 동체 어깨 전방 0.3 m 지점에서 동체 벽면의 속도와 온도 경계층 형상을 나타내었는데 세 기체 모델에서 거의 동일한 경계층 형상을 보여주었다.

이상 검토된 사항들을 종합해 볼 때 고도 30 km, 비행 마하수 3.6 조건에서 본 연구에서 고려된 세 가지 기체 모델 변화에 따른 로켓 동체 주변 유동장의 변화는 미약하였다. 로켓의 공기역학적인 특성에 중요한 영향을 미치는 동체

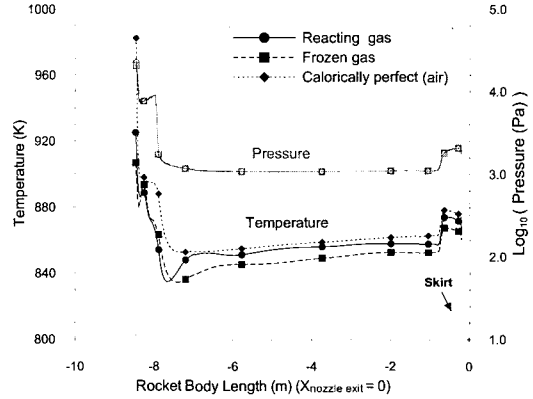


Fig. 5 Comparison of rocket body wall temperature and static pressure

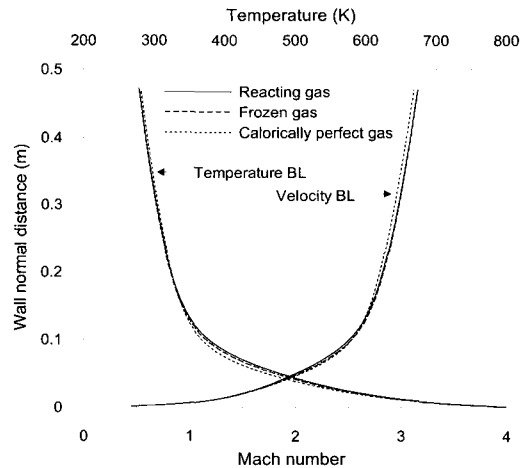


Fig. 6 Boundary layer profile comparison at 0.3 m ahead of rocket body shoulder

표면의 압력 분포와 경계층의 형상 등이 기체 모델에 관계없이 대체로 일정한 값을 나타내었으므로 연소 비행하는 로켓의 공기역학적 특성 해석을 위해서는 가장 간단한 열량적 완전기체 모델을 사용하여도 충분하다고 할 수 있다.

다음은 로켓 기저부와 플룸 영역을 고찰하기 위해 먼저 Fig. 7에 로켓 축을 따른 플룸 온도 변화를 나타내었다. 여기서 x -축의 원점은 노즐 출구를 의미한다. 과소 팽창된 플룸이 노즐 출구를 나오면서 유동이 급속히 팽창되어 배럴 충격파가 중심축에서 반사되는 지점에 이르기까지 온도가 빠른 속도로 감소한 후 이 지점에서

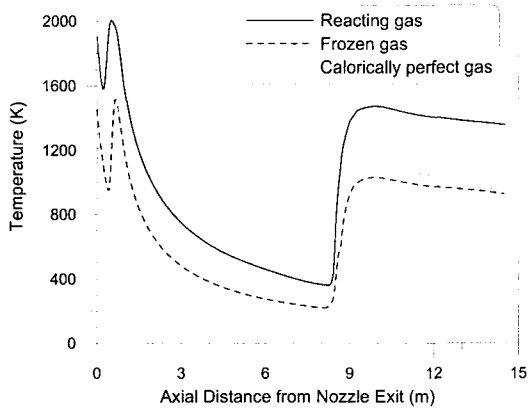


Fig 7. Plume temperature comparison along axis

순간적으로 온도가 증가되었다. 플룸의 온도는 반응 기체 경우가 가장 높게 나타났는데 이것은 노즐 내부에서 연소 가스를 구성하는 화학종들이 상호 반응하여 가스의 온도를 증가시켰기 때문이다. 노즐 출구 직후에 나타난 온도의 급상승은 노즐 충격파에 의한 것이다. 반응 유동과 동결 유동에서의 온도 차이를 살펴보면 배럴 충격파 반사지점 전방에 비하여 그 후방에서의 온도 차이가 더 증가되었음을 알 수 있는데 이것은 배럴 충격파 후방 영역에서 발열을 수반하는 화학 반응이 발생하였음을 시사한다.

노즐 출구에서의 온도 분포를 Fig. 8에 나타내었는데 앞에서 설명한 이유로 반응 기체에서 온도가 가장 높게 나타났고 열량적 완전기체가

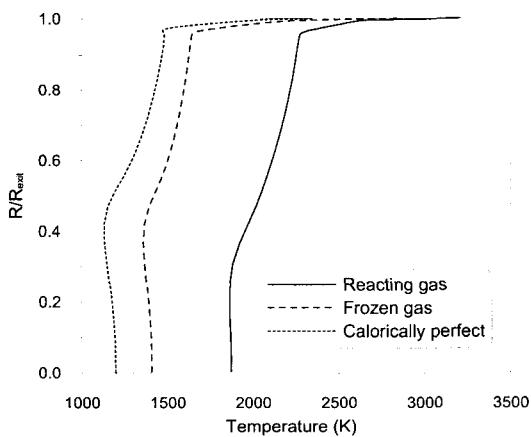


Fig. 8 Comparison of nozzle exit temperature

가장 낮은 온도를 나타내었다. 이 두 기체 모델에서 노즐 출구 온도 차이는 670 K 였으며 반응 기체와 동결 기체에서의 출구 온도 차이는 470 K 정도로 기체 모델에 따라 비교적 큰 차이를 보였다.

로켓의 기저부는 노즐 내부 유동이 이상 팽창되는 고도보다 더 높은 고도에서 과소 팽창된 연소가스가 상류로 역류됨에 따라 고온 환경에 노출되는 영역으로 이 영역에 대한 단열 설계를 위해서는 온도 예측이 필요하다. 각 기체 모델에서 예측된 기저부 온도를 Fig. 9에 나타내었는데 노즐 내부에서의 화학 반응에 의한 추가적인 온도 상승이 있는 반응 기체의 경우가 가장 높은 온도를 나타내었으며 동결기체와 열량적 완전기체는 거의 비슷한 온도를 나타내었다. 기체 모델의 차이에 따른 기저부의 온도 차이는 최고 230 K 정도로 나타났으며 이 영역에서는 외부에서 유입되는 차가운 대기의 영향으로 기체 모델에 따른 온도의 차이가 노즐 출구에서보다 감소되었다.

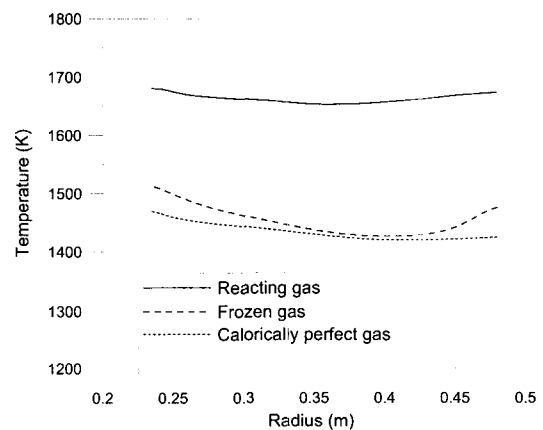


Fig. 9 Comparison of rocket base temperature

위에서 살펴본 바와 같이 로켓 기저부와 플룸의 온도는 사용된 기체 모델에 따라 상당한 차이를 보였는데 그 일차적인 원인은 노즐 출구에서의 온도 차이에 있다. 만약 노즐 내부 유동을 반응기체 모델로 별도 계산한 후 이를 경계조건으로 유동장을 계산하였다면 서로 다른 기체 모델에서의 온도 차이는 훨씬 감소하였을 것

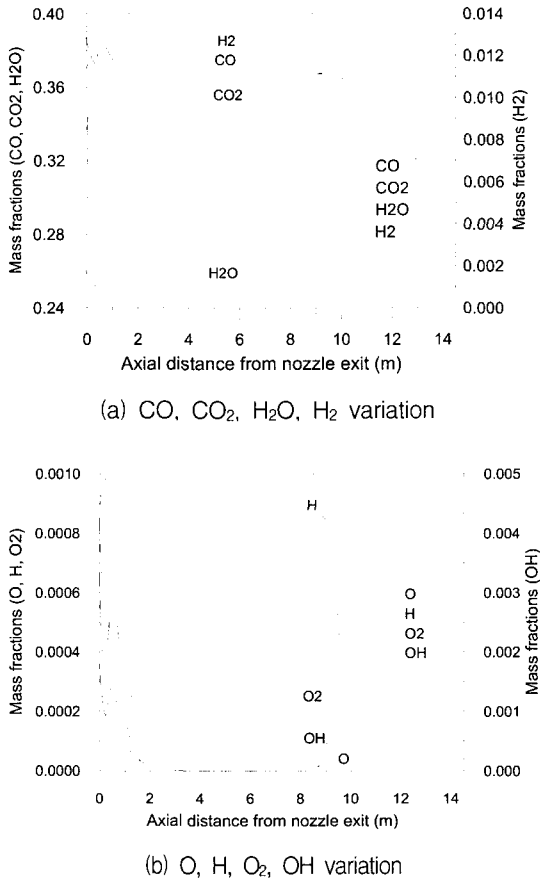


Fig. 10 Species mass fraction variation along plume axis

으로 생각된다. 위에서 살펴본 사항들을 토대로 볼 때 로켓의 플룸이나 로켓 기저부의 온도 예측을 위해서는 최소한 로켓 노즐 내부에서의 화학 반응을 고려한 해석이 이루어져야 함을 알 수 있다.

플룸 영역에서 일어나는 화학 반응을 구체적으로 살펴보기 위하여 플룸 중심축을 따른 각 화학종의 질량 분율 변화를 Fig. 10에 나타내었다. 모든 화학종은 노즐 출구 직후의 노즐 충격파를 지나면서 일정한 화학 조성의 변화를 겪은 후 그 후방에서는 거의 일정한 조성을 유지하다가 배럴 충격파가 반사되는 지점 후방에서 다시 화학조성의 변화가 발생하였다. 이것은 앞의 Fig. 7에 나타나 있는 대로 배럴 충격파가

중심축에서 반사되면서 그 후방에 고온 영역을 형성하기 때문이다. Table 1에 나타낸 여러 반응 중 이 영역에서 빠르게 일어나는 반응은 H₂O가 H와 반응하여 OH와 H₂를 형성하는 6번의 반응의 역반응과 CO의 산화 반응 과정에서 직접적인 산화 과정에 해당되는 14번 반응(OH+CO → H+CO₂)이었다. 그 결과 이 영역에서는 H₂O와 CO가 감소하고 CO₂가 증가하였다. 여러 화학종들 중에서 OH는 CO를 직접 산화시켜 CO₂를 형성하는 등 이 영역에서 일어나는 많은 반응에서 중요한 역할을 하였으며 그 결과 전체적인 OH의 농도가 증가하였다.

플룸에서 화학 반응이 활발히 일어나는 또 다른 영역은 전단류이다. 반응기체 계산의 경우 이 영역의 온도는 1,000 K 이상의 고온을 유지하였으며 Fig. 11에 나타낸 것과 같이 좁은 전

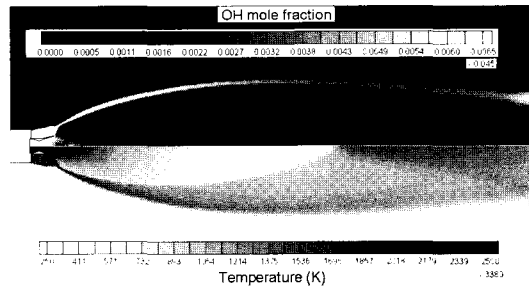


Fig. 11 OH mole fraction and temperature distribution from reacting gas computation

단류 층을 따라서 OH의 농도가 밀집되어 나타난 띠 모양의 형태를 보여주었다. 이것은 로켓 플룸에서 방출되는 자외선 신호와 밀접한 연관이 있다고 생각되어지며 실제로 반응 기체 플룸 해석에서 구해진 유동장 내 화학종 분포를 근거로 자외선 방출신호를 계산하여 이를 실제로 촬영된 로켓 자외선 사진과 비교 분석함으로써 발사된 로켓의 유형 확인 등 전략적인 목적에 이용되기도 한다. Fig. 11의 하반부에는 반응 기체 해석에서 얻은 온도 분포를 나타내었는데 전단류와 배럴 충격파 반사 후방 영역이 상대적으로 고온 영역으로 나타나 있음을 확인할 수 있다.

4. 결 론

본 연구에서는 KSR-III 로켓이 고도 30 km에서 마하수 3.6으로 비행하는 조건에 대하여 로켓 동체와 노즐 내부 및 플룸 유동장에 대한 통합적인 해석을 수행하였다. 기체 열-화학 모델이 유동장에 미치는 영향을 평가하여 로켓 유동장을 해석하는 목적에 가장 적합한 기체 모델을 사용할 수 있도록 하기 위하여 열량적 완전기체, 다원 화학종 반응기체, 그리고 화학적 동결기체의 세 가지 기체 모델을 사용하여 유동장을 해석하고 그 차이를 검토하였다.

로켓 동체 주위의 공력적 특성 해석이 주된 목적일 경우에는 연소 플룸이 있는 경우라 할지라도 가장 단순한 열량적 완전기체 모델을 사용하여 공학적으로 충분히 의미있는 해를 구할 수 있음을 알았다. 그러나 로켓 플룸의 온도나 기저부의 가열과 같은 열적인 문제가 주요한 관심 대상이라면 최소한 노즐 내부에서의 연소반응을 고려한 해석이 이루어져야 한다. 마지막으로 플룸이나 전단류에서의 화학 반응에 의한 자외선이나 적외선 방사신호(radiation signature) 계산에 필요한 데이터를 얻기 위해서라면 유한속도 화학반응을 고려한 해석이 이루어져야 함은 자명한 사실이다.

본 연구에서 내려진 결론은 고도 30 km, 비행 마하수 3.6인 경우의 로켓 유동장 계산 결과를 비교 검토하여 얻은 것이므로 이보다 더 낮은 고도와 마하수에서는 본 연구의 결론이 그대로 유효할 것으로 생각된다. 그러나 본 연구의 결론을 이보다 더 높은 고도와 더 큰 마하수에서 노즐 유동의 과소 팽창 정도가 극심한 경우 에까지 확대하여 적용할 수는 없으며 이러한 유동 영역에 대해서는 별도의 검토가 필요하다고 보여진다.

참 고 문 헌

1. Fluent 5 User's Guide, Fluent Inc., Oct. 2000.
2. Roe. P. L., "Characteristic based schemes for the Euler equations," Annual Review of Fluid Mechanics, Vol. 18, 1986, pp.337-365.
3. Launder, B. E., and Spalding, D. B., Lectures in Mathematical Models of Turbulence. Academic Press, London, England, 1972.
4. Shih, T.-H., Liou, W. W., Shabbir, A., and Zhu, J., "A New $k-\epsilon$ Eddy-Viscosity Model for High Reynolds Number Turbulent Flows- Model Development and Validation," Computers & Fluids, Vol. 24, No. 3, 1995, pp.227-238.
5. Sarkar, S., and Balakrishnan, L., "Application of a Reynolds Stress Turbulence Model to the Compressible Shear Layer," AIAA Paper 90-1465, 1990.
6. Wilke, C. R., "A viscosity Equation for Gas Mixture," Chem. Physics, Vol. 18, No. 4, 1950, pp.517-519.
7. Kuo K., Principles of Combustion. Wiley and Sons, 1976.
8. 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.
9. 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.
10. 최정열, 최한석, 김영목, "KSR-III 로켓 노즐유동의 열화학적 성능해석," 제 22회 한국연소학회 Symposium 논문집, 2001, pp.90-98
11. Gregory P. Smith, David M. Golden, Michael Frenklach, Nigel W. Moriarty, Boris Eiteneer, Mikhail Goldenberg, C. Thomas Bowman, et al., http://www.me.berkeley.edu/gri_mech/
12. McBride, B. J., and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Application," NASA RP 1311, June 1996.