

단일화학종 비반응 해석 모델을 사용한 로켓 연소후류 유동해석 연구

강선일*, 허환일**

A CFD Study for Rocket Exhaust Flow using Single Species, Unreacted Flow Model

Sun-Il Kang*, Hwan-Il Huh**

Abstract

The Single Species, Unreacted Flow Model which is effectively applicable on the computational analysis of rocket exhaust flow is introduced in this paper. The basic concept of this model had been originated from chemically frozen analysis of hot air but it was complemented by compensating molecular weight and specific heat which was obtained CEA code analysis of exhaust plume. Comparing single species, unreacted model with the finite chemistry model, unreacted model can reduce calculation time to 1/5 while it makes similar simulation results.

초 록

본 논문을 통해 로켓 연소후류 전산해석에 적합한 단일화학종 비반응 해석 모델을 소개하였다. 이 모델의 기본적 개념은 고온 공기에 대한 동결 유동해석 기법에서 출발하였으나, 연소 후류에 대한 CEA 해석을 통해 구한 분자량 및 비열 값의 보정을 통해 동결 유동해석의 단점을 보완하였다. 단일화학종 비반응 해석모델과 유한속도 화학반응 해석 모델의 비교를 통해, 유사한 해석 결과를 얻는데 비반응 모델이 해석시간을 약 1/5 정도로 감소할 수 있음을 확인하였다.

키워드 : 연소 후류 (rocket exhaust flow), 전산해석(CFD), 반응 모델(reaction model), 비반응 모델 (unreacted model)

1. 서 론

액체 로켓은 인공위성을 우주로 보내는 발사체의 추진기관으로써 오랜 역사를 가지고 있다. 최근 두 차례 비행시험을 수행한 KSLV-1 발사체는 케로신과 액체산소 추진제 조합의 액체 로켓

엔진을 추진기관으로 사용하고 있다. 액체 로켓 엔진은 연소 시 발생하는 고온1 고속의 연소 후류를 발생하는데, 발사대 설계에 있어 연소 후류로 인한 발사체 자체 및 발사대 시설에 미치는 영향을 최소화 하는 것은 중요한 고려사항이다. 이러한 연소 후류의 영향을 파악하기 위해 축소

접수일(2012년 5월 9일), 수정일(1차 : 2012년 6월 14일, 게재 확정일 : 2012년 7월 1일)

* 발사대개발팀/aerodol@kari.re.kr ** 충남대학교 항공우주공학과/hwanil@cnu.ac.kr

모델 실험사를 가 유체 해석 기법을 활용한 예측 등의 방법이 사용되곤 한다.

그런데 연소 후류는 기본적으로 고온의 초음속 유동이므로 충격파를 동반하는 복잡한 유동특성을 가지고 있으며, 발사대에서는 화염유도로와 같은 지상 구조물로 인해 유동이 편향 되는 등 더욱 복잡해진다. 또한 후류 자체의 높은 온도 및 벽면에서의 에너지 변환 등에 의해 발생하는 국부적인 고온부는 구성 물질의 해리와 재결합을 통해 화학 조성의 변화를 가져온다. 근래에 발달된 컴퓨터와 다양한 계산 코드의 사용 등을 통해 화학 조성 변화를 고려한 유동 해석 연구가 다양하게 제시되고는 있으나, 화학조성변화를 고려하는 유동 해석은 매우 높은 계산 능력과 계산 시간을 요구하고 있는 것도 사실이다. 실제적인 엔지니어링 문제에서는 현상을 되도록 정확히 모사하면서 가능한 적은 자원을 소모하는 방안이 필요하기 때문에 정확성은 다소 떨어지더라도 적절한 엔지니어링 모델을 선택하는 트레이드오프가 필요하다. 본 논문에서는 발사대 화염유도로 내부 유동해석을 목적으로 하는 엔지니어링 모델인 단일화학종 비반응 해석 모델을 소개하고자 한다.

2. 본 론

2.1 연소 후류 해석 모델

연소 후류 유동 해석은 연소 후류에서 발생하는 열에 의한 기저부 가열문제, 스펙트럼 분석을 통해 로켓 종류에 따른 연소 후류 고유 특성 해석, 고도에 따른 연소 후류의 형상 파악 또는 후방 재 연소 특성 파악, 연소 후류로 인한 소음 문제 등에 적용되어 왔다^{[1][2][3][4]}. 어떠한 결과에 중점을 두느냐에 따라 해석의 방향은 열적 특성 파악, 소음 특성 파악, 연소 생성물 특성 파악으로 분류될 수 있다. 이에 따라 적절한 해석 모델을 사용해야 하는데, 열적 특성 파악이나 소음 특성 파악은 주로 동결 유동해석 방법이 사용되어 왔으며 연소 생성물 파악에는 연소 후류의 화학 반응이 중요하므로 화학반응을 고려할 수 있는 해석 모델이 사용되어 왔다. 최근에는 열적

특성 파악에도 화학 반응을 고려하는 것이 추세인데, 이는 고온으로 갈수록 동결 유동해석이 실제 현상과 차이를 보이기 때문이다. 다만, 이 경우 발열량이 큰 몇몇 화학반응만을 고려하는 방법이 사용되곤 한다.

본 논문에서 소개하는 단일화학종 비반응 해석 모델은 연소 후류로 인한 로켓 기저부 가열문제에 대한 엔지니어링 적 접근을 위해 고안된 모델로서^{[1][5]}, 기본적으로 동결 유동해석의 변형 모델로 볼 수 있다. 이는 노즐 출구에서 재 연소 영역까지의 연소 후류는 화학 조성에 별다른 차이가 없다는 연구 결과^{[1][5][6][7]}에 착안한 것이다. 단일화학종 비반응 해석 모델을 일반적인 동결 유동 해석과 구분 짓는 특징을 노즐 유동을 통해 설명하면, 동결 유동 해석이 노즐에서 팽창을 통한 에너지 회복을 고려하지 못하기 때문에 노즐 출구 온도가 낮게 예측되는 것을, 비열을 화학 평형 해석을 통해 유추한 온도의 함수로 정의함으로써 실제와 유사한 노즐 출구 온도를 예측할 수 있다는 것이다.

본 논문에서는 단일화학종 비반응 해석 모델의 특징을 소개하고, 연소 후류 유동해석에 널리 사용되고 있는 유한속도 화학반응 해석 모델과의 비교 해석을 통해 단일화학종 비반응 해석 모델의 특성을 보여주고 있다.

2.1.1 해석용 엔진

먼저 연소후류의 발생원인 가상의 액체로켓 엔진을 KSLV-1의 1단에 채용된 RD-191 엔진 데이터^[8]를 기초로 채택하였다. 가상 엔진의 성능 데이터와 형상은 Table. 1, Fig. 1과 같다.

Table 1. Design parameters and values of rocket engine

Parameter	Design Value
추력(Sea Leve)	170 ton _f
연소실 압력	257.5 bar
산소 농도비(O/F Ratio)	2.75
노즐 출구 직경	1445mm
팽창비 (Expansion Ratio)	36

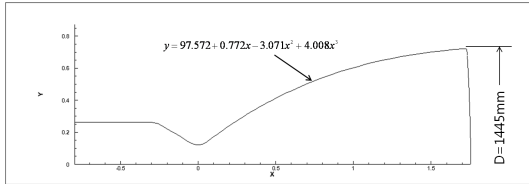


Fig. 1. Configuration of a pseudo rocket engine

2.1.2 연소 성능 해석

결정된 엔진 성능 변수와 노즐 형상을 기초로 대표적인 연소 성능해석 프로그램인 CEA(Chemical Equilibrium Analysis)^[9] 코드를 사용하여 연소성능 해석을 수행하였다. 가상엔진의 연소성능 해석 결과는 Table 2, Table 3과 같다.

Table 2. Thermodynamic Properties

성능 변수	해석 결과
연소실 온도 (T_{ch})	3894 K
출구 마하수 (M_e)	3.876
출구 분자량(m_e)	26.528
출구 정압 비열 C_p (kJ/kg-K)	1.9492
출구 비열비($\gamma = C_p/C_v$)	1.194
출구 압력 (P_e)	0.734 bar
출구 온도(T_e)	1971 K
출구 음속(a_e)	858.8

Table 3. Chemical compositions of engine exhaust gas

화학종	해석결과(CEA)	
	노즐입구	출구
CO	0.328609	0.230540
CO ₂	0.323476	0.477491
H	0.000846	0.000016
H ₂	0.005214	0.005433
H ₂ O	0.256262	0.286353
O	0.007596	0
OH	0.046567	0.000167
O ₂	0.031431	0

또한 노즐 내부의 연소성능 변화를 그래프로 표현하면 다음 Fig. 2와 같다. Fig. 2에서 팽창비 (A_e/A_t) 0은 연소실(combustion chamber)의 성능 수치를 나타내며, 1은 노즐 목(throat)의 성능 값을 나타내고 있다.

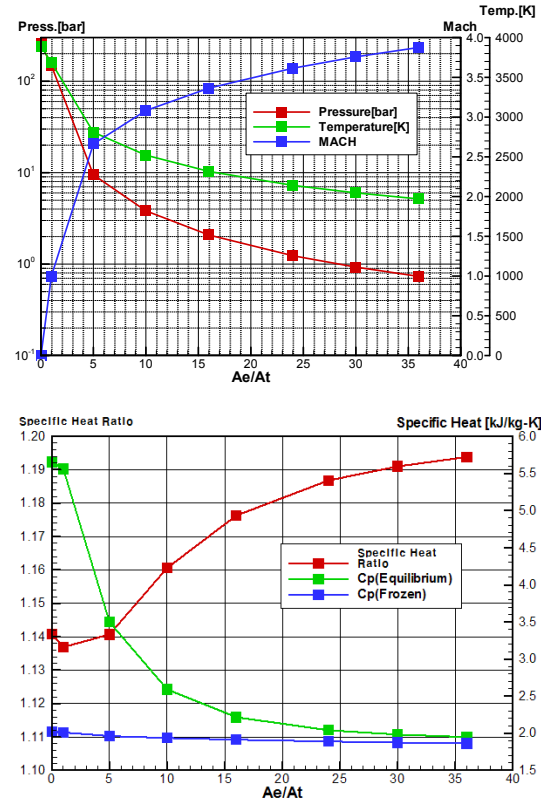


Fig. 2 Results of equilibrium analysis of rocket nozzle^{[6][7]}

2.1.3 유한속도 화학 반응 해석 모델

단일화학종 비반응 해석모델과의 비교를 위해 먼저 화학반응을 고려한 로켓 엔진 연소 후류 유동해석을 수행하였다. 케로신-산소 추진제 조합을 갖는 액체 로켓 엔진의 노즐 내부 유동 및 연소 후류 유동은 많은 화학종을 포함하기 때문에 모든 화학종에 대한 반응을 고려하는 것은 매우 어려운 일이다. 더욱이 케로신을 포함하는 임의

의 탄화수소 연료의 연소 생성물에 대한 화학 반응식은 대부분 알려져 있지 않기 때문에 모든 화학종에 대한 고려는 사실상 불가능하다. 따라서 연구 목적에 맞게 특정 화학종에 대한 반응만을 고려하는 유한속도 화학반응 해석 방식이 일반적으로 적용된다. 기존 연구에서 Ebrahimi 등은 C-H-O-N 계통의 연료에 대한 11화학종 반응 모델을 사용한 해석을 수행하였고^[10], Hong, Wright 등은 9화학종 10 반응모델을 사용한 해석을 수행한 바 있다^{[11][12]}. 국내에서는 최정렬 등이 수행한 3단형 과학로켓 플룸 해석에 9화학종 14개 반응식을 사용한 유한속도 화학반응 모델 해석이 수행된 바 있다^[13].

본 논문에서는 3단형 과학로켓 연소 후류 해석에 사용된 9화학종 14 반응식 해석모델을 사용하여 로켓 연소 후류에 대한 유동해석을 수행하였다.

2.1.4 단일화학종 비반응 해석 모델

화학반응을 고려한 유동해석이 연소 후류의 온도 예측에 보다 정확한 해를 제공하는 것은 사실이다. 하지만 이는 높은 계산능력을 가진 계산기와 장시간의 계산시간을 소요하는 어려운 작업이며, 대부분 슈퍼컴퓨터급의 계산기를 이용하여 장시간 계산을 수행하여야 한다.

본 연구에서는 비교적 적은 계산 능력 (Intel i7™ processor, 8GB RAM)과 수용 가능한 수준의 계산시간을 목표로 해석 모델의 단순화를 시도하였다. 즉, 단순화를 위해 연소 후류 유동에서 화학반응을 고려하지 않고, 연소 후류의 물성을 고온의 공기(air)로 가정하였다. 다만, 화염유도로 유동에서 가장 중요한 온도 특성을 화학반응 유동과 유사하게 가져가기 위해 분자량과 비열 값을 조정하였다. 즉, 구성 화학 성분이 복잡한 케로신과 산소가 혼합되어 연소함으로써 발생하는 복잡한 화학종을 가진 연소 후류 대신에 공기를 단일 구성 물질로 가정(단일화학종)하였고, 연소 후류의 고온으로 인해 발생하는 화학반응을 고려하지 않는(비반응) 가상의 유체를 통해 해석을 수행하였다. 본 논문에서는 이를 '단일화학종 비

반응 해석 모델(Single Species, Unreacted Model)'이라 칭하였다.

2.1.5 단일화학종 비반응 해석모델의 특징

동결 유동해석 방식을 적용한 연소 후류 해석에서는 통상 연소 후류의 물성을 고온의 공기로 가정한다. 본 논문에서는 보다 정확한 해석을 위해 해석 모델의 분자량을 보정해 주는 방식을 적용하였다. 즉, 공기의 분자량인 24 대신 화학 평형 해석 해석을 통해 얻은 노즐 출구의 분자량인 26.528을 해석 모델의 분자량으로 적용하였다. 또한 액체로켓 엔진의 연소에서 발생하는 연소 후류의 분자량은 연소실에서 노즐 입구까지 계속 변화하지만 노즐 내부 및 후류 유동에서 분자량은 거의 변화가 없기 때문에^{[5][8][9]} 연소 후류에서의 분자량 변화는 고려하지 않았다. 기타 연소 후류의 물성은 공기와 동일한 값으로 설정하여 해석의 단순화를 도모하였다. 열전도도 등도 공기와 동일하게 설정하였다^{[8][9]}.

연소 후류 온도 예측에 있어 분자량만큼 중요한 파라미터로 비열(specific heat)이 있다. 비열은 팽창과정에서 비열비를 결정하는 가장 중요한 물성으로 온도에 대한 함수로 표현된다. 그런데 CEA와 같은 연소성능 해석 tool에서는 평형상태(equilibrium) 해석을 기준으로 하기 때문에 실제 연소상태인 비평형(non-equilibrium) 상태 비열값과는 차이가 있기 마련이다. 실제 유동은 평형상태 연소와 동결 평형(frozen equilibrium) 사이의 값을 가질 것이므로, 단일화학종 비반응 해석 모델에서는 평형 상태와 동결 상태의 비열 값을 가중 평균한 몇 가지 비열 함수를 가정하여 비교하였다^{[8][9]}. Fig. 3에서는 총 네 가지 비열 함수 모델에 대한 온도별 비열값을 보여주고 있다. Cp model 0은 평형 해석에 의한 온도에 따른 정압 비열 변화이며, Cp model 4는 동결 유동해석의 온도에 따른 Cp값 변화이다. Cp model 1은 model 0과 model 4를 단순 평균하였고, Cp model 2는 model 1과 model 4의 평균, Cp model 3은 model 2와 model 4의 평균으로 정하였다.

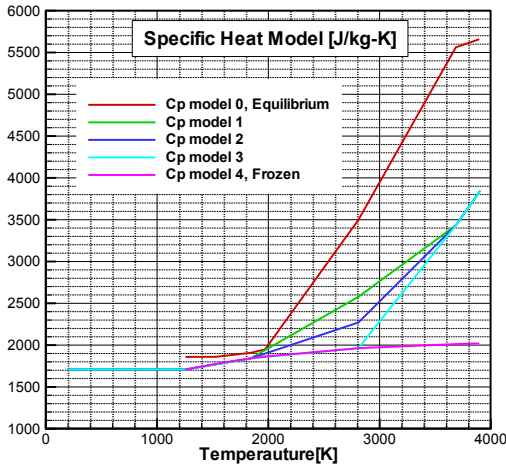


Fig. 3. Comparison of specific heat model^[7]

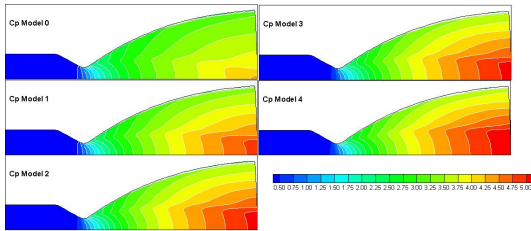


Fig. 4. Mach number distributions in nozzle through specific heat model^[7]

다음 Fig. 4는 각 비열 함수에 대한 노즐 내부 연소 성능해석 결과이다. 해석 결과를 비평형 연소 성능 해석결과와 비교함으로써 어떠한 비열 함수 값이 적절한 가에 대한 판단 기준을 삼았다. 계산 결과를 보면 Fig. 4와 같이 노즐 출구에서 온도, 압력, 마하수에 있어서 상당한 차이가 나타난다. 노즐 내부의 전 영역에서 마하수 분포를 그려보면 그 차이는 좀 더 명확하여 진다.

Table 4에 나타난 노즐 출구의 평균값만을 보면 Cp model 1이 Table 2의 1차원 평형 유동과 실제로 거의 비슷한 값을 나타낸다. 따라서 Cp model 1을 가장 적절한 비열 함수로 판단하였고, 단일화학종 비반응 해석모델에 적용하였다. Fig. 3의 Cp model 1의 온도에 따른 비열값은 Table 5와 같으며, 해석에 적용할 때의 각 온도 사이 값은 선형 보간을 적용하여 구하였다.

Table 4. Nozzle exit value(temperature, Mach number, pressure) through specific heat model^[7]

	Temp. [K]	Mach	Pres. [Pa]
Cp model 4	1424	4.26	75197
Cp model 3	1685	4.10	77285
Cp model 2	1802	3.99	81507
Cp model 1	1920	3.89	85788
Cp model 0	2605	3.57	106930

Table 5. Specific heat variation through temperature in Cp model 1^[7]

온도 [K]	200	1260	1840	2810	3685	3900
비열 [J/kg-K]	1709.5	1710	1841	2578	3432	3838

2.2 해석 모델 비교

단일화학종 비반응 해석 모델의 적절성을 확인해 보기 위해 본 논문에서는 유한속도 화학반응 해석 모델에 대해 동일 조건에서 유동해석을 수행하여 그 결과를 비교해 보았다.

해석에 사용된 Solver는 상용 유동해석 프로그램으로 널리 사용되고 있는 FLUENTTM를 사용하였다. 초음속 압축성 난류 유동 해석은 레이놀즈 평균 Navier-Stokes 방정식의 수치 해석을 통하여 접근하였고, 난류 영향 해석을 위해서 SST k- ω 난류 모델을 적용하였다.

2.2.1 지배방정식

일반적으로 자연계의 유체 유동을 수학적으로 다루기 위해서는 세 가지 보존 법칙과 방정식을 이용한다.

- 질량 보존의 법칙 → 연속 방정식
- 운동량 보존의 법칙 → 운동량 방정식
- 에너지 보존의 법칙 → 에너지 방정식

위 세 가지 방정식은 각 변수에 대한 표기법, 수식의 표현 방법에 따라 다양한 형태로 표현된

다. 본 논문에서 다루는 로켓 연소 후류에 대한 해를 구하기 위해서는 위 세 가지 보존 법칙에 대한 비정상(unsteady), 압축성(Compressible), 점성(Viscous) 유동의 해를 구하여야 한다. 이 경우 세 가지 보존법칙에 대한 수학적 표현은 아래와 같다. 사용된 표기법 및 수식의 표현 형태는 J. D. Anderson의 "Computational Fluid Dynamics"^[14]에 따랐다.

Continuity Equation

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{V}) = 0 \quad (1)$$

Momentum Equation

x-component :

$$\frac{\partial(\rho u)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho u \vec{V}) = -\frac{\partial p}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{xx}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yx}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zx}}{\partial z} + \rho f_x \quad (2)$$

y-component :

$$\frac{\partial(\rho v)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho v \vec{V}) = -\frac{\partial p}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{xy}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yy}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zy}}{\partial z} + \rho f_y \quad (3)$$

z-component :

$$\frac{\partial(\rho w)}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho w \vec{V}) = -\frac{\partial p}{\partial z} + \frac{\partial \tau_{xz}}{\partial x} + \frac{\partial \tau_{yz}}{\partial y} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} + \rho f_z \quad (4)$$

Energy Equation

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t} \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \right] + \nabla \cdot \left[\rho \left(e + \frac{V^2}{2} \right) \vec{V} \right] = \\ \rho q + \frac{\partial}{\partial x} \left(k \frac{\partial T}{\partial x} \right) + \frac{\partial}{\partial y} \left(k \frac{\partial T}{\partial y} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) \\ - \frac{\partial(u\tau_x)}{\partial x} - \frac{\partial(v\tau_y)}{\partial y} - \frac{\partial(w\tau_z)}{\partial z} \\ + \frac{\partial(u\tau_{xx})}{\partial x} + \frac{\partial(u\tau_{yx})}{\partial y} + \frac{\partial(u\tau_{zx})}{\partial z} \\ + \frac{\partial(v\tau_{xy})}{\partial x} + \frac{\partial(v\tau_{yy})}{\partial y} + \frac{\partial(v\tau_{zy})}{\partial z} \\ + \frac{\partial(w\tau_{xz})}{\partial x} + \frac{\partial(w\tau_{yz})}{\partial y} + \frac{\partial(w\tau_{zz})}{\partial z} + \rho \vec{f} \cdot \vec{V} \end{aligned} \quad (5)$$

2.2.2 계산 결과 비교

9화학종 14반응식의 유한속도 화학반응을 고려한 유동해석과, 화학반응이 고려되지 않는 비반응 단일화학종 해석 모델에 대해 동일한 해석 조건으로 유동해석을 수행하였고, 수행 결과에 대한 온도 Contour를 Fig. 5, Fig. 6에 각각 나타

내었다.

두 그래프를 비교해 보면 비교적 저속인 노즐 후류 수축부에서 반응모델이 비반응 플룸 모델에 비해 높은 온도 영역이 조금 넓게 분포하는 것을 알 수 있다. 하지만 그 차이가 크지 않고, 차이가 나는 영역 또한 매우 국소적이라 전체적으로 유의미한 차이를 확인할 수는 없었다. 따라서 온도 Contour 비교에서는 비 반응모델로도 연소 후류 해석이 충분히 가능함을 확인할 수 있었다.

다음으로 두 모델의 해석 결과 차이를 직접적으로 비교하기 위해 온도, 압력 및 마하수 분포를 그래프를 그려 보았다.

축방향 온도분포를 표현한 Fig. 7과 반경방향 온도분포를 나타내는 Fig. 8을 살펴보면, 앞서 Contour 비교와 마찬가지로 유의미한 차이를 찾을 수 없었다. 이는 압력분포를 비교한 Fig. 9와

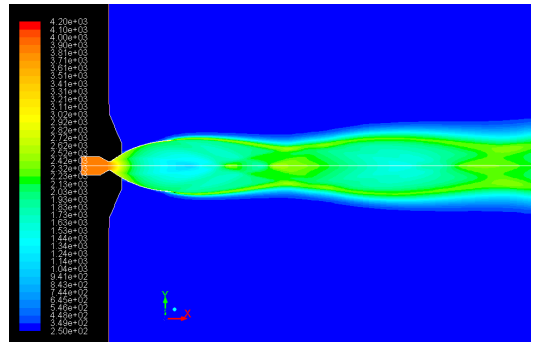


Fig. 5. Temperature contour for unreacted plume model

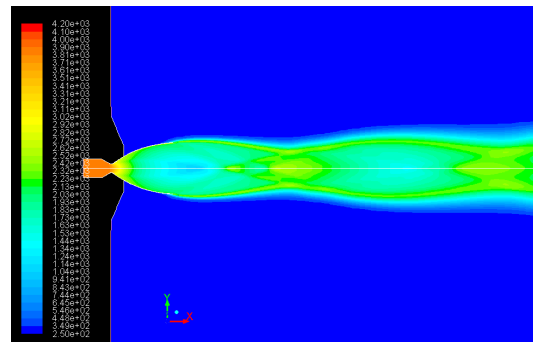


Fig. 6. Temperature contour for finite reaction model

축방향 속도(마하수) 분포를 비교한 Fig. 10에서도 역시 차이를 찾을 수 없었다.

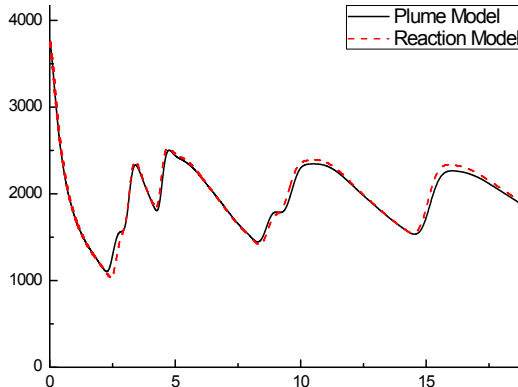


Fig. 7. Comparison of plume model vs finite reaction model-axial temperature distribution

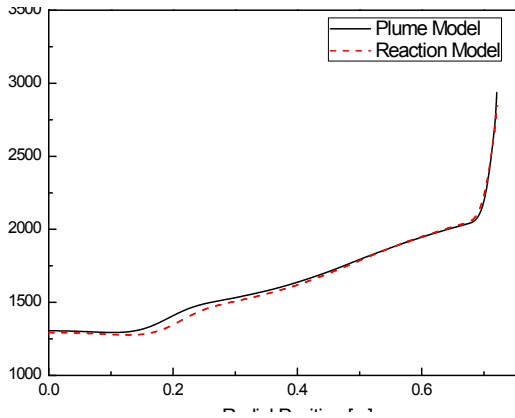


Fig. 8. Comparison of plume model vs finite reaction model-radial temperature distribution

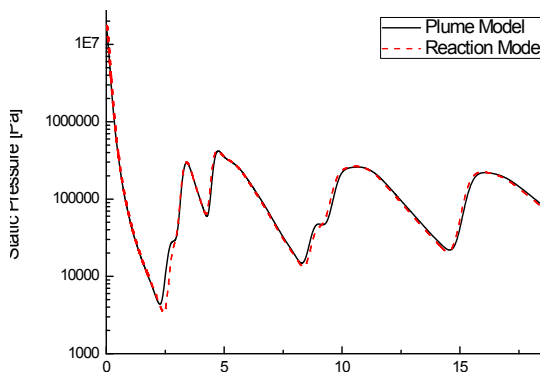


Fig. 9. Comparison of plume model vs finite reaction model-axial pressure distribution

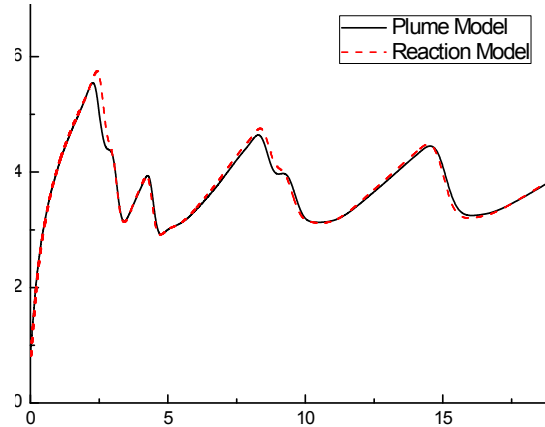


Fig. 10. Comparison of plume model vs finite reaction model-axial velocity(Mach No.) distribution

2.2.3 계산시간 비교

지금까지 두 가지 모델을 비교한 결과를 보면 알 수 있듯이, 장애물이 없는 자유류(free-stream) 형태의 로켓 연소 후류의 경우 두 가지 모델에서 큰 차이가 없음을 알 수 있었다. 이는 로켓 연소 후류의 중심부 영역에서는 화학반응이 거의 일어나지 않기 때문으로 볼 수 있는데, 로켓 연소 후류는 유속이 매우 빨라서 화학반응이 일어나기 전에 반응 물질이 흘러가 버리기 때문이다 [11][15][16].

다음으로 두 가지 해석 모델에 대한 해석시간을 비교하여 Table 6에 그 결과를 나타내었다. Table 6에 따르면 비반응 해석 모델을 사용하는 것이 반응 모델 계산에 비해 약 1/5 수준의 계산시간을 필요로 하므로 더 효율적임을 알 수 있다.

Table 6. Comparison of computation time of plume model vs finite reaction model

Computation Time	
비반응 플룸 모델 해석	0.041 min/time-step
반응 모델 해석	0.216 min/time-step

따라서 유속이 매우 빠르고 주변 대기와의 혼합이 없는 경우 비반응 모델을 이용한 유동해석도 의미 있는 결과를 얻을 수 있을 것이다. 특히 복잡한 해석이나, 기본 설계 차원에서 다양한 경우에 대한 해석이 필요할 경우 본 논문에서 소개하는 단일화학종 비반응 해석 모델이 좋은 대안이 될 수 있다.

3. 결 론

로켓 연소후류에 대한 전산유체 해석을 위한 해석 모델로서 단일화학종 비반응 해석 모델을 소개하였다. 이 모델은 동결 유동해석 기법의 일종으로, 연소 후류의 물성을 고온의 공기로 가정하되 CEA 해석 결과에 기반한 분자량 및 비열 비 보정을 동반하는 해석 모델이다.

본 논문에서는 9화학종 14 반응식의 유한속도 반응모델과 단일화학종 비반응 해석 모델을 비교 해석하여 그 결과를 비교하였다. 비교 결과 두 해석 모델의 온도장은 거의 차이를 보이지 않지만 해석에 소요되는 시간은 단일화학종 비반응 해석모델이 1/5 정도만 사용하고 있음을 확인하였다. 따라서 단일화학종 비반응 모델이 연소 후류 열특성 해석에 보다 효율적인 해석 모델이 될 수 있음을 확인하였다.

참 고 문 헌

1. 김성룡, 김인선, “로켓엔진 병렬화에 의한 저부가열의 수치적 예측”, 한국전산유체공학회지, 제9권 제 3호, 2004
2. A. A. Alexeenko, N. E. Gimelshein, D. A. Levin et. al., “Modeling of Flow and Radiation in the Atlas Plume”, J. of Thermodynamics and Heat Transfer Vo. 16 No. 1, 2002
3. S. F. Gimelshein, D. A. Levin, A. A. Alexeenko, “Modeling of Chemically Reacting Flows from a Side Jet at High Altitudes”, J. of Spacecraft and Rockets Vol. 41 No. 4, 2004
4. Eldred, K.M., and et al., “Acoustic Loads Generated by the Propulsion System”, NASA SP-8072, June 1971
5. 김성룡, 김인선, “클러스터 엔진의 고도별 저부 유동 특성 해석”, KARI-TAT-TM-2010-003, 한국항공우주연구원, 2010
6. “Design Data for KSLV-1”, Critical Design Package for KSLV, 한국항공우주연구원
7. 김성룡 외, “발사대 화염유도로 분석을 위한 KSLV-I 플룸 해석 (I)”, 한국항공우주학회 2010년 춘계학술발표회 논문집, 2010
8. 강선일, “물 분사가 로켓 연소후류 유동장에 미치는 영향에 관한 연구”, 충남대학교 대학원 박사학위 논문, 2012
9. Gorden S., Mcbridge B. J., “Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Applications”, NASA RP-1311, 1996
10. H. B. Ebrahimi, J. Levine, A. Kawasaki, “Numerical Investigation of Twin-Nozzle Rocket Plume Phenomenology”, 35th Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, AIAA 97-0264, 1997
11. J. S. Hong, D. A. Levin, R. J. Collins, J. Emery, A. Tietjen, “Comparison of Atlas Ground Based Plume Imaginary with Chemically Reacting Flow Solutions”, 32nd AIAA Thermophysics Conference, AIAA-1997-2537, 1997
12. 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”, 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, AIAA-1998-3622, 1998
13. 최정열, 최환석, 김영목 “KSR-III 로켓 노즐의 열화학적 성능해석”, 제 22회 KOSCO Symposium 논문집, 2001
14. J. D. Anderson, "Computational Fluid

Dynamics : the basics with applications",
McGraw-Hill, 1995

15. 최환석, 문윤완, 최정열, "유한속도 화학반응을 고려한 초음속 로켓의 플룸 유동해석", 한국항공우주학회지 30권 제 1호, 2002
16. Jiang Yi, Ma Yanli, Wang Weichen, Shao Liwu, "Inhibition Effect of Water Injection on Afterburning of Rocket Motor Exhaust Plume", Chinese Journal of Aeronautics, Vol. 23, 2010