論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2012.40.10.862>

500 N급 과산화수소/케로신 로켓엔진의 추진제 액적 분무와 증발을 고려한 연소 수치해석

하성업*, 이선미*, 문인상*, 이수용*

Numerical Simulations on Combustion Considering Propellant Droplet Atomization and Evaporation of 500 N Class Hydrogen Peroxide / Kerosene Rocket Engine

Seong-up Ha*, Seon-mi Lee*, In-sang Moon* and Soo-yong Lee*

ABSTRACT

The numerical simulations on 500-N class rocket engine using 96% hydrogen peroxide and kerosene have been conducted, considering atomization, evaporation, mixing and combustion of its propellants. The grid containing 1/6 part of combustion chamber has been generated and it is assumed that 3 kinds of liquid-phase propellants (kerosene, hydrogen peroxide and water) were injected as hollow cone spray pattern, using Rosin-Rammler function for distribution of droplet diameter. For the calculation of combustion the eddy-dissipation model was applied. Owing to small size of combustion chamber and large specific heat / latent heat of hydrogen peroxide and water the propulsion characteristics were highly influenced by the size of droplet particles, and in this analysis the engine with droplet particles of 30 micron in average has shown the best propulsion performance.

초 록

96% 과산화수소와 케로신을 추진제로 사용하는 500 N 급 로켓엔진에 대하여 추진제의 분무, 기화, 혼합, 연소를 포함하는 수치해석을 수행하였다. 1/6 조각의 연소실을 격자로 생성하였으며, 세 가지 종류의 액체상 추진제(케로신, 과산화수소, 물)가 속이 빈 콘 형태로 공급되는 분무를 모사하였고, Rosin-Rammler 함수에 따른 액적크기 분포를 가정하였으며, 연소 해석에는 와류소산모델을 사용하였다. 본 계산에서는 작은 연소실 크기, 그리고 과산화수소 및 물의 큰 잠열 및 비열로 인하여 평균 액적 크기 변화에 따라 큰 성능의 차이를 나타냈으며, 평균 액적 크기가 30 micron인 경우 가장 좋은 추진성능을 보여주었다.

Key Words : Rocket Engine (로켓엔진), Hydrogen peroxide (과산화수소), Kerosene (케로신), Atomization (분무), Evaporation (증발), Combustion (연소), Discrete Phase Model(이산상모델), Eddy Dissipation Model (와류소산모델)

† 2011년 12월 12일 접수 ~ 2012년 10월 2일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 미래로켓연구팀

교신저자, e-mail : haje@kari.ac.kr

대전광역시 유성구 과학로 169-84

1. 서 론

지금까지 로켓엔진의 추진제로는 다양한 종류의 화학물질이 사용되어져 왔다. 특히 이원추진

제 로켓엔진을 살펴보면 연료로는 수소계, 아민계, 하이드라진계, 탄화수소계, 암모니아계 등 매우 광범위한 종류의 화합물이 사용되었으나, 산화제로는 액체산소(LOx), 사산화질소(N_2O_4), 질산(HNO_3), 과산화수소(H_2O_2), 일산화질소(N_2O) 등 매우 제한적인 종류의 화학물질만이 사용되어 왔다.

현재 대형 우주발사체에서는 액체산소/액체수소, 액체산소/케로신, 사산화질소/UDMH 등의 조합이 가장 널리 사용되고 있다. 이러한 조합은 우주발사체용으로서 추진성능 측면에서는 분명한 이점을 가지고 있으나, 극저온이거나 부식성, 혹은 독성을 가지고 있어 그 운용과 연구에는 많은 어려움을 보이고 있다. 또한 최근의 로켓엔진 개발방향은 성능 우선에서 탈피하여 저비용, 친환경을 지향하고 있다. 이러한 이유로 최근에는 일산화질소와 과산화수소를 로켓엔진의 산화제로 사용하는 연구가 여러 국가에서 소규모로 진행되고 있다. 특히 과산화수소의 경우 상온, 상압에서 보관이 가능하며, 이원추진제의 산화제 역할은 물론 촉매를 사용하여 단일추진제로의 역할도 수행할 수 있기에 현재 다양한 형태의 연구가 진행되고 있다[1,2,3].

액적상태의 분무를 포함한 연소해석에서는 이산상모델(discrete phase model)이 널리 사용되고 있다. 이산상모델은 기체 유동과 그 공간을 안에서 움직이는 구형 액적 간의 운동량 교환, 열교환 등을 계산하여 액적의 난류유동에 의한 불규칙한 움직임, 액적의 온도변화와 상변화(증발) 등을 계산하는 모델로 로켓연소 해석분야 뿐 아니라, 일반산업분야에서도 널리 적용되어 활용되고 있는 방법이다. 일반적으로는 기체 산화제와 액체 혹은 고체 입자 연료가 적용된 경우에 응용되어 왔으며, 연료와 산화제가 모두 액체 상태로 공급되는 경우는 실제 적용분야가 제한적이고, 계산의 수렴안정성이 좋지 않아 그 연구결과가 잘 알려져 있지 않다[4,5,6].

컴퓨터의 계산능력 증가와 더불어 최근 연소해석 분야에서는 상세한 화학반응단계와 속도를 고려하는 유한화학반응 해석이 점차 그 영역을 넓혀가고 있다. 수소/산소 혹은 메탄/산소와 같은 순물질 연료와 산소와의 연소에 대한 상세반응은 비교적 잘 알려져 있으나, 무거운 탄화수소계 혼합물인 케로신의 반응은 그 다양성과 복잡성으로 인하여 일부 연구가 진행되어지고 있을 뿐이며 [7], 많은 경우 계산의 간략화를 위하여 반응단계를 줄인 보다 간략화된 모델을 제안하는 연구가 수행되고도 있다[8]. 그러나 케로신과 함께 과산

화수소를 산화제로 사용하는 경우의 상세연소반응은 알려져 있지 않다.

상세반응의 고려 없이 단순히 1단계 혹은 2단계의 총괄반응만을 고려한 와류소산모델(eddy-dissipation model)은 반응 중간단계를 모사하지 못한다는 단점에도 불구하고 그 간결성으로 인하여 지금까지 다양한 산업분야의 연소기 해석에서 널리 적용되어 왔다. 특히 고온의 비예혼합화염에서는 높은 연소온도로 인하여 반응속도가 빠르고, 연소가 연료와 산화제의 난류혼합에 크게 의존하기 때문에 와류소산모델은 그 단순함에도 불구하고 비교적 좋은 결과를 보여 주고 있다. 또한 케로신/과산화수소 같이 화학적 상세기구가 알려져 있지 않은 반응에 대해서도 손쉽게 적용이 가능하다[9,10,11,12].

본 논문에서는 케로신을 연료로, 96% 과산화수소 수용액을 산화제로 사용하는 추력기급 소형로켓엔진에 있어 추진제가 액체/액체 상태로 공급될 때 분무, 기화, 혼합, 연소 등을 포함하는 수치해석을 이산상모델과 와류소산모델을 적용하여 수행하고, 그 결과를 논하고자 한다.

II. 해석의 조건

2.1 해석 대상

해석의 대상이 되는 연소기의 특징을 Table 1에 개략적으로 나타내었다. 이 엔진은 케로신과 96% 과산화수소를 사용하며, O/F 비는 이론적으로 최고 비추력을 보이는 7.54로 선정하였다.

7.54는 케로신/96% 과산화수소의 이론혼합비이기도 하다. 따라서 케로신/액체산소 엔진 과

Table 1. Engine Specifications

Fuel	Kerosene
Oxidizer	$\text{H}_2\text{O}_2(96\%)+\text{H}_2\text{O}(4\%)$
O/F ratio	7.54
Chamber pressure	1 MPa
Chamber temperature	2776 K
Vacuum thrust	500 N
Vacuum I_{sp}	3261 m/s
Expansion ratio	1000
Overall efficiency	0.9
Mass flow rate	170 g/s
Chamber diameter	68 mm
Nozzle throat diameter	18 mm
Exit diameter	195 mm

비교하여 배기가스 성분 중 대표적 공해물질인 일산화탄소 비율이 현저히 적게 나타난다.

이 엔진의 연소실 설계 압력은 1 MPa(10 bar)이며, 진공기준으로 설계 비추력은 3261 m/s, 설계 추력은 500 N이다. 설계시 엔진효율은 소형 엔진임을 고려하여 대형 로켓엔진보다는 다소 낮은 90%를 가정하였으며, 열평형계산에는 CEA가 사용되었다.

2.2 해석 프로그램

수치해석에는 상용프로그램인 Fluent를 사용하였다. Pressure-based solver, Simple algorithm을 사용하였고, 2nd-order upwind scheme을 적용하였다. 난류모델로는 realizable k- ϵ model을 이용하였으며, standard wall function을 적용하였다. 또한 기상 공간에 존재하는 추진제 액적을 모사하기 위하여 이산상모델(discrete phase model)을, 연소해석을 위해서는 1단계 총괄반응을 사용하는 와류소산모델(eddy-dissipation model)을 사용하였다[13,14].

2.3 격자

Figure 1에 나타낸 것처럼 본 해석대상이 되는 연소기에는 중앙에 위치한 1개의 점화 분사기와 6개의 동축 스윙 분사기가 사용된다. 따라서, 계산을 위하여 Fig. 2와 같이 대칭경계 조건을 가지는 1/6 조각 형상의 격자를 생성하였다.

반경방향의 부채꼴단면(분사기면)을 트리-프리미티브 격자(tri-primitive mesh)로 구성하여 연소기 전체적으로는 고른 육면체 정렬격자가 되도록 하였으며, 벽에서의 열전달을 고려하기 위하여 5 mm 두께를 가지는 스테인레스 스틸 연소실벽을 고려하였다. 연소실 외벽에서 방출되는 열전달은 계산의 단순화를 위하여 별도로 격자를 구성하지 않고, 일반 대기상태의 열전달계수를 적용하여 단순 계산하였다.

Standard wall function 사용 시 요구되는 격자 조건($y^+ < 300$)을 만족시키기 위하여 벽면 격자에 대해 1회 grid adaption을 적용하였으며, 최종적으로 176,060 개의 정렬격자로 연소실을 모델링하였다.

2.4 추진제 액적의 분무 및 기화

본 계산에서는 세 종류의 추진제, 즉 케로신, 과산화수소 그리고 물이 액체 상태의 구형입자로 분무/공급되며, 액적이 연소실 안에서 이동하면서 기화된 후 각각의 추진제가 기상으로 혼합되면서 연소가 일어나는 일련의 과정을 모사하고 있다.

Fig. 1. Injector Arrangement

Fig. 2. Grid

Fig. 3. Propellant Injection

추진제 공급의 모사는 Fig. 3에서처럼 세 종류의 추진제 액적이 압력식 스윙 분사기처럼 속이 빈 원뿔 형태로 100 도의 각을 가지고 초기속도 30 m/s로 분사됨을 가정하였다. 각 추진제에 대하여 원주방향으로 30 개 방향을 나누었고, 각 방향 당 5 개의 액적 흐름을 가정하였으며, 한 개의 흐름은 다시 10 개의 서로 다른 크기의 액적 분포를 가지는 것으로 가정하였다. 이 때 액

Table 2. Parameters by Rosin-Rammler Function for Droplet Dispersion

Index	D=10	D=30	D=50	D=70
Number of droplets	10	10	10	10
Minimum diameter (μm)	1	1	1	1
Average diameter (μm)	10	30	50	70
Maximum diameter (μm)	20	60	100	140
Dispersion number	3.5	3.5	3.5	3.5

적 크기 분포는 Rosin-Rammler 함수를 적용하였다. 이 함수는 정규분포곡선과 유사한 형태의 곡선으로 액적분포형태에 보다 근사시킨 함수이다.

$$Y_d = e^{-\left(\frac{d}{\bar{d}}\right)^n}$$

여기서 Y_d - 직경이 d 보다 큰 액적의 질량 비율, d - 액적 직경, $\bar{d}$ - 액적 평균 직경, n - 분산계수이다. 이 함수를 통하면 정규분포와 유사한 형태의 액적 분포를 얻을 수 있다.

본 계산에서는 Table 2에서와 같이 평균 액적 크기를 10 μm에서 70 μm으로 설정하고 해석을 수행 하였으며, 해석의 단순화를 위하여 액적의 기체역학적인 추가적 분열 및 병합 등은 고려하지 않았다. 액적의 분열을 고려하려면 액적 각각의 거동을 일일이 추적하는 비정상계산이 요구되는데, 정상계산에 비하여 엄청난 계산시간을 요구하며, 또한 병합의 경우 아직까지는 동종의 추진제끼리의 병합에 대한 것만 처리가 가능하다. 따라서 본 해석에서는 액적의 분열과 병합을 고려하지 않고, 분사기로부터 출발한 불규칙한 액적궤적과 그 궤적 상에 분포하는 다수의 액적을 정상상태로 모델링하는 방법을 취하였다.

연소시험을 위하여 실제 제작된 엔진의 상압 수류시험에서는 평균 200 μm 혹은 그 이상의 액적 크기 분포를 나타내었다. 그러나 배압이 높은 경우와 추가적으로 연소가 있는 경우 연소실 압력섭동, 연소열 등의 영향으로 액적은 즉시 더욱 더 작은 크기로 분열됨은 자명하다. 이러한 감소에 대한 정성적인 현상은 이미 잘 알려져 있으나, 이를 정량적으로 예측하기에는 많은 어려움이 있다.

Lefevre[15]등의 연구에 따르면 비연소 조건에서 액적의 크기는 배압의 0.25 ~ 0.5 승에 반비례하여 그 크기가 감소하는 것으로 보고하고 있다.

$$SMD \propto P_a^{-0.25 \sim -0.5}$$

이 때, SMD는 평균직경, P_a 는 배압을 나타낸다. 여기에 연소에 의한 영향을 추가적으로 고려하여 볼 때 본 해석에서 액적의 평균 크기분포를 Table 2와 같이 고려하여 분석하는 것은 물리적으로 타당하다 하겠다.

이렇게 분무된 액적은 연소실 내 난류유동과 그에 따른 공기역학적 저항에 의하여 운동궤적이 결정된다. 이 때 완전 구형의 액적을 가정하며 Morsi와 Aleksander[16]가 제시한 공기역학적 저항 계수 C_D 를 이용하였다.

$$C_D = a_1 + \frac{a_2}{Re} + \frac{a_3}{Re^2}$$

여기서 a_1, a_2, a_3 는 레이놀즈 수에 관한 함수로 정의되는 계수이다.

연소실 내를 운동하는 액적은 고온의 주변 가스로부터 열을 받아 가열되기 시작한다. 액적의 온도가 증가하여 증발점까지 높아지면 온도는 더 이상 높아지지 않고 액적은 기화하기 시작하며, 동시에 액적의 크기는 감소한다. 액적의 크기가 작아질수록 상대면적은 증가하며, 증발률 또한 증가한다.

벽에서의 액적 충돌에 대하여는 반사 조건을 적용했으며, 계수는 수직방향과 접선방향에 대하여 0.5를 가정하였다.

2.5 연소 모델

본 해석에서는 화학반응을 고려하기 위하여 Magnussen과 Hjertager의 연구[17]에 기반을 둔 와류소산모델(Eddy dissipation model)을 연소모델로 적용하였다. 이 모델은 연소의 화학변화 단계에 대한 상세한 해석을 수행하는 것은 아니나, 아래에 나타난 바와 같이 연소 속도가 난류 확산 정도, 정확히는 대와류혼합시간척도(large-eddy mixing time scale) k/ϵ 의 역수에 비례한다는 가정을 통하여 고온연소 해석에 있어서는 비교적 빠르고 정확한 결과를 보여주고 있다.

$$R = \nu'_{i,r} M_{w,i} A B \rho \frac{\epsilon}{k} \frac{\sum_p Y_p}{\sum_j \nu'_{i,r} M_{w,j}}, \text{ 혹은 } R \propto \frac{\epsilon}{k}$$

여기서 R - 연소 생성물의 형성 속도, M - 질량, Y - 질량비, ν' - 공급추진제의 당량계수, ν'' - 연소생성물의 당량계수, A, B - 보정 계수, k - 난류 운동에너지, ϵ - 난류 소산률을 나타낸다.

고온에서는 단계별 화학반응 속도가 분사, 기화 및 혼합 속도에 비해 상대적으로 매우 빠르기 때문에, 실제로 연소에 큰 영향을 미치는 요소는 화학 단계별 반응보다는 증발하여 기화한 추진제의 혼합 정도라고 표현할 수 있다. 이러한 이유로 로켓엔진에 있어 와류소산모델을 사용하는 것은 설계를 위한 실용적 해석 측면에서 매우 유용하다 할 수 있다.

통상 이 모델을 사용하여 계산할 때는 한 두 개 정도의 대표 화학식이 사용되며, 본 해석에서는 다음과 같은 대표화학식을 사용하였다. 아래의 식은 최적 당량비에 대한 반응이며 CEA를 사용하여 구하였다.

앞서 전술한 바와 같이 케로신과 과산화수소 연소에 대한 상세한 화학반응과 그 반응속도에 대하여 잘 알려져 있지 않다. 따라서 불완전하고 복잡한 상세반응모델을 만들어 사용하기 보다는 위와 같이 단순화된 모델을 사용하는 것이 실용적인 측면에서도 더 바람직하다고도 할 수 있다.

Fig. 4. Droplet Trajectory (D=30)

III. 결 과

3.1 액적의 궤적 및 기화량

액적 분사에 의한 연소에서는 액적의 이동, 기화특성 등이 연소에 큰 영향을 미치는 주요한 인자로 평가되고 있다.

계산 결과중 대표적으로 Fig. 4에 평균 액적의 크기가 30 μm (D=30)일 때의 연소실 내 추진제 액적의 궤적을, Fig. 5에는 축 방향에 따른 액적의 직경 변화를 나타내었다. 이 그림을 보면 비열과 잠열이 작은 케로신이 먼저 빠르게 기화하며, 물과 과산화수소의 증발은 상대적으로 느리게 진행됨을 볼 수 있다. Table 3에 나타난 바와 같이 과산화수소와 물은 케로신에 비해 비열은 각각 1.25배, 2배 정도 크며, 잠열은 각각 5.5배, 10배 더 크다. 이러한 큰 비열과 잠열은 재생냉각 측면에서는 장점으로 작용하지만, 분무의 증발 측면에서는 대단히 불리하게 작용한다.

축 방향에 따른 액적의 직경 변화를 나타낸 Fig. 5를 보면 이러한 기화경향을 보다 명확히 알 수 있다. 앞서 언급한 바와 같이 본 계산에서는 10개의 서로 다른 크기를 가지는 액적이 공급되며, 축 방향을 따라 움직이는 동안 연소열에

Fig. 5. Droplet Diameter Distributions along Axial Direction (D=30)

Table 3. Thermal Property of Propellants

	C ₁₂ H ₂₃	H ₂ O ₂	H ₂ O
Density (kg/m ³)	780	1460	998
Specific heat (J/kg·K)	2090	2619	4182
Thermal conductivity (W/m·K)	0,149	0,571 ₂	0,6
Latent heat (kJ/kg)	226	1260	2263
Melting point (K)	341	284	284
Boiling point (K)	477	423	373

의해 기화하면서 액적의 크기는 점점 작아진다. 전반적으로 큰 상대면적을 가지는 작은 직경의 액적들이 빠르게 기화온도까지 도달하여 기화 가 시작되며, 그 감소율 또한 빠름을 볼 수 있다. 특히 노즐 수축부에서는 축 방향으로 이동하던 다수의 액적이 수축부 벽과 충돌하면서 축방향속도가 크게 감속되었고, 이로 인하여 수축부에서 기화량이 증가하는 경향을 보여주었다. 그리고 노즐 목을 지난 이후는 초음속으로 빨라진 유동속도로 인하여 액적 또한 매우 빠르게 이동하므로 이 부분에서의 증발은 거의 이루어지지 않았다. 또한 확대부에서 액적의 궤적은 노즐의 확대형상에 따라 퍼지기보다는 거의 중심부를 따라 이동하였다. 이는 노즐을 통과하면서 빠르게 가속된 액적이 유동 영향을 받기 보다는 자신의 관성에 의해 반경방향 보다는 축 방향을 따라 운동하였음을 나타낸다 할 수 있다.

Table 4에는 평균 액적 크기에 따른 추진제의 증발량을 구간별로 나타내었다. D=10일 때는 작은 액적 크기로 인하여 케로신 뿐만 아니라 비열과 잠열이 상대적으로 큰 과산화수소와 물도

연소실 내에서 모두 기화하였다. 액적의 크기가 D=30 수준으로 커지면 케로신만 전량 연소실 내에서 기화되고, 과산화수소와 물은 약 98%만이 연소실 내에서 기화한다. 그러나 액적의 크기가 커져 D=50이 되면 약 14%의 과산화수소와 물이 연소실 내에서 기화되지 못하고 노즐에서 그대로 배출된다. 그리고 입자가 가장 큰 D=70인 경우 케로신은 약 98% 이상이 연소실 내에서 기화하나, 과산화수소와 물의 기화는 더욱 나빠지면서 약 65% 만이 연소실 내에서 기화되고, 연소실 내에서 기화하지 못한 추진제의 일부는 노즐 확산부에서 기화되지만 31%가 넘는 과산화수소와 물은 액체인 상태 그대로 노즐로부터 배출된다.

Fig. 6. Mass Concentration (C₁₂H₂₃)

Table 4. Mass of Evaporated Propellants

		Before nozzle throat [%]	After nozzle throat [%]	Un-evaporated [%]
D=10	C ₁₂ H ₂₃	100,00	0,00	0,00
	H ₂ O ₂	100,00	0,00	0,00
	H ₂ O	100,00	0,00	0,00
D=30	C ₁₂ H ₂₃	100,00	0,00	0,00
	H ₂ O ₂	98,01	0,39	1,60
	H ₂ O	97,85	0,36	1,78
D=50	C ₁₂ H ₂₃	99,97	0,01	0,02
	H ₂ O ₂	83,64	1,71	14,65
	H ₂ O	84,83	1,38	13,79
D=70	C ₁₂ H ₂₃	98,61	0,37	1,02
	H ₂ O ₂	64,40	2,36	33,24
	H ₂ O	66,56	1,91	31,52

기화되지 못한 산화제로 인하여 O/F비는 설계치에서 상당히 벗어나게 되어 연소 온도가 떨어지게 되고, 이에 더하여 기화하지 못한 추진제만큼 연소실 압력은 더욱 감소하였다. 이로 인하여 엔진의 추력성능 또한 감소하는 것은 자명하다.

3.2 질량 및 온도분포

Figure 6, 7은 각각 연소실 내의 연료인 케로신, 그리고 산화제인 과산화수소의 농도분포를 반경방향과 길이방향에 대한 단면으로 나타내었다. 액적의 크기가 가장 작은 D=10인 경우 분사된 추진제는 빠르게 기화하기 시작하며, 연료와 산화제 중 잠열과 비열이 작은 케로신이 먼저 기화

하고, 과산화수소는 이보다 약간 늦게 기화하였다. 그리고 그림에서 보이듯 일부 연료와 산화제가 잘 혼합되어 연소되지 못하고 배출되고 있었다. 이는 로켓엔진에 있어 연소실 내부의 난류강도는 매우 높지만, 큰 축방향 속도 성분으로 인하여 연소실에서의 내부 유동이 겉보기에는 마치 층류 유동에 가까운 특성을 보이기 때문이다. 즉, 비록 추진제의 기화는 연소실 내에서 모두 이루어졌지만, 작은 크기의 액적이나 완전히 기화된 기체 추진제는 충분히 혼합되지 못하여 연소에 참여하지 못함을 볼 수 있다.

D=30인 경우 기화특성은 D=10인 경우와 비교하여 상대적으로 좋지 않으나, 액적의 반경방향

Fig. 7. Mass Concentration (H₂O₂)

Fig. 8. Mass Concentration (CO₂)

도달거리가 더 길고, 또한 추진제 액적의 연소실 내 불규칙한 운동으로 인하여 혼합 특성은 오히려 좋아짐을 볼 수 있다.

액적이 $D=50$, $D=70$ 으로 커짐에 따라 연소되지 못하는 케로신과 과산화수소의 양은 증가하였다.

Figure 8은 이산화탄소의 농도를 나타낸다. 이산화탄소는 탄화수소계의 연소에서 배출되는 대표적인 연소생성물로 연소의 정도를 나타내어주는 지표라 말할 수 있다. 이 그림을 보면 $D=30$ 일 때 가장 고르고 높은 농도분포를 보였으며, $D=10$ 인 경우는 농도의 강약을 뚜렷이 관찰할 수 있었다. 이는 기화된 추진제의 혼합이 충분히 이

Fig. 9. Temperature

루어지지 않아 연료와 산화제의 경계면에서 국부적으로 연소가 강하게 진행되었다고 볼 수 있다. $D=50$ 과 $D=70$ 인 경우는 연소실 내의 이산화탄소 농도가 상대적으로 낮게 나타났다. 이는 연소가 연소실 내에서 전반적으로 충분히 이루어지지 못하고 있음을 뜻한다.

Figure 9에서는 연소실 내의 온도분포를 나타내고 있다. 연소온도분포는 이산화탄소 농도분포와 마찬가지로 연소의 특성을 나타내는 대표적인 지표 중 하나라고 말할 수 있다. 앞선 결과와 마찬가지로 $D=30$ 일 때 가장 고른 온도분포를 보이고 있으며, $D=50$ 과 $D=70$ 인 경우 단열팽창에 의한 냉각이 진행되어야 할 노즐 확대부에서 온도가 오히려 상승하는 영역이 있음을 볼 수 있다. 이는 추진제의 기화가 늦어져 연소가 연소실 내에서 충분히 이루어지지 못하고, 노즐 확대부에서도 적지 않은 양의 화학반응이 계속 이루어지고 있음을 나타내고 있다 할 수 있다.

Figure 10에는 연소실 벽에서의 온도분포를 나타내었다. 계산시 지상 시험을 가정하여 외벽에는 강한 자연대류 혹은 약한 강제대류를 모사할 수 있는 대류열전달계수인 $h=25 \text{ J/m}^2\text{K}$ 를 적용하였으며, 복사열 계수(ϵ_{wall})는 스테인레스 스틸과 일반 대기 사이의 값인 0.75를 주어 계산하였다. 계산에서 얻어진 온도는 벽 냉각이 없이 얻어진

Fig. 10. Wall Temperature

온도이다. 비록 이 온도가 스테인레스 스틸의 녹는점에 가까운 온도이긴 하지만, 여기서는 정상적인 현상을 살펴보는 차원에서 그 결과를 검토하여 보고자 한다.

우선 분사기면에서의 온도를 보면 액적이 작을수록 높은 온도를 보였으며, 액적의 크기가 커질수록 온도는 낮아졌다. 액적이 작은 경우 빠르게 기화된 추진제가 재순환영역에서 고립되어 혼합, 연소되고, 또한 화염이 재순환영역에서 유지되면서 분사기면으로 많은 열을 전달하였다. 그러나 평균 액적 크기가 커지면, 비록 일부 작은 크기의 액적들이 빠르게 기화하더라도 그 양이 많지 않으며, 또한 기화온도에 도달하지 못한 큰 크기의 액적들이 오히려 열을 빼앗아 가는 역할을 하므로, D=10에서처럼 재순환 영역에서 강하게 화염이 형성되기 힘들다.

연소실 벽에서 가장 고른 온도분포를 보인 것은 D=30 이었다. 그러나 노즐목에서의 온도는 D=50인 경우 더 높게 나타나는데, 이는 위에서 살펴 본 바와 같이 액적의 크기가 커지면서 완전히 기화하지 못한 상당수의 연료와 산화제가 노즐에서 증발, 연소하면서 국부적으로 연소가 강하게 진행되기 때문으로 보인다. D=70인 경우에는 액적의 큰 크기로 인하여 과산화수소의 기화량이

크게 감소함에 따라 전반적인 연소온도가 감소하였고, 이로 인하여 벽 온도 역시 감소하였다.

3.3 연소실 압력과 추력

평균 액적 크기 변화에 따른 연소실 압력과 진공추력을 각각 Fig. 11과 12에 나타내었다. 연소실 압력은 연소실 원통구간 전역에 걸쳐 거의 일정한 값을 가지며, 여기서는 분사기면 근처에서 측정한 압력을 사용하였다. 추력은 아래 식과 같이 축방향에 대한 액체추진제의 분사에 의한 단위시간당 운동량과 연소실 내벽에 작용하는 압력 힘의 합으로 구하였다.

$$P_x = \left[\sum_i^n (\dot{m} v_x)_i \right]_{propellant} + \left[\sum_i^\theta \sum_j^L (p_x A_x)_{i,j} \right]_{wall} + \left[\sum_i^\theta \sum_j^R (p_x A_x)_{i,j} \right]_{head}$$

여기서 i, j - 좌표인덱스, R, θ, L - 각각 반경 방향, 접선방향, 축방향을 뜻하며, x - 축방향 벡터성분, p - 압력, A - 면적, $\dot{m}$ - 추진제질유량, v - 속도, n - 추진제 종류에 따른 개수를 뜻한다.

그림에서 보는 바와 같이 주어진 로켓엔진은 D=30 일 때 가장 높은 압력 및 추력을 나타냈으며, D=10인 경우 빠른 기화에도 불구하고 낮은 혼합특성으로 인하여 D=30 보다는 오히려 약간 낮은 정도의 추력특성을 보여주었다. 그러나 D=50, 70 인 경우는 액적의 큰 크기로 인하여 적지 않은 양의 산화제가 완전히 기화되지 못함에 따라 추진성능이 급격히 감소하는 경향을 나타낼 수 있다.

연소실을 처음 설계할 때 추력기급의 작은 연소실임을 감안하여 90%의 효율을 고려하여 연소압 10 bar, 진공추력 500 N의 엔진을 설계하였다. 결과적으로 평균 액적크기가 약 40 μm 보다 작은 영역에서는 설계치와 유사한 정도의 결과를 얻을 수 있었다.

IV. 결 론

500 N급 케로신/96% 과산화수소 로켓엔진에 대하여 분무, 기화, 혼합, 연소를 포함하는 유동 해석을 실시하였다. 과산화수소와 물은 큰 비열 및 잠열을 가지고 있어 케로신에 비해 느린 기화를 보였으며, 이에 따라 로켓엔진의 추진성능은 연소실의 작은 크기로 인하여 평균 액적 크기 변화에 대해 민감하게 반응하였다.

Fig. 11. Chamber Pressure

Fig. 12. Vacuum Thrust

본 연구의 조건에서는 평균 액적크기가 30 μm 에서 가장 좋은 추진성능을 나타냈으며, 평균 10 μm 에서는 기화특성은 더 좋으나, 혼합특성이 상대적으로 떨어졌고, 추진특성은 약간 감소하는 정도의 경향을 보였다. 50 μm 이상의 조건에서는 과산화수소와 물의 느린 기화로 인하여 많은 양의 산화제가 연소실 내에서 충분히 기화하지 못함에 따라 추진특성 또한 크게 감소하는 경향을 나타냈다.

지금까지는 소형로켓엔진의 설계에도 전통적인 대형엔진 설계지침이 그대로 적용되는 것이 일반적이었다. 본 해석에서 나타난 바와 같이 소형로켓엔진은 작은 연소실 공간으로 인하여 연소실 내에서 액체 추진제의 기화, 혼합이 차지하는 영역이 상대적으로 크기 때문에 엔진의 설계 및 검증에 있어 대형 연소실과는 약간 다른 관점에서 접근할 필요가 있으며, 특히 추진제 미립화가 소형로켓엔진에서는 더욱 중요하다는 것을 파악할 수 있었다.

로켓엔진과 같은 고온, 고압에서의 연소 해석은 물리/화학적 현상이 복잡함은 물론 실제 시험의 구현과 계측 또한 어렵고, 이에 대한 수학적 모델 구현의 난해함으로 인하여 수치해석 결과의 정량적인 정확도를 언급하기는 쉽지 않다. 그러나 이산상모델을 통한 액적 상태로 공급되는 추진제 거동 모사를 통하여 액적의 공급상태가 추진효율에 어떻게 영향을 미치는가에 대한 현상학적인 분석을 함으로서, 이에 대한 정성적 내용을 평가하여 보았다는 점에서 이 연구의 의의가 있다 하겠다.

참고문헌

- 1) 하성업, 권민찬, 서건수, 한상엽, "발사체 추진체로서 과산화수소의 과거와 미래전망," 한국항공우주학회지 제 37권 제 7호, 2009
- 2) M. C. Ventura and P. Mullens, "The Use of Hydrogen Peroxide for Propulsion and Power", AIAA-99-2880, 1999
- 3) Shinichiro Tokudome, Tsuyoshi Yagishita, Hiroto Habu, Toru Shimada, "Experimental Study of an N₂O/Ethanol Propulsion System," 43rd AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Cincinnati, OH, 8-11, July, 2007
- 4) S. A. Morsi, A. J. Alexander, "An Investigation of Particle Trajectories in

Two-Phase Flow Systems," AIAA Journal of Fluid Mechanics, 1972

- 5) 이후경, 최상민, 김봉근, "범용 CFD 코드에서 석탄 가스화 및 연소 모델링에 관한 이해," 한국연소학회지, Vol.15, No. 3, 2010
- 6) Hideyo Negishi, Akinaga Kumakawa, Nobuhiro Yamanishi, Akihide Kurosu, "Heat Transfer Simulations in Liquid Rocket Engine Subscale Thrust Chambers," 44th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, Hartford, CT, 2008
- 7) P. Dagaut, "On the Kinetics of Hydrocarbons Oxidation from Natural Gas to Kerosene and Diesel Fuel," Phys. Chem. Chem. Phys., Vol. 4, 2002
- 8) 최정열, 신재렬, "케로신-산소 동축분사 난류연소 해석을 위한 다단 준충괄 화학반응기구," 한국항공우주학회 추계학술대회, 2011
- 9) A. Minotti, C. Bruno, F. Cozzi, "Numerical Simulations of a Micro Combustion Chamber," 47th AIAA Aerospace Science Meeting, Orlando, Florida, 2009
- 10) Rajendran Mohanraj, Balu Sekar, Joseph Zelina, "Simulation of Swirl Stabilized, Liquid Fueled Model Gas Turbine combustion Systems," 46th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit, Reno, Nevada, 2008
- 11) Maria Grazia De Giorgi, Alessio Leuzzi, "CFD Simulation of Mixing and Combustion in LOx/CH₄ Spray under Supercritical Conditions," 39th AIAA Fluid Dynamics Conference, San Antonio, Texas, 2009
- 12) U. Schmidt, C. Rexroth, R. Scharler, I. Cremer, "New Trends in Combustion Simulation," Ercoftac Workshop, 2005
- 13) Fluent User's Guide, ANSYS Fluent 13.0
- 14) Fluent Theory Guide, ANSYS Fluent 13.0
- 15) A. H. Lefebvre, "Atomization and Sprays," CRC Press, 1988
- 16) S. A. Morsi, A. J. Alexander, "An Investigation of Particle Trajectories in Two-Phase Flow Systems," AIAA Journal of Fluid Mechanics, 1972
- 17) B. F. Magnussen, B. H. Hjertager, "On Mathematical Models of Turbulent Combustion with Special Emphasis on Soot Formation and Combustion," International Symposium on Combustion, 1976