Check for updates

Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers
Vol. 24, No. 6, pp. 69-77, 2020

Research Paper

DOI: https://doi.org/10.6108/KSPE.2020.24.6.069

준 일차원 다상 반응유동 기법을 이용한 케로신/과산화수소 액체 핀틀 추력기 성능해석 연구: Part I. 주요 구성 모델 검증

강정석[a] · 복장한[a] · 성홍계[b,*] · 권민찬[c] · 허준영[c]

Performance Analysis of Liquid Pintle Thruster Using Quasi-one-dimensional Multi-phase Reaction Flow: Part I Key Sub-model Validation

Jeongseok Kang[a] · Janghan Bok[a] · Hong-Gye Sung[b,*] · Minchan Kwon[c] · JunYoung Heo[c]

[a]*Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea*
[b]*School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea*
[c]*The 4th R&D Institute, Agency for Defense Development, Korea*
[*]*Corresponding author. E-mail: hgsung@kau.ac.kr*

ABSTRACT

A quasi one-dimensional multi-phase reaction flow analysis code is developed for the performance analysis of liquid pintle thrusters. Unsteady flow field, droplet evaporation, finite reaction and film cooling models are composed as the major models of the performance analysis. The droplet vaporization takes account of Abramzon's vaporization model, and the combustion employs a flamelet model based on detail chemical reactions. Shine's model is applied for the film cooling calculation. To verify each model, the Sod shock tube, single droplet vaporization, kerosene droplets combustion, and film length are evaluated.

초 록

액체 핀틀 추력기의 성능해석을 위해 준 일차원 다상 반응유동 해석코드를 개발하였다. 해석코드의 주요모델로서 다상 유동장, 액적의 기화, 다상 연소, 액체 막냉각 등의 모델들을 적용하였다. 액적 기화 모델은 Abramzon의 기화모델을 적용하였으며 연소 모델은 flamelet 모델을 적용하였다. 막냉각 효과는 Shine의 모델을 적용하였다. 각 모델을 사용하여 산소-질소의 Sod shock 튜브, n-decane 액적 기화, 케로신 다상연소, 막냉각 길이를 계산하여 선행 연구자의 결과와 비교 검증하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Pintle Injector(핀틀 분사기), Liquid Film(액체필름), MultiPhase Reacting Flow(다상 반응유동)

Received 27 July 2020 / Revised 12 November 2020 / Accepted 17 November 2020
Copyright Ⓒ The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

Nomenclature

A : Area
B_T : Heat transfer number
B_Y : Mass transfer number
C_D : Drag coefficient
c_p : Specific heat
$c_{p,v}$: Vapor specific heat
D : Chamber diameter
D_d : Droplet diameter
$\dot{D}_d$: Droplet diameter change rate
E : Total energy
F : Flux vector
F_D : Drag force
F_T : Correction factor for film thickness
H : Total enthalpy
h : Enthalpy
h_v : Vapor enthalpy
Le : Lewis number
L_{CC} : Combustion chamber length
$\dot{m}_{evp}$: Droplet evaporation rate
$\dot{m}$: Total film mass flow rate
$\dot{m}'''_{evp}$: Evaporation mass flow rate
$\dot{m}'''_{entrain}$: Entrainment mass flow rate
m_d : Droplet mass
Nu_f : Film Nusselt number
Nu_{f0} : Modified film Nusselt number
P : Pressure or statistical probability density function
$\dot{q}'''$: Heat transfer rate per unit volume
$\dot{q}'''_{conv}$: Heat transfer rate per unit volume due to convection
$\dot{q}'''_{rad}$: Heat transfer rate per unit volume due to radiation
$\dot{q}$: Total heat transfer rate
$\dot{q}_L$: Heat transfer rate to droplet
S : Source vector
Sh_f : Film Sherwood number
Sc_f : Film Schmidt number
t : Time
T : Temperature
T_{inf} : Gas temperature
$\dot{T}_d$: Droplet temperature change rate
T_d : Droplet temperature
U : Conservative vector
u : Velocity
u_d : Droplet velocity
x : Axial coordinate
$\tilde{Y}$: Filtered mass fraction
Y_f : Film mass fraction
Y_{inf} : Gas mass fraction
Y_k : k^{th} species mass fraction
Z : Mixture fraction
ϕ : Non-dimensional parameter
α, β : Beta function parameters
ρ : Density
Φ : Equivalence ratio

1. 서 론

핀틀 분사기는 연료와 산화제의 분사면적 변화를 통한 유량제어를 통해 추력을 제어할 수 있는 분사기이다. 대표적으로 홀(Hole)형과 슬릿(Slit)형 2가지가 있으며 산화제와 연료의 분사에 모두 적용 가능하다. 홀형은 고정된 형상에서 여러개 홀 중에서 일부를 차단하여 유량을 조절하는 방식이다. 이는 구조적으로 단순하지만 정밀한 유량 조절에는 적합하지 않은 면이 있다. 반면, 슬릿형은 핀틀 로드가 움직이며 연속적으로 유로 면적을 변화시키기 때문에 정밀한 유량제어가 가능하다. 하지만 핀틀 로드의 이동부 때문에 구조적으로 복잡한 면이 있다.

핀틀 분사기는 아폴로 달 착륙선(Lunar Module Decent Engine, LMDE)에 최초로 사용되었다[1]. LMDE는 안정적인 달 착륙을 위하여 넓은 추력 범위에 대해 정밀한 추력제어가 가능해야 했으며 핀틀 분사기가 이에 부합되었다. LMDE 이후에도 TRW에서 주도적인 개발을 진행했으며 델

타 로켓의 상단부, 인공위성(AS 5000) 발사체, 미사일 자세제어(ERIS Divert Thruster) 등에 사용되어 왔다[2]. 25가지의 추진제 조합, 50,000:1의 추력제어, 250:1의 챔버 압력에 대한 시험이 진행되었지만 연소 불안정이 발생하지 않았다고 보고되었다[2].

위와 같은 장점으로 국내외에서는 핀틀 분사기에 대한 연구가 진행되고 있지만 대외적으로 공개된 자료가 매우 제한적이다. 핀틀 홀 2열 배치와 배치형태에 따른 연소실 압력 변화 연구[3]와 다양한 연료, 혼합비율, 냉각제 분무 방식에 따른 연소효율 및 챔버압력 등의 차이가 실험적으로 연구되었다[4]. 또한 핀틀 갭의 길이에 따른 수치적 연구[5]와 핀틀 팁 형상에 따른 분무 특성과 핀틀의 배열 형상에 따른 연소 성능에 대한 실험적 연구가 진행되었다[6,7].

위 대부분의 연구들은 추력기의 단품인 핀틀 분사기의 형상 및 분사조건에 따른 핀틀 분사기의 성능특성에 집중되어 있다. 본 논문은 액체 핀틀 추력기의 성능 모델 연구가 목적이며, 비정상 준 일차원 다상 반응유동 기법을 적용하였다. 성능 모델은 액체연료의 기화를 포함하며, 액체 냉각필름의 길이와 증발량을 고려한다. 또한 액체연료와 액체 냉각필름에서 기화된 연료와 산화제의 연소반응을 모사하며, 시간에 따른 연소기 내부의 압력, 온도와 화학종 등을 계산한다. 본 논문은 Part I과 Part II로 구성되었다. Part I에서는 액체 핀틀 추력기 성능해석을 위한 주요 요소 모델들을 구성한 방법과 검증을 설명하였으며, Part II에서는 액체 핀틀 추력기의 실험 데이터와 비교검증 및 추력기 성능특성을 분석하였다.

2. 이 론

2.1 성능 해석 모델

Fig. 1은 핀틀 추력기 성능모델의 개략도와 각 요소모델의 구성을 나타낸다. 연소기 상단 중앙에는 핀틀 분사기가 위치하고 있으며 분사기에서는 액체연료가 반경방향으로 분사된다. 산화제는 분사기 주위에서 축 방향으로 분사되며 챔버 벽면은 액체연료를 주입시켜 냉각필름을 형성한다. 주입된 연료와 액체필름은 주위의 고온 가스로 인하여 기화되거나 산화제와 혼합된 후 연소된다. 연소된 고온, 고압의 가스는 노즐을 통과하여 팽창 가속되어 추력을 발생시킨다. 본 연구에서는 핀틀의 거동에 따라 변하는 액체연료의 유량을 고려하되, 액체연료의 2차분열이 일어난 후부터, 즉 액적크기의 분포를 모사하여 해석을 진행하였다. 액적의 분포는 Rosin-Rammler 분포를 적용하였다. 위의 각 요소모델들을 통합하여 핀틀 연소기의 성능특성과 연소실 및 액체필름의 길이 등을 도출할 수 있다.

2.2 지배방정식

핀틀 연소기 내부의 물리현상을 모사하기 위해 소스항(Source term)을 포함한 준 1차원 오일러 방정식을 적용하였다. 질량, 운동량, 에너지, 혼합분율 보존방정식이 사용되었으며 다음과 같다.

$$\frac{\partial U}{\partial t} + \nabla \cdot F = S \tag{1}$$

$$U = \begin{bmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho E \\ \rho Z \end{bmatrix}, \quad F = \begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ \rho H u \\ \rho Z u \end{bmatrix},$$

$$S = -\frac{1}{A}\frac{dA}{dx}\begin{bmatrix} \rho u \\ \rho u^2 + P \\ \rho H u \\ \rho Z u \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} \dot{m}_{evp}''' \\ \dot{m}_{evp}''' u_d - m_d \dfrac{du_d}{dt} \\ -F_D u_d + \dfrac{1}{2}\dot{m}_{evp}''' u_d^2 + \dot{m}_{evp}''' h_v - \dot{q}''' \\ \dot{m}_{evp}''' Z \end{bmatrix}$$

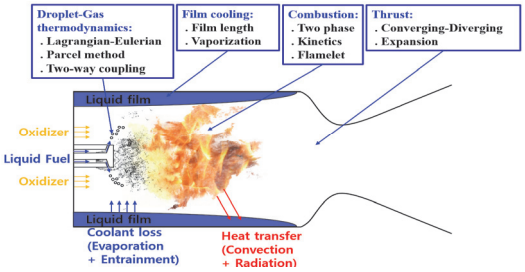


Fig. 1 Sub-models for pintle injector performance analysis.

$$+\begin{bmatrix} \dot{m}'''_{evp}+\dot{m}'''_{entrain} \\ 0 \\ -\left(\dot{q}'''_{conv}+\dot{q}'''_{rad}\right)+\left(\dot{m}'''_{evp}+\dot{m}'''_{entrain}\right)h_v \\ (\dot{m}'''_{evp}+\dot{m}'''_{entrain})Z \end{bmatrix} \quad (2)$$

소스항의 첫 번째 항은 유로면적의 변화, 두 번째 항은 기체와 액적간의 상호작용에 의한 액적 거동, 세 번째 항은 액막 필름의 증발과 포획, 액체필름으로 전달되는 열량으로 구성되어 있다.

2.2.1 Spray 모델링

본 연구에서는 계산의 효율성을 위해 개별 액적을 모두 추적하는 것이 아닌 parcel 방법을 이용해 액적의 집합을 구성하여 액적들을 추적하는 방식을 적용하였다[8]. 액적의 운동량은 Newton의 제 2법칙을 따른다.

$$F_d = m_d \frac{du_d}{dt} \quad (3)$$

액적에 가해지는 힘은 항력이 지배적이며 다음과 같이 표현할 수 있다.

$$F_d = C_D\left(\frac{\rho u}{2}\right)|u|\frac{\pi D^2}{4} \quad (4)$$

$$C_D = \frac{24}{Re}+\frac{6}{1+Re^{0.5}}+0.4 \quad (5)$$

또한 각 액적들은 주변 기체와의 상호작용으로 직경, 온도가 변화하게 되는데 이는 Abramzon이 제안한 방법을 사용하였으며 개념도는 Fig. 2와 같다[9].

$$\dot{m}_{evp} = -\frac{Sh_f}{Sc_f}D_d\pi\mu_f\log(1+B_Y) \quad (6)$$

$$B_Y = \frac{Y_f - Y_{inf}}{1-Y_f} \quad (7)$$

$$\dot{q}_L = -\dot{m}_{evp}\left(\frac{c_p(T_f)\times(T_{inf}-T_f)}{B_T}-h_{fg}(T_f)\right) \quad (8)$$

여기서 B_T는 열전달수(heat transfer number) 이며 다음 4개의 식을 연립 반복하여 계산한다.

$$F_T = \frac{(1+B_T)^{0.7}\log(1+B_T)}{B_T} \quad (9)$$

$$Nu_f = 2+\frac{Nu_{f0}-2}{F_T} \quad (10)$$

$$\phi = \frac{c_{p,v}}{c_{p,f}}\frac{Sh_f}{Nu_f}\frac{1}{Le} \quad (11)$$

$$B_T = (1+B_Y)^{\phi}-1 \quad (12)$$

2.2.2 연소 모델

연료와 산화제의 연소반응은 화염편 연소모델을 적용하였다. 화염편 연소모델은 연소반응을 상세하게 계산하여 화염편 라이브러리를 구성한 후 수치해석에서 혼합분율을 이용해 해당 위치에서의 화염구조를 가져오는 방식이다[10]. 이는 상세연소반응을 고려하면서도 계산시간을 크게 줄일 수 있어서 성능해석 기법에 효과적으로 적용할 수 있다는 장점이 있다.

$$\tilde{Y}_i(x,t) = \int_0^1 Y_i(Z)\tilde{P}(Z;x,t)dZ \quad (13)$$

$$\tilde{P}(Z;x,t) = \frac{Z^{\alpha-1}(1-Z)^{\beta-1}}{\Gamma(\alpha)\Gamma(\beta)}\Gamma(\alpha+\beta) \quad (14)$$

2.2.3 액체 막냉각 (Liquid Film Cooling)

액체로켓 연소기는 연소기 벽면을 고온의 연소가스로부터 보호하기 위해 다양한 냉각방법을 사용하며, 액체추력기에서는 액체 막냉각 기술이 주로 사용된다. 본 연구에서는 일차원 해석적 방법을 이용하여 필름 냉각 길이를 계산할 수 있는 해석모델을 적용하였다[11]. 연소실 내부와 필름의 열역학 물성치, 추진제와 필름의 유량을

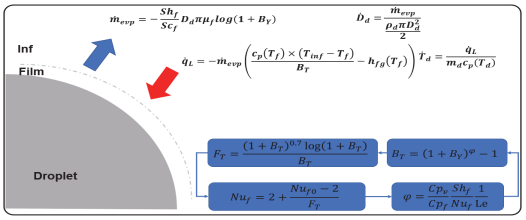


Fig. 2 Schematics of droplet vaporization.

이용해 해석하며 필름에 별도의 격자를 생성하지 않기 때문에 계산시간이 빠르다는 장점이 있어 본 연구 목적과 같이 추력기 성능 설계 해석 시의 많은 반복 계산에 적합한 면이 있다. 필름 냉각 길이의 계산과정은 다음과 같다.

(1) 액체 필름의 속도를 고려한 연소가스의 Reynolds Number 계산
(2) 마찰계수 계산
(3) Stanton number 계산
(4) 엔탈피 계산
(5) 수정엔탈피 계산
(6) 수정 Stanton number와 blowing ratio 계산
(7) 포획 분율(Entrainment fraction) 계산
(8) 기화되는 질량율 계산
(9) 단위 원주길이 당 필름유량 계산
(10) 필름 길이 계산

각 계산과정에서 사용되는 물성치들은 연소가스나 필름의 대푯값으로 본 연구에서는 연소실의 평균 온도와 압력, 필름의 평균 온도를 사용하였다.

2.2.4 수치기법

유한체적법을 이용하였으며 재건설(reconstruction) 기법은 MUSCL(Monotone Upstream Scheme for Conservation Law)을, Riemann 해는 AUSM(Advection Upstream Splitting Method) 기법을, 시간 차분화는 3차 Runge-Kutta 기법을 적용하였다[12].

3. 요소모델 검증

3.1 유동장 해석 검증

유동장 해석에 있어서 수치적 안정성을 확인하기 위하여 공기로 구성된 sod shock 문제를 선정하였으며 해석조건은 Fig. 3과 같다.

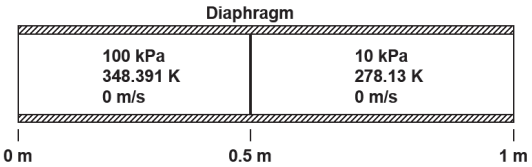
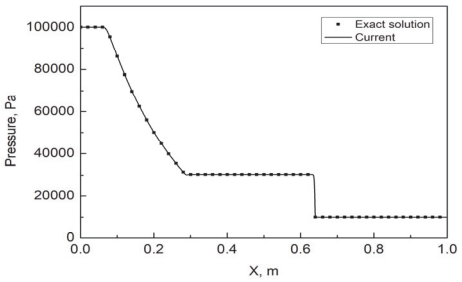


Fig. 3 Schematics of sod shock problem.

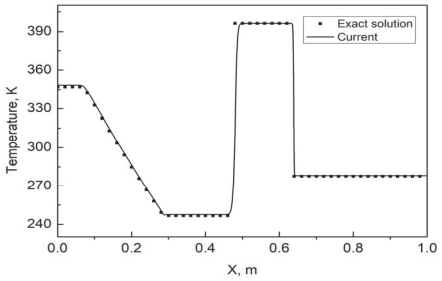
격막을 제거하면, 격막 좌측의 고압영역에서는 압력강하에 의해 팽창파가 발생하고, 격막 우측의 저압영역에서는 압축파(수직충격파)가 발생하여 불연속 면이 발생한다. 팽창파와 불연속면은 시간에 따라 좌측과 우측으로 각각 이동을 하게 되는데, 수치해는 수치적 진동 없이 해석해와 일치함을 Fig. 4에서 알 수 있다.

3.2 Spray 모델 검증

액적의 증발 모델을 검증하기 위해 n-decane 액적이 공기 중에서 증발하는 문제를 고려하였다[8]. 액적의 초기직경과 온도는 100 μm, 300 K 이며, 액적은 10 atm, 1500 K의 챔버로 분사된다. 액적이 높은 온도의 챔버로 분사되면 액적이 증발되어 액적의 크기는 감소하며, 액적의 온도는 대기로부터 열을 받아서 증가하게 된다. 이에 대한 해석결과는 Fig. 5와 같다. 액적직경과 액적온도는 각각 최대 4%와 2% 내의 오차를 가지



(a) Pressure



(b) Temperature

Fig. 4 Pressure and temperature profiles at 0.612 msec after removing of diaphragm, Sod shock problem.

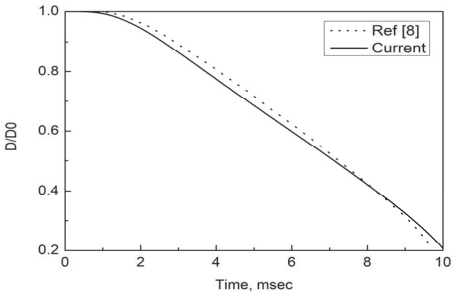
며 동일한 경향을 보인다.

3.3 연소모델 검증

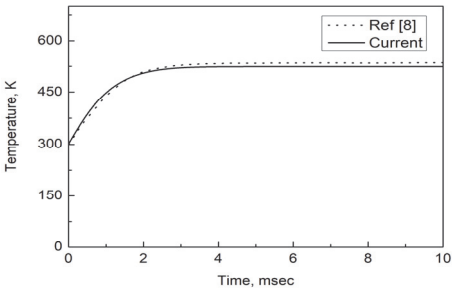
본 연구에서는 성능해석에 활용하기 위해 계산시간을 줄이면서도 정확한 해석결과를 도출하기 위해 화염편 연소모델을 적용하였다. 화염편 연소모델의 검증을 위하여 Strelkova의 케로신/산소 화학반응 메커니즘 (24개의 화학종과 38개의 반응식으로 구성)을 사용하였다[14]. 이를 바탕으로 구성된 화염편 라이브러리와 CHEMKIN 대향류 화염해석[15]을 이용한 계산결과는 Fig. 6과 같다. 산소와 연료가 선형적으로 감소하며 연소생성물인 이산화탄소, 일산화탄소, 물이 지배적으로 생성된다. 이외에도 C_2H_5, HCO와 같은 연소생성물이 존재하지만 양이 적기 때문에 관찰되지 않는다. 구성된 화염편 라이브러리와 CHEMKIN 해석결과는 유사한 결과를 보인다.

3.4 다상 연소모델 검증

다상 연소모델의 검증에 사용된 엔진의 형상 및 작동조건은 Table 1과 같다[16]. 입구에서 기체산소가 분사되며 액체연료(C_7H_{16})가 액적형태로 분사된다. 같은 당량비에서 초기 액적직경을 30 - 100 μm로 변화시킨다. Fig. 7과 8은 액적직경과 온도 해석결과를 축 방향에 따라 나타낸 그림이다. 액적직경의 변화는 참고문헌과 유사한



(a) Diameter



(b) Temperature

Fig. 5 N-decane droplet evaporation.

Table 1. Engine configuration.

D, m	L_{CC}, m	P, atm	T, K	Fuel	Φ
0.224	0.725	34.47	801	C_7H_{16}	2.3

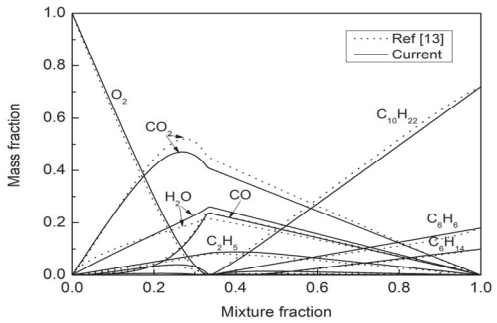


Fig. 6 Mass fraction of major species.

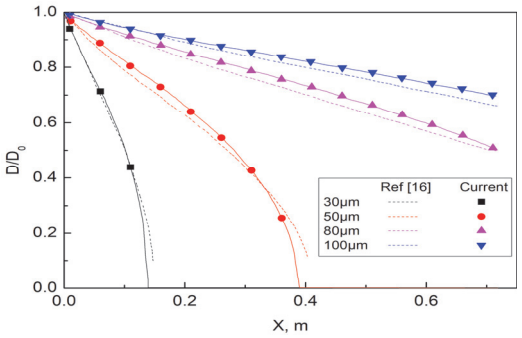


Fig. 7 Droplet diameter distribution along axis.

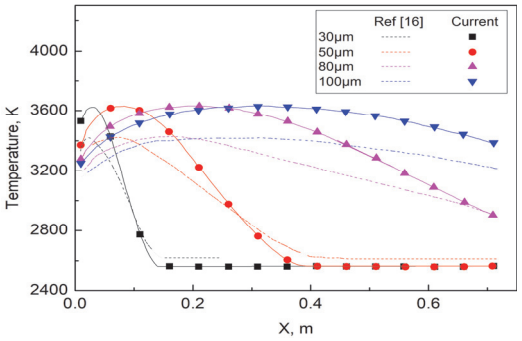


Fig. 8 Temperature distribution along axis.

Table 2. Experimental conditions.

Case	T_{inf}, K	P, atm	G, kg/s m^2	Γ, kg/s m
1	2950	17.4	226	0.269
2	2963	17.0	207	0.209
3	2935	17.5	220	0.128
4	2942	17.7	224	0.296

결과를 보인다. 또한 액적직경이 커질수록 액적 직경의 감소율이 작아지 는 것을 알 수 있다. 액적직경 30 μm와 50 μm은 액적이 기화되는데 필요한 거리가 약 2.78배가 되는데 이는 액적직경의 제곱과 정확히 비례한다. 이를 통해 액적의 감소율이 D^2법칙을 만족하는 것을 확인할 수 있다. 온도 분포를 보면 작은 액적은 빠른 기화로 온도가 빠르게 상승한다. 모든 액적에서 당량비는 같으므로 기화 후의 최대연소 온도는 같으며 비교 논문과 온도변화의 양상은 유사하지만 최대온도는 약 200 K의 차이가 나타난다. 이는 실험에서 사용된 연료의 잠열과 해석에 사용된 연료의 잠열의 차이로 사료된다.

3.5 액체 막냉각 검증

액체 막냉각모델의 검증을 위하여 Morrell의 실험결과를 사용하였다[17]. 해당 실험에서는 지름 0.1016 m의 챔버에 물을 냉각재로 사용하여 여러 조건에 따른 막냉각 길이를 측정하였으며 조건은 Table 2와 같다.

Table 2 조건을 바탕으로 막냉각 길이를 계산하여 실험과 비교한 결과를 Fig. 9에 도시하였다. 각 조건에 따른 막냉각 길이 변화의 경향은 실험과 유사함을 알 수 있다. Case 2와 3은 10% 내외로 실험결과와 일치하지만 Case 1과 4의 경우에는 약 17%의 오차가 발생한다. 막냉각에 들어가는 유량이 많은 경우에는 오차가 커지는데 이는 막냉각 모델이 필름의 두께 효과를 고려하지 않기 때문으로 판단된다. 필름의 두께가 두꺼워지면 온도 구배가 발생하는데 온도 구배로 인해 필름 길이 계산에 사용되는 필름의 대표 물성치가 부정확해진다. 따라서 필름에 많은 유량이 유입되는 경우에는 대표 물성치의 선정에 주의가 필요하다.

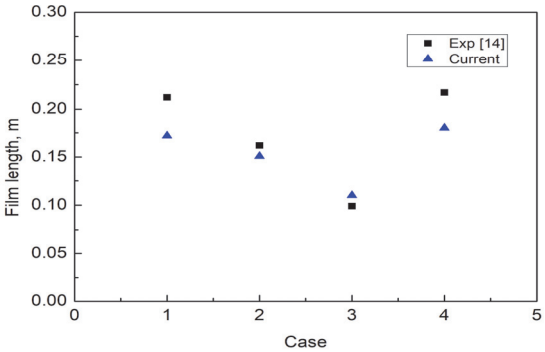


Fig. 9 Film length result at various conditions.

4. 결 론

본 연구에서는 액체 핀틀 연소기의 성능해석을 위해 준 일차원 다상 반응유동의 요소모델들을 적용하고 검증하였다. Sod shock문제를 통해 수치해가 불연속적인 압력, 온도의 구배를 안정적으로 계산 할 수 있음을 알 수 있었다. 그리고 단일액적 해석을 통해 시간에 따른 액적 직경은 최대 4%의 오차가, 온도는 최대 2%의 오차가 발생하였으며 경향은 모두 선행연구와 일치하였다. 연소반응모델인 화염편 연소모델의 라이브러리 생성은 케로신/산소 화학반응의 24개 화학종과 38개의 반응식으로 이루어졌으며, CHEMKIN 대향류 화염해석 결과와 매우 유사한 결과를 보였다. 다상연소 모델은 당량비가 일정한 경우 동일한 최대온도를 보이고 액체연료(C_7H_{16})의 액적 감소 효과는 D^2법칙을 만족하는 것을 확인할 수 있었으며 최대 온도는 약 200 K의 차이가 나타났으며 이는 잠열의 차이로 판단된다. 막냉각 모델은 막냉각 길이를 실험과 비교하여 검증하였다. 여러 조건에 따른 막냉각 길이를 비교하였으며 최대 17%의 오차가 발생하였다. 막냉각 모델은 냉각에 필요한 유량을 결정하는데 있어 유용하게 사용될 수 있다. Part II에서는 각 요소모델들을 통합하여 핀틀 추력기의 성능해석과 민감도 분석을 수행하여 성능특성을 도출한다.

후 기

본 연구는 방위사업청 국방과학연구소 기초연구사업(2016-05-044)과 한국항공우주연구원이 지원하는 한국형발사체개발사업(2019M1A3A1A020-9859913)의 지원에 의해 수행되었습니다.

References

1. Elverum, G.W., Staudhammer, P. and Miller, J., "The Descent Engine For the Lunar Module," *3rd Propulsion Joint Specialist Conference*, Washington, DC., U.S.A., AIAA 1967-521, Jul. 1967.
2. Gordon, A.D. and Martin, B., "TRW Pintle Engine Heritage and Performance Characteristics," *36th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Las Vegas, N.V., U.S.A., AIAA 2000-3871, Jul. 2000.
3. Chang, Y., Zou, J., Li, Q. and Cheng, P., "Numerical Study on Combustion and Heat Transfer of a GOX/GCH4 Pintle Injector," *2018 Asia-Pacific International Symposium on Aerospace Technology*, Sanghai, China, Jul. 2018.
4. Muss, A.J., Johnson, W.C., Kruse W. and Cohn K.R., "The Performance of Hydrocarbon Fuels with H_2O_2 in a Uni-element Combustor," *39th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference and Exhibit*, Las Vegas, N.V., U.S.A., AIAA 2003-4623, July. 2003.
5. Fang, X. and Shen, C.B., "Study on Atomization and Combustion Characteristics of LOX/methane pintle injectors," *Acta Astronautica*, Vol. 136, pp. 369-379, 2017.
6. Ryu, H., Yu, I., Kim, W., Shin, D., Ko, Y. and Kim, S., "Experimental Investigation on Combustion Performance of a Pintle Injector Engine with Double-row Rectangular Slot," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers,* Vol. 21, No. 3, pp. 25-33, 2017.
7. Nam, J., Lee, K., Park, S., Huh, H. and Koo, J., "Spray Characteristics of a Movable Pintle Injector with Pintle Tip Shape," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences,* Vol. 47, No. 9, pp. 658-664, 2019.
8. Han, D.H., Yoo, Y.L. and Sung, H.G., "An Analysis of the Different Flow Characteristics of a Closed Bomb Test in Cylindrical and Spherical Closed Vessels," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences,* Vol. 20, pp. 150-156, 2018.
9. Abramzon, B. and Sirignano, W.A., "Droplet Vaporization Model for Spray Combustion Calculations," *International Journal of Heat and Mass Transfer,* Vol. 32, No. 9, pp. 1605-1618, 1989.
10. Kang, J.S. and Sung, H.G., "Kerosene/GOx Dynamic Combustion Characteristics in a Mixing Layer Under Supercritical Conditions Using the LES-FP approach," *Fuel,* Vol. 203, pp. 579-590, 2017.
11. Shine, S.R., Kumar, S.S. and Suresh, B.N., "A New Generalised Model for Liquid Film Cooling in Rocket Combustion Chambers," *International Journal of Heat and Mass Transfer,* Vol. 55, pp. 5065-5075, 2012.
12. Yoo, Y.L. and Sung, H.G., "Numerical Investigation of an Interaction Between Shock Waves and Bubble in a Compressible Multiphase Flow Using a Diffuse Interface Method," *International Journal of Heat and mass Transfer,* Vol. 127, No. 1, pp. 210-221, 2018.
13. Zettervall, N., Fureby, C. and Nilsson, E.J.K., "A Small Skeletal Kinetic Mechanism for Kerosene," *Energy & Fuels,*

Vol. 30, No. 11, pp. 9801-9813, 2016.

14. Strelkova, M.I., Kirillov, I.A., Potapkin, B.V., Safonov, A.A. and Sukhanov, L.P., "Detailed and Reduced Mechanisms of Jet A Combustion at High Temperature," *Combustion Science and Technology,* Vol. 180, pp. 1788-1802, 2008.
15. CHEMKIN-PRO 15512, Reaction Design: San Diego, 2011.
16. Turns, S.R., *An Introudction to Combustion Conecpts and Application*, 3rd ed., Mc Graw Hill, New York, N.Y., U.S.A., 2012
17. Morrell, G., "Investigation of Internal Film Cooling of a 1000-pound Thrust Liquid Ammonia Liquid Oxygen Rocket," *Technical Report,* NACA RME51E04, 1951.