

## 준 일차원 다상 반응유동 기법을 이용한 케로신/과산화수소 액체 핀틀 추력기 성능해석 연구: Part II 추력기 성능 특성

강정석<sup>a</sup> · 복장한<sup>a</sup> · 성홍계<sup>b,\*</sup> · 권민찬<sup>c</sup> · 허준영<sup>c</sup>

### Performance Analysis of Liquid Pintle Thruster Using Quasi-one-dimensional Multi-phase Reaction Flow: Part II. Thruster Performance Characteristics

Jeongseok Kang<sup>a</sup> · Janghan Bok<sup>a</sup> · Hong-Gye Sung<sup>b,\*</sup> · Minchan Kwon<sup>c</sup> · JunYoung Heo<sup>c</sup>

<sup>a</sup>Department of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea

<sup>b</sup>School of Aerospace and Mechanical Engineering, Korea Aerospace University, Korea

<sup>c</sup>The 4<sup>th</sup> R&D Institute, Agency for Defense Development, Korea

\*Corresponding author. E-mail: hgsung@kau.ac.kr

#### ABSTRACT

The performance of pintle thruster is analyzed by using the pintle thruster performance analysis model which integrating the element models introduced in Part I. To verify the performance analysis, the results of the developed program are compared with the experimental data of kerosene/hydrogen peroxide liquid pintle thrusters. Based on the results, the characteristics of the pintle thruster are analyzed. The sensitivity analysis is performed to investigate the effect of thruster shape and operation parameters on performance characteristics using both OAT and scatter plot methods. The four performance parameters such as droplet diameter, film flow rate, O/F ratio, and nozzle throat diameter are evaluated to investigate their effects on characteristic speed, combustor pressure, and specific thrust.

#### 초 록

본 논문에서는 Part I에 소개된 요소모델들을 통합하여 핀틀 추력기 성능 특성을 분석하였다. 성능 해석 모델 검증에 위하여 케로신/과산화수소 액체 핀틀 추력기의 실험결과와 비교 분석하였다. 검증한 결과를 바탕으로 핀틀 추력기 내부의 비정상 열유동장의 물리적 특성을 분석하였으며 필름효과를 확인하였다. 또한 추력기의 형상인자와 작동인자가 성능특성에 미치는 영향을 파악하기 위하여 OAT 방법과 scatter plot 방법을 이용해 민감도 분석을 수행하였다. 액적직경, 필름유량, O/F비, 노즐목 직경의 4가지 인자를 이용해 특성속도, 연소실 압력, 비추력의 변화에 대한 영향을 관찰하였다.

Key Words: Liquid Rocket Engine(액체로켓엔진), Pintle Injector(핀틀 분사기), Sensitivity Analysis(민감도 분석), OAT(One Variable At a Time)

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

1. 서 론

본 연구는 비정상 준 일차원 다상 반응유동 기법을 적용한 액체 핀틀 추력기의 성능 모델을 개발하여 핀틀 추력기의 성능 설계/해석과 인자 분석(Parametric study)을 통해 성능특성을 관찰/분석하는 것이 목적이다. Part I에서 성능 해석을 위한 요소 모델 (액체연료의 기화 모델, 기화된 연료와 산화제의 연소반응 모델, 액체 냉각필름 모델, 연소실의 유동 및 추력 해석 모델)의 구성방법과 각 모델의 검증은 기술하였다. 본 논문인 Part II에서는 Part I에 소개된 요소모델들을 통합하여 액체 핀틀 추력기의 성능을 해석하여 실험데이터와 검증을 수행하고, 핀틀 추력기에서 발생하는 물리현상들을 관찰하였다. 또한 성능 및 작동 인자들이 핀틀 추력기의 성능특성에 미치는 영향을 관찰하였다.

2. 이 론

2.1 통합해석 모델

Fig. 1은 본 연구에서 고려한 핀틀 추력기 성능모델의 개략도와 각 요소모델의 구성을 나타낸다. 추력기 상단 중앙에는 핀틀 분사기가 위치하고 있으며 분사기에서는 액체연료가 반경방향으로 분사된다. 산화제는 분사기 주위에서 축 방향으로 분사되며 연소실 벽면은 액체연료를 주

입시켜 액체 냉각필름을 형성한다. 주입된 연료와 액체필름은 주위 고온의 가스로 인해 기화되어 산화제와 혼합된 후 연소된다. 고온, 고압의 연소가스는 노즐을 지나며 팽창 가속되어 추력을 발생한다.

2.2 지배방정식

본 연구에서는 핀틀 추력기 내부의 물리현상을 모사하기 위해 소스항(Source term)이 존재하는 준 1차원 오일러 방정식을 적용하였다. 질량, 운동량, 에너지, 혼합분율 보존방정식이 사용되었다.

지배방정식과 성능해석에 필요한 요소모델 (spray 모델, 연소모델, 액체 막냉각(Film cooling) 모델 등)의 이론과 구성 방법은 Part I에 기술하였다[1].

2.3 수치기법

유한체적법을 이용하였으며 재건설(Reconstruction) 기법은 MUSCL(Monotone Upstream Scheme for Conservation Law)을, Riemann solver는 AUSM(Advection Upstream Splitting Method) 기법을, 시간 차분화는 3차 Runge-Kutta 기법을 적용하였다. 수송 물성치(Transport property)는 표준 카이네틱이론(Standard kinetic theory)을 통해 구하였다[2-4].

3. 핀틀 추력기 검증

3.1 해석 모델

핀틀 추력기의 성능해석 모델은 케로신/과산화수소를 사용하는 핀틀 추력기 실험과 비교 검증을 하였다[5]. 핀틀 추력기의 형상 정보는 Table 1과 같다.  $L_c$ ,  $D_c$ ,  $D_{th}$ ,  $\epsilon$ 은 각각 연소실길이, 연소실 직경, 노즐목 직경, 노즐 팽창비를 의미한다. 연소실 앞단 중앙에 위치한 핀틀 분사기는 액체 케로신이 15개의 홀을 통해 반경방향으로 분사되며 산화제는 축 방향으로 분사된다. 또한 추력기 벽면 냉각을 위하여 액체연료를 벽면으로 분사한다. 산화제로 사용되는 과산화수소는

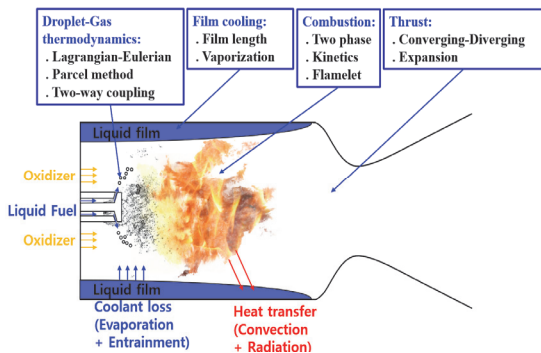


Fig. 1 Element models for pintle injector performance analysis.

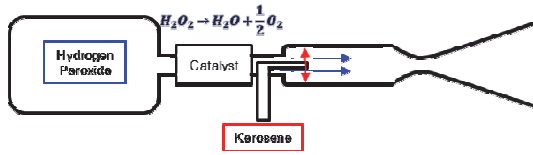


Fig. 2 Schematics of a pintle thruster.

Table 1. Pintle thruster geometry.

$L_c$ , m	$D_c$ , m	$D_{th}$ , m	$\epsilon$
0.1065	0.062	0.027	11

축매를 통과하며 1000 K 이상의 고온 산소와 물로 분해된다. 따라서 별도의 점화장치 없이 자발화가 가능하다. 코드검증을 위한 총 9가지 작동 조건을 Table 2에 정리하였다. 여기서 % fuel film은 전체 연료 유량 중 막냉각에 사용된 연료량의 비율을 의미한다.

일차원 해석으로는 분사된 액체연료의 분열과정을 고려할 수 없으므로 분사된 연료는 2차 분열이 완료된 상태로 Rosin-Rammler 분포를 따른다고 가정하였으며 평균값은 SMD값을 사용한다.

### 3.2 해석 결과

Fig. 3은 Table 2의 실험결과와 성능해석 결과를 비교한 그림이다. 성능해석 결과에서 O/F비에 따른 압력변화는 O/F비 전범위에서 실험과 유사하며 O/F비가 낮은 구간에서 실험결과보다 6% 과예측한다. 비추력은 대부분 1% 내외의 오차를 보이지만, O/F비 6.49에서 10%의 오차가 발생한다. O/F비 6.49의 압력이 O/F비 5.0과 유사한 반면에 비추력이 유독 크게 증가된 것은 실험의 오차로 사료된다.

Fig. 4과 5는 O/F비 5.02인 경우의 점화 후 시간에 따른 압력과 마하수 선도를 나타낸다. 비정상(unsteady) 성능해석으로 천이과정(점화에서 연소평형에 도달하는 과정)을 관찰할 수 있다. 연소실 앞단에서 점화로 생성된 압력파가 노즐 쪽으로 전파되고((1)) 노즐목에서 반사되어 압력이 크게 상승하며 앞으로 전파된다((2)-(4)). 동시에 노즐목 이후에서는 유속의 팽창으로 압력이 낮아져서 대기압으로 회복되기 위하여 충격

Table 2. Experimental conditions.

O/F	$\dot{m}_{oxi}$ , kg/s	% fuel film
3.75	1.6375	52.20
3.8	1.6329	51.50
3.93	1.7509	54.00
4.02	1.7872	53.60
4.22	1.7781	57.30
4.28	1.7917	54.00
4.39	1.6239	42.80
5.02	1.7872	50.00
6.49	1.8280	43.00

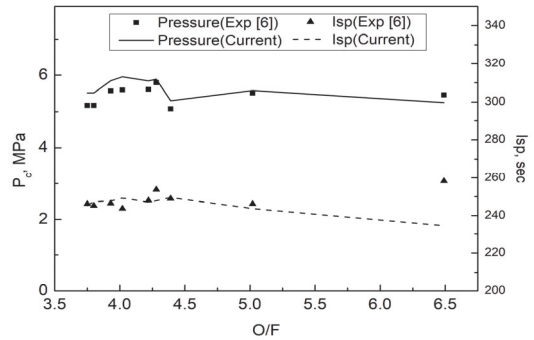


Fig. 3 Comparison of numerical results and experimental data of pressure and specific impulse.

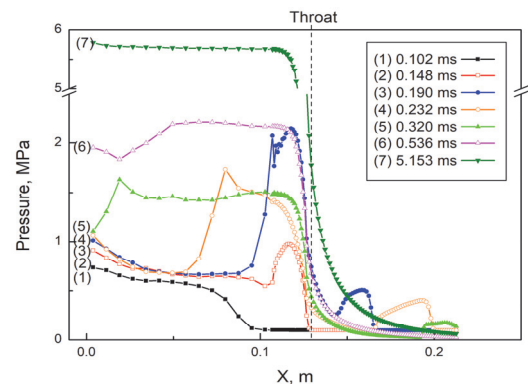


Fig. 4 Pressure history of a pintle thruster at O/F 5.02.

파가 생성된다. 이는 압력과 마하수의 거동을 통해 확인할 수 있다. 0.320 ms ((5)) 이후에는 압력진동이 크게 약해진다. 연소실 앞단으로 전파

된 압력파는 다시 반사되며 보다 작은 진폭으로 노즐목 방향으로 전파된다((6)). 위의 과정이 반복되며 압력진폭이 작아지면서 정상상태에 도달한다((7)). 이러한 해석 기법은 종방향 열음향 불안정이 발생할 경우 이에 대한 압력변화 가시화

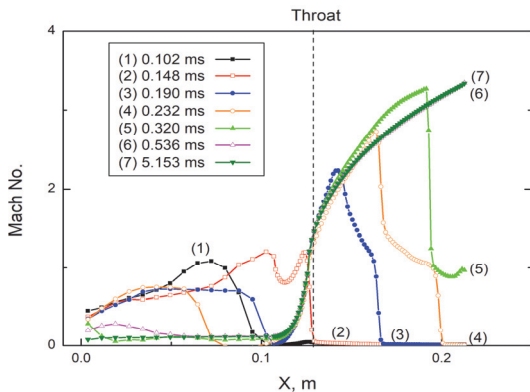


Fig. 5 Mach number history of a pintle thruster at O/F 5.02.

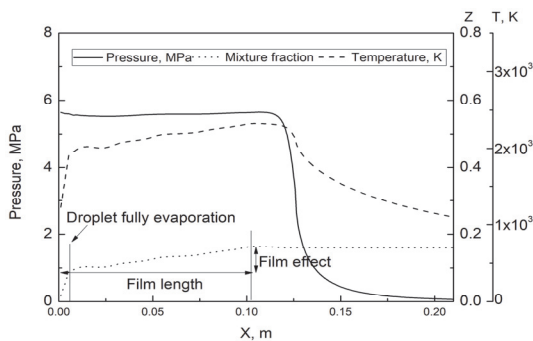


Fig. 6 Distribution contours of pressure, mixture fraction, temperature at O/F 5.02.

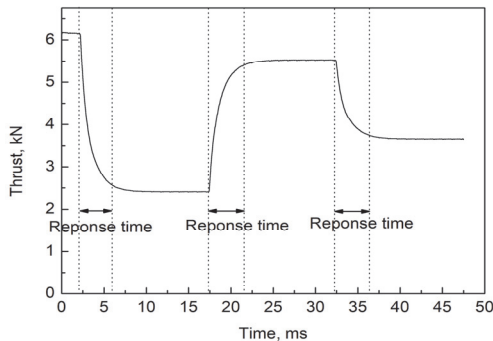


Fig. 7 Turndown history of thrust at O/F 5.02.

와 진동 주파수 예측이 가능함을 의미한다.

Fig. 6은 핀틀 추력기 내부에서 나타나는 열유동장을 파악하기 위하여 O/F비 5.02인 조건에서 압력, 혼합분율, 온도분포를 나타낸다.  $X=0\text{ m}$ 에서 산화제가 분사되며 같은 위치에서 액체연료가 액적의 형태로 분사된다.  $X=0.005\text{ m}$  부근에서 분사된 액적들이 모두 기화되는 것을 알 수 있다. 이로 인해 해당 구간에서 혼합분율이 0.09까지 빠르게 상승한다. 동시에 기화한 연료와 산화제가 반응하며 연소실 온도는 2000 K까지 상승한다. 액적이 모두 기화된 이후부터는 필름에서 기화로 포획된 연료로 인해 필름길이인  $X=0.105\text{ m}$ 까지 혼합분율이 0.16으로 상승한다. 연소실 온도 또한 필름기화가 끝나는 위치에서 최종 온도인 2300 K까지 상승한 이후 노즐을 통과한다. 압력은 전파속도가 빠르기 때문에 연소실 내에서 일정한 값을 유지한다.

핀틀 추력기의 추력조절 시 나타나는 특성을 파악하기 위해 추력이 평형에 도달한 후에 질량유량을 40%, 90%, 60% 변화시켜 나타나는 추력의 변화를 Fig. 7에 도시하였다. 총 3번의 추력조절을 수행하였으며 추력은 각각 40%, 90%, 60%로 변화하여 유량변화와 추력변화가 유사한 변화를 보인다. 응답시간은 목표추력의 95%에 도달하는데 걸리는 시간으로 정의하였으며 각각의 추력조절 시 응답시간은 약 4 ms로 나타난다.

### 3.3 민감도 분석

핀틀 추력기의 형상인자와 작동인자가 성능특성에 미치는 영향을 파악하기 위하여 민감도 분석을 수행하였다. 민감도 분석을 위해 OAT(One variable at a time) 방법과 scatter plot 방법을 이용하였다. OAT방법은 하나의 인자만을 변화시켜 해당 인자로 인한 영향을 자세하게 관찰할 수 있으며 scatter plot방법은 모든 인자를 변화시켜 해당 인자의 상대적인 민감도를 파악할 수 있는 방법이다[6]. 위의 두 가지 방법을 사용하여 각 인자들의 영향과 중요성을 파악할 수 있다. 민감도 분석에 사용되는 추력기의 형상정보는 3.2절에서 사용한 핀틀 추력기를 사용하였으며 노즐출구 면적을 고정하여 해석을 진행하였

다. 분사액적 직경, 필름 주입량, O/F비, 노즐목을 영향 인자로 설정하였으며 각 인자들의 기준

Table 3. Baseline of parameters.

Parameter	Baseline	Variations
$D_d, \mu\text{m}$	10	50%
% fuel film	50	60%
O/F ratio	4.0	50%
$R_{th}, \text{m}$	0.0135	20%

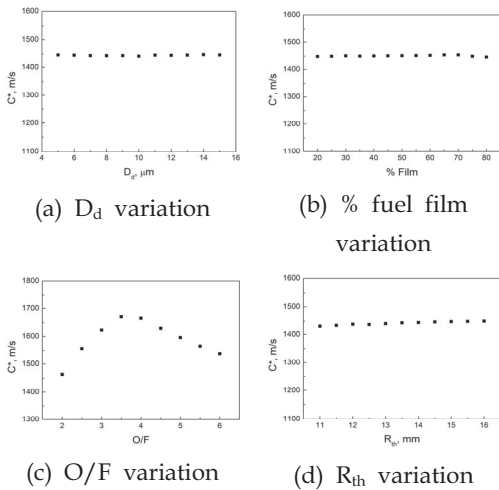


Fig. 8 Sensitivity analysis on characteristic velocity with OAT method.

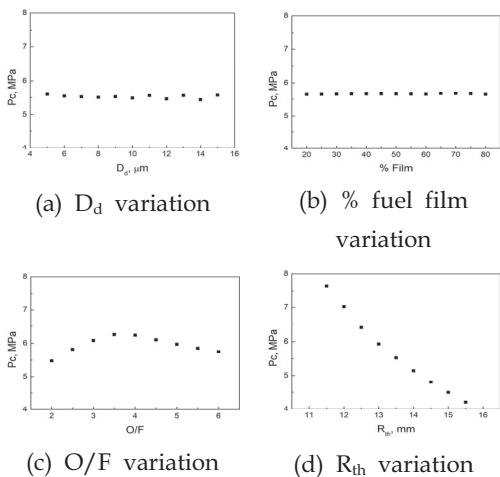


Fig. 9 Sensitivity analysis on chamber pressure with OAT method.

값과 변화량은 Table 3과 같다. Table 3에서  $D_d$ 는 초기 액적직경을 의미한다. 각 인자가 변화할 때 나머지 인자는 고정하였으며 O/F비가 변화할 때 전체 추진제의 질량은 변화하지 않는다.

Fig. 8은 OAT 결과로, 각 인자에 따른 특성속도의 변화를 나타낸 그림이다. 잔류시간이 가장 큰 최대 액적직경의 경우에도 주입구 근방에서 모두 기화되기 때문에 액적직경에 대한 특별한 경향이 나타나지 않는다. 필름유량의 경우에는 필름의 길이와 연소실 길이가 같아지는 70%까지는 경향이 나타나지 않고 70% 이후부터 특성속도가 서서히 감소한다. 필름이 노즐에서 증발되며 연료를 공급하기 때문에 연소실 내부압력이 감소하여 특성속도가 감소한다. O/F비의 경우에는 최적 O/F비인 4 근방에서 최댓값이 나타나고 이후 감소한다. 노즐목 반경은 특성속도에 영향을 주지 않는데 이는 특성속도는 연소실 온도, 분자량, 비열의 함수이기 때문이다. Fig. 9는 인자별 연소실 압력에 대한 결과이다. 액적 초기 직경에 대해서는 특별한 경향이 나타나지 않았으며 필름유량에 대해서는 특성속도와 마찬가지로 70%까지는 변화가 없고 70% 이후 서서히 감소한다. O/F비의 경우에는 최적 O/F비인 4 근방에서 최댓값이 나타난다. 노즐목의 경우에는 노즐목의 감소로 인해 연소실 압력이 상승하는 현상이 뚜렷이 관찰된다. Fig. 10은 인자별 비추력에 대한 결과이다. 초기 액적직경에 대해서는 경향이 관찰되지 않는다. 특성속도와 마찬가지로 필름유량 70% 이후부터 비추력이 서서히 감소하며 O/F비 4부근에서 비추력이 최대로 나타난다. 노즐목 반경과는 반비례 경향이 나타나는데 이는 팽창비의 감소가 원인이다.

OAT방법은 하나의 인자에 대한 영향을 파악하기에는 적합하지만 해당 인자가 갖는 상대적 민감도를 파악할 수 없으므로 이를 위해 scatter plot 방법으로 관찰하였다. Fig. 11은 scatter plot 결과로 특성속도에 대한 각 인자의 민감도를 보여준다. 특성속도는 액적직경, 노즐목 반경에 대해서는 큰 민감도를 보이지 않는다. 반면, OAT와 마찬가지로 필름유량에 대해서는 70% 이후에 점차 특성속도가 감소하며 O/F비에 대해서는

강한 민감도를 보인다. 한 가지 특징적인 점은 액적직경, 필름유량, 노즐목 반경의 경우 상단에 한계선이 존재한다는 점이다. 이는 O/F비가 변화함에 따라 특성속도의 최고점이 존재하기 때문이다. Fig. 12는 연소실 압력에 대한 scatter plot 결과이다. 액적직경과 필름유량은 특별한 민감도를 보이지 않는다. O/F비는 OAT와 다르게 연소실 압력에 대한 민감도가 보이지 않는데 이는 노즐목 반경의 민감도가 O/F비보다 월등히 크기 때문이다. Scatter plot 방법은 상대적

민감도를 파악할 수 있는 방법이기 때문에 상대적 민감도가 작은 O/F비는 연소실 압력에 대해서 특별한 경향이 나타나지 않는다.

Fig. 13은 비추력에 대한 scatter plot 결과이다. 액적직경과 필름유량은 민감도를 보이지 않는다. 이는 본 연구 범위에서 공급된 액적이 모두 기화하기 때문이다. O/F비와 노즐목 반경은 OAT와 같은 경향의 민감도를 보인다. 노즐목 반경의 경우 한계선이 존재하는데 이는 O/F비에 대해 비추력이 최고점을 갖기 때문이다.

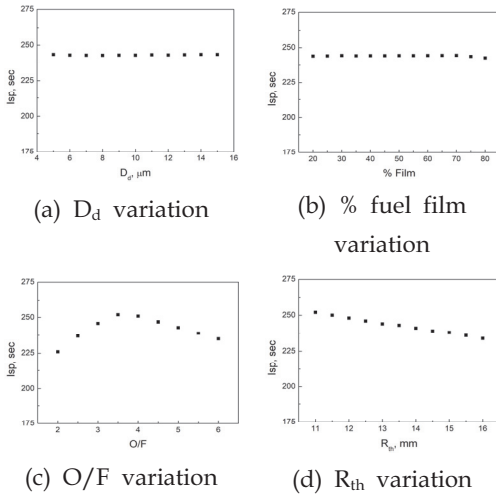


Fig. 10 Sensitivity analysis on ISP with OAT method.

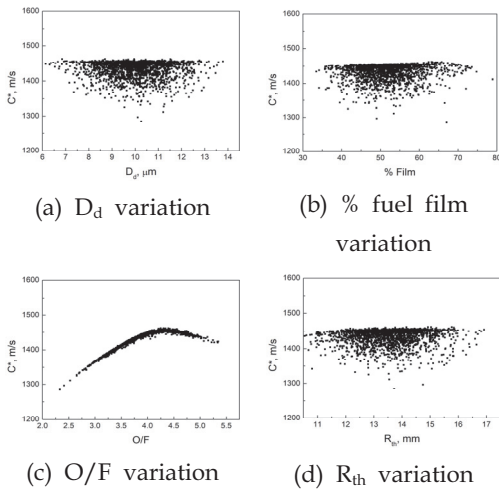


Fig. 11 Sensitivity analysis on characteristic velocity with scatter plots.

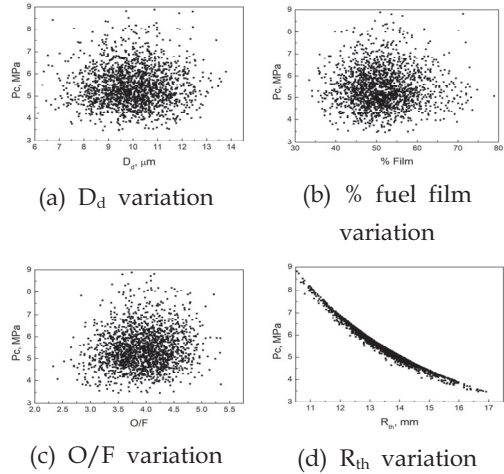


Fig. 12 Sensitivity analysis on chamber pressure with scatter plots.

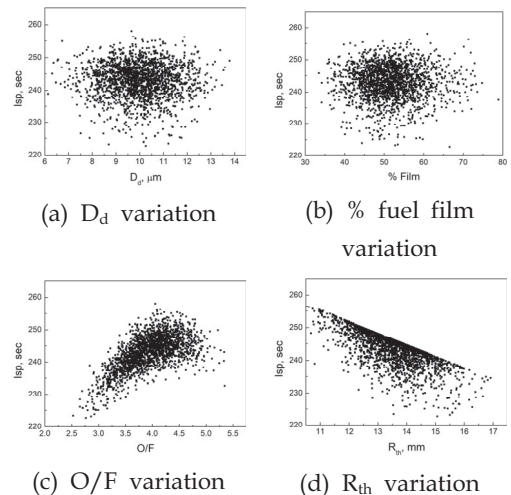


Fig. 13 Sensitivity analysis on Isp with scatter plots.

## 4. 결 론

본 연구에서는 Part I에 소개한 요소모델들을 통합한 액체 핀틀 추력기의 성능해석 프로그램을 개발하여 추력기의 성능을 분석하였다. 개발된 성능해석 프로그램을 케로신/과산화수소 핀틀 추력기의 실험결과와 비교 검증하였다. 압력은 최대 6%, 비추력은 최대 1%의 차이로 실험결과와 매우 유사한 경향을 보였다.

핀틀 추력기 내부의 연료 핀틀에서 분사된 액적은 주입부 근방에서 빠르게 기화되어 연소되고 온도가 2000 K까지 급격하게 상승한다. 이후 연료필름에서 지속적으로 연료가 기화 및 포획되어 연료량이 축방향으로 증가되며, 주입된 연료가 모두 기화/연소되어 온도가 2300 K까지 상승한다. 핀틀 추력기의 추력조절에 따른 성능 변화를 확인하였으며 추력 조절시 약 4 ms의 응답 지연이 나타났다.

OAT방법과 scatter plot 방법을 이용해 4가지 인자(액적직경, 필름유량, O/F비, 노즐목 직경)에 따른 성능 민감도 분석을 수행하였다. OAT 결과에서 최적 O/F비 부근에서 모든 성능특성이 최대로 나타났으며 액적 직경은 특별한 경향이 나타나지 않았다. 이는 본 연구에서 고려된 액적이 짧은 시간에 모두 증발이 되기 때문에, 액적이 충분히 기화되지 않는 경우는 영향이 있을 것으로 사료된다. 필름유량은 70%구간 이후부터 성능특성의 감소가 나타났으며 이는 필름길이가 연소실을 초과하여 노즐에서 기화되어 연소실의 압력이 감소하였기 때문이다. Scatter plot 결과에서는 OAT결과와 대부분 유사한 경향이 나타나지만 연소실 압력의 경우에는 노즐목 반경이 상대적으로 큰 민감도를 가지기 때문에 O/F비에 대한 민감도는 매우 작게 나타났다.

## 후 기

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

## References

1. Kang, J.S., Bok, J.H., Sung, H.G., Kwon, M.C. and Heo, J.Y., "Performance Analysis of Liquid Pintle Thruster Using Quasi-onedimensional Multi-phase Reaction Flow - Part I Key Sub-model Validation," *The Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, To be published.
2. Lee, G.M. and Sung, H.G., "Three-dimensional Effects of an Axi-symmetric Pintle Nozzle," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 22, No. 6, pp. 47-55, 2018.
3. Jeong, G.Y., Hong, J.S., Heo, J.Y., Sung, H.G., Yang, J.S. and Ha, D.S., "Thrust Characteristics of Through-type Pintle Nozzle at Operating Altitudes Conditions," *Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers*, Vol. 20, No. 4, pp. 59-67, 2016.
4. Lee, G.B., Kim, J.C. and Sung, H.G., "The Analysis of Two-phase Flow in a Lean Direct Injection Gas-turbine Combustor," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 47, No. 3, pp. 204-211, 2019.
5. Muss, A.J., Johnson, W.C., Kruse, W. and Cohn, K.R., "The Performance of Hydrocarbon Fuels with H<sub>2</sub>O<sub>2</sub> 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.
6. Han, D.H., Sung, H.G., Jang, S.G. and Ryu, B.T., "Parametric Analysis and Design Optimization of a Pyrotechnically Actuated Device," *International Journal of Aeronautical & Space Science*, Vol. 17, No. 3, pp. 409-422, 2016.