



Research Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2017.21.6.001>

MEMS 고체 추진제 추력기의 성능예측 및 분석

정주영^a · 이종광^{b,*}

Performance Prediction and Analysis of a MEMS Solid Propellant Thruster

Juyeong Jung^a · Jongkwang Lee^{b,*}

^aICT-Railroad Convergence Research Team, Korea Railroad Research Institute, Korea

^bDepartment of Mechanical Engineering, Hanbat National University, Korea

*Corresponding author. E-mail: jongkwang@hanbat.ac.kr

ABSTRACT

The performance of a MEMS solid propellant thruster was predicted and analyzed through internal ballistics model and CFD analysis. The nozzle throat was 416 μm , and the area ratio of the nozzle was 1.85. As a result of the internal ballistics model, chamber pressure increased up to 197 bar and the maximum thrust was 3,836 mN. In CFD analysis, the chamber pressure of the internal ballistics model was applied as the operating pressure, and the CFD model was divided into an adiabatic and a heat loss model. As a result, the maximum thrust of the adiabatic model was 14.92% lower than that of the internal ballistics model, and the effect of heat loss was insignificant.

초 록

내탄도 모델 및 CFD 해석을 통해 MEMS 고체 추진제 추력기의 성능을 예측하고 분석하였다. 노즐 목 지름이 416 μm , 면적비가 1.85인 추력기의 내탄도 모델 해석 결과, 챔버 압력은 최대 197 bar까지 상승하였으며, 최대 추력은 3,836 mN이었다. CFD 해석에 내탄도 모델의 챔버 압력을 작동압력으로 적용하였으며, 해석 모델을 단일 모델과 열손실 모델로 구분하여 해석을 진행하였다. 해석 결과 점성 효과만이 고려된 단일 모델의 최대 추력은 내탄도 모델에 비해 14.92% 낮았으며, 짧은 작동 시간으로 인하여 열손실에 의한 추력 손실은 매우 작게 나타났다.

Key Words: Micro Thruster(마이크로 추력기), Micro Nozzle(마이크로 노즐), MEMS(미세 전자 기계 시스템), CFD(전산유체역학), Micro Satellite(초소형 인공위성)

1. 서 론

Received 5 June 2017 / Revised 24 July 2017 / Accepted 28 July 2017

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

하나의 통합 시스템으로 발전되어온 21세기

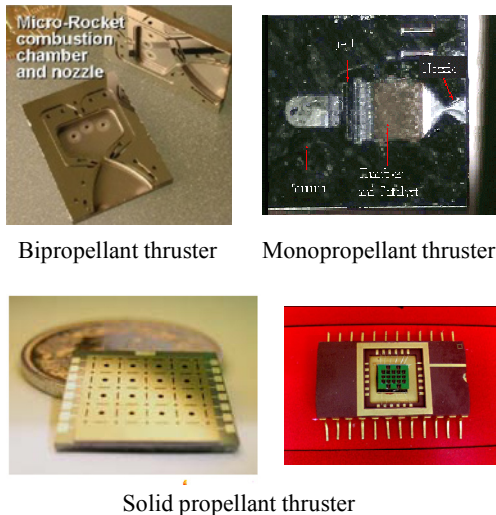


Fig. 1 MEMS thrusters.

초소형 시스템 제조기술인 MEMS (Micro Electro Mechanical Systems)는 현재 전자기계 소자뿐 아니라 광, 화학, 생물소자 등 다양한 분야에서 응용되고 있으며, 장치의 무게와 크기가 시스템의 성능에 지대한 영향을 주는 항공우주분야에서도 각광받는 기술 중 하나이다.

일반적인 인공위성은 수백 kg에서 수 톤의 무게를 갖으며, 무게와 크기에 비례하여 연구 개발 비용이 수백억 원에 이른다. 하지만 MEMS 기술의 발달로 인한 수 kg급 초소형 위성체 제작의 현실화는 이러한 연구 개발과 제작, 발사에 소요되는 비용을 획기적으로 감소 시켰으며, 여러 나라에서 활발한 연구가 진행 중이다[1-4].

초소형 위성은 일반적으로 10 kg 이하의 무게를 말하며, 그 무게에 따라 마이크로 위성, 나노 위성, 피코 위성으로 분류할 수 있다. 이러한 초소형 위성체는 Fig. 1과 같이 임무확대를 위해 MEMS 추력기라 불리는 별도의 추진 시스템을 필요로 하며, MEMS 추력기를 이용하여 위성체의 자세제어, 항력보상, 궤도유지, 궤도변경 등의 움직임을 제어하는 추력을 발생시킨다[5].

MEMS 추력기에 관한 연구는 여러 연구 그룹들에 의한 다양한 연구가 수행되었다. 대표적인 연구로는 MEMS 이원 추진제 추력기[6], 과산화추진제를 이용한 MEMS 단일 추진제 추력기[7]

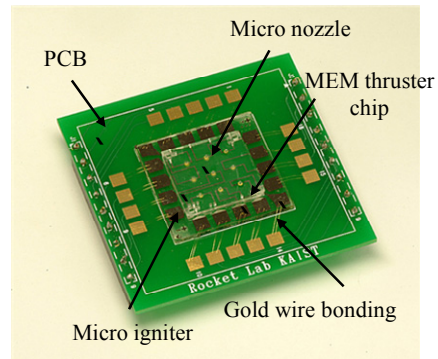


Fig. 2 MEMS solid propellant thruster[10].

와 다수의 MEMS 고체 추진제 추력기 연구 결과가 있다[8-10]. 이 중 MEMS 고체 추진제 추력기는 구조와 제작이 상대적으로 단순하고 현재 MEMS 기술로 현실화가 가장 높은 기술로 평가되고 있다.

기존 연구들의 주된 연구 목표는 MEMS 기술을 이용하여 MEMS 추력기 제작 가능성을 확인해보고, 제작된 추력기의 성능을 평가하는 것이었다. 하지만 개발된 추력기들이 초소형 인공위성에 적용되기 위해서는 추력기들의 성능을 예측하고 이를 기반으로 추력기를 설계하는 기술이 필요하다.

이 논문의 연구 목표는 기존 문헌에 보고되었던 Lee 등[10]의 추력기 모델 및 실험 결과를 이용하여 MEMS 고체 추진제 추력기의 성능 예측 방법을 확립하는 것이다. Fig. 2는 Lee 등에 의해 개발된 MEMS 고체 추진제 추력기이다. 이 추력기의 형상을 기본으로 내탄도 해석 연구를 수행하여 추력기의 내부 압력 형성에 관한 정보를 얻었으며, 이를 이용하여 CFD 계산을 통해 추력기 성능 예측에 대한 연구를 수행하였다.

2. MEMS 고체 추진제 추력기

연구에 사용된 MEMS 고체 추진제 추력기는 한국과학기술원 Lee 등의 연구 결과로서 Fig. 3과 같다. 추력기는 Fig. 2와 같이 9개의 단위 셀로 구성되어 있으며 Fig. 3에서는 단위 추력기의

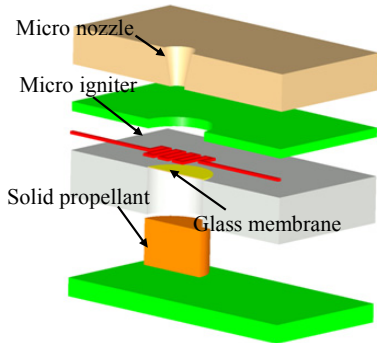


Fig. 3 Schematic of MEMS thruster[10].

형상이 제시되어 있다. 노즐목의 직경은 416 μm , 노즐의 길이는 1 mm, 노즐의 면적비는 1.85이며 추진제 챔버의 직경은 1 mm, 챔버의 높이는 265 μm 이다. 추력기는 감광성 유리의 MEMS 공정으로 제작 되었으며, 기폭제의 한 종류인 lead styphnate 추진제가 사용되었다. 실험 결과추력기의 성능은 평균 최대 추력 3,619 mN, 표준편차 803 mN, 평균 총역적 0.381 mN·s, 표준편차 0.107 mN·s로 보고되었으며 표준편차 값이 큰 이유는 마이크로 스케일 장치의 성능 측정의 어려움으로 인한 계측 오차로 판단된다[10].

3. 수치해석

수치 해석을 이용한 MEMS 고체 추진제 추력기의 성능 예측 방법은 다음과 같다. 우선 주어진 형상 및 물성값을 이용하여 1차원 등엔트로피 유동 해석인 내탄도 해석을 수행하고 추력기 내부 압력 변화와 추력 곡선을 확인한다. 이후 내탄도 해석을 통해 확보된 시간에 따른 챔버 압력 변화를 경계 조건으로 CFD 계산을 수행하였으며, 점성 효과 및 열손실 효과를 확인하면서 추력기 성능 예측 연구를 수행하였다.

3.1 내탄도 해석

고체 추진 기관의 설계 및 해석을 위한 내탄도 해석은 짧은 시간에 여러 가지 설계 변수들을 변화시키며 추진 기관의 내부 압력과 추력을

Table 1. Thermal properties of lead styphnate[10].

| Gas constant (J/kg·K) | Flame temperature (K) | Specific heat ratio | Buring rate (mm/s) |
|-----------------------|-----------------------|---------------------|--------------------|
| 177.54 | 1870 | 1.203 | 1941 |

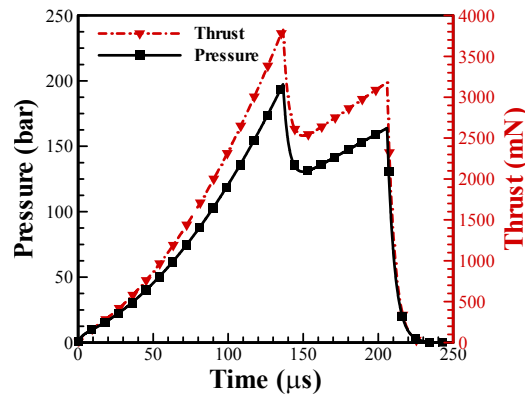


Fig. 4 Chamber pressure and thrust of internal ballistics model.

예측할 수 있는 해석 방법이다.

내탄도 해석을 간편화하기 위하여 연소 가스의 유동장은 1차원 등엔트로피 유동장을 가지고, 작동 유체는 이상 기체 법칙을 따른다고 가정하였다. 내탄도 해석은 연소 초기와 연소가 종료된 후 노즐이 아음속 유동장을 가지는 경우와 연소가 진행되어 노즐이 질식(chocking)된 후 가지게 되는 초음속 유동장을 모두 고려하였다. Eq. 1은 아음속 유동장인 경우 챔버 내부 압력 변화식이며, Eq. 2는 초음속 유동장인 경우 내부 압력 변화식이다.

$$\frac{dP_c}{dt} = \frac{RT_c A_b r \rho_p}{V_c} - \frac{P_c A_t M_t}{V_c} \times \sqrt{\gamma RT_t} - \frac{P_c}{V_c} \times \frac{dV_c}{dt} \quad (1)$$

$$\frac{dP_c}{dt} = \frac{RT_c A_b r \rho_p}{V_c} - \frac{P_c}{V_c} \times \frac{dV_c}{dt} - \frac{RT_c A_t P_c}{V_c} \times \sqrt{\frac{\gamma}{RT_t} \left(\frac{2}{\gamma+1} \right)^{\frac{\gamma+1}{\gamma-1}}} \quad (2)$$

두 경우의 수치해는 4차 Runge-Kutta 방법을 이용하여 구하였다. 내부 압력 변화를 확보한 후 출구 마하수와 출구 압력값을 계산하고 이를 이용하여 추력기의 추력 및 총역적 값을 계산하였다. Table 1은 사용된 추진제 가스의 물성값이다[10].

Fig. 4는 내탄도 해석을 통한 성능 예측 결과이다. 챔버의 최대 압력은 197 bar이었으며 최대 추력은 3,836 mN이었다. 연소 시간은 230 μ s였으며, 내탄도 모델의 총역적은 0.42 mN·s이다. 내탄도 해석을 통해 확보한 압력 곡선은 CFD 계산의 경계 조건으로 활용하여 보다 정확한 수치 해석 결과를 확보하려 한다.

3.2 CFD 계산 방법

내탄도 해석을 통해 확보된 시간에 따른 압력 변화 결과를 입구 경계 조건으로 CFD 계산을 수행하였으며, 점성 효과 및 열손실 효과를 추가적으로 확인하여 추력기 성능 예측 연구를 수행하였다. CFD 계산은 검증된 상용프로그램 Fluent를 사용하였다. 추력기의 유동장 해석에는 질량 보존 방정식, 운동량 방정식, 에너지 방정식 그리고 SST k- ω 난류모델이 사용되었으며 해석에 사용된 식들은 Eq. 3-7과 같다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho u_i) = 0 \quad (3)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho u_i) + \frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_j u_i) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} \\ + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \frac{2}{3} \delta_{ij} \frac{\partial u_k}{\partial x_k} \right) \right] + \frac{\partial}{\partial x_j}(-\rho \overline{u_j u_i}) \end{aligned} \quad (4)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \frac{\partial}{\partial x_i} [u_i (\rho E + p)] = \\ \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(k + \frac{c_p \mu_t}{Pr_t} \right) \frac{\partial T}{\partial x_i} + u_i (\tau_{ij})_{\text{eff}} \right] \end{aligned} \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_k \frac{\partial k}{\partial x_j} \right) + G_k - Y_k \quad (6)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \omega) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \omega u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left(\Gamma_\omega \frac{\partial \omega}{\partial x_j} \right) + G_\omega - Y_\omega \quad (7)$$

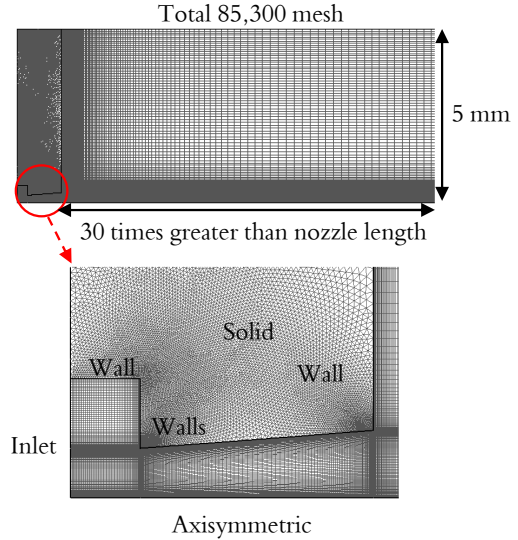


Fig. 5 Computational domain.

마이크로 노즐의 유동장 계산 시, 일반적으로 노즐 해석에 사용되는 난류 모델인 k- ϵ 모델을 사용하지 않은 이유는, k- ϵ 모델의 경우 벽면에서의 유동 특성을 잘 파악하기 힘들며, 별도의 벽면 함수를 사용한다. 일반적으로 벽면 함수를 사용하기 위해서는 격자 생성 시 첫 번째 격자의 y+ 값이 30보다 커야 한다. 하지만 마이크로 노즐의 경우 이 값이 상대적으로 너무 큰 값을 갖기 때문에 노즐의 중심 유동장까지 영향을 줄 수 있다. 이러한 이유로 벽면 경계층을 같이 풀 수 있는 k- ω 모델을 사용하였으며, 격자 생성 시 y+ 값이 3를 넘지 않도록 설정하였다. 해석에 사용된 격자는 Fig. 5와 같이 총 85,300개이며, 안정적인 계산을 위하여 외부대기영역의 높이를 노즐 목 반지름의 약 24배, 외부대기영역의 길이를 노즐길이의 약 30배로 설정하였다.

작동유체는 내탄도 해석과 같은 물성을 사용하였으며, 이상 기체 상태방정식을 적용하였다. 또한 CFD 해석의 초기조건으로 압력 1 atm, 온도 300 K를 적용하였다. 입구 경계 조건으로 내탄도 해석에서 확보한 시간에 따른 압력 값을 주었으며 온도 조건으로는 추진제의 화염 온도인 1870 K를 사용하였다. 외부대기조건은 대기 압력 1 atm, 대기온도 300 K를 사용하였다. 고

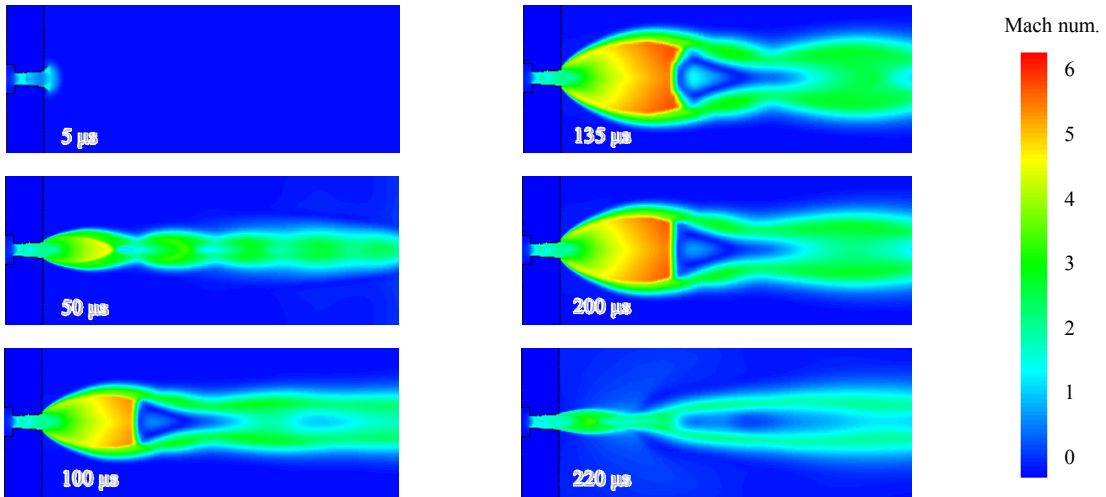


Fig. 6 Mach number contour.

체 영역의 경계조건은 감광 유리의 전도 조건을 사용하였다. 추력기에는 감광성 유리의 물성값을 적용하였으며, 비열은 $878.6 \text{ J/kg}\cdot\text{K}$, 열전도율은 $1.4 \text{ W/m}\cdot\text{K}$ 이다. 마지막으로 비정상 상태 계산에서의 시간간격은 $0.1 \mu\text{s}$ 를 적용하였다.

3.3 CFD 계산 결과

마이크로 스케일의 노즐에서 점성이 추력에 미치는 영향과 열손실이 추력에 미치는 영향을 확인하기 위한 계산을 수행하였다.

열손실이 추력에 미치는 영향을 확인하기 위하여 추력기 내부 벽면을 단열로 가정하고 점성만 고려한 경우와 점성과 열전달을 모두 고려한 두 가지 경우에 대해 계산을 수행하였다. 추력기 작동 시간인 $230 \mu\text{s}$ 동안 해석을 수행하였다.

Fig. 6은 점성과 열전달을 모두 고려한 경우의 시간에 따른 마하수 분포이며, Fig. 7은 각각의 경우에 대한 추력 곡선이다. 해석 결과를 이용하여 추력과 총역적을 각각 계산해본 결과 점성과 열전달을 모두 고려한 경우 최대 추력은 $3,242 \text{ mN}$, 총역적은 $0.3557 \text{ mN}\cdot\text{s}$ 이었다. 그리고 열손실 효과를 확인하기 위하여 점성만 고려한 단열 모델의 경우 최대 추력은 $3,264 \text{ mN}$, 총역적은 $0.3578 \text{ mN}\cdot\text{s}$ 이었다.

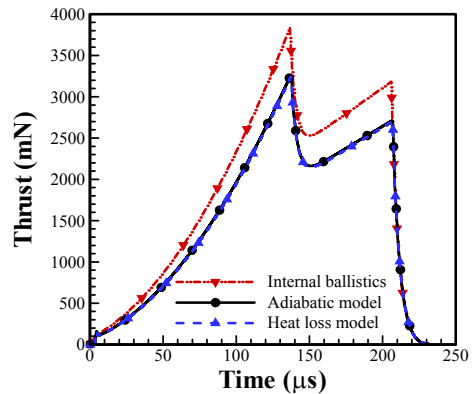


Fig. 7 Thrust as a function of time.

열손실을 고려하지 않은 경우와 고려된 두 경우 모두 유사한 유동장을 가졌다. 최대 추력과 총역적은 점성 효과만 고려되고 열손실을 고려하지 않은 단열 모델의 경우 내탄도 모델의 85.1%의 값을 가졌으며, 점성효과와 열손실 효과를 모두 고려한 경우 내탄도 모델의 84.5% 값을 보였다. 마이크로 스케일의 경우 면적대 체적비 (surface/volume)가 매크로 스케일보다 큰 값을 가지기 때문에 열손실량이 상대적으로 큰 것으로 알려져 있지만 이 연구에서 사용된 추력기 모델의 경우 $230 \mu\text{s}$ 의 짧은 작동 시간으로 인하여 열손실 효과가 미비하였을 것으로 판단된다.

이 같은 수치는 마이크로 고체 추진제 추력기에서 점성 효과가 추력 손실에 가장 큰 영향을 주는 것을 의미한다.

4. 결론 및 요약

MEMS 고체 추진제 추력기의 성능 예측을 위하여 1차원 등엔트로피 내탄도 모델과 CFD 해석을 병행하였다. 에너지 손실이 고려되지 않은 내탄도 모델과 점성, 열손실의 영향을 고려한 CFD 해석을 병행함으로써 추력기의 성능예측 기법을 확립하였으며, 추력기의 추력손실 요인을 정량적으로 분석하였다.

내탄도 모델의 추력기 성능예측 결과, 추력기의 최대 챔버압력은 197 bar, 최대추력은 3836 mN, 총역적은 0.42 mN·s이었다. 또한 CFD 해석 결과, 단일모델의 최대추력은 3,264 mN, 총역적은 0.3578 mN·s이었으며, 열손실모델의 최대추력은 3,242 mN, 총역적은 0.3557 mN·s이었다.

CFD 해석 결과를 내탄도 모델 해석 결과와 비교하여 점성효과와 노즐 내부에서 발생하는 열손실이 추력에 미치는 영향을 분석하였으며, 다음과 같은 결론을 얻을 수 있었다.

MEMS 추력기의 비정상상태 해석 결과, 점성 효과에 의한 추력손실은 15%정도이며, 열손실에 의한 추력손실은 1%이내임을 확인하였다. 열손실에 의한 추력손실의 영향이 작은 이유는 추진제의 짧은 점화시간 때문에 열전달에 필요한 시간이 충분하지 않았기 때문이다.

후 기

이 논문은 2016년도 한밭대학교 교내학술연구비의 지원을 받았음.

References

1. Baker, A.M., Curiel, A.S., Schamffner, J. and Sweeting, M., "You can get there from here: Advanced low cost propulsion concepts for small satellites beyond LEO," *Acta Astronautica*, Vol. 57, Issues 2-8, pp. 288-301, 2005.
2. Muller, J., Chakraborty, I., Vargo, S., Marrese, C. and Bame, D., "Towards micropropulsion systems on-a-chip: initial results of components feasibility study," *2000 IEEE Aerospace Conference*, Big Sky, M.T., U.S.A., pp. 149-168, Feb. 2000.
3. Rossi, C., "Micropropulsion for space : A Survey of MEMS-based Micro Thruster and their Solid Propellant Technology," *Sensor Updates*, Vol. 10, Issue 1, pp. 257-292, 2002.
4. Kang, S.W., Han, S.H., Gong, H.C. and Choi, G.H., "Current satate of CubeSat Development in KOREA," *Current Industrial and Technological Trends in Aerospace*, Vol. 11, No. 2, pp. 172-178, 2013.
5. Lee, J.K., "Internal Ballistic Design and Fabrication Procedure of MEMS Solid Propellant Rocket," Ph.D. Dissertation, Department of Aerospace Engineering, KAIST, Daejeon, Korea, 2009.
6. London, A.P., Ayrton, A.A., Epstein, A.H., Spearing, S.M., Harrison, T. Peles, Y. and Kerrebrock, J.L., "Microfabrication of High Pressure Bipropellant Rocket Engine," *Sensors and Actuators A*, Vol. 92, Issues 1-3, pp. 351-357, 2001.
7. Hitt, D.L, Zakrzwski, C.M. and Thomas, M.A., "MEMS-based satellite micropropulsion via catalyzed hydrogen peroxide decomposition," *Smart Materials and Structures*, Vol. 10, No. 6, pp. 1163-1175, 2001.
8. Lewis Jr., D.H., Janson, S.W., Cohen, R.B. and Antonsson, E.K., "Digital Micro Propulsion," *Sensors and Actuators A*, Vol. 80, No. 2, pp. 143-154, 2000.

-
9. Rossi, C., Larangot, B., Lagrange D. and Chaalane, A., "Final Characterization of MEMS-based Pyrotechnical Microthrusters," *Sensors and Actuators A*, Vol. 121, No. 10, pp. 508-514, 2005.
10. Lee, J.K., Kim, K.H. and Kwon, S.J., "Design, Fabrication, and Testing of MEMS Solid Propellant Thruster Array Chip on Glass wafer," *Sensors and Actuators A*, Vol. 157, Issue 1, pp. 126-134, 2010.