

차세대 인공위성 전기저항제트 가스추력기의 다물리 수치모사

장 세 명,¹ 최 진 철,² 한 조 영,³ 신 구 환⁴

¹군산대학교 기계자동차조선해양공학부

²스페이스솔루션(주) 연구소

³한국항공우주연구원 위성연구본부

⁴한국과학기술원 인공위성연구센터

MULTI-PHYSICAL SIMULATION FOR THE DESIGN OF AN ELECTRIC RESISTOJET GAS THRUSTER IN THE NEXTSAT-1

S.M. Chang,¹ J.C. Choi,² C.Y. Han³ and G.H. Shin⁴

¹School of Mechanical, Automotive, Naval Architecture, and Ocean Engineering, Kunsan National University

²Research Institute, Space Solution, Inc.

³Satellite R&D Head Office, Korea Aerospace Research Institute

⁴SaTReC, Korea Advanced Institute of Science and Technology

NEXTSat-1 is the next-generation small-size artificial satellite system planned by the Satellite Technology Research Center(SaTReC) in Korea Advanced Institute of Science and Technology(KAIST). For the control of attitude and transition of the orbit, the system has adopted a RHM(Resisto-jet Head Module), which has a very simple geometry with a reasonable efficiency. An axisymmetric model is devised with two coil-resistance heaters using xenon(Xe) gas, and the minimum required specific impulse is 60 seconds under the thrust more than 30 milli-Newton. To design the module, seven basic parameters should be decided: the nozzle shape, the power distribution of heater, the pressure drop of filter, the diameter of nozzle throat, the slant length and the angle of nozzle, and the size of reservoir, etc. After quasi one-dimensional analysis, a theoretical value of specific impulse is calculated, and the optima of parameters are found out from the baseline with a series of multi-physical numerical simulations based on the compressible Navier-Stokes equations for gas and the heat conduction energy equation for solid. A commercial code, COMSOL Multiphysics is used for the computation with a FEM (finite element method) based numerical scheme. The final values of design parameters indicate 5.8% better performance than those of baseline design after the verification with all the tuned parameters. The present method should be effective to reduce the time cost of trial and error in the development of RHM, the thruster of NEXTSat-1.

Key Words : 차세대 위성(NEXTSat-1), 가스 추력기(Gas Thruster), 다물리 설계(Multi-physical Design),
형상 설계(Shape Design)

1. 서 론

차세대 인공위성(NEXTSat-1) 계획은 우리별과 과학기술위성 계획의 대를 잇는 소형위성 개발 계획으로, 한국과학기술원(KAIST) 인공위성 연구센터(SaTReC, Satellite Technology Research Center)에서 주도하고 있는 우주개발 프로젝트이다. 2017년 발사 계획인 1호는 태양동기궤도(SSO, sun-synchronous

orbit)의 고도 650 ~ 800 km 대역에서 운용 예정이다[1]. 여기에서 궤도 전이와 자세 제어를 위한 위성체의 추진 시스템으로 전기저항 가스 추력기를 채택하고 있다. 초창기 우리별 1호에서부터 인공위성 센터는 영국의 서레이(Surrey) 사로부터 많은 기술을 도입하여 왔으며, 가스 추력기 모델은 이 회사에서 생산한 비추력(specific impulse)이 42초이고, 제논(Xe) 기체를 이용한 상용 제품이다[2]. 본 연구의 최종 목표는 이 제품을 개량하여 차세대 인공위성에 적합한 추력기의 노즐 형상을 결정하는 것이다.

소형 위성의 추력기에 적용되는 많은 기술들이 현재 통용되고 있다[3]. 초창기에는 차가운 기체를 직접 분사하는 방식이었으나, 전기로 가열하는 방식을 거쳐 최근에는 홀-효과 추

Received: March 31, 2016, Revised: June 22, 2016,

Accepted: June 23, 2016.

* Corresponding author, E-mail: smchang@kunsan.ac.kr

DOI <http://dx.doi.org/10.6112/kscfe.2016.21.2.112>

© KSCFE 2016

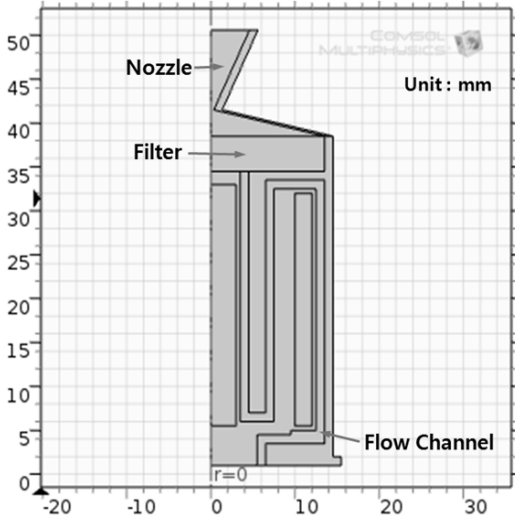


Fig. 1 Computational model of RHM

력기(Hall-effect thruster)를 비롯한 이온 추력기까지 상용화되고 있다[4]. 비록 전기 저항 추력기의 개념이 등장한지 수십 년이 지났지만, 로켓 노즐과 같은 원리인 축소-확대 노즐(convergent-divergent nozzle)을 통하여 전기 저항 코일에 의해 가열된 기체를 분사하고 이 반동으로 추력을 얻는 단순한 방식이 아직도 널리 사용되고 있다. 현재까지 관로와 노즐부에 해당하는 RHM(Resisto-jet Head Module)의 개발은 주로 실험에 의존해 왔으며[5], 이에 관한 많은 지식이 지난 20여 년의 우주개발 계획의 수행 중 축적되어 왔다[6].

최근 전산 유체 역학(CFD) 기술의 비약적 발전으로, 매우 좁은 미세 간극을 통과하면서 저팽창 제트를 동반하는 축대칭 내부 유동의 수치모사가 가능해졌다[7]. 그러나 추력기에 적용을 위해서는 압축성 유동의 풀이뿐만 아니라, 고체 내부에서의 열전도(conduction) 및 표면에서의 고온 복사(radiation)에 대한 모델이 필요하므로, 다물리(multi-physics) 관점에서의 접근이 요구된다.

본 연구에서 저자들은 RHM 모델에 대한 반복 계산을 통하여 적절한 노즐 형상을 설계하기로 한다. 상용 코드인 COMSOL을 이용, 다물리 모델링을 하고 이를 바탕으로 노즐과 주변 관로의 최적 형상을 선택한다. 본 연구를 통하여 타당한 물리적 효과를 분석하여 결과를 미리 예측하고 실험에서의 시행착오를 획기적으로 줄여나갈 수 있을 것으로 기대한다.

2. 연구 방법

2.1 모델의 기하학적 형상

RHM의 형상에 대한 수치 모델은 Fig. 1에 제시되어 있다.

가스탱크에서 감압된 기체는 하부의 유로(flow channel)로 진입한다. 내부에 사각형으로 표시된 부분에서 니크롬선 코일로 가열이 되며, 전기적 절연을 위해 산화 마그네슘(MgO)으로 충전되어 있다. 히터는 예비 가열부(pre-heater)와 주 가열부(main heater), 이중으로 되어 있다, 본체는 스테인레스 스틸(SUS-316) 소재이다. 가열된 기체는 필터와 노즐을 거쳐 우주 공간으로 배출된다. RHM의 길이는 대략 50 mm 내외이고, 외경이 25 mm 정도이다.

2.2 지배 방정식과 경계 조건

축대칭 압축성(compressible) Navier-Stokes 방정식은 다음과 같다[8].

$$\frac{\partial}{\partial t} \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u_r \\ \rho u_z \\ \rho e \end{pmatrix} + \frac{\partial}{\partial r} \begin{pmatrix} \rho u_r \\ \rho u_r^2 + p \\ \rho u_r u_z \\ \rho u_r \left(e + \frac{p}{\rho} \right) \end{pmatrix} + \frac{\partial}{\partial z} \begin{pmatrix} \rho u_z \\ \rho u_r u_z \\ \rho u_z^2 + p \\ \rho u_z \left(e + \frac{p}{\rho} \right) \end{pmatrix} \quad (1)$$

$$= \begin{pmatrix} 0 \\ \frac{\partial \tau_{rr}}{\partial r} + \frac{\partial \tau_{rz}}{\partial z} \\ \frac{\partial \tau_{rz}}{\partial r} + \frac{\partial \tau_{zz}}{\partial z} \\ \frac{\partial q_r}{\partial r} + \frac{\partial q_z}{\partial z} + \Phi \end{pmatrix} + \frac{1}{r} \begin{pmatrix} -\rho u_r \\ \tau_{rr} - \tau_{\theta\theta} - \rho u_r^2 + r f_r \\ \tau_{rz} - \rho u_r u_z + r f_z \\ u_r \tau_{rr} + u_z \tau_{rz} - \rho u_r \left(e + \frac{p}{\rho} \right) \end{pmatrix}$$

여기에서

$$q_r = k \frac{\partial T}{\partial r}, \quad q_z = k \frac{\partial T}{\partial z}, \quad T = \frac{(\gamma - 1)}{R} \left[e - \frac{1}{2} (u_r^2 + u_z^2) \right],$$

$$\tau_{rr} = \mu \left(2 \frac{\partial u_r}{\partial r} - I \right), \quad \tau_{rz} = \mu \left(\frac{\partial u_z}{\partial r} + \frac{\partial u_r}{\partial z} \right),$$

$$\tau_{zz} = \mu \left(2 \frac{\partial u_z}{\partial z} - I \right), \quad \tau_{\theta\theta} = \mu \left(2 \frac{u_r}{r} - I \right),$$

$$I = \frac{2}{3} \left(\frac{\partial u_r}{\partial r} + \frac{u_r}{r} + \frac{\partial u_z}{\partial z} \right),$$

$$\Phi = \frac{\partial}{\partial r} (u_r \tau_{rr} + u_z \tau_{rz}) + \frac{\partial}{\partial z} (u_r \tau_{rz} + u_z \tau_{zz})$$

이고, ρ 는 밀도, (u_r, u_z) 는 속도 성분, p, T 는 각각 압력과 온도, k, μ 는 각각 열전도도와 점성 계수, 그리고 기체 상수 $R = R_u / M$, 이 때 R_u, M 은 각각 일반 기체 상수와 분자량을 나타내고, (f_r, f_z) 는 추가적으로 작용하는 체적력 성분이다.

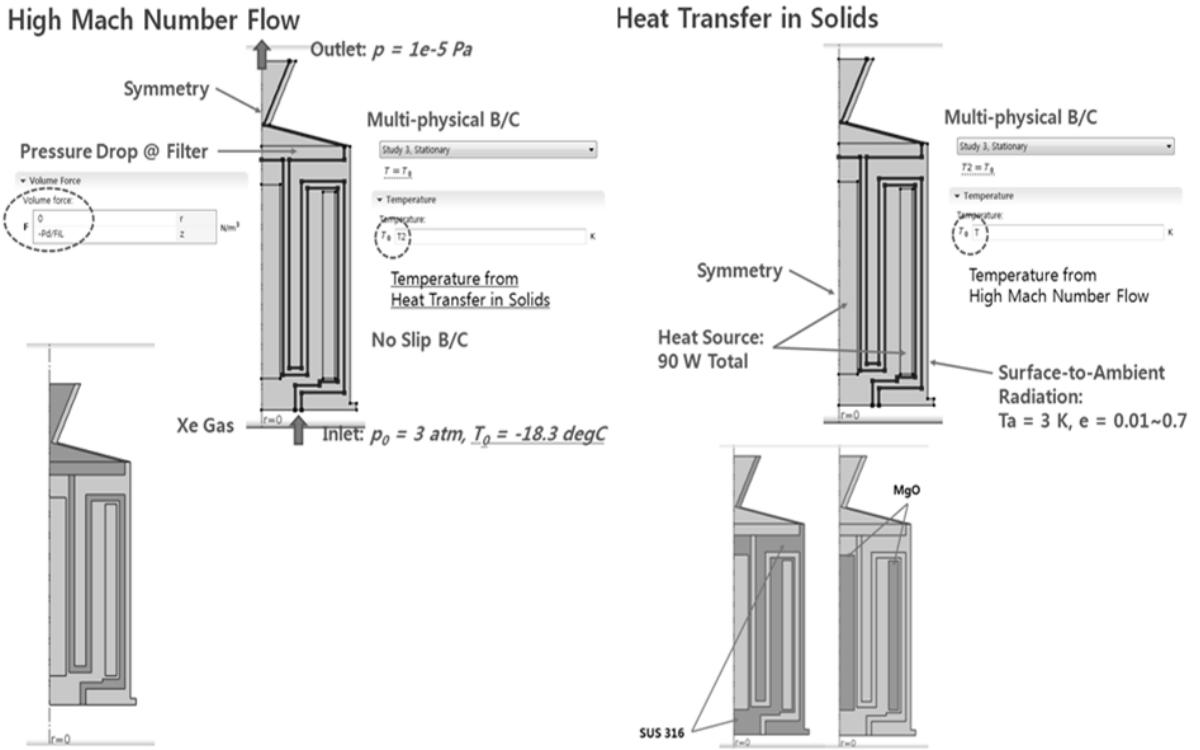


Fig. 2 Computational domain and boundary condition

고체 영역에서는 다음과 같은 에너지 방정식을 풀이한다.

$$c_p \frac{\partial T}{\partial t} = \frac{1}{r} \frac{\partial}{\partial r} \left(kr \frac{\partial T}{\partial r} \right) + \frac{\partial}{\partial z} \left(k \frac{\partial T}{\partial z} \right) + q_s \quad (2)$$

여기에서 c_p 는 정압 비열, q_s 는 단위 질량당 공급되는 열 동력을 의미한다. 시스템에서 RHM에 할당된 열 동력은 총 90 W이다.

계산 영역과 경계 조건은 Fig 2에 제시되어 있다. RHM에 진입하는 유동의 정체점 값은 기존 시스템 코드의 실행 결과로부터 $p_0 = 3.03 \times 10^5 Pa$, $T_0 = -18.3^\circ C$ 로 추정된다. 800 km 고도에서 주위 압력은 $p \sim 10^{-5} Pa$ 근방이다[9]. 일단 노즐에서 나온 기체는 저팽창 제트로 팽창하고, 다양한 조건에서의 진공 플럼(plume)의 영향은 희박 기체(rarefied gas)에 대한 DSMC(Direct Simulation Monte Carlo)방법을 이용하여 예측되는 Reference[10]의 데이터를 참조한다.

유체 영역과 고체 영역의 경계에서는 점착 조건(no-slip condition)과 함께 온도의 연속 조건을 준다. 즉, 유체의 온도는 식 (1)에 의해 구하고, 이를 벽면에서 식 (2)의 경계 조건으로 고체의 온도장을 구한다. 그리고 다시 경계에서 고체의

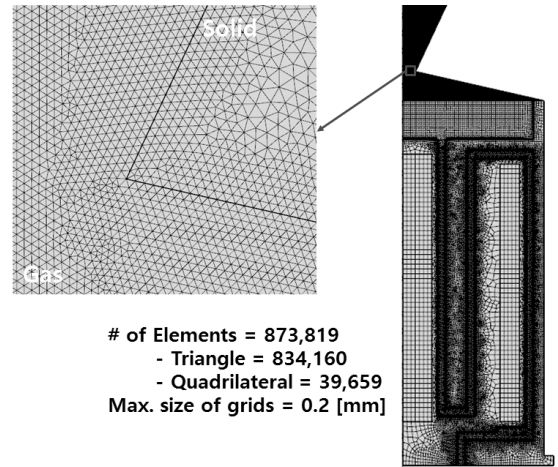


Fig. 3 Computational grids

온도를 식 (1)의 경계 조건으로 부여하는 방식이다. RHM의 부에서는 복사 열전달을 고려한다.

$$\hat{n} \cdot (k \nabla T) = \epsilon \sigma (T_\infty^4 - T^4) \quad (3)$$

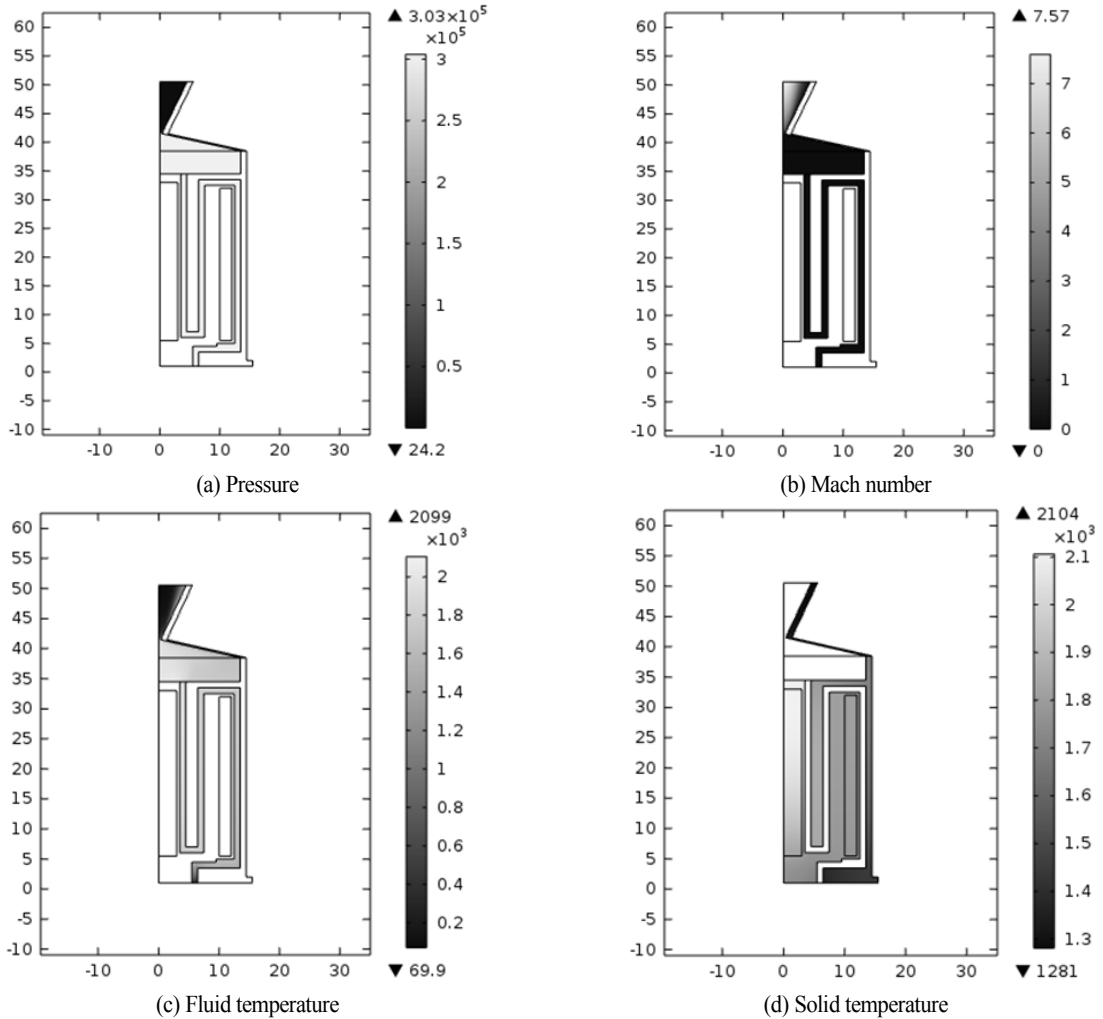


Fig. 4 Flow field for the baseline case

여기에서 ϵ 은 방사율(emissivity), σ 는 Stefan-Boltzmann 상수, 그리고 T_{∞} 는 외부 온도를 의미한다. 본 연구의 기준 조건에서 $\epsilon = 0.01$, $T_{\infty} = 3K$ 이라고 가정한다. Reference[6]에서는 본 연구에서 사용한 수치 해석 방법에 대한 일부 결과를 제시하고 있으며, 실험과의 비교를 통하여 이를 검증하고 있다.

2.3 격자 및 수치 기법

Fig. 3는 본 연구에 사용된 격자계의 일부를 보여준다. 여기에서 총 873,819 개의 격자를 사용하였고, 834,160 개의 삼각형 요소와 39,659 개의 사각형 요소로 구성된 비정렬(unstructured) 격자계이다.

상용 코드인 COMSOL Multiphysics v.4.4를 사용하였으며, 유한 요소법(FEM, finite element method)에 기반한 PARDISO

(PARAllel sparse Direct and multi-recursive Implicit linear SOLver)를 사용하며, 선형 행렬 시스템에 대해서는 ‘nested dissection multithreaded’ 알고리즘을, 비선형 시스템에는 뉴턴 반복법을 사용한다[11,12].

제논 가스의 온도 변화에 따른 물성치는 Reference[13]의 실측값을 사용하며, SUS-316 스테인레스 스틸과 산화 마그네슘 소재의 물성치는 상용 값을 이용한다.

3. 연구 결과

3.1 기저 값의 계산

Fig. 4는 기준(baseline) 케이스의 수치해석 결과를 보여준다. 각각 (a) 압력, (b) 마하수, (c) 유체 온도, (d) 고체 온도를

보여주며, 노즐 내에서 섹류(choking)가 일어나 출구에서 최대 마하수 7.6까지 가속되고 있음을 보여준다. 최대 국지 온도는 2,104 K이다. 출구에서 다음과 같이 운동량 이론을 적용, 비추력(specific impulse)을 구할 수 있다.

여기에서 g 는 지상에서의 중력 가속도를 의미하며, 축방향 힘(F_z)과 질량 유량(\dot{m})은 다음과 같이 구한다.

$$I_s = \frac{F_z}{\dot{m}g} \tag{4}$$

여기에서

$$F_z = 2\pi \int_0^{R_c} (\rho u_z^2 + p)rdr, \quad \dot{m} = 2\pi \int_0^{R_c} \rho u_z r dr$$

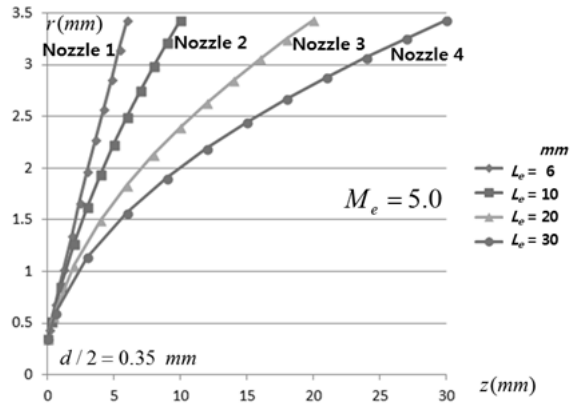
식 (4)를 이용하여 구한 비추력 값은 $I_{s,ref} = 61.6 \text{ s}$ 이다. 이 값은 Table 1에 설계 최종안과 함께 비교되어 있다.

3.2 노즐의 기하학적 형상과 동력 분배

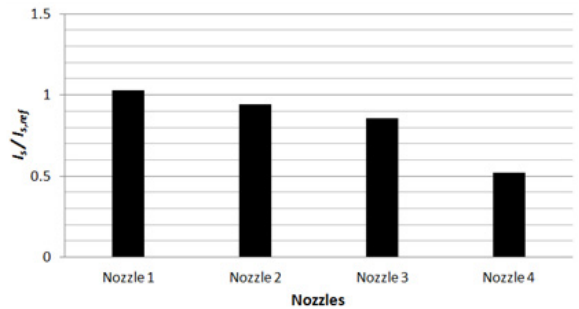
노즐의 기하학적 형상이 비추력에 얼마나 영향을 미치는지 알아보기 위하여 Fig. 5(a)와 같이 네 가지 노즐 형상에 대해 비교하였다. Fig. 4(b)의 계산 값을 참조하여 $M_e \approx 5.0$ (평균 값)이라고 가정하고 출구 면적비를 설정하였다. Fig. 5(b)의 계산 결과, 노즐 1이 가장 좋은 비추력 값을 보였다. 노즐 출구에서 진공에 가까운 낮은 압력이 걸리기 때문에 저팽창 제트가 발생하고, 노즐의 길이가 짧을수록 더 좋은 비추력 값을 보인다. 따라서 이 경우 직선에 가까운 형상의 짧은 노즐을 사용하는 것이 가장 유리하다.

Table 1 Design parameters

	Baseline	Final design
Power ratio (pre-/main, W)	40/50	0/90
Throat diameter (d , mm)	0.7	0.6
Slant length of nozzle (L_s , mm)	10	7.5
Angle of nozzle (θ , deg.)	30	27.5
Depth of reservoir (Δz , mm)	4	2
Mass flow rate (\dot{m} , g/s)	0.217	0.149
Thrust force (F_z , mN)	131	95.1
Specific impulse (I_s , s)	61.6	65.1



(a) Shapes of nozzles



(b) Specific impulse vs. nozzles

Fig. 5 Effect of nozzle shape

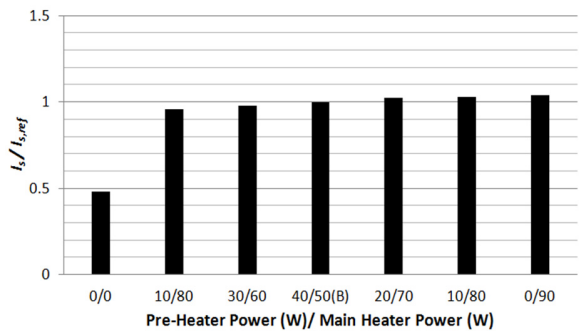


Fig. 6 Effect of heat power ratio

원래 RHM 설계안은 예비 가열부와 주 가열부에서 각각 40:50으로 열 동력을 분배하는 것이었다. Fig. 6는 이 비율을 바꾸어가면서 비추력의 변화를 살펴본 것이다. 90 W의 동력을 전부 주 가열부에 집중시키는 것이 가장 좋은 결과를 보였다. 주 가열부가 RHM의 중심축에 위치하기 때문에 외부 복사에 의한 열손실의 영향을 적게 받기 때문으로 보인다.

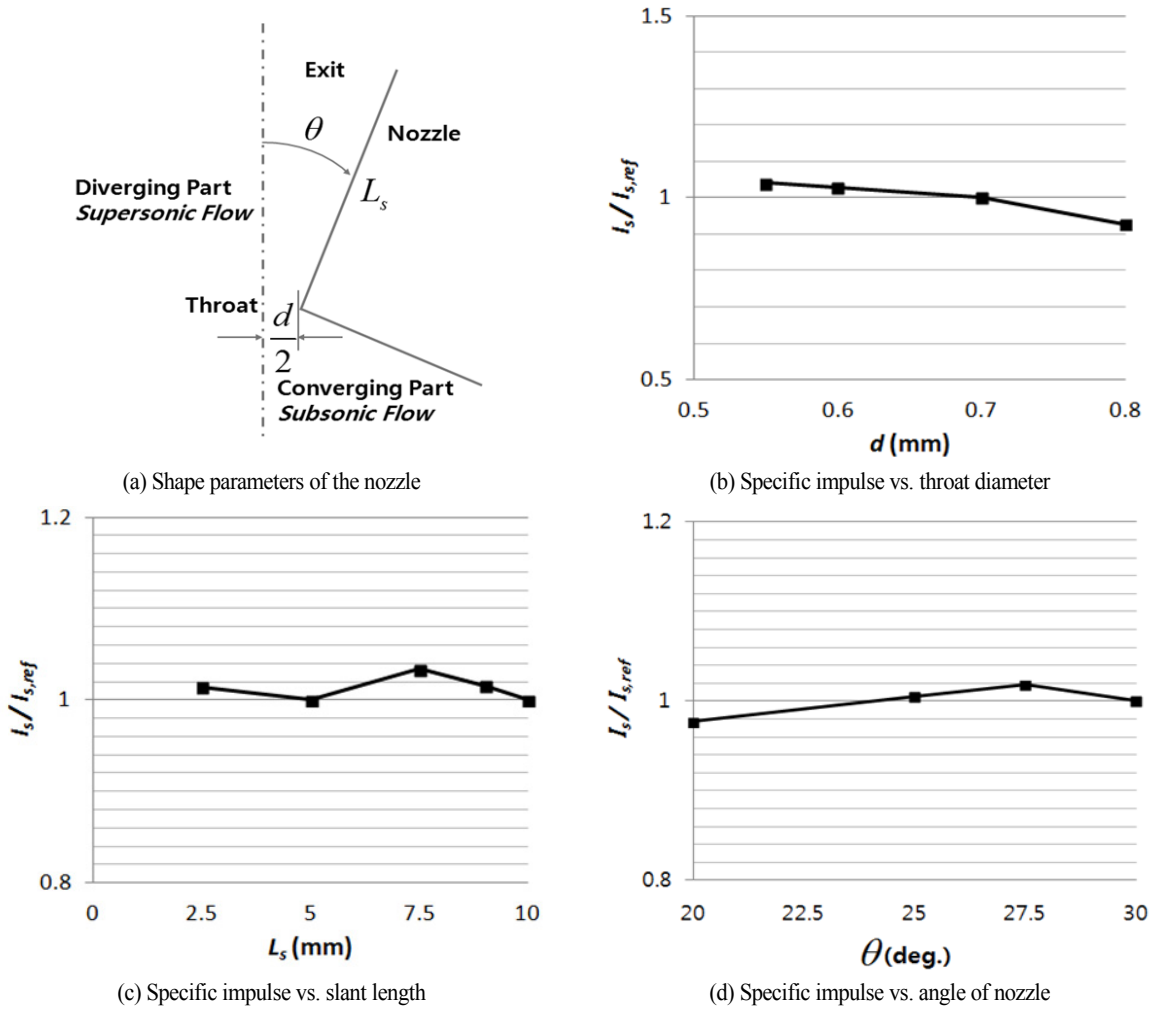


Fig. 7 Effect of nozzle parameters

3.3 형상 파라미터의 결정

Fig. 7(a)에서와 같이 노즐 형상 파라미터는 노즐 목(throat)의 직경(d), 노즐 벽면의 경사 길이(L_s)와 각도(θ)로 설정하였다. Fig. 7(b)-(d)는 각각의 인자에 대한 비추력 값의 추이를 비교한 것이다. 노즐 목이 좁아질수록 초킹의 효과가 커져 성능 지표가 좋아졌다. 그러나 기계 가공상 공차 관리를 이유로 노즐 목 직경을 0.6 mm 이내로 요청했기 때문에 이 값을 한계치로 잡았다. 이 이하의 값에서 비추력에 미치는 영향은 미미하다(1% 이내). 노즐의 경사 길이와 각도에서도 미세한 조정이 가능하였고, 각각 2 ~ 4% 정도의 비추력 향상이 가능하였다.

Fig. 8은 Fig. 1, 2의 기존 설계안에서 연소기용 필터가 있던 곳을 필터를 제거하기로 결정하면서 빈 공간으로 처리된

부분의 적절한 크기를 결정하기 위한 인자 해석이다. Δz 는 이 공간의 높이에 해당하며, 유동 변수들이 정체점 값으로 안정화되어 비추력의 크기를 최적으로 하는 적절한 크기를 결정할 수 있다.

모든 설계 변수들을 고려한 새로운 설계안이 Table 1에 제시되어 있다. 기존 설계안에 비하여 약 5.8%의 비추력 향상이 있음을 알 수 있다. 이는 위성의 설계 수명인 2년 대비 약 42일의 연장 효과를 의미하며, 탱크의 설계 체적을 40기압에서 3리터로 가정하면 기존 Xe 기체 655g 대비 약 38g의 절감 효과가 있다[2].

3.4 복사 방사율의 영향

Fig. 9에서는 RHM 외벽에서 우주 공간으로의 복사에 의한

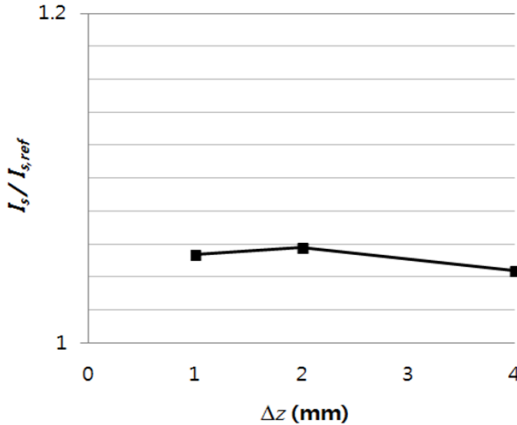


Fig. 8 Effect of the reservoir depth

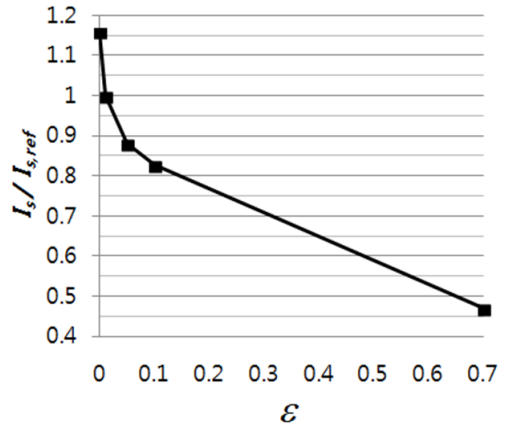


Fig. 9 Effect of radiative emissivity

비추력의 영향을 보여주고 있다. 실은 비추력에 가장 큰 영향을 미치는 파라미터가 열에너지의 손실에 해당하는 복사 열 전달의 방사율이다. 방사율이 1% 이내일 경우 적절한 성능을 보이지만(완전 단열일 경우 기저 값의 15%까지 향상 가능함), $\epsilon = 0.7$ 일 경우 불과 47%의 저하된 비추력 성능을 보인다. 따라서 복사에 의한 열손실을 최소한으로 하는 재료의 코팅 등의 표면 처리가 요구된다.

외부로의 열전달을 차단하면 내부 고체부의 온도가 상승한다. Fig. 4(d)의 데이터를 참조하면, RHM의 최고 온도는 2,100 K까지 올라가고, 최종안에서는 최고온도가 2,600 K까지 상승할 것으로 예측된다. 따라서 이보다 녹는점이 낮은 SUS-316 재질은 적절하지 않은 것으로 보인다[14]. 산화 마그네슘의 녹는점은 3,100 K이므로 사용 가능하지만, 열선 코일 및 주 히터와의 접촉면 등은 몰리브덴(녹는점 2,893 K) 또는 텅스텐(녹는점 3,695 K) 합금으로 교체해야 한다[15,16].

4. 결 론

차세대 소형 위성(NEXTSat-1)의 자세 제어 및 궤도 전이에 사용되는 전기저항 기체 추력기 모듈인 RHM의 설계에 있어 축대칭 노즐의 형상을 전산유체역학에 기반한 다물리 해석 기법을 이용하여 비추력 값을 최적화하는 방향으로 개선해 보았다. 본 연구를 통하여

- (1) 진공에 가까운 압력으로 저 팽창률을 발생시키는 노즐의 형태는 짧을수록 좋은 성능을 보였으며, 노즐 벽면 곡면 형상의 비추력에 미치는 영향은 1% 이내로 제한되었다.
- (2) 열 손실을 최소로 하는 설계가 가장 유리하며, 중심축에 위치한 주 가열부에 열 동력을 집중시키는 방법이 가장 효율적이다.

- (3) 기저 설계안으로부터 노즐 목 직경, 경사 길이, 각도 등의 형상 인자들을 바꾸어가면서 비추력을 최대로 하는 값을 결정하였다. 그러나 제조 공정상의 제한 조건으로 일부 파라미터는 최적값을 약간 벗어난다.
- (4) 압력 강하를 유발하는 기존 필터를 제거하고 이 공간의 크기(높이)를 최적으로 조정하였다. (1) ~ (3)의 설계 평가를 적용한 최종 안으로 다시 계산해본 결과, 비추력에서 기저안보다 약 5.8%의 향상을 달성할 수 있었다.
- (5) RHM 외벽에서 복사 열전달의 방사율을 1% 이내로 제한해야만 60 s 이상의 목표 비추력을 달성할 수 있다. 또한 온도 상승으로 인하여 현재 계획하고 있는 SUS-316 재질의 일부를 내열성이 강한 재료로 교체해야 한다.

후 기

본 연구는 군산대학교가 지원하는 2014학년도 전기 교원 해외 파견 연수 프로그램 수행 결과의 일부이며, 연구를 지원하고 이에 관련하여 많은 충고를 주신 미국 캘리포니아공과대학교(Caltech) GALCIT(Graduate Aerospace Laboratories in CIT)의 Joseph E. Shepherd 교수께 감사드린다.

References

- [1] 2014, Lee, S.H., Shin, G.H., Tahk, G.M., Chae, J.S., Jang, T.S., Seo, J.G. and Cha, W.H., "Preliminary Configuration Design for NEXTSat-1," *Proceedings of the 2014 Spring Conference*, The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Jeju, Korea, 2014, pp.924-927.
- [2] Surrey Satellite Technology US LLC., Surrey Micro Gas

- Propulsion System: accessible in web, <http://www.sst-us.com/downloads/datasheets/gas-propulsion-system>.
- [3] 2014, Mission Design Division Staff, Small Spacecraft Technology State of Art, NASA/TP-2014-216648, Rev.1, Ames Research Center, Moffett Field, California.
- [4] 2014, Kwon, K., Walker, M.L.R. and Mavris, D.N., "Study on Anomalous Electron Diffusion in the Hall Effect Thruster," *International Journal of Aeronautical and Space Sciences*, Vol.15, No.3, pp.320-334.
- [5] 2005, Hanhwa Aerospace Research Institute, Manufacture of Resistojet Engine for Small Satellite, Aerospace Research Institute, Hanhwa Corp., MI-0417-00-0013, Ministry of Science and Technology, Korea.
- [6] 2010, Kim, S.S. and Chang, S.M., "Compressibility Effect in the Axisymmetric Internal Flow Past a Microgap," *Transactions of the Korean Society of Mechanical Engineers (B)*, Vol.34, No.12, pp.1061-1069.
- [7] 2003, Kim, J.S., Lee, K.H., Han, C.Y., Jang, K.W. and Choi, J.C., "Design and Integration of STM Propulsion System for LEO Observation Satellite Development," *Journal of the Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol.31, No.8, pp.115-124.
- [8] 2006, Sandberg, R.D. and Fasel, H.F., "Numerical Investigation of Transitional Supersonic Axisymmetric Wakes," *Journal of Fluid Mechanics*, Vol.563, No.1, pp.1-41.
- [9] 1985, Champion, K.S.W., Cole, A.E. and Kantor, A.J., "Standard and Reference Atmospheres," in *Handbook of Geophysics and the Space Environment*, edited by A.S. Jursa, Air Force Geophysics Laboratory, Bedford, Massachusetts, pp.14-(1-43).
- [10] 2013, He, B., Zhang J. and Cai G., "Research on Vacuum Plume and its Effect," *Chinese Journal of Aeronautics*, Vol.26, No.1, pp.27-36.
- [11] 2004, Schenk, O. and Gärtner, K., "Solving Unsymmetric Sparse Systems of Linear Equations with PARDISO," *Journal of Future Generation Computer Systems*, Vol.20, No.3, pp.475-487.
- [12] 2001, Hazewinkel, M., "Newton method," *Encyclopedia of Mathematics*, Springer, ISBN 978-1-55608-010-4: accessible in web, http://www.encyclopediaofmath.org/index.php/Newton_method.
- [13] 1990, Bich, E., Millat, J. and Vogel, E., "The Viscosity and the thermal conductivity of Pure Monoatomic Gases from Their Normal Boiling Point up to 5000K in the Limit of Zero Density and at 0.101325 MPa," *Journal of Physical Chemistry Reference Data*, Vol.19, No.6, pp.1289-1305.
- [14] 2007, AK Steel, "Product Data Sheet: 316/316L Stainless Steel," AK Steel Corp., West Chester, Ohio, 2007: accessible in web, http://www.aksteel.com/pdf/markets_products/stainless/austenitic/316_316l_data_sheet.pdf.
- [15] 1999, Strachan, A., Çağın, T. and Goddard III, W.A., "Phase Diagram of MgO from Density-functional Theory and Molecular-dynamics Simulations," *Physical Review B*, Vol.60, No.22, pp.15084-15092.
- [16] 2010, Osterman, V. and Antes Jr., H., Critical Melting Points and Reference Data for Vacuum Heat Treating, Rev. 4, Solar Atmospheres, Fontana, California.