論文 DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2011.39.12.1133

홀추력기 개념 설계를 위한 설계 공간 탐색

권기범*

Design Space Exploration of the Hall Effect Thruster for Conceptual Design

Kybeom Kwon*

ABSTRACT

Current design process for the Hall effect thruster has relied on expensive experimental method based on the limited historical data. In this study, a proper design space for the Hall effect thruster is chosen and associated design space exploration is conducted based on a recently proposed numerical method in order to improve current design process. According to the results of the design space exploration, performance envelope is determined for the given design space and the correlations between performance metrics are analyzed. Further analysis shows that main factors in performances for the Hall effect thruster are the anode mass flow rate and the discharge voltage.

초 록

기존의 홀추력기 개념 설계는 비용이 많이 소요되며 과거의 데이터에 기반한 실험적 방법에 근거하고 있다. 본 연구에서는 이러한 홀추력기의 설계 과정을 향상시키기 위해 최근 제안된 수치적 방법에 근거하여 설계 목적에 적합한 설계 공간을 설정하고 이에 대한 설계 공간 탐색을 수행하였다. 설계 공간 탐색의 결과를 통해 기본적으로 주어진 설계 공간에 대한 성능 범위를 결정하였으며 성능간의 관계를 분석하였다. 세부적인 결과 분석을 통해 홀추력기의 주요한 설계 변수로는 양극에서의 질량유량과 방전전압임을 도출하였다.

Key Words : Hall Effect Thruster(홀추력기), Design Space Exploration(설계 공간 탐색), Discharge Voltage(방전전압), Magnetic Field Distribution(자기장 분포)

Ⅰ. 서 론

홀추력기(Hall Effect Thruster, HET)는 최근 우주 임무에서 그 이용이 증가 추세에 있다. 홀추력기는 전기 추력 방식 중 정전기 추진(Electrostatic Propulsion) 방식을 이용하며 이온 추력기(Ion Propulsion System)에 비해 높은 추력 대 전력비, 낮은 비질량(Specific Mass)의 특성을 가지고 있을 뿐만 아니라 상대적으로 간단한 구조를 가지고 있다는 장점이 있다.

홀추력기는 지구정지궤도 위성의 위치 유지(Station Keeping) 임무에 주로 이용되어 왔으나 궤도 전이, 행성간 임무 등의 주추력기로서도 비용과 성능 측면에서 많은 장점이 있는 것으로 연구되었다[1-2]. 현재 한국에서는 2011년 발사예정인 과학기술위성 3호에 탑재할 소형 홀추력기가 개발되었다[3].

현재의 홀추력기 설계 과정은 실험적 방법에

† 2010년 10월 15일 접수 ~ 2011년 8월 26일 심사완료
* 정회원, 공군사관학교 항공우주기계공학과
교신저자, E-mail : kybeom.kwon@gmail.com
충북 청원군 남일면 쌍수리 사서함 335-2

많은 부분 의존하고 있으며 중요한 대부분의 설계 변수들은 제한된 기존의 홀추력기 데이터를 기초로 설계 과정의 초기에 결정된다. 또한, 설계가 관심 있는 전력 수준을 기초로 하여 설계되고 있다. 이러한 설계 과정은 비용이 많이 소요된다는 단점이 있으며 실제 임무와 직접적인 연계가 어렵다는 점에서 결과적으로 설계된 홀추력기의 성능이 주어진 우주임무에 최적이 아닐 수 있다.

본 연구에서는 현재 홀추력기의 설계 과정을 살펴보고 기존의 경험적 및 실험적 방법과는 다른 수치적 방법을 개념 설계 단계에 적용하여 차후 주어진 임무와 연계된 홀추력기의 개발에 기반이 될 수 있는 설계 공간 탐색(Design Space Exploration)을 수행하였다. 이를 통해 홀추력기의 주요한 설계 변수들을 파악하고 각 변수들과 성능간의 관계를 도출하였다.

II. 본 론

2.1 홀추력기 개념 설계 과정

새로운 홀추력기를 설계하고자 할 때 현재의 전형적인 설계 방법은 다음과 같다.

- 제한된 기존의 실험데이터에 의해 도출된 스케일링 법칙(Scaling Law)에 따라 전체 설계 공간을 축소시킨다. 이 과정에서 많은 수의 초기 설계 변수들이 결정된다.
- 실험을 통한 시행착오(Trial and Error)를 통해 효과적인 홀추력기를 설계한다.

새로운 홀추력기 설계는 실제 우주임무와의 직접적 연계성 없이 우주 임무에서 가능한 전력 수준을 기초로 하여 주로 설계가 되고 있다. 예를 들어 미국 미시간 대학과 미공군 연구소의 5 kW급 홀추력기 공동 개발 과정 중 초기 설계시 중요한 변수들을 결정하기 위해 단지 기존의 7개 홀추력기의 데이터를 사용하였다[4].

이러한 설계 과정은 물리적인 고려가 없이 수행되기 때문에 설계시 위험도가 클 수 있다. 또한 설계 변수간의 관계에 대한 심층적인 분석이 없이 순차적 설계에 의존함으로써 최적 설계가 어렵다는 단점이 있다.

수치적 방법은 타 분야에서도 활발히 이용되는 것과 같이 물리적 해석을 근거로 초기 개념 설계 단계에서 설계 공간을 크게 줄여주는 역할을 할 수 있다. 그러나 홀추력기의 경우 복잡한 물리적 현상에 대한 해석의 어려움으로 인해 초기 단계에서 광범위한 설계 공간 탐색에 이용할 수 있는 적절한 해석 방법이 필요하다.

2.2 홀추력기 수치해석

홀추력기에 대한 수치적 해석방법은 최근 20년 동안 매우 활발히 진행되어 왔다. 해석방법은 크게 3가지로 구분될 수 있다. 첫째, 분자운동론을 이용한 방법(Kinetic Modeling), 둘째, 유체모델을 이용한 방법(Fluid Modeling), 셋째, 전자의 두 가지 방법을 혼합한 방법(Hybrid Modeling)이다.

분자운동론을 이용한 방법은 홀추력기에서 발생하는 플라즈마의 개개 입자, 즉, 추진제 원자, 이온 및 전자를 볼츠만 식(Boltzmann Equation)에 근거하여 해석하는 방법이다. 이 방법은 홀추력기 방전채널(Discharge Channel)의 세부적인 플라즈마 특성들을 계산할 수 있다는 장점이 있다[5]. 이러한 세부적인 특성들에는 전자의 속도 분포 함수(Electron Velocity Distribution Function)나 플라즈마와 채널 벽 또는 양극(Anode)에서 형성되는 전위의 급격한 변화 영역(Sheath) 등이다. 그러나 이 방법은 개개 입자에 대한 운동을 모두 해석해야 하므로 계산 시간이 많이 소요된다는 단점이 있다. 유체모델을 이용한 방법은 추력기 채널 방전현상의 거시적인 플라즈마 특성을 구하는 데 초점을 두고 있으며 계산 시간이 빠르다는 장점이 있다. 그러나 Sheath 영역에 대한 해석의 어려움으로 인해 Sheath와 주 플라즈마 경계면의 특정 플라즈마 변수에 인위적 혹은 실험값을 설정함으로써 수치 해석의 일반성이 침해될 수 있다[6]. 이러한 특정 플라즈마 변수를 계산할 수 있는 수치적 방법도 제안되었으나 해석방법이 초기값에 많이 의존하게 됨으로써 해석의 강건성(Robustness)이 줄어드는 단점이 있다[7-8]. 혼합방법은 주로 추진제 원자와 이온은 분자 운동론을 이용하여 해석하고 전자의 경우 유체모델을 사용한다. 이러한 해석방식은 순수한 분자운동론 방법에 비해 계산 시간은 많이 줄일 수 있으나 여전히 초기 개념 설계 단계에서 광범위한 설계 공간 탐색에는 계산 효율성 측면에서 적합하지 않다. 결과적으로 기존의 홀추력기 데이터와 실험방법에 의거한 초기 개념 설계과정에서의 비용과 위험도를 줄이기 위해서는 물리적 해석에 기초한 적절한 수치적 해석방법이 요구된다.

초기 개념 설계 단계에서 중요한 사항은 빠른 시간 내에 광범위한 설계 공간에 대한 해석을 통해 최대한의 설계 정보를 도출해 내는 데 있다. 즉, 다음의 기준에 근거한 수치적 해석방법을 고안할 필요가 있다.

▪ 계산시간의 효율성(Numerical Efficiency)
▪ 수치적 강건성(Numerical Robustness)
▪ 해석의 일반성(General Applicability)
▪ 물리적 해석의 정확도(Physical Accuracy)

첫 번째 기준은 넓은 설계 공간내의 가능한 많은 설계 변수의 조합점에 대해 해석을 빠르게 수행하기 위해 필요하며 두 번째 기준은 제안된 해석방법이 초기값에 크게 의존하지 않도록 하기 위함이다. 세 번째 기준은 구하고자 하는 모든 플라즈마 특성들이 제안된 해석방법에 의해 모두 계산될 수 있어야 함을 의미한다. 마지막으로 네 번째 기준은 개념 설계 단계에 적절한 물리적 해석 수준을 결정하기 위함이다. 즉, 세부적이고 정확도가 매우 높은 해석 결과를 얻고자 하기 보다는 설계 공간의 특성을 나타낼 수 있을 정도의 정확도가 요구된다. 다만, 성능치는 가능한 정확한 값이 얻어질 수 있어야 한다.

2.3 홀추력기 수치해석 방법

2.2절에서 제시한 기준들에 근거하여 적절한 해석방법이 제안되었다[9]. 제안된 방법을 간단히 소개하면 1차원 자기유체역학(Magnetohydro-dynamics) 모델을 기본적으로 적용하고 해석 영역을 그림. 1에 나타난 바와 같이 양극영역, Presheath영역, 이온화/가속영역으로 나누었다.

먼저 양극영역에서는 전위차만이 다음과 같이 구해진다.

$$e\phi_{edge-d} = kT_e \ln 0.5 \approx 0.6931 kT_e \tag{1}$$

여기서, e는 단위 전하량, ϕ_{edge-d}는 양극과 Sheat 끝단의 전위차, k는 볼츠만 상수, T_e는 전자의 온도를 의미한다. Presheath영역에서는 다음과 같은 자기유체역학 식이 이용된다.

$$\frac{d\Gamma_n}{dz} = -S \qquad \frac{d\Gamma_i}{dz} = S \qquad \frac{d\Gamma_e}{dz} = S$$

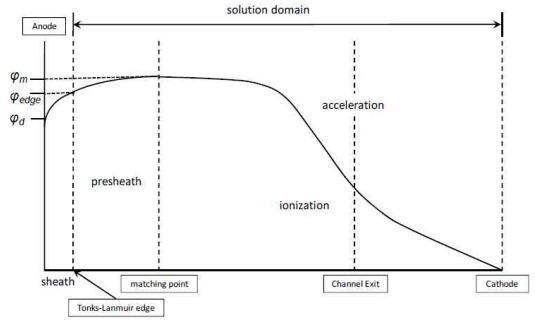


그림. 1. 홀추력기 해석영역 및 전형적 전위분포

$$\frac{d(n_e u_i^2)}{dz} = -\frac{en_e}{m_i}\frac{d\phi}{dz} \tag{2}$$
$$0 = -kT_e\frac{dn_e}{dz} + en_e\frac{d\phi}{dz}$$

여기서, 하첨자 n, i, e는 각각 원자, 이온, 전자를 의미한다. 또한, Γ는 유량, S는 이온화에 의한 생성율, n은 분자밀도(Number Density), u는 평균속도, m은 질량, z는 홀추력기의 축방향 좌표변수를 각각 나타낸다. 이온화/가속영역에서는 다음과 같은 자기유체역학 식이 이용된다.

$$u_n\frac{dn_n}{dz} = -S \qquad \frac{d\Gamma_i}{dz} = S \qquad \frac{d\Gamma_e}{dz} = S$$
$$n_e(z) = \int_0^z \frac{S(z')dz'}{\left[u_{n,0}^2 + 2\frac{e}{m_i}(\phi(z') - \phi(z))\right]^{1/2}} + \frac{n_{e,0}u_{i,0}}{\left[u_{n,0}^2 + 2\frac{e}{m_i}(\phi_0 - \phi(z))\right]^{1/2}}$$
$$\frac{d(e\phi)}{dz} = \frac{m_e\nu_{e,eff}}{n_e}\Gamma_e \tag{3}$$
$$\frac{d\epsilon_e}{dz} = -\frac{3}{5}eE - \frac{3}{5}\frac{n_e\nu_{e,\epsilon}}{\Gamma_e}\epsilon_e - \frac{n_e\nu_i}{\Gamma_e}\epsilon_e$$

여기서, 하첨자 0은 그림. 1에 나타난 Matching Point 지점을 나타낸다. $\nu_{e,eff}$는 전자의 유효 운동량 충돌빈도, ϵ은 에너지, E는 전기장, $\nu_{e,\epsilon}$은 전자의 에너지 손실 충돌 빈도, ν_i는 이온화 충돌 빈도를 각각 의미한다. 자세한 해석방법은 참고문헌 [9]에 나타나 있다.

2.4 설계 공간의 결정

새로운 홀추력기의 설계는 아직도 많은 수요가 예상되는 지구정지궤도 위성을 대상으로 하여야 할 것이다. 이는 행성간 임무(Interplanetary Mission)와 같이 일회성 임무를 위한 고비용의 홀추력기 개발은 임무의 가치가 비용을 상회하지 않는다면 비효과적일 수 있기 때문이다. 근지구궤도에서 흔히 사용되는 홀추력기는 SPT-100급이다[10]. 또한 최근 지구정지궤도 위성의 경우 위치 유지 임무뿐만 아니라 지구정지궤도로의 전이도 홀추력기를 사용하고자 하는 노력이 증가하고 있다[11]. 따라서 궤도 전이를 포함하기 위해서는 홀추력기의 전력 수준이 1 kW에서 10 kW까지를 고려할 필요가 있다.

개념 설계 단계에서 고려하는 홀추력기의 설계 변수는 다음과 같으며 홀추력기의 개략도와

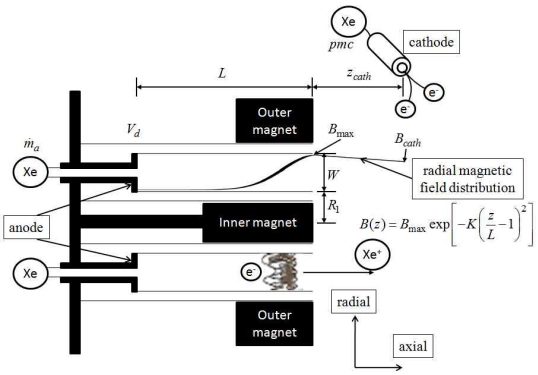


Fig. 2. HET Schematic and Design Variables

설계 변수가 Fig. 2에 나타나 있다.

- 방전채널 출구로부터 음극(Cathode)까지의 거리 : $z_{cath}[m]$
- 방전채널 길이 : $L[m]$
- 방전채널 외반경 : $R_1[m]$
- 방전채널 폭 : $W[m]$
- 방전전압 : $V_d[V]$
- 최대 자기력($B_{\max}$)과 음극에서의 자기력(B_{cath})과의 차이 : $\Delta B[T]$
- 음극에서의 원주방향 자기세기 : $B_{cath}[T]$
- 원주방향 자기력 분포형상 계수 : K
- 양극(Anode)에서의 제논 질량유량 : $\dot{m}_a[kg/s]$
- 음극에서 전자를 발생시키기 위한 제논 질량유량(pmc[%]) - 양극에서의 질량유량의 퍼센트로 표시

Fig. 2의 방전채널 내에서 전형적인 원주방향 자기력 분포를 볼 수 있다. 오른쪽에 나타난 식은 방전채널 내에서의 원주방향 자기력 분포를 나타내는 식으로써 채널의 출구에서 최대 자기력을 가지게 되며 양극에서부터 출구까지의 분포형상은 지수함수 내의 계수(K)에 의해 결정된다. 채널 출구에서부터 음극까지 자기력의 분포는 선형으로 가정한다.

홀추력기에서 발생하는 물리적 현상 중 여전히 논란이 되고 있으며 적당한 수치적 해석방법이 없는 것은 전자들의 음극에서 양극으로의 비정상 확산(Anomalous Diffusion) 현상이다. 실제 고전 충돌 이론(Classical Collision Theory)을 사용하여 계산한 전자들의 확산 정도와 실제 확산 정도가 차이가 큰 것이 실험에서 관측되고 있다. 수치적 방법에서는 실험치에 근사시키기 위해 비정상 확산 계수(Anomalous Diffusion Coefficient)를 도입하고 비정상 확산 충돌 빈도를 고전 충돌 이론에 의한 값에 더해 주는 방법을 사용하고 있다. 또한, 채널 내부와 외부에서의 비정상 확산 현상이 다르게 나타나기 때문에 두 개의 계수 값을 도입한다. 전자의 유효 충돌 빈도(Effective Collision Frequency)는 영향이 큰 충돌 유형들을 고려하면 다음과 같이 주어진다.

$$\nu_{e,eff} = \nu_{en} + \nu_{ei} + \nu_{wall} + \alpha_{ano}\omega_e \quad (4)$$

$\nu_{e,eff}$는 전자 유효 충돌 빈도, ν_{en}은 전자와 원자간의 운동량 교환 충돌 빈도, ν_{ei}는 쿨롱 충돌 빈도(Coulomb Collision Frequency), ν_{wall}은 채널 벽면으로의 충돌 빈도, α_{ano}는 비정상 확산 계수, 마지막으로 ω_e는 전자의 회전 주파수(Gyro Frequency)이다.

실제 비정상 확산 계수는 임의성이 있기 때문에 설계 변수로 취급하여 설계 공간 탐색 시 포함시켜 그 영향을 분석하는 것이 바람직하다.

고려하는 설계 공간은 Table 1에 나타나 있다. Table 1에서 $\hat{\alpha}_{ano,in}$과 $\hat{\alpha}_{ano,out}$는 각각 채널 내부와 외부에서의 비정상 확산 계수의 역수를 나타낸다. Table 1에 나타난 설계변수의 범위들은 기존 홀추력기를 바탕으로 지구정지궤도를 대상으로 적절한 홀추력기의 모든 규격(Specification)을 가능한 모두 포함하도록 설정하였다.

2.5 설계 공간 탐색 방법

설계 변수들은 4개의 기하학적 변수, 3개의 작동 환경 변수, 3개의 반지름 방향의 자기력 분포 결정 변수, 2개의 비정상 확산 계수의 역수들로 구성되어 있다. 주요한 성능 변수들로는 추력, 비추력(Specific Impulse), 효율(Efficiency), 방전전류(Discharge Current), 방전전력(Discharge Power)이다.

Table 1. Ranges of Design Variables

변수	최소	최대	변수	최소	최대
$\hat{\alpha}_{ano,in}$	100	160	$V_d[V]$	200	400
$\hat{\alpha}_{ano,out}$	50	80	$\Delta B[T]$	0.002	0.008
$z_{cath}[m]$	0.01	0.03	$B_{cath}[T]$	0.008	0.015
$L[m]$	0.03	0.05	K	12	20
$R_1[m]$	0.03	0.05	$\dot{m}_a[kg/s]$	4	8
$W[m]$	0.01	0.03	pmc[%]	6	10

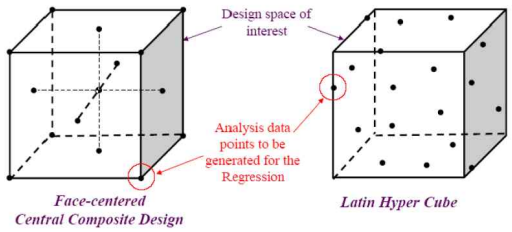


그림. 3. CDD 및 LHS 실험계획법 개념도

Table 2. DOE Cases

Design	# of Cases	# of Useful Data
CCD	4121	2167
LHS	10000	5565
Total	14121	7732

Table 1에 주어진 각 설계 변수들의 범위의 조합은 고려하는 12차원의 설계 공간을 구성하게 된다. 주어진 설계 공간에서 최소한의 수치적 실험을 통해 최대의 정보를 얻기 위해 실험계획법(Design of Experiment, DOE)을 적용한다. 실험계획을 위해서 중심 합성 설계법(Central Composite Design, CCD)과 라틴 방격법(Latin HyperCube Sampling, LHS)을 조합한다. 그림 3에 CCD 및 LHS 실험계획법 개념도를 참조하면 중심 합성 설계법은 설계 공간의 끝단에서의 정보에 많은 중점을 두고 설계되므로 차후 실험 결과에 대한 회귀 곡선(Regression Curve)을 생성시킬 때 외삽(Extrapolation)이 최소화되는 장점이 있으나 내부 공간에서의 정확도가 떨어지는 단점이 있다. 반면 라틴 방격법은 설계 공간의 끝단에서의 정확도는 떨어지나 내부에서 많은 실험점을 갖도록 설계되므로 내부에서의 정확도는 높다는 장점이 있다. 결과적으로 이 두 가지의 실험계획법을 조합함으로써 실험 횟수는 증가하지만 각각의 단점을 보완하고 장점을 모두 이용할 수 있다.

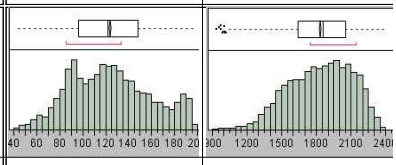
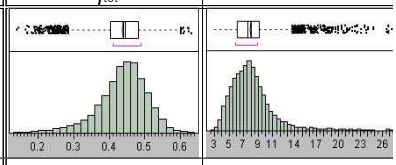
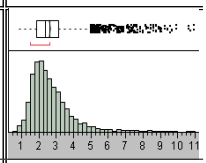
Table 2에 각 방법에 따른 총 설계 변수 조합의 수와 성능 결과를 낸 유용한 변수 조합 수를 나타내었다.

2.6 설계 공간 결과 분석

실험계획법에 근거한 수치적 실험 결과에 대한 분석은 통계적인 방법에 근거하여 수행되었다.

Table 3은 총 7732개의 유용한 설계 조합들에 대한 각 성능의 분포를 나타내고 있다. $I_{sp,tot}$는 비추력, η_{tot}는 효율, I_d는 방전전류, P_d는 전력을 의미한다. 하첨자 tot는 음극에서 전자를 발생시

Table 3. Performance Distributions of Design Space

	Thrust [mN]	$I_{sp,tot}$ [sec]
Distribution		
Mean	124.3	1836.5
StDev	34.3	266.0
Min.~Max.	42.6~199.5	936.9~2398.0
Range	156.9	1461.1
	η_{tot}	I_d [A]
Distribution		
Mean	0.440	8.00
StDev	0.066	2.78
Min.~Max.	0.139~0.633	3.00~27.41
Range	0.494	24.41
	P_d [kW]	
Distribution		
Mean	2.65	
StDev	1.17	
Min.~Max.	0.69~10.97	
Range	10.28	

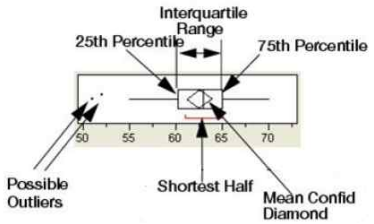


그림. 4. 이상치(Outlier) 도표의 구성요소[12]

키기 위해 소모되는 추진제의 양도 고려한 값을 의미한다. StDev는 표준편차를 나타낸다.

각 분포도 위의 도표는 이상치(Outlier) 도표로서 그림 4에 나타난 바와 같이 평균 신뢰도 간격, 최단 반분포 거리(Shortest Half), 사분위 거

리(Interquartile Range), 25% 및 75% 백분위수, 가능한 이상치를 나타내고 있다.

설계 공간에서 추력은 약 40 mN에서 200 mN까지의 값을 가지며 분포도를 보면 가장 큰 표준편차를 나타내고 있음을 알 수 있다. 비추력의 평균은 1850 sec로서 약 950 sec에서 2400 sec까지의 변화를 보여주고 있다. 설계 공간 내의 설계 변수의 조합을 통해 홀추력기가 가질 수 있는 최대 효율은 약 0.633이다. 방전전류와 전력의 분포도는 유사하며 값의 범위가 넓으나 상대적으로 작은 표준편차를 나타내고 있다. 결과적인 전력값의 범위는 약 700 W에서 10 kW로서 의도한 전력범위를 나타내는 설계 공간이 정의되었음을 알 수 있다.

Fig. 5는 주어진 설계 공간의 성능들에 대한 산포도(Scatter Plot)를 나타낸 것이다. 성능 산포도는 실험계획법에 근거한 수치실험 결과의 모든 성능 데이터를 고려하는 성능변수들의 2차원적 관계들로 표시한 것으로서 모든 유용한 수치적 실험값들을 포함하고 있으며 각 성능간의 일대일 관계들을 보여준다. 따라서 설계 공간의 설계 변수 조합에 의해 가능한 각 성능치 영역과 그 한계를 쉽게 확인할 수 있다는 장점이 있다.

예를 들어 추력과 비추력간의 관계와 방전전류와 전력간의 관계 산포도에서 그 성능 경계가 뚜렷이 확인됨을 알 수 있다. 하지만 중심 합성 설계법과 라틴 방격법의 결과들이 모두 시현됨으로써 성능간의 일반적인 관계를 분석하기가 어렵다. 따라서 중심 합성 설계법의 결과만을 분석하는 것이 성능간의 일반적인 관계를 확인하는데 용이하며 어떤 설계변수가 성능에 중대한 영향을

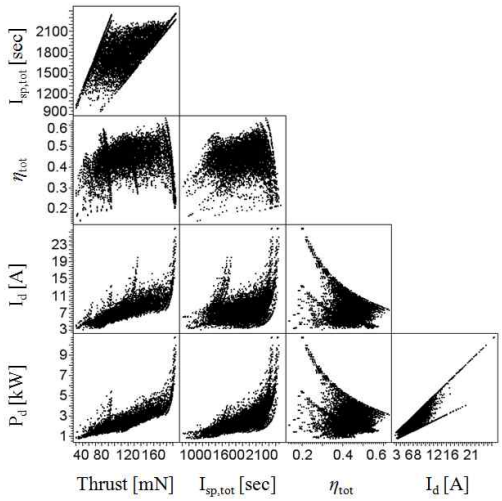


Fig. 5. Scatter Plot of Performance Metrics

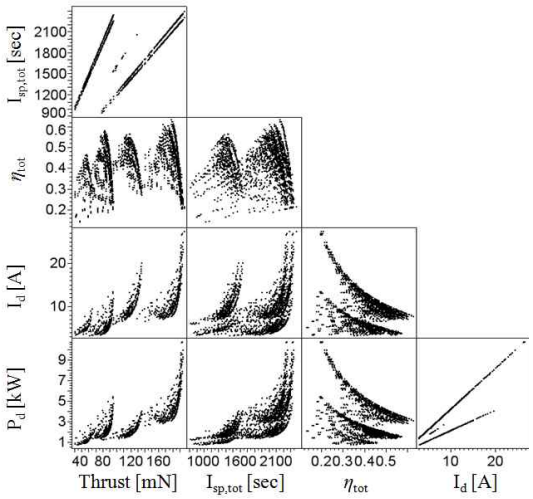


Fig. 6. Scatter Plot with CCD Cases Only

미치는 가를 파악할 수 있다.

Fig. 6은 중심 합성 설계법에 의한 결과만을 사용하여 나타낸 산포도이다. 언급했듯이 설계 공간 끝단에서 수치적 실험이 많이 수행되었다는 것을 알 수 있으며 소량의 데이터가 설계 공간의 중심점에서 나타난다. 산포도를 통한 성능관계의 분석은 각 일대일 성능관계에서 데이터의 변화 경향성을 통해 이루어진다.

Fig. 6을 통해 주어진 설계 공간의 일반적인 특성을 다음과 같이 분석해 낼 수 있다.

- 추력에 따른 비추력의 변화와 방전전류에 따른 전력의 변화는 거의 선형이다.
- 추력 및 비추력에 따른 효율의 변화는 볼록한 형상을 나타내며 최대 효율이 존재한다.
- 추력 및 비추력에 따른 방전전류와 전력의 변화는 지수함수를 따른다. 즉, 큰 추력과 비추력의 영역에서 이들 성능의 미세한 향상은 많은 전력의 소모를 가져올 수 있다.
- 방전전류와 전력이 증가할수록 효율은 낮아진다.

Fig. 6에서는 또한 각 그래프에서 성능들의 관계가 몇 개의 군으로 확연히 구별됨을 확인할 수 있다. 이러한 성능 군으로의 구별이 되는 원인을 확인하기 위해 각 설계 변수들의 효과를 분석할 필요가 있다. 분석은 성능 산포도에서 각 데이터들을 고려하는 설계 변수에 따라 구별하여 표시함으로써 수행된다.

Fig. 7은 양극에서의 질량유량이 성능에 미치는 효과를 나타내고 있다. 중심 합성 설계법에 의해 생성되는 질량유량의 실험점은 최소, 최대,

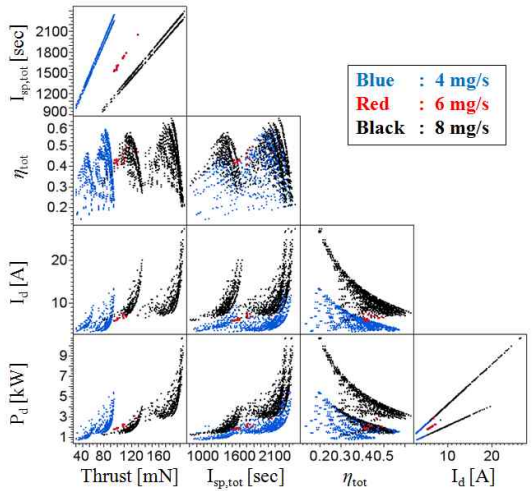


Fig. 7. Effect of Anode Mass Flow Rate

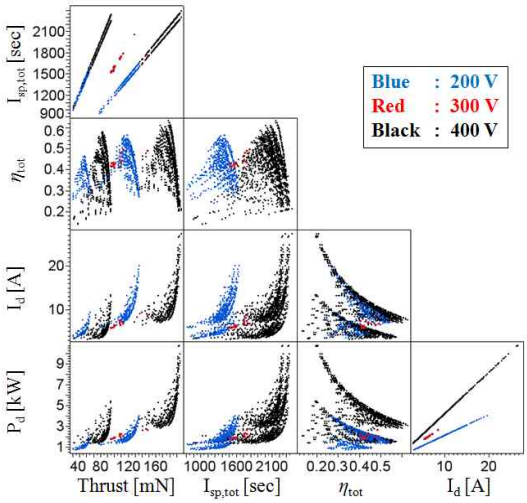


Fig. 8. Effect of Discharge Voltage

그리고 중심점으로서 4 mg/s, 6 mg/s, 그리고 8 mg/s 이다. 질량유량의 성능에 대한 효과가 대부분의 산포도에서 뚜렷이 나타나고 있다.

Fig. 7의 분석을 통해 다음과 같은 중요한 사실을 파악할 수 있다.

- 양극에서의 질량유량은 가능한 추력 및 방전전류의 범위에 큰 영향을 미친다.
- 대부분의 성능관계에서 각 질량유량은 구별되는 성능군을 형성하게 함을 알 수 있다.

Fig. 8은 방전전압이 성능에 미치는 효과를 보여주고 있다. 중심 합성 설계법에 의해 생성되는 방전전압의 실험점은 최소, 최대, 그리고 중심점으로서 200 V, 300 V, 그리고 400 V이다. 질량유량의 성능에 대한 효과에서와 마찬가지로 방전전압의 효과가 대부분의 산포도에서 뚜렷이 나타나고 있다. Fig. 8의 분석을 통해 다음과 같은 사실을 분석해 낼 수 있다.

- 방전전압은 비추력의 가능한 최대 범위를 제한한다.
- 방전전압의 전력에의 영향은 비추력보다 상대적으로 적지만 그 범위에 큰 영향을 미친다.
- 작은 방전전압은 적절한 다른 설계 변수들의 조합을 통해 큰 방전전압 시보다 보다 많은 추력을 발생시킬 수 있다.
- 대부분의 성능관계에서 질량유량의 경우와 마찬가지로 구별되는 성능군을 형성하게 함을 알 수 있다.

Fig. 7과 Fig. 8을 통해 큰 질량유량과 방전전압은 일반적으로 큰 추력과 비추력 성능을 보임을 알 수 있다. 하지만 효율 측면에서는 미소한 최대 효율의 증가만을 가져옴을 알 수 있다. 이는 질량유량과 방전전압의 증가는 필수적으로 방전전류와 결과적인 전체 전력의 증가를 수반하기 때문이다. 따라서 홀추력기의 설계시에는 개개의 성능을 보기 보다는 추력 대 전력비(Thrust-to-Power Ratio)와 같은 성능지수(Performance Metric)를 고려하여야 한다.

Fig. 9는 성능에 대한 방전채널 외반경의 효과를 나타내고 있다. 외반경은 최소, 최대, 그리고 중심점으로서 4 cm, 6 cm, 그리고 8 cm이다.

질량유량이나 방전전압에서와는 달리 구별되는 성능군을 확인할 수 없음을 알 수 있으며 오히려 외반경의 영향은 각 성능군에서 골고루 분포되어 있음을 알 수 있다. 예를 들어 작은 외반

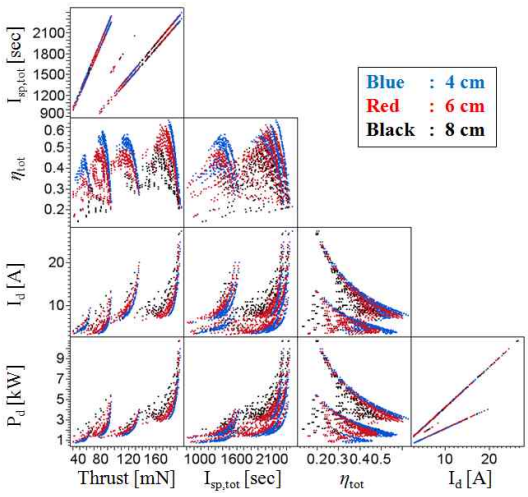


Fig. 9. Effect of Channel Outer Radius

경은 각 성능군에서 더 큰 효율, 작은 방전전류, 작은 전력을 나타냄을 알 수 있다. 이 외 다른 변수들의 효과에서도 외반경과 동일한 특성을 가진다. 결과적으로 질량유량과 방전전압이 홀추력기의 성능 특성에 가장 큰 영향을 미치는 설계 변수임을 알 수 있다.

Ⅲ. 결 론

본 연구에서는 비용이 많이 소요되고 실험적 방법에 기반한 기존의 홀추력기의 개념설계 과정을 향상시키기 위해 설계 공간 탐색을 수행하고 이를 분석하였다. 설계 공간 탐색의 결과는 물리적 해석에 근거하였을 뿐 아니라 기존의 제한된 홀추력기 데이터에서 도출된 스케일링 법칙보다 신뢰도가 높은 성능 변수들 간의 관계를 제공할 수 있었다. 또한 주어진 설계 공간에서의 성능 범위(Performance Envelope)를 결정하였으며 고려하는 설계 변수 중 전체적인 홀추력기 성능 특성에 큰 영향을 미치는 것은 질량유량과 방전전압임을 도출하였다.

설계 공간 탐색의 결과는 추후 최적화 설계(Design Optimization), 민감도 해석(Sensitivity Analysis), 강건 설계(Robust Design), 및 확률적 설계(Probabilistic Design)를 수행할 수 있는 환경을 제공할 수 있다.

참고문헌

1) Oh. D., "Evaluation of Solar Electric Technologies for Discovery Class Missions," AIAA-2005-4270, 41st AIAA Joint Propulsion Conference, Tucson, AZ, 10-13 July 2005.

2) Gopinath, N. S., and Srinivasamuthy, K. N., "Optimal Low Thrust Orbit Transfer from GTO to Geosynchronous Orbit and Stationkeeping using Electric Propulsion System," IAC-03-A.7.03, 54th International Astronautical Congress of the International Astronautical Federation, the International Academy of Astronautics, and the International Institute of Space Law, Bremen, Germany, Sep. 29 - Oct. 3, 2003.

3) 조희근, 유광선, 차원호, 이종섭, 서미희, 최원호, 명로훈, “과학기술위성 3호 홀추력기 추진계 개발,” 한국항공우주학회지, 제38권, 제8호, 2010. 8, pp.834～841.

4) Frank S. Gulczinski III, "Examination of the Structure and Evolution of Ion Energy Properties of a 5kW Class Laboratory Hall Effect Thruster at Various Operational Conditions," Ph.D. Dissertation, School of Aerospace Engineering, The University of Michigan, Ann Arbor, MI, 1999.

5) F. Taccogna, S. Longo, M. Capitelli, and R. Schneider, "Start-Up Transient in a Hall Thruster," Contributions to Plasma Physics, Vol. 46, No. 10, 2006, pp.781～786.

6) J. P. Boeuf, L. Garrigues, and L. C. Pitchford, "Modeling of a Magnetized Plasma: The Stationary Plasma Thruster," Electron Kinetics and Application of Glow Discharge, 1998, pp.85～100.

7) E. Ahedo, P. M. Cerezo, and M. Martinez-Sanchez, "One-Dimensional Model of the Plasma Flow in a Hall Thruster," Physics of Plasmas, Vol. 8, No. 6, June 2001, pp.3058～3068.

8) E. Ahedo, J. M. Gallardo, and M. Martinez-Sanchez, "Model of the Plasma Discharge in a Hall Thruster with Heat Conduction," Physics of Plasmas, Vol. 9, No. 9, Sept. 2002, pp.4061～4070.

9) Kybeom Kwon, Mitchell L. R. Walker, and Dimitri Mavris, "Self-consistent, one-dimensional analysis of the Hall effect thruster," Plasma Sources Science and Technology, Vol. 20, No. 4, 045021, 2011.

10) D. A. Lichtin, "An Overview of Electric Propulsion Activities in US Industry - 2005," AIAA-2005-3532, 41st AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 10-13, July 2005, Tucson, Arizona.

11) J. Fisher, A. Wilson, D. King, S. Meyer, C. EngenBrecht, K. de Grys, and L. Werthman, "The Development and Qualification of a 4.5 kW Hall Thruster Propulsion System for GEO Satellite Applications," IEPC-01-010, 27th International Electric Propulsion Conference, 15-19, Oct. 2001, Pasadena, California.

12) JMP® 8.0 Help File, SAS Institute Inc., 2008.