

Star-CCM을 통한 홀 추력기의 연료 유량 추정 및 다구찌 기법을 활용한 최적화 연구

박진영*

Estimation of Fuel Flow in Hall Thrusters Using Star-CCM and Optimization with Taguchi Method

Jin-Young Park*

요약 항공 우주 전기 추력기의 안정적인 비행을 위해서는 공급되는 유량을 측정하여 적절한 유량으로 제어할 수 있도록 구성되어야 한다. 하지만 기존의 유량 센서는 높은 비용과 우주 공간에서의 제한된 조건으로 인해 열량을 통한 유량 추정 방법이 유망한 대안으로 제시될 수 있다. 이에 실험 계획법 중 다구찌 기법을 적용하여 다양한 변수 및 조건하에서 Star-CCM을 활용한 열해석 시뮬레이션을 수행하였다. 다구찌 기법을 통해 공급열량 및 입·출구의 온도 센서 위치를 주요 변수로 설정하여, 최적의 거리 조건을 도출하였으며, Star-CCM을 통해 열 해석을 수행하여, 각 실험 조건에서의 유량 추정 결과를 분석하였다. 따라서 본 연구에서는 전기 추력기의 연료 측정을 통한 연료 관리 시스템에 적용할 수 있는 열량 기반 유량 추정 방법의 실용성을 입증하며, 이를 통해 전기 추력기의 효율적이고 경제적인 운용을 위한 새로운 접근 방안을 제시하였다. 또한 본 연구는 우주 공간에서 제한된 환경에서 효율적으로 활용할 수 있는 연료 관리 기술의 발전에 기여할 것이다.

Abstract To ensure the stable flight of aerospace electric propulsion systems, it is necessary to measure the supplied flow rate and control it to an appropriate level. However, conventional flow sensors are costly and face limitations in space environments, making heat-based flow estimation a promising alternative. In this study, the Taguchi method, one of the experimental design techniques, was applied to perform thermal analysis simulations using Ansys under various variables and conditions. The Taguchi method was used to set heat supply and the positioning of inlet and outlet temperature sensors as key variables, and the optimal distance conditions were derived. Thermal analysis was conducted through Ansys to analyze the flow estimation results under each experimental condition. Therefore, this study demonstrates the practicality of the heat-based flow estimation method for fuel management systems in electric propulsion systems, presenting a new approach for the efficient and economical operation of electric propulsion. Additionally, this research contributes to the development of fuel management technologies that can be effectively utilized in the constrained environment of space.

Key Words : Aerospace propulsion system, Flow estimation, Heat transfer rate, Taguchi method, Temperature difference

1. 서론

1.1 연구 배경

항공 우주 산업의 발전과 더불어 전기 추력기의 중

요성은 날로 커지고 있다. 특히, 우주 공간에서 사용되는 전기 추력기는 효율적이고 안정적인 작동을 위해 정밀한 연료 공급 및 관리가 필수적이다. 이에 추력 시스템에 공급되는 연료의 유량에 대한 정밀한 측정 및 높은

This research was supported by "Regional Innovation Strategy (RIS)" through the National Research Foundation of Korea(NRF) funded by the Ministry of Education(MOE)(2021RIS-004)

*Laboratory, EPSTech Co., Ltd.

Received September 23, 2024

Revised October 04, 2024

Accepted October 08, 2024

신뢰성의 센서가 요구된다. 또한 우주 환경에서는 극한의 온도 변화, 진공 상태, 방사선 및 전자기를 통한 외란등과 같은 한계가 발생한다. 이에 항공용 유량 센서는 타 유량 센서 대비 높은 비용이 발생한다. 따라서 항공 우주 전기 추력기의 성능 향상과 경제적 운용을 위해 신개념 유량 측정 방식의 개발이 필요한 실정이다 [1-3].

이에, 열량을 이용한 유량 추정 방법이 기존 기계적 유량 센서를 대체할 수 있는 유망한 대안으로 제시되고 있다. 열량 기반 유량 추정은 센서의 고장 가능성을 줄이고, 우주 공간의 가혹한 환경에서도 신뢰성 높은 성능을 제공할 수 있다는 점에서 주목받고 있다. 특히, 발열 장치의 입·출구에서 발생하는 온도 차이를 이용해 유량을 추정하는 방법은 복잡한 기계적 장치 없이도 간편하고 효율적으로 연료를 관리할 수 있는 가능성을 보여준다. 또한, 실험 계획법 중 하나인 다구찌 방법을 적용하여 유량 및 열량에 대한 다양한 변수 조합을 평가하고, 그 중 최적의 조건을 선정함으로써 시스템의 성능을 최적화하였다. 이를 통해 열량을 기반으로 한 유량 추정의 정확성과 신뢰성을 더욱 향상시킬 수 있었다.

1.2 문헌 조사 및 연구 목적

상업, 방산 및 우주 과학의 기술 개발을 위해 항공 우주 전기 추진기에 대한 연구는 활발히 이루어지고 있다. Choueiri et al은 우주 추진기 기술의 개발에 대한 이론적 개념을 기반으로 최초의 우주 추진기를 제시하였다[4]. Dale et al은 우주 전기 추진기의 기술 개발에 대한 미해결 문제, 기술적 문제를 해결하기 위한 전략을 검토하였다[5]. Goebel et al은 우주 전기 추진기의 기본 개념과 추진을 위한 이온 추진기, 홀 효과 추진기 등 우주 항공 추진기에 대한 소개를 하였다[6]. 또한 실험 계획법 중 다구찌 기법은 효율적인 실험 설계, 강건한 설계, 비용 절감 및 신속한 결과 도출 등으로 다양한 연구에서 적용되고 있다. Unal et al은 다구찌 기법이 성능, 품질 및 비용에 대한 설계를 최적화할 수 있으며, 효율적이고 체계적인 방법을 제시하였다[7]. Pandey et al은 항공 우주 분야에서 사용되는 재료에 대한 기계 가공은 제한적이며, 이에 성능 분석 및 최적화를 위

해 다구찌 방법을 적용하였다[8]. Pluntze et al은 다구찌 기법을 CFD 연구에 적용하여, 2차원 비압축성 풍동 데이터를 기반으로 실제 비행에서 발생하는 레이놀즈수에 대한 연구를 진행하였다[9]. Beena et al은 원심 블로워의 성능 향상을 위해 나선형 하우징의 설계 매개변수를 최적화하였다. 특히, 다구찌 기법을 활용하여 실험 횟수를 줄이면서도 효율적인 설계 결과를 도출하였다[10].

또한 연료의 유량을 정밀히 측정하는 것이 항공 우주 추진체에서 중요하지만, 유동하는 유체의 유량 측정 센서의 오차 및 높은 비용으로 인해 유량 추정 기법에 대한 연구도 이루어지고 있다. Adam et al은 디젤 엔진의 배기 가스 재순환 유량에 대해 연료 소비량, 압력, 온도 및 질량 분율등을 통해 9가지 추정 방법을 제시하였다[11]. et al은 파이프라인에서 유체의 유동에 대해 실시간 추정을 위한 Monte Carlo 방법을 기반으로 확률적 필터링 접근 방식을 제안하였다[12]. Mingbo et al은 우주 환경에서의 유량 측정 한계로 우주 정거장의 산소 발생 시스템의 유량을 1D 시뮬레이션을 통해 추정하였다[13]. Ramiz et al은 회전하는 블랙홀 주변의 질량 손실에 대한 물질 이동 특성을 에너지 보존 방정식을 기반으로 유량을 추정하였다[14].

하지만 상기의 연구들은 우주 전기 추진체의 유량 측정 방식에 대한 문제를 제기하였다. 또한, 우주환경에서 유량 추정에 관한 연구는 미비한 실정이다.

따라서 본 연구에서는 우주 환경에서의 기존 유량 센서에 대한 한계를 극복하고, 열량을 기반으로 한 유량 추정 방법을 활용하여 전기 추력기의 연료 유량을 추정하였다. 이를 위해 다구찌 기법을 적용하여 실험 조건을 최적화하고, Star-CCM을 통해 다양한 변수에서의 유량 추정을 시뮬레이션함으로써, 우주 환경에서 전기 추력기의 효율적이고 경제적인 운용을 위한 유량 측정 방안을 제시하고자 한다. 또한 이 연구는 특히 제한된 우주 환경에서도 적용 가능한 혁신적인 연료 관리 기술의 개발에 기여할 것이다.

2. 본론

2.1 다구찌 기법

다구찌 기법(Taguchi Method)은 일본의 통계학자 타구찌 겐이치(Genichi Taguchi)가 개발한 실험 설계 및 품질 관리 방법론으로, 공정과 제품의 품질을 향상시키기 위해 설계된 통계적 접근법이다[15].

또한 공정의 변동성을 감소시켜 실험의 효율성을 극대화하고, 실험 변수의 최적 조합을 도출하여 최상의 성능을 확보하기 위해 사용된다.

2.1.1 다구찌 기법의 개념

다구찌 기법의 주요 목표는 변수들 간의 상호작용을 효율적으로 관리하여 품질을 극대화하고 비용을 절감하는 것이다. 이 기법은 아래의 개념을 기반으로 적용된다.

(i) 직교 배열(Orthogonal Array)

다양한 실험 조합을 효율적으로 설계하기 위해 사용하는 표준화된 실험 계획이며, 직교 배열을 사용하면 실험의 수를 줄이면서도 변수 간의 상호작용을 평가할 수 있다.

(ii) 신뢰 구간 및 품질 손실 함수

품질 손실 함수는 제품이 사양에서 벗어날 때 발생하는 손실을 수량화하며, 다음과 같은 식으로 표현된다.

$$L(y) = k \cdot (y - T)^2 \quad (1)$$

여기서 $L(y)$ 는 품질 손실, y 는 측정된 값, T 는 목표 값, k 는 손실의 정도를 나타내는 상수이다.

(iii) 신뢰도와 재현성

실험의 결과가 일관되게 나타나는 정도를 평가하며, 변수의 최적 조합을 찾기 위해 다구찌 기법을 사용한다.

2.2 다구찌 기법을 활용한 해석 설계

다구찌 기법은 다변량 인자들이 시스템 성능에 미치는 영향을 효율적으로 분석할 수 있는 실험 설계 방법으로, 실험 수를 최소화하면서도 각 인자의 주효과와 교호작용을 분석할 수 있는 특징을 가진다. 이에 본 연구에서는 유량 추정을 위해 신호 대 잡음 비에 대한 주

요 인자를 연료 유량 및 온도, 열원에서 공급하는 발열량 및 온도 센서의 거리로 설정하였으며, 연구의 계략도는 그림 1을 통해 확인할 수 있다. 또한 본 연구에서의 간편한 실험 계획, 분석, 효율성을 고려하여 다구찌 기법을 Minitab 소프트웨어를 통해 분석하였다. 각 인자는 3가지 수준으로 설정하였으며, 실험의 반복 수를 최소화하면서도 다양한 인자 수준 간의 상호작용을 고려할 수 있도록 표 1과 같이 기준을 설정하였다. 표 1에 설정한 각 요인별 수준 범위를 설정한 기준은 다음과 같다. Flow rate는 소형 홀 추력기의 최대 출력에서 최대 유량은 30 ccm으로 10 ccm, 20 ccm, 30 ccm으로 설정하였다. Temperature는 인공위성 내부온도가 상온으로 유지되도록 단열설계를 하며, 저궤도급 인공위성의 내부 전자품 온도시험 기준이 0~50℃ 범위가기 때문에 0℃, 25℃, 50℃로 설정하였다. Heat Transfer Rate는 센싱라인의 소자들의 발열량은 1 W 미만으로 개발해야 하므로, 발열량을 낮추어서 0.3 W, 0.5 W, 0.7 W로 설정하였다. Sensor Distance는 연료라인에서 온도센서 장착이 가능한 위치가 열원으로부터 최대 15 mm로 3 mm, 9 mm, 15 mm로 설정하였다.

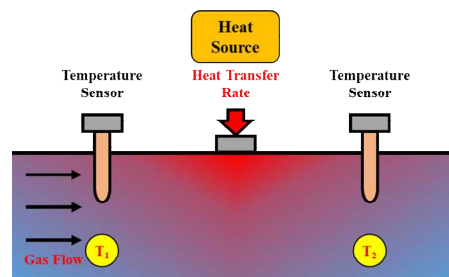


그림 1. 연료 유량 추정을 위한 시스템 개략도
Fig. 1. System schematic for fuel flow estimation

표 1. 주요 요인의 수준 범위
Table 1. Level range of major factor

Major Factor	Level 1	Level 2	Level 3
Flow Rate [ccm]	10	20	30
Temperature [°C]	0	25	50
Heat Transfer Rate [W]	0.3	0.5	0.7
Sensor Distance [mm]	3	9	15

2.3 CFD 열유동 해석

2.3.1 해석용 3D 모델링

그림 2는 열유동 해석하기 위한 3D 모델을 나타낸 것으로 Pipe, Heater, Fluid Area 3종을 설계 하였다. Pipe는 Stainless Steel의 원형관이며, 외부 직경 0.0015 m, 내경 0.000915 m, 길이 0.05 m이다. Heater는 Tungsten 재질이며, 직경 0.0016 m, 내경 0.0015 m, 길이 0.004 m로 Pipe 중간에 위치해 있다. Fluid Area는 Pipe의 유동영역으로 직경 0.000915 m, 길이 0.05 m로 설계하였다.

2.3.2 해석 경계 조건과 물성

열유동 해석하기 위한 초기조건과 경계조건, 해석케이스는 그림 3과 표 2에 나타났다. 경계조건은 다음과 같이 설정하였다. Fluid Area 한쪽 면은 입구, 반대편은 출구로 지정하였다. Pipe 양끝쪽 면에 Fixed Temperature 조건을 부여하였으며, 나머지 Pipe 벽면은 단열 조건을 적용하였다. Heater는 발열조건을 적용하였다. 표 2는 위 경계조건들을 조합하여 총 9가지의 해석케이스를 설정하였다. 온도설정(0℃, 25℃, 50℃)의 경우 인공위성 내부는 상온으로 유지되도록 설계되며, 저궤도급 인공위성의 내부 전자품 온도시험 기준범위가 0~50℃ 범위이므로 다음과 같이 설정하였다. 또한, 열유동 해석에 적용된 물성은 표 3과 같이 적용하였다.

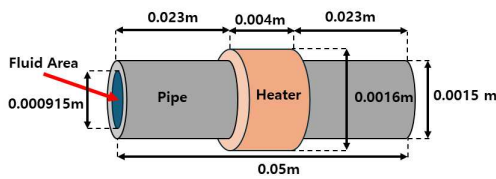


그림 2. 3D 시뮬레이션 모델
Fig. 2. 3D model of simulation

2.3.3 해석 모델 및 계산격자

Pipe 관 열유동 해석하기 위해 상용 소프트웨어인 Star-CCM+를 사용하였다. 3차원 정상상태 열유동 해석을 수행하였으며, 우주환경을 고려하여 무중력 및 Reference Pressure(대기압)를 0 Pa로 가정하였으

며, Pipe Fixed Temperature 벽면을 제외한 나머지 면을 단열하였다. 유동을 계산하기 위한 모델은 유량 및 Reynolds number 계산 시 최대 약 98로 매우 작아 층류로 가정하였다.

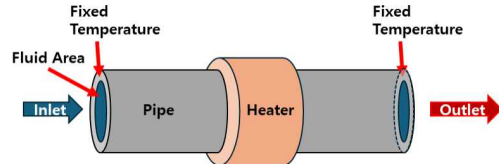


그림 3. 경계 조건
Fig. 3. Boundary condition

표 2. Analysis case
Table 2. Analysis case

Model No.	Initial Temp. [°C]	Fixed Temp. [°C]	Inlet Temp. [°C]	Heat Source [W]	Volume Flow Rate [ccm]
1	0	0	0	0.3	10
2	50	50	50	0.3	20
3	25	25	25	0.3	30
4	25	25	25	0.5	10
5	0	0	0	0.5	20
6	50	50	50	0.5	30
7	50	50	50	0.7	10
8	25	25	25	0.7	20
9	0	0	0	0.7	30

표 3. 부품의 물성
Table 3. Material properties of parts

Parts	Material [-]	Density [kg/m ³]	Thermal Conductivity [W/m·K]	Specific Heat [J/kg·K]	Dynamic Viscosity [Pa·S]
Pipe	Stainless Steel	8,055	15.1	480	-
Heater	Tungsten	19,300	163.2	134	-
Fluid Area	Xeon [Gas]	5.894	0.002	158.4	0.0000228

Star-CCM+내의 Mesher 기능을 사용하여 표 4와 같이 적용하였다. 적용된 계산격자는 Polyhedral Type이며 Prism layer는 5개를 적용하였다. Surface Control 기능을 적용하여 Pipe와 Fluid Area 접촉면의 격자크기를 0.1 mm로 설정하여 격자를 세밀화 하였다. 생성결과 그림4 과 같이 약 420,000 개의 격자

가 생성되었다.

표 4. 계산 격자 설정
Table 4. Computation grid Setting

Properties	Value	Unit
Mesh type	Polyhedral	-
Base size	0.5	mm
Number of Prism Layer	5	-
Prism Layer Stretching	1.2	-
Prism Layer Total Thickness	0.125	mm
Surface Control (Pipe & Fluid Area Contact Area)	0.1	mm

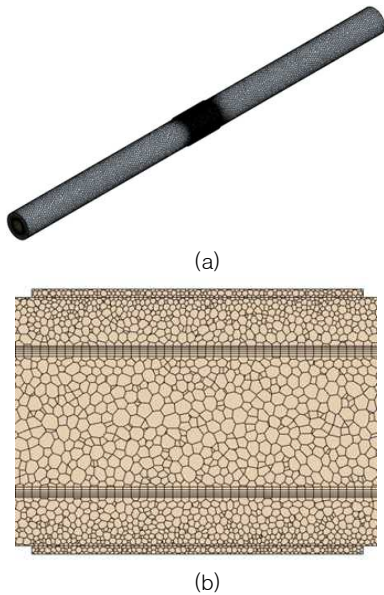


그림 4. 계산 격자 결과 (a) 통합 (b) 단면
Fig. 4. Results of computational grid (a) Total (b) Section

2.4 CFD 해석 결과

그림 5는 관내 유속분포를 나타낸 것으로 10/20/30 ccm 입구 조건에 따라 유속 변화가 보이며, 발열로 인한 유동 변화는 미비한 것으로 판단된다. 최대 유속은 30 ccm 조건인 모델 3, 6, 9에서 약 0.36 m/s로 나타났다. 20 ccm은 약 0.26 m/s, 10 ccm은 약 0.13 m/s로 나타났다. 이는 관의 직경이 크고 길이 유량이 증가함에 따라 Reynolds number 변화가 미비하여 난류로 전환이 없는 것으로 판단된다.

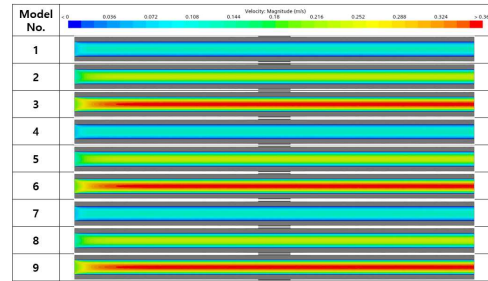
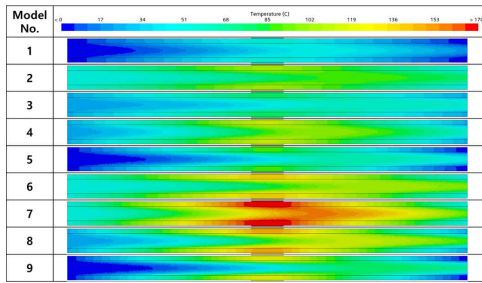


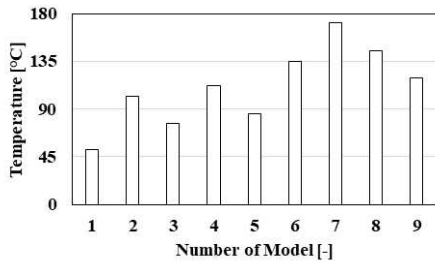
그림 5. 중심부 단면의 속도 분포
Fig. 5. Velocity distribution of middle section

그림 6은 전체 온도분포와 히터 체적평균 온도를 나타낸 것으로 모델 7이 172 °C로 가장 높게 나타났다. 이는 발열량이 0.7 W, Inlet Temp. 50 °C로 고온 조건으로 인해 온도가 높게 나타났다. 동일 발열량 조건에서 비교 시 Inlet Temp.가 50 °C 조건인 모델 2, 6, 7에서 각각 101 °C, 135 °C, 172 °C로 온도분포가 가장 높게 나타내며, 0 °C 조건인 모델 1, 5, 9에서 각각 52 °C, 86°C, 119°C 로 온도분포가 가장 낮게 나타났다. 따라서, 동일 발열량 조건일 경우 Inlet Temp.가 낮은 경우에 Heater의 온도가 낮게 나타나는 것을 확인하였다.

그림 7은 온도센서 위치에서의 온도비교와 열전달량을 분석하기 위해 나타냈다. 그림 7 (a)는 Pipe 온도센서 부착위치를 나타낸 것으로 중심축 기준 양쪽으로 3, 6, 9, 15 mm 간격으로 온도 데이터를 계산 하였다. 그림 7 (b)는 계산된 온도데이터를 비교하기 위해 모델별 Point 위치에 따라 그래프로 나타냈다. 모든 모델에서 중심축을 기준으로 온도가 대칭인 경향이 나타났다. 이는 입출구 측 Fixed Temp.의 열전달이 지배적이므로 대칭으로 나타나는 것으로 판단된다.



(a)



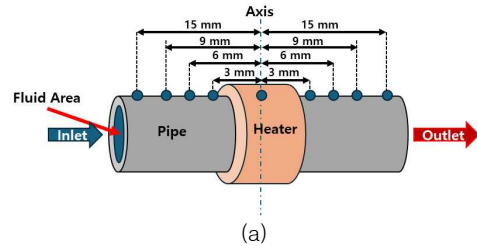
(b)

그림 6. 모델의 온도 분포와 히터의 체적 평균 온도 (a) 온도 분포 (b) 히터의 체적 평균 온도

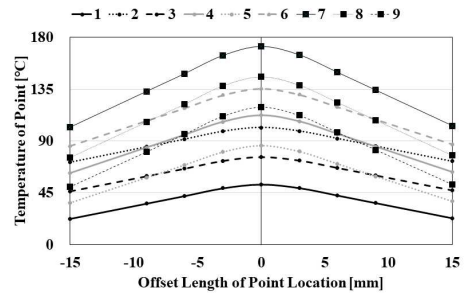
Fig. 6. Temperature distribution of model and volume average temperature of heater (a) Temperature distribution (b) Volume average temperature of heater

온도별 높은 순서는 모델 7, 8, 6, 4, 9, 2, 5, 3, 1 순으로 나타났다. 모델 7의 Point들의 온도가 가장 높게 나타났다. 또한, 모든 모델들의 중심축 위치인 0 mm에서 온도가 가장 높게 계산되었는데 이는 히터의 발열 때문으로 판단된다. 그림 7 (c)는 각 모델들의 Fluid Area 입출구와 Fixed Temp.조건을 부여한 입출구 측 벽면에서의 열전달량을 비교분석하기 위해 나타났다. 모든 모델에서 Fixed Temp.로 인한 열전달이 지배적이며, 유동영역에서의 열전달 영향은 미비한 것으로 나타난다. 이는 유체가 층류로 흐르며, 유량이 적기 때문인 것으로 판단된다. 유량별 모델들의 유동으로의 열전달량 비율을 비교하면 10 ccm인 모델들(1, 4, 7)은 0.63 %, 20 ccm인 모델들(2, 5, 8)은 1.86 %, 30 ccm 모델들(3, 6, 9)은 3.06 %로 유체로의 열전달량이 적어 대부분의 열전달이 Fixed Temp.면으로 열전달이 이루어지는 것을 확인하였다. 그 중 Outlet Direction면의 열전달량이 Inlet Direction

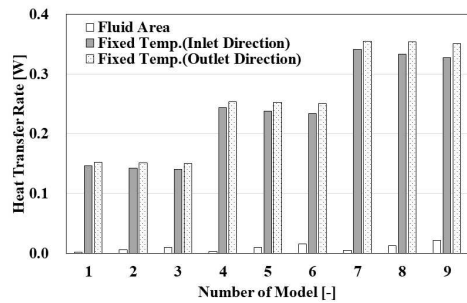
보다 높게 나타났다. 이는 Heater로부터 열전달 받은 Xeon gas가 출구 쪽으로 열을 이동시키기 때문에 높게 나타나는 것으로 판단된다.



(a)



(b)



(c)

그림 7. 지점 온도와 열 전달률 (a) 지점의 위치 (b) 지점의 온도 (c) 모델의 열 전달률

Fig. 7. Point temperature and Heat transfer rate (a) Location of point (b) Temperature of point (c) Heat transfer rate of model

3. 결과 및 토의

CFD를 통해 계산된 Sensing Temp.를 반응값으로 설정하여 4개의 인자에 대해 L9 직교 배열을 사용하여 설계하였으며, 표 5를 통해 확인할 수 있다. 다구찌 기법을 통해 시스템의 변동성을 줄이기 위해 신호 대 잡음 비(Signal to Noise ratio, S/N ratio)를 분석하였다. S/N 비는 시스템의 성능에 영향을 미치는 잡음을 최소화하고 신뢰성 높은 결과를 도출한다. 따라서 본 연구에서는 망대-망소 기법을 통해 S/N 비가 높은 인자 설정을 통해 최적화된 유량 추정을 목표로 하였다. 망대-망소 기법은 시스템의 목표에 따라 성능을 최적화하는 기법으로 주요 인자에 대한 데이터가 크거나 작을 수록 효과적인지에 대한 값으로 아래의 식으로 표현된다.

표 5. L9 직교 배열 표
Table 5. L9 Orthogonal array table

Experiment Case	Flow rate	Heat transfer rate	Temp.	Sensor distance	Sensing Temp.
1	1	1	1	1	0.2136
2	2	1	3	2	0.6596
3	3	1	2	3	0.8893
4	1	2	2	2	0.8102
5	2	2	1	3	1.3194
6	3	2	3	1	0.4701
7	1	3	3	3	1.3557
8	2	3	2	1	0.6079
9	3	3	1	2	1.7240

망소-망대기법을 통해 주요 인자에 대한 데이터를 그림 8과 그림 9를 통해 확인할 수 있다.

$$S/N = -10 \cdot \log_{10} \left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n \frac{1}{y_i^2} \right) \quad (2)$$

$$S/N = -10 \cdot \log_{10} \left(\frac{1}{n} \sum_{i=1}^n y_i^2 \right) \quad (3)$$

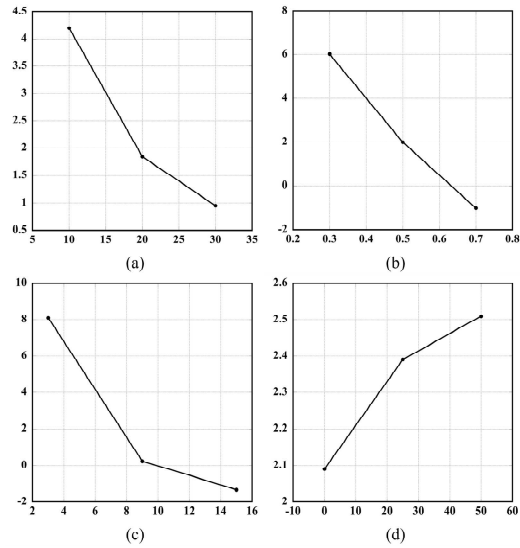


그림 8. 변수 데이터의 망소특성 (a)유량, (b)열전달률, (c)센서 거리, (d)온도
Fig. 8. Data through the smaller the better method; (a)flow rate, (b)heat transfer rate, (c)sensor distance, (d)temperature.

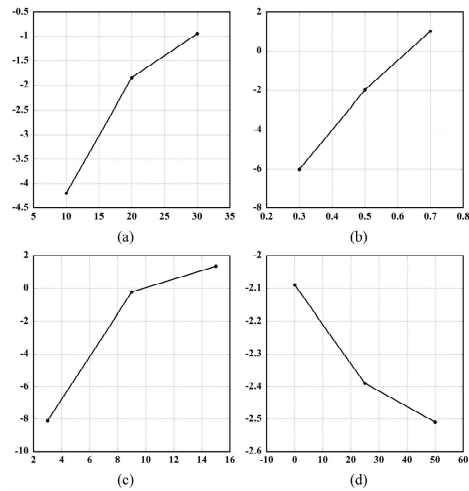


그림 9. 변수 데이터의 망대특성 (a)유량, (b)열전달률, (c)센서 거리, (d)온도
그림 9. Data through the larger the better method; (a)flow rate, (b)heat transfer rate, (c)sensor distance, (d)temperature.

실험 결과 유량 인자의 S/N 비가 가장 크며, 이는 유량 변화가 시스템 성능에 가장 중요한 영향을 미친

다. 또한 발열량의 높은 S/N비로 시스템 내 열 발생이 유체 흐름과 밀접한 상관관계가 있음을 확인하였다. 센서의 간격 및 온도의 경우 상대적으로 S/N 비가 낮았으나, 시스템 성능 최적화에 중요한 변수로 작용하였으며, 특히 센서의 간격을 정확한 유량 측정을 위해 최적화가 필요하다. 다구찌 기법의 주효과도(Main effect plot)는 각 주요 인자의 수준 변화에 따른 시스템 응답의 평균 변화를 확인할 수 있다. 이에 주효과도를 통해 각 주요 인자가 유량 추정에 미치는 영향을 시각적으로 분석하였으며, 그림 10을 통해 확인할 수 있다. 주효과도에서 유량 인자의 변화는 큰 변동폭을 보였으며, 이는 유량이 시스템 성능에 가장 중요한 요소임을 확인하였다. 또한 발열량, 센서 간격 및 온도의 경우 작은 변화로 나타났지만, 시스템의 정밀한 유량 추정을 위해 중요요소로 작용하였으며 표 6을 통해 확인할 수 있다. 각 주요 인자들의 델타(Δ)값을 분석한 결과, 유량($\Delta=0.2346$), 발열량($\Delta=0.6417$), 센서 간격($\Delta=0.7576$), 온도($\Delta=0.3165$)의 순으로 시스템 성능에 미치는 영향이 큰 것으로 확인하였다.

다구찌 기법을 통해 최적화된 각 인자별 수준은 다음과 같다. Flow rate, Heat transfer rate, Sensor distance는 높을수록 좋으며, Temp.는 낮을수록 좋은 것으로 계산되었다. 도출된 결과를 바탕으로 CFD 해석을 추가적으로 수행하였다. 수행한 해석조건은 Flow rate는 30 ccm, Heat transfer rate는 0.7 W, Temp.는 50°C, Sensor distance는 15 mm이며, 그림 11은 최적화된 모델의 온도분포 해석결과를 나타냈으며, 15 mm 위치에서 Sensing Temp.는 2.0750°C로 계산되었다.

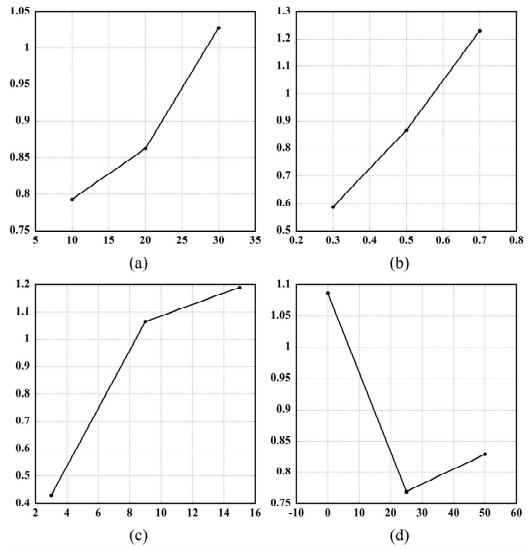


그림 10. 주요 요인의 주요 효과 (a) 유량, (b) 열전달률, (c) 센서 거리, (d) 온도.
Fig. 10. Main effects of major factors; (a)flow rate, (b)heat transfer rate, (c)sensor distance, (d)temperature.

표 6. 평균에 대한 반응의 주요 효과
Table 6. Main effect of response on the mean

Level	Flow rate	Heat transfer rate	Temperature	Sensor distance
1	0.7932	0.5875	0.4305	1.0857
2	0.8623	0.8666	1.0646	0.7691
3	1.0278	1.2292	1.1881	0.8285
Delta	0.2346	0.6417	0.7576	0.3165
Ranking	4	2	1	3

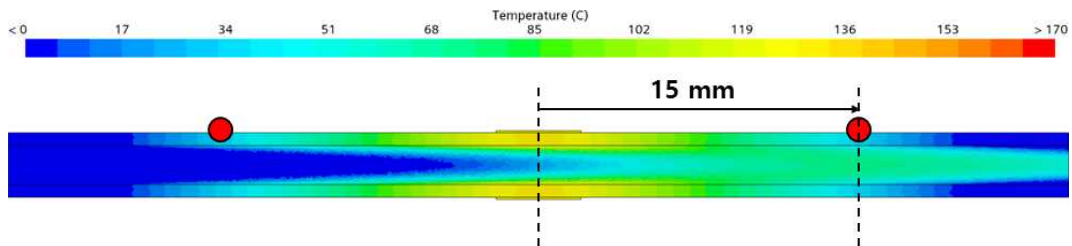


그림 11. 최적화 모델 온도분포 해석결과
Fig. 11. Temperature distribution analysis results of the optimized model

4. 결론

본 연구에서는 Star-CCM을 통한 홀 추력기의 연료 유량 추정 및 다구찌 기법을 활용한 최적화연구를 진행하였으며, 주요 결과를 요약하면 다음과 같다.

1) 본 연구에서는 다구찌 기법을 활용하여 우주환경에서의 전기 추력기의 연료 유량 추정을 최적화하고, 신뢰성 높은 유량 측정 방안을 제시하였다.

2) CFD 해석 결과, 유량이 시스템 성능에 가장 중요한 요소로 확인되었으며, 발열량과 센서 간격 또한 유의미한 영향을 미쳤다.

3) 실험 데이터는 열전달 및 온도 분포가 센서의 위치와 발열량에 따라 유동적임을 보여주었으며, 특히 고온 및 고유량 조건에서 뚜렷한 차이가 나타났다.

4) 다구찌 기법을 통해 최적화된 조건을 바탕으로 추가 해석을 진행한 결과, Sensing Temp.는 2.0750°C 로 계산되어 홀 추력기의 연료 유량을 제어할 수 있을 것으로 판단된다.

5) 본 연구는 우주 환경에서도 효율적이고 경제적인 연료 관리 기술 개발에 기여할 수 있는 가능성을 확인하였다.

REFERENCES

- [1] J. S. Snyder, J. Baldwin, J. D. Frieman, M. L. Walker, N. S. Hicks, K. A. Polzin, J. T. Singleton, "Flow control and measurement in electric propulsion systems: Towards an aiaa reference standard.", In 33rd International Electric Propulsion Conference (pp. 2013-425). Fairview Park, OH: Electric Rocket Propulsion Soc, 2013.
- [2] D. M. Goebel, I. Katz, "Fundamentals of Electric Propulsion, Hoboken, NJ, 2008.
- [3] A. Kieckhafer, L. B. King, "Energetics of propellant options for high-power Hall thrusters.", Journal of propulsion and power, 23(1), 21-26, 2007.
- [4] E. Y. Choueiri, "A Critical History of Electric Propulsion: The First 50 Years.", Journal of Propulsion Power, 20(2), 1906.
- [5] E. Dale, B. Jorns, A. Gallimore, "Future directions for electric propulsion research.", Aerospace, 7(9), 120, 2020.
- [6] D. M. Goebel, I. Katz, I. G. Mikellides, "Fundamentals of electric propulsion." John Wiley & Sons, 2023.
- [7] R. Unal, E. B. Dean, "Taguchi approach to design optimization for quality and cost: an overview.", In 1991 Annual conference of the international society of parametric analysts, 1990.
- [8] A. Pandey, A. Goyal, R. Meghvanshi, "Experimental investigation and optimization of machining parameters of aerospace material using Taguchi's DOE approach.", Materials Today: Proceedings, 4(8), 7246-7251, 2017.
- [9] S. C. Pluntze, D. S. Eberhardt, "Application of Taguchi Techniques to the Evaluation of a CFD Solver.", 1998.
- [10] B. D. Baloni, Y. Pathak, S. A. Channiwala, "Centrifugal blower volute optimization based on Taguchi method.", Computers & Fluids, 112, 72-78, 2015.
- [11] A. Nyerges, M. Zöldy, "Verification and comparison of nine exhaust gas recirculation mass flow rate estimation methods.", Sensors, 20(24), 7291, 2020.
- [12] F. E. Uilhoorn, "State-space estimation with a Bayesian filter in a coupled PDE system for transient gas flows.", Applied Mathematical Modelling, 39(2), 682-692, 2015.
- [13] M. Lv, X. Li, Y. Li, W. Zhang, R. Guo, "UKF-based state estimation for electrolytic oxygen generation system of space station.", Applied Sciences, 11(5), 2021.
- [14] R. Aktar, S. Das, A. Nandi, H. Sreehari, "Estimation of mass outflow rates from dissipative accretion disc around rotating black holes.", Monthly Notices of the Royal Astronomical Society, 471(4), 4806-4819, 2017.
- [15] M. S. Phadke, "Quality engineering using design of experiments.", Quality control, robust design, and the Taguchi method, 31-50, 1989.

저자약력

박진영 (Jin-Young Park)

[정회원]



- 2019년 2월 : 공주대학교 일반대학원 기계공학과 (기계공학석사)
- 2023년 8월 : 공주대학교 일반대학원 기계공학과 (기계공학박사)
- 2021년 9월 ~ 2023년 9월 : RIS 지역혁신 플랫폼 모빌리티소부장사업본부 책임연구원
- 2023년 9월 ~ 현재 : ㈜이피에스텍 연구소장

〈관심분야〉 전력전자, 제어계측, 아날로그