

Arcjet Thruster 유동의 전산해석

신재열¹, 최정열^{*2}

NUMERICAL FLOW FIELD ANALYSIS OF AN ARCJET THRUSTER

Jae-Ryul Shin¹ and Jeong-Yeol Choi^{*2}

The computational fluid dynamic analysis has been conducted for the thermo-chemical flow field in an arcjet thruster with mono-propellant Hydrazine (N₂H₄) as a working fluid. The Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) equations are modified to analyze compressible flows with the thermal radiation and electric field. The Maxwell equation, which is loosely coupled with the fluid dynamic equations through the Ohm heating and Lorentz forces, is adopted to analyze the electric field induced by the electric arc. The chemical reactions of Hydrazine were assumed to be infinitely fast due to the high temperature field inside the arcjet thruster. The chemical and the thermal radiation models for the nitrogen-hydrogen mixture and optically thick media respectively, were incorporated with the fluid dynamic equations. The results show that performance indices of the arcjet thruster with 1kW arc heating are improved by amount of 180% in thrust and 200% in specific impulse more than frozen flow. In addition to thermo-physical process inside the arcjet thruster is understood from the flow field results.

Key Words: 아크 추력기(Arcjet Thruster), 화학평형(Chemical Equilibrium), 하이드라진(N₂H₄Hydrazine)

1. 서 론

전기추진 시스템중 아크젯은 전기방전을 통해 연료를 가열하고, 고온 고압의 가스로 노즐을 통해 가속되어 추력을 얻는 간단한 작동형태를 가진다. 또한 단일추진제 추진시스템과 추진제의 공유가 가능하다. 북/남 위치유지(North South Station Keeping)를 하기위해 비추력이 높은 전기추력기를 사용한다. 그 사용으로, Telstar-4, Satcom-GE 그리고 무궁화호 3호에 이용되고 있다.[1] 열적 팽창과 로렌츠 힘을 이용하는 전기적 아크 발열장치의 역할은 추진제 가속을 이용하여 추진력을 증가시키는 것이다. 메카니즘의 간결성으로 앞으로 주된 우주발사체의 추진기로 쓰이게 될 것이다. 아크젯 추력기 내 유동장의 물리적 특성은 고 마하수(4~5), 고온(30,000~50,000 K)의 영역에서 화학 반응과 전기적으로 유도된 유동이다. 전기방전을 통해 고온상태에서 연료가 가열되고, 이때 해리와 이온화를 겪는다. 본 연구에서는 1kW급 아크젯 추력기 설계를 위해 압축성 유체해석을 위해 개발된 기존의 유동해석코드에

기초하여, 아크모델링과 열복사모델을 포함하고 화학반응은 화학평형을 고려해 아크젯 추력기 내 열가스 유동 및 성능을 해석해 보았다.

2. 본 론

2.1 지배방정식 및 수치해법

초음속 점성유동장과 전자기장을 해석하기 위하여 본 연구에서 고려한 Navier-Stokes 방정식을 축대칭 (x, r) 좌표계에서 벡터형으로 간단히 적으면 다음과 같다.

$$\frac{\partial \mathbf{Q}}{\partial t} + \frac{\partial \mathbf{F}}{\partial x} + \frac{\partial \mathbf{G}}{\partial y} + \alpha \mathbf{H} = \mathbf{W} \quad (1)$$

$$\mathbf{Q} = [\rho, \rho u, \rho v, e]^T, \mathbf{W} = [0, F_x, F_y, S_{ohm}]^T \quad (2)$$

여기에서 \mathbf{Q} 는 보존변수의 순서쌍이며, 각 방향의 점성 및 비 점성 플럭스 벡터 \mathbf{F} , \mathbf{G} 와 축 대칭항 \mathbf{H} 는 보존변수의 함수이다. 그리고 \mathbf{W} 는 전자기장의 생성항이다. 그리고 F_x , F_y 는 전기장으로부터 발생하는 로렌츠 힘이고, S_{ohm} 은 전기방전에 의한 발열이다. 난류모델로는 $k-\omega$ 2방정식으로부터 유도되는 Mentor's SST를 이용하였다.

1 학생회원, 부산대학교 대학원 항공우주공학과

2 정회원, 부산대학교 항공우주공학과

* Corresponding author E-mail: aerochoi@pusan.ac.kr

본 연구에서는 유한 체적법으로 지배방정식을 차분하고 Roe의 Approximate Riemann 해법과 MUSCL 외삽에 기초한 3차의 TVD 해법을 공간 차분에 이용하였으며, 시간 적분에 기초한 반복 해법으로써, 완전 내재적 기법인 LU-SGS 해법을 이용하였다.

2.2 Arc 모델

Maxwell 방정식의 형태로 표현이 되는 전기장은 다음과 같다[9].

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\sigma \frac{\partial \Phi}{\partial x} \right) + \frac{1}{y} \frac{\partial}{\partial y} \left(y \sigma \frac{\partial \Phi}{\partial y} \right) = 0 \tag{3}$$

여기에서 σ 는 전기전도계수이고, 작업유체의 온도의 함수로 나타난다. 전기전도계수는 전자수 밀도 N_e 와 전체 전자 충돌 횟수 ν 로 다음과 같다.

$$\sigma = \frac{N_e e^2}{m_e \nu} \tag{4}$$

$$\nu = 6.2 \times 10^3 \sigma_{eh} \sqrt{T} N_a + 3.0 \times 10^{-5} N_e T^{-3/2} \tag{5}$$

여기에서 e 는 전자 전하, m_e 는 전자 질량 그리고 N_a 는 원자수 밀도이다. 평형상태로 고려하면 전체 충돌 횟수는 가스 온도의 함수로 나타내어진다[7-8]. 스킨라 함수인 Φ 의 구배인 전기장 $\mathbf{E} = -\nabla\Phi$ 로부터 Ohm 가열은 다음과 같다.

$$S_{ohm} = \sigma(\mathbf{E} \cdot \mathbf{E}) = \sigma |\mathbf{E}|^2 \tag{6}$$

2.3 열복사 모델

Rosseland의 평균흡수계수[2]를 이용한 복사 플럭스 벡터는 다음과 같다.

$$\mathbf{q} = -\frac{16}{3} \sigma_{sb} T^3 \frac{1}{\alpha_R} \frac{\partial T}{\partial x_i} \tag{7}$$

여기에서 α_R 는 Rosseland의 평균흡수계수이고 σ_{sb} 는 스테판-볼츠만 상수이다. 전체 열 플럭스 벡터는 복사와 전도가 결합된 형태로 다음과 같다.

$$\mathbf{q} = \mathbf{q} + \mathbf{q} = -\left(\frac{16\sigma_{sb}T^3}{3\alpha_R} + k_c \right) \nabla T \tag{8}$$

아크젯 추력기안의 매질이 광학적으로 두껍다는 가정을 하면 전도와 복사의 비는 다음과 같고, 전체 열 플럭스 벡터 식(8)은 식(10) 같이 표현된다[2].

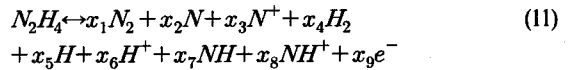
$$\frac{k}{16\sigma_{sb}T^3/3\alpha_R} = \frac{3k\alpha_R}{4\sigma_{sb}T^3} = \frac{3}{4}N \tag{9}$$

$$\mathbf{q} = \mathbf{q} + \mathbf{q} = -\left(\frac{4}{3N} + 1 \right) k \nabla T \tag{10}$$

여기에서 N 은 복사-전도수 이고 k 는 전도도를 나타낸다. N 이 영 가까이 접근하면 열복사가 우세하며, 열전도는 약해진다.

2.4 화학평형 해석

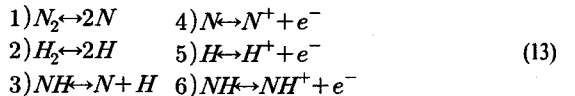
화학평형 해석에는 평형상수를 이용하는 방법을 택하였다. 연소실에서 분해가 완전히 이루어짐을 가정하고, 하이드라진(N2H4) 분해 결과의 생성물을 고려한 화학반응식은 다음과 같다.



각 미지수들은 각 원소 성분의 보존 원리로부터 물분을 정의식과 물분율에 대한 일차함수의 비인 성분비 식 그리고 전자에 대한 성분비 식 등 3개의 선형 대수 방정식과

$$\sum_{k=1}^{ns} x_k = 1, R_{H/N} = 2, R_{e^-}/()^+ = 1 \tag{12}$$

성분에 대한 생성 반응을 가정하여, 6개의 화학 평형식으로 구할 수 있다.



$$\prod_{k=1}^{ns} x_k^{(\nu_{r,k} - \nu_{r,k}')} = K_p(T) \cdot p^{-\Delta \sum_{k=1}^{ns} (\nu_{r,k} - \nu_{r,k}')} \tag{14}$$

$r = 1, \dots, 6$

그리고 온도의 계산과 화학평형의 계산에 필요한 열역학 데이터로는 NASA Polynomial Fit를 이용하였다.[4]

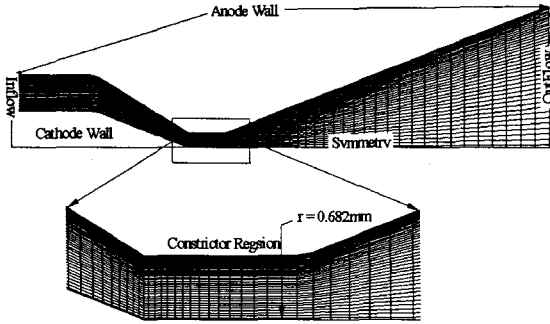


Fig. 1 Arcjet thruster grid system

3. 해석결과 및 분석

3.1 계산조건

아크젯 추력기의 형태는 노즐목에 대한 출구 면적비는 89, 노즐 목의 반지름은 0.682mm 그리고 전체 길이는 노즐 목지경의 27배 이다. Fig. 1은 80×40로 구성된 아크젯 추력기 격자 계로 constrictor와 벽면으로 격자를 조밀하게 했다. 추진 성능 계산의 편의를 위하여 반경 방향 격자는 노즐 중심축에 항상 수직이 되도록 설정하였다.

양극과 음극노즐 벽면에서 부착조건과 단열 조건을 이용하였다. 연소기 입구에서는 속도를 외삽하는 아음속 조건을 이용하였으며, 출구에서는 계산의 초기에 빠른 수렴을 위하여 낮은 압력을 부여한 후, 출구 마하수가 1을 넘으면, 외삽하는 유출류 경계 조건을 이용하였다. 연소실의 단열 계산 결과와 NASA CEA II[4]를 Table 1에서 비교하여 보았다. 현재 연구의 결과 값과 NASA CEA II는 매우 유사한 결과를 보여 준다. Table 1의 결과를 노즐 전 영역에 부여하였다.

3.2 계산결과 및 성능해석

Figure 2은 전기장, 온도분포 그리고 전류의 흐름을 나타낸다. 음극의 끝부분에서 온도가 집중되는 현상은 Φ 의 구배가 다른 부분보다 크게 일어나게 되고, ohm가열이 크게 나타난다. 동결유동의 경우 37,000K, 이온화 비고려 및 고려시는 25,000K, 18,000K정도 최고온도가 음극 끝 주변에서 보인다.

Figure 3과 4에서 전기 방전이 없는 경우와 있는 동결 유

Table. 1 Chemical composition in chamber adiabatic

Temperature	1430K	Pressure	0.08MPa
Components	Present	CEA II	
N2	3.3333-01	3.3333-01	
H2	6.6666-01	6.6666-01	
H	1.0000-05	1.0000-05	
N N+ H+ NH NH+ e-	0	0	

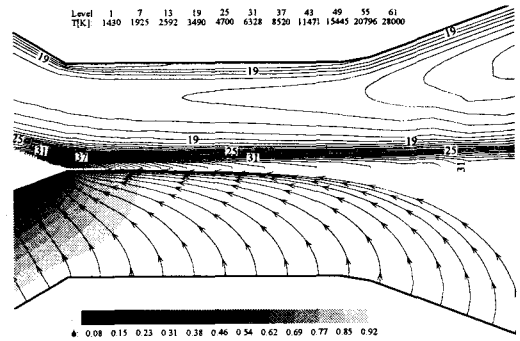


Fig. 2 Temperature and electric potential field with current line

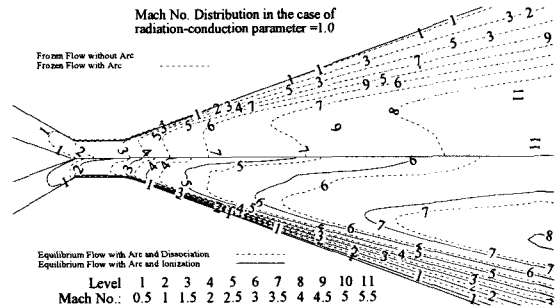


Fig. 3 Mach No. distribution in the case of radiation-conduction parameter = 1.0

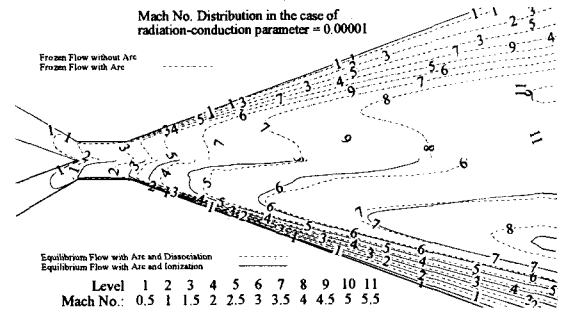


Fig. 4 Mach No. distribution in the case of radiation-conduction parameter = 0.0001

동과, 전기 방전이 있는 반응 유동에서 해리만을 고려한 경우와, 해리와 이온화를 모두 고려한 경우를 서로 다른 복사전도수에 대하여 비교하여 도시하였다. 전기방전이 없는 경우 유동장은 복사전도수의 영향을 받지 않는다.

Figure 5추력기의 벽과 중심선에서의 온도 분포를 나타낸다. 해리와 이온화를 고려한 화학평형유동의 경우 전기방전을 고려한 동결유동에 비해 중심에서 30%와 50%의 온도 저하를 보였으며 두 경우의 벽면온도는 동결유동에 비해 50% 낮은 온도를 보여 준다. 이는 해리의 경우 동결유동에서 30%의 에

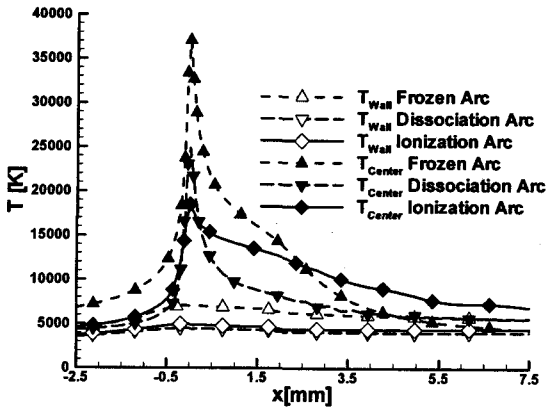


Fig. 5 Temperature profile at wall and axial

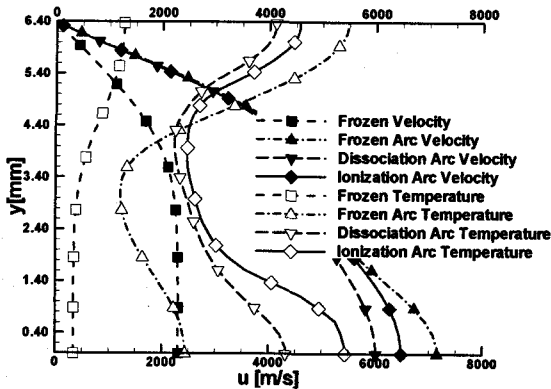


Fig. 6 Exit temperature and velocity profile

너지를 소모를 하며, 이온화가 진행될 경우 해리경우에 약 20%의 에너지를 더 소모하는 것을 알 수 있다.

Figure 6 출구에서의 온도와 축 방향 속도분포를 나타낸 것으로, 출구 축에서만 볼 경우 해리와 이온화를 고려한 화학평형유동이 비슷한 출구 온도와 속도분포를 보여준다. 위의 두 경우 동결유동에 비해 160%의 속도증가를 보이며, 전기방전을 고려한 동결유동에 비해서는 15% 낮은 속도를 보인다. 전기방전만 고려한 동결유동은 Ohm가열에 의한 열에너지가 운동에너지로 전환되는 경우이다. 출구 벽면 온도의 경우 동결유동에 비해 2배 낮은 온도를 보여 준다. 이는 해리와 재합성에 의한 에너지 소비의 결과이다.

Table. 2 Thrust and impulse

Cases	Thrust [mN]	Impulse [sec]
Frozen	103	204
Frozen Arc	205	476
Dissociation Arc	182	423
Ionization Arc	189	439

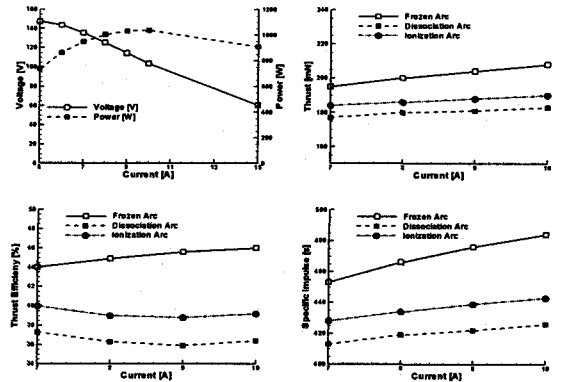


Fig. 7 Thruster performance with varies currents for 1kW

Figure 7은 1kW급 추력기의 성능을 8~11A 사이에서 보여 준다. 그림에서 전류가 증가하면 추력과 비추력이 증가하는 것을 알 수 있다. 그러나 추력에서 아크를 고려한 동결유동이 아크를 고려한 해리와 이온화된 유동에 비해 약 10% 정도 크게 나타난다. 이는 해리와 이온화된 유동이 분해와 재결합에 에너지를 소모함에 따른 결과이다. 그래서 Table 2에서 아크를 고려한 이온화된 유동은 동결유동에 비해 추력은 180% 증가시키며 비추력을 200%를 상승시키는 효과를 가짐을 알 수 있다.

4. 결론

1kW급 아크젯 추력기 설계와 성능예측을 위해 전산연구를 수행해 보았다. 이 기법은 RANS를, 전기적 아크 (Maxwell Equation), 화학평형 반응, 열복사 (Rosseland 근사)와 난류효과 (Mentor's SST Model)을 포함한다. Maxwell 방정식으로부터 Lorentz 힘과 Ohm의 가열을 고려하였다. 해석 결과, 이온화를 고려할 경우 음극끝부분 근처에서 동결유동에 비해 50% 온도 저하가 일어나며, 이는 추진제의 이온화 및 해리에 에너지가 이용된 결과이다. 이는 음극끝부분 근처에서 분해와 재합성이 급격하게 일어나고 있음을 알려준다. 전기방전을 통해 연료를 가열하고, 고온 고압의 가스로 노즐을 통해 가속되어 추력을 얻는 간단한 작동형태의 간단한 전기방전 가열 메커니즘을 가진 추력기의 성능은 동결유동에 비해 이온화를 고려한 화학평형유동에서 추력은 180%, 비추력은 200% 정도 성능이 향상됨을 알 수 있었다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 고에너지물질특화센터의 지원에 수행되었으며, 지원에 감사드립니다.



참고문헌

- [1] Eung-Sik Park, Bong-Kyu Park, and Jeong-Soo Kim, "A Study on Conceptual Design of Propulsion System for a Geosynchronous Communication Satellite," *Aerospace Technology*, Vol. 1, No. 5, pp. 55-64.
- [2] Siegel, R., and Howell, J. R., "Thermal Radiation Heat Transfer," 3rd Ed, *Hemisphere Publishing Corporation*, 1992.