

論文

하이드라진(N_2H_4) 아크젯 추력기의 수치적 모델링

신재렬*, 이대성*, 오세중**, 최정열**

Numerical Modeling of Hydrazine-Fueled Arcjet Thruster

Jae-Ryul Shin*, Dae-Sung Lee*, Se-Jong Oh** and J.-Y. Choi**

ABSTRACT

The computational fluid dynamic analysis has been conducted for the thermo-chemical flow field in an arcjet thruster with mono-propellant Hydrazine (N_2H_4) 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 optical 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 thermo-physical process inside the arcjet thruster is understood from the flow field results.

초 록

하이드라진(N_2H_4) 아크젯 추력기의 열화학 유동장 해석을 위한 전산유체해석을 수행하였다. 열복사와 전기장이 고려된 압축성 유동해석을 위해서 RANS 방정식을 수정하여 사용하였다. 로렌츠 힘과 Ohm 가열효과를 고려한 Maxwell 방정식이 유동방정식과 결합되어 전기 방전으로 인한 전기장해석을 위해 이용되었다. 아크젯 추력기 내부에서 유동장은 충분히 고온상태이기에 화학평형 해석이 이용되었으며, 광학 두께를 이용한 열복사 모델이 유동방정식에 적용되었다. 계산 결과들은 아크젯 추력기유동이 동결유동에 비해 추력은 180%증가되며, 비추력은 200%가까이 상승됨을 보여준다. 또한 유동장 해석 결과들은 아크젯 추력기 내부의 열적 물리적 특성에 대한 이해를 돕는다.

Key Words : Arcjet Thruster(아크젯 추력기), RANS(Reynolds Averaged Navier-Stokes), Hydrazine(하이드라진), Chemical Equilibrium(화학평형), Ionization(이온화)

I. 서 론

아크젯 추력기들은 Telstar-4, Satcom-GE 및 무궁화호 3호 등에서 위성궤도 천이 및 유지 등의 임무를 위해 사용되고 있다[1]. 아크젯 추력기들은 메커니즘의 간결성으로 인해 앞으로 주된 우주발사체의 추진기로 사용 될 것이다. 열적 팽

†2008년 6월 9일 접수 ~ 2008년 8월 14일 심사완료

* 정희원, 부산대학교 항공우주공학과 대학원

** 정희원, 부산대학교 항공우주공학과

교신저자, E-mail : aerochoi@pusan.ac.kr

부산시 금정구 장전동 산 30번지

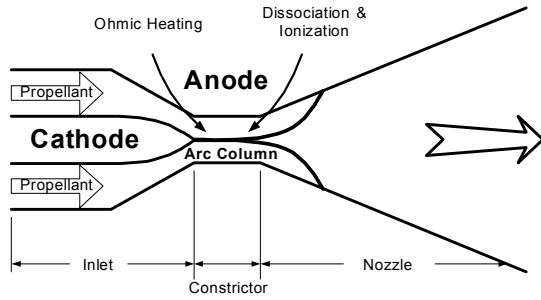


Fig. 1. Conceptual schematic of arcjet thruster

창과 로렌츠 (Lorentz) 힘을 이용하는 전기적 아크 발열장치의 역할은 추진제 가속을 이용하여 추진력을 증가시키는 것이다. 아크젯 추력기내 유동장의 물리적 특성은 고마하수(4~5), 고온(30,000 ~ 50,000 K) 영역의 화학반응과 전기적으로 유도된 유동 등이다.

본 연구에서 사용된 아크젯 추력기의 기본적인 형태는 Fig. 1에 나타나있다.

연소가 쉽게 일어나며 저장이 용이한 하이드라진을 단일추진제로 사용하였다. 아크젯 유동의 해석을 위해선 수치적 기법들은 고속난류의 효과, 전기적 현상, 열복사 및 추진제의 화학반응 등을 고려해야 한다. 아크젯 추력기 내의 고온 분포로 인해 화학 성분들의 화학 반응속도는 무한대의 값으로 가정되어진다.

유동장 해석을 위해서, 전기장의 효과를 고려하여 RANS (Reynolds Averaged Navier-Stokes) 방정식과 Maxwell 방정식을 이용하여 해석을 수행했다. 열원인 Ohm 가열과 전기장에서 기인한 로렌츠 힘을 통해 Maxwell 방정식은 RANS와 약하게 결합되어진다. 열복사를 고려하기 위해, 노즐 내의 하이드라진 가스 매질의 광학 두께의 가정을 통해 Rosseland 확산 근사[2]를 채택하였다. 난류효과는 Menter의 $k-\omega$ SST 난류모델을 채택하여 적용하였다. 지배 방정식은 유한 체적법을 이용하여 Roe Riemann 근사해법과 MUSCL 기법을 사용한 완전 내재적인 TVD (Total Variation Diminishing) 기법을 사용하여 해석하였다. 그리고 내재적인 적분을 수행하기 위해서 LU-SGS 기법이 사용되었다. Ohm 가열과 로렌츠 힘은 Maxwell 방정식을 이용하여 계산된다.

II. 유동장 모델링

2.1 지배 방정식

아크젯 추력기 유동장의 해석을 위해 RANS

방정식과 전기방전으로 인한 열플라즈마 공식들을 전기적 화학평형 초음속 점성유동장에 적용하였으며, 축대칭 좌표계에서 다음과 같다.

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

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

여기서, \mathbf{Q} 는 보존변수의 순서쌍이며, 각 방향의 점성 및 비점성 플럭스 벡터 \mathbf{F} , \mathbf{G} , \mathbf{F}_v ,와 \mathbf{G}_v 그리고 축대칭항 \mathbf{H} , \mathbf{H}_v 는 보존 변수의 함수이다. \mathbf{W} 는 전자기장의 생성항이며, F_x , F_y 는 전기장으로부터 발생하는 로렌츠 힘이고, S_{ohm} 은 전기방전에 의한 발열이다.

압력은 식(3)과 같이 분압과 이상기체 방정식의 정의를 통해 표현된다. 에너지의 경우 식(4)처럼 화학 성분의 엔탈피 식과 내부에너지, 운동에너지의 합으로 정의된다.

$$p = \rho RT / \sum_{k=1}^{NS} x_k M w_k \quad (3)$$

$$e = \rho \sum x_k \left(\int \frac{C_{v_k}}{M w_k} dT + H_{f_k}^o \right) + \frac{\rho}{2} (u^2 + v^2) \quad (4)$$

여기서, C_{v_k} , $M w_k$ 그리고 $H_{f_k}^o$ 는 각각 단위 몰당 각 k 성분의 비열, 분자량, 생성엔탈피를 나타낸다. 각 성분들의 비열은 20,000 K 이하의 온도 범위까지 제공되는 NASA Polynomial 데이터로부터 얻어진다[4].

난류모델은 2개의 방정식으로부터 유도된 Menter의 SST (shear stress turbulence) 모델이 사용되었다. 이는 벽면 난류효과의 Wilcox 모델과 전단층 (shear layer)의 standard 모델 사이의 혼합형 모델이다.

$$\frac{\partial \rho k}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i k}{\partial x_i} = \tilde{P}_k - \beta' \rho k \omega + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_k u_i) \frac{\partial k}{\partial x_i} \right] \quad (5)$$

$$\frac{\partial \rho \omega}{\partial t} + \frac{\partial \rho u_i \omega}{\partial x_i} = \alpha \rho S^2 - \beta \rho \omega^2 + \frac{\partial}{\partial x_i} \left[(\mu + \sigma_\omega u_i) \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \right] + 2(1 - F_1) \rho \sigma_\omega \frac{1}{\omega} \frac{\partial k}{\partial x_i} \frac{\partial \omega}{\partial x_i} \quad (6)$$

정체구간의 난류의 형성을 막기 위해서 SST 모델에 식(8)과 같은 제한자가 사용되었다[5].

$$P_k = \mu_i \left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} \right) \frac{\partial u_i}{\partial x_j} \quad (7)$$

$$\tilde{P}_k = \min(P_k, 10 \rho \beta^* k \omega) \quad (8)$$

$$\phi = \phi_1 F + \phi_2 (1 - F) \quad (9)$$

모든 상수들은 이 모델에 일치하는 상수들을 이용하여 혼합식(9)에 의해 계산되었다. 이 모델에 사용된 상수들은 다음과 같다.

$$\beta' = 0.09, \alpha_1 = 5/9, \beta_1 = 3/40, \sigma_{k1} = 0.5, \sigma_{\omega 1} = 0.5$$

$$\alpha_2 = 0.44, \beta_2 = 0.0828, \sigma_{k2} = 1, \sigma_{\omega 2} = 0.856$$

Baridna는 SST 모델이 혼합층과 제트유동을 잘 예측하며, 해석에서 초기 값에 민감한 영향을 받지 않음을 주목했다[6].

2.2 아크 모델링

Maxwell 방정식의 형태로 표현이 되는 전기장은 다음과 같다[8].

$$\frac{\partial}{\partial x} \left(\sigma \frac{\partial \Phi}{\partial x} \right) + \frac{1}{y} \frac{\partial}{\partial y} \left(\sigma \frac{\partial \Phi}{\partial y} \right) = 0 \quad (10)$$

여기에서 σ 는 전기전도계수[8,15-17]이고, 작동유체의 온도의 함수로 나타난다. 전기전도계수는 전자수밀도 N_e 와 전체 전자충돌 횟수 ν 로 다음과 같다.

$$\sigma = \frac{N_e e^2}{m_e \nu} \quad (11)$$

$$\nu = 6.2 \times 10^3 \sigma_{ch} \sqrt{T} N_a + 3.0 \times 10^{-5} N_e T^{-3/2} \quad (12)$$

여기에서 e 는 전자 전하, m_e 는 전자 질량 그리고 N_a 는 원자수밀도이다. 평형상태로 고려하면 전체 충돌 횟수는 가스 온도 T 의 함수로 나타내어진다[8-10].

스칼라 함수인 Φ 의 구배인 전기장 $\mathbf{E} = -\nabla\Phi$ 로부터 Ohm 가열은 다음과 같다.

$$S_{ohm} = \sigma(\mathbf{E} \cdot \mathbf{E}) = \sigma|\mathbf{E}|^2 \quad (13)$$

$$F_x = j_y B_\theta, F_y = j_x B_\theta \quad (14)$$

$$B_\theta = \frac{\zeta_0}{y} \int_0^y j_x y dy \quad (15)$$

$$j_x = \sigma \mathbf{E}, j_y = \sigma \mathbf{E} \quad (16)$$

여기서 B_θ, j_x 그리고 j_y 는 자장밀도, 각 방향의 전류밀도들이다.

2.3 복사 모델링

광학두께에서, 열 플럭스는 Rosseland 근사 또는 확산 근사에 의해 결정된다. 식(17)은 열확산의 Fourier's law와 질량확산의 Fick's law와 같

은 형태이다. 노즐내의 저항 가열로 인해 작동유체는 고온을 유지한다. 노즐내의 매질 광학두께를 가정한다면, Rosseland의 확산 근사 열 플럭스는 다음과 같다.

$$\mathbf{q}_{rad} = -\frac{16}{3} \sigma_{sb} T^3 \frac{1}{\alpha_R} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (17)$$

여기서 α_R 은 Rosseland의 평균흡수 계수이며, σ_{sb} 는 Stefan-Boltzmann 상수이다. 가스내의 전체 열 플럭스 벡터는 복사와 전도가 결합된 형태로 다음과 같다.

$$\mathbf{q} = \mathbf{q}_{rad} + \mathbf{q}_{conv} = -\left(\frac{16\sigma_{sb}T^3}{3\alpha_R} + k \right) \nabla T \quad (18)$$

아크젯 추력기 내의 매질이 광학적으로 두껍다는 가정을 하면 전도와 복사의 비율은 다음과 같고, 전체 열 플럭스 벡터 식(18)은 식(20) 같이 표현된다[2].

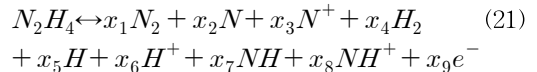
$$\frac{k}{16\sigma_{sb}T^3/3\alpha_R} = \frac{3k\alpha_R}{4\sigma_{sb}T^3} = \frac{3}{4} N \quad (19)$$

$$\mathbf{q} = \mathbf{q}_{rad} + \mathbf{q}_{conv} = -\left(\frac{4}{3N} + 1 \right) k \nabla T \quad (20)$$

여기에서 N 은 복사-전도수 이고 k 는 전도도를 나타낸다. N 이 0에 가까워 접근하면 열복사가 우세하며, 열전도는 약해진다.

2.4 화학 모델링

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



각 미지수들은 각 원소 성분의 보존 원리로부터 물분율 정의식과 물분율에 대한 일차함수의 비인 성분비 식 그리고 전자에 대한 성분비 식 등 3개의 선형 대수 방정식과 성분에 대한 생성 반응을 가정하여, 6개의 화학평형식으로 구할 수 있다.

$$\sum_{k=1}^{ns} x_k = 1, R_{H/N} = 2, R_{e^-/(+)} = 1 \quad (22)$$

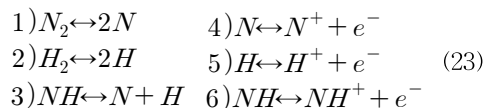


Table 1. Chemical composition at chamber

Temperature : 1430 K Pressure : 0.08 MPa		
Components	Present	CEA II
N ₂	0.33333	0.33333
H ₂	0.66666	0.66666
H	0.00001	0.00001
N, N ⁺ , H ⁺ , NH, NH ⁺ , e ⁻	0	0

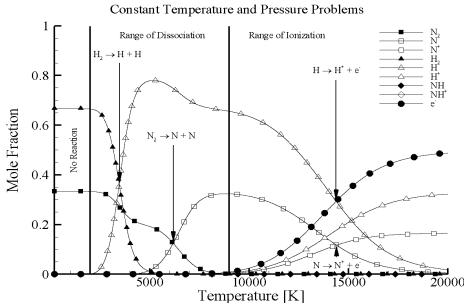


Fig. 2. Chemical composition of Hydrazine fuel

$$\prod_{k=1}^{NS} x_k^{(\nu_{r,k} - \nu'_{r,k})} = K_p^T(T) \cdot p^{-\Delta \sum_{k=1}^{NS} (\nu_{r,k} - \nu'_{r,k})} \quad (24)$$

$$r = 1, \dots, 6$$

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

Table 1은 연소실내의 NASA CEA-II 코드의 결과와 화학평형 해석의 결과를 보여준다[4]. 현재 연구에선 본 코드와 CEA-II 코드의 결과가 잘 일치함을 알 수 있다. Fig. 2는 온도 범위 300~20,000 K에서 하이드라진 연료의 화학 성분 분포를 나타내고 있다. 그림의 결과를 통해 2,000 K이하의 온도에선 반응이 없으며, 2,000~9,000 K의 온도 범위에선 해리가 발생하며, 9,000 K 이상의 온도에선 이온화가 나타남을 알 수 있다.

III. 수치해석기법

지배 방정식의 공간이산화 기법으로 유한체적법이 사용되었다. 점성항들은 중심차분법에 의해 표현되며, 대류항들은 각 셀 경계면에서의 수치적 플러스의 차이에 의해 표현된다.

$$\left(\frac{\partial Q}{\partial t} \right)_{i,j} = RES_{i,j} \quad (25)$$

$$RES_{i,j} = -J_{i,j} (\bar{F}_{i+1/2,j} - \bar{F}_{i-1/2,j}) + \bar{G}_{i,j+1/2} - \bar{G}_{i,j-1/2} - H_{i,j} + W_{i,j} + \frac{J_{i,j}}{2} (F_{vi+1,j} - F_{vi-1,j} + G_{vi,j+1} - G_{vi,j-1}) + H_{vi,j}$$

수치적 플러스 기법에는 인공 소산항을 고려한 Roe's FDS(Flux difference Splitting) 기법이 사용되었다.

$$\bar{F}_{i+1/2,j} = \frac{1}{2} [F(Q_R) - F(Q_L)] - |A(Q_R, Q_L)|(Q_R - Q_L) \quad (26)$$

여기서 아래첨자 L, R은 셀의 경계면($i+1/2$)의 좌측, 우측 격자점의 외삽 값을 의미한다. $A(Q_R, Q_L)$ 는 Q_R, Q_L 의 Roe's average에 의해 계산된 플럭스 벡터 F 의 자코비안 매트릭스를 의미한다. 셀 경계면에서 원시 변수의 외삽을 위해 MUSCL기법이 사용되었다. 초음속 반응 유동 해석을 위해서 시간적분으로 완전 내재적기법이 사용되었다. Shuen 과 Yoon 에 의해 제안된 LU-SGS 기법[3]의 적용으로 지배 방정식은 완전 내재적으로 적분되어진다.

$$\left[\frac{I}{\Delta t} + J_{i,j} \sigma(\lambda_A) + \sigma(\lambda_B) \right]_{i,j} \Delta Q_{i,j}^* \quad (27)$$

$$= RES_{i,j} + J_{i,j} (A_{i-1,j}^+ \Delta Q_{i-1,j}^* + B_{i,j-1}^+ \Delta Q_{i,j-1}^*)$$

$$\left[\frac{I}{\Delta t} + J_{i,j} \sigma(\lambda_A) + \sigma(\lambda_B) \right]_{i,j} \Delta Q_{i,j}^* \quad (28)$$

$$= \Delta Q_{i,j}^* + J_{i,j} (A_{i-1,j}^- \Delta Q_{i-1,j}^* + B_{i,j+1}^- \Delta Q_{i,j+1}^*)$$

본 연구에선 충격파/경계층 상호작용 문제와 blunt body주위의 충격파에 의해 유도된 연소 현상과 같은 실험 데이터가 존재하는 경우의 많은 수치적 시뮬레이션을 통해 타당성이 검증된 수치적 기법이 사용되었다[7].

IV. 결과 및 토의

4.1 형상 및 작동조건

아크젯 추력기의 임무로는 위성의 자세제어 및 궤도 수정 및 천이 등이다. 이러한 임무에는 비추력의 경우 약 500~2500 sec 그리고 동력의 경우 1~100 kW 정도가 요구된다[1,8,12]. 본 연구에선, 1 kW의 동력 및 400 sec의 비추력의 하이드라진 (N₂H₄) 을 연료로 하는 아크젯 추력기를 가진 북/남 위치유지 (North South Station Keeping)의 임무의 위성을 모델로 한다. 요구 전류는 7~20 A 그리고 요구 전압은 140~150 V의 범위로 가정하였으며, 수치해석에서 하이드라진 연료를 수소와 질소 가스 혼합물로 가정하였다.

아크젯 추력기의 형상은 팽창비가 89이며, 노즐목 반경은 0.68 mm 이고 전체 길이는 노즐목 반경의 27배 이다. Fig. 3은 80X40 격자 구성을 보여준다. 성능계산을 위해 격자는 H형태로 양

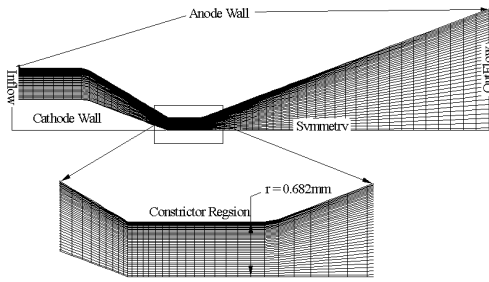


Fig. 3. Configuration of grid system

극 (anode) 벽과 음극의 끝부분 가까이 격자를 몰아주었다. 노즐 입구 조건은 연소실의 화학평형 해석 결과 값을 이용하였다. 정압 연소 경우를 가정하여 엔탈피 보존식을 사용하여 연소실의 온도를 구하였다.

Table 1의 결과를 동결평형 유동 해석의 입구 조건으로 적용하였다. 음극과 양극의 경계 조건으로 No-Slip 및 단열 조건을 가정하였다. 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.

4.2 성능계산

통상적으로 로켓 성능의 지표는 추력, 비추력, 추력 계수 그리고 추진 효율 등으로 나타내며 다음과 같이 정의된다.

$$F = \dot{m}u_e + (p_e - p_a)A_e \tag{29}$$

$$I_{sp} = \frac{F}{\dot{m}g_0} \tag{30}$$

$$C_F = \frac{F}{p_0 A_{th}} \tag{31}$$

$$\eta_{thrust} = \frac{\dot{m}u_e^2}{2P_E} = \frac{\dot{m}I_{sp}^2 g_0^2}{2P_E} \tag{32}$$

여기서, 중력가속도, g_0 는 9.81 m/s²의 상수 값으로 가정하며, P_E 는 전기 입력 파워이다. 평균속도 (u_e)와 노즐 각 구간의 압력 (p_e)은 다음과 같이 정의된다.

$$u_e = \frac{\int_s \rho u (U \cdot ds)}{\int_s \rho (U \cdot ds)}, \quad p_e = \frac{\int_s p ds}{\int_s ds} \tag{33}$$

4.3 아크유동장 특성

1 kW, 8~10 A의 저압 추력기의 수치 해석 중에, 여기선 9 A의 결과를 도시하였다.

Fig. 4는 전기장, 온도 분포 그리고 음극 끝부분 가까이의 전류흐름을 보여준다. 음극의 끝부분에서 온도가 집중되는 현상으로 전위의 구배가 다른 부분보다 크게 일어나게 되고, Ohm가열이 크게 나타난다. 이러한 이유로 음극의 끝부분 주위의 온도는 급격하게 증가한다.

Fig. 5와 6에서 전기 방전이 없는 경우와 있는 경우의 동결 유동과, 전기 방전이 있는 반응 유동에서 해리만을 고려한 경우와, 해리와 이온화를 모두 고려한 경우를 서로 다른 복사-전도 수에 대하여 비교하여 도시하였다. 전기방전이 없는 유동장의 경우, 유동이 노즐을 통과하며 가속되는 일반적인 노즐 유동과 같아 보인다. 그러나 작동유체는 방전과정 동안 Ohm가열 혹은 다른 에너지원으로부터 추가적인 에너지를 얻는다.

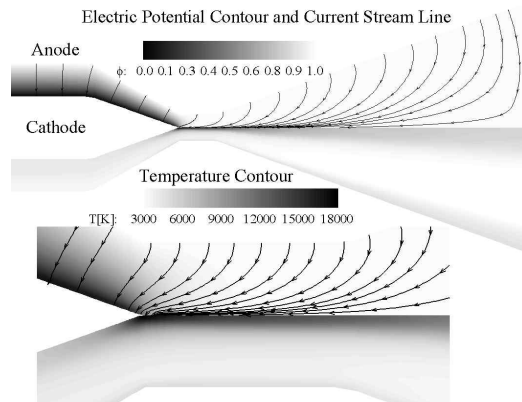


Fig. 4. Distribution of electric potential, current and Temperature

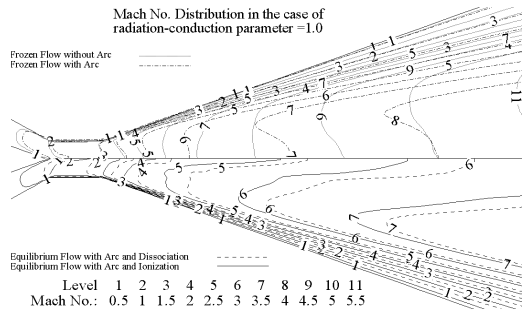


Fig. 5. Iso Mach No. contour in the case of radiation-conduction N=1.0

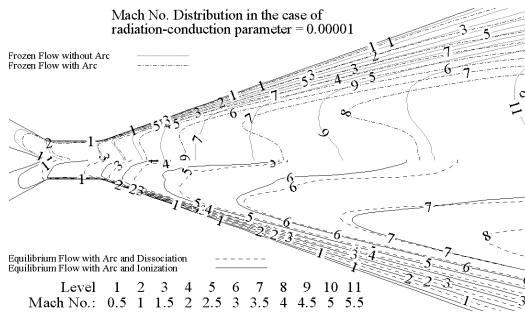


Fig. 6. Iso Mach No. contour in the case of radiation-conduction $N=0.00001$

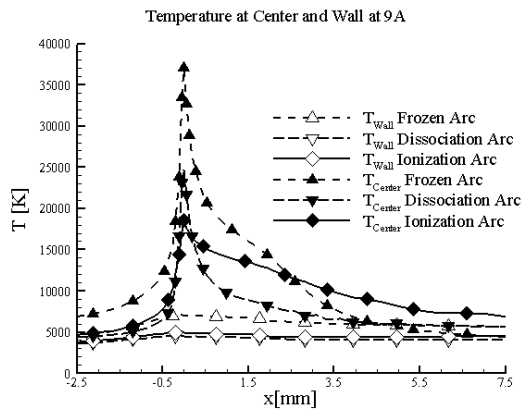


Fig. 7. Temperature profile at wall and central axis

그래서 작동유체는 고온을 유지한 상태로 동결유동 보다 노즐을 통과하면서 더욱 팽창할 수 있다. 그러나 전기방전이 없는 경우 유동장은 복사-전도 수의 영향을 받지 않는다.

Fig. 7은 추력기의 벽면과 축방향의 온도분포를 나타낸다. 해리와 이온화를 고려한 화학평형 유동의 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 에너지를 소모를 하며, 이온화가 진행될 경우 해리경우에 약20%의 에너지를 더 소모하는 것을 알 수 있다. 그러나 해리, 이온화 전기방전을 고려한 유동의 경우 전체 벽면에서 에너지소모가 잘 감지되지 않는다.

Fig. 8은 출구에서의 온도와 축 방향 속도분포를 나타낸 것으로, 출구 축에서만 불 경우 해리와 이온화를 고려한 화학평형유동이 비슷한 출구 온도와 속도분포를 보여준다. 위의 두 경우

Table 2. Thrust and Impulse at 9A

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

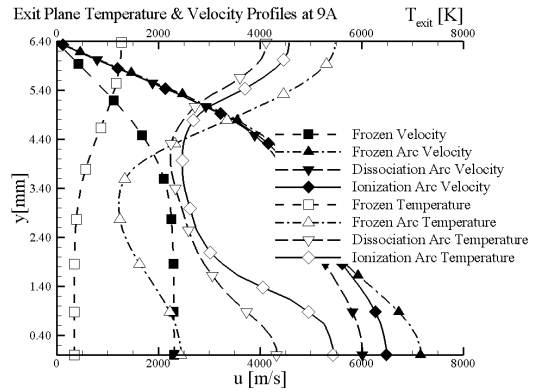


Fig. 8. Exit plane temperature and velocity profile

동결유동에 비해 160%의 속도증가를 보인다.

동결 전기방전 유동의 경우, Ohm 가열로 인해 추가된 열에너지가 전부 운동에너지로 전환된다. 이는 동결 전기방전 유동은 팽창이외에 에너지를 소비하지 않기 때문이다. 그러므로 출구 축 방향 속도가 이들 두 경우들보다 높음을 알 수 있다. Fig. 8에서 출구 벽면 온도의 경우 해리 및 이온화 전기방전 유동이 동결유동에 비해 2배 낮은 온도를 보여 준다. 이는 해리와 재결합에 의한 에너지 소비가 벽면 근처에서 급격하게 발생했기 때문이다. 그러므로 Table 2에서 알 수 있듯이, 평형 이온화 전기방전 유동의 경우 동결유동에 비해 추력 및 비추력이 각각 180%, 200% 상승한 사실을 알 수 있다.

4.4 성능특성

본 연구에서 계산대상은 1 kW의 저출력 아크젯 추력기이다. Fig. 9는 전류에 대한 전압과 동력을 나타내고 있으며, 1 kW급 추력기의 성능을 7~10 A 사이에서 보여준다. Fig. 10, 11을 살펴보면, 모든 경우에서 비추력은 400 sec 이상의 값을 가지며, 추력은 180~200 mN 사이의 값을 가진다. 전류가 증가함에 따라 비추력과 추력은 증가하는 경향을 보인다. 전기방전의 경우에서, 동결유동은 최고 성능을 보이며 해리유동은 최저

성능을 보인다. 이를 통해 아크젯 추력기의 성능 한계를 제시할 수 있다. 그러나 이온화유동이 다른 두 유동들 보다 실제유동에 가깝기에, 이 유동을 설계 기준으로 하고자한다.

Fig. 12는 전류에 대한 추력효율을 보여준다. 1 kW 급의 설계조건에서, 평균 추력효율은 동결유동은 45%, 해리유동은 37% 그리고 이온화 유동은 39%의 효율을 나타내고 있다.

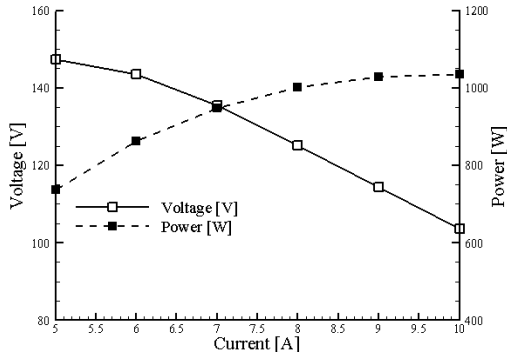


Fig. 9. Voltage and power versus current

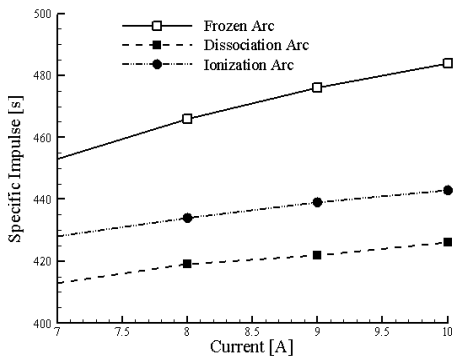


Fig. 10. Specific impulse versus current

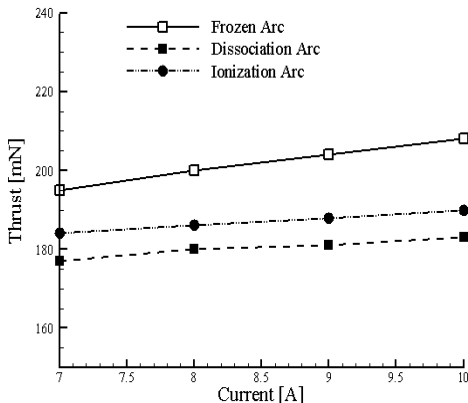


Fig. 11. Thrust versus current

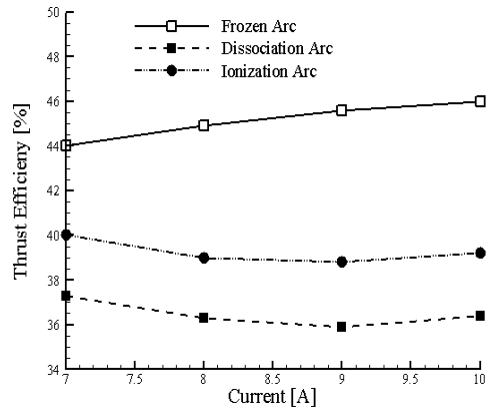


Fig. 12. Thrust efficiency versus current

4.5 NASA Lewis 1kW Arcjet의 성능

본 연구에선 NASA Lewis 연구센터에서 개발한 1 kW 급 실험 모델 장치를 수치 검증용 모델로 선정하였다[12]. 이 아크젯의 형상은 콘형상으로 중심에서 30°의 수축구간 그리고 20°의 확산구간을 가지고 있다. 압축부는 0.41 mm의 길이에 0.64 mm 지름을 가진다. 노즐의 팽창비는 225 이다.

1~12 kW 가가이의 동력에, 8~12 A의 전류로 시험을 시행하였다. 추진제 질량유량은 약 4×10^{-5} kg/s로 고정시켰다. 아크젯을 2시간을 주기로 50%의 운용 효율을 유지시키며 실험한다.

Fig. 14(a)는 전류에 대한 전압을 나타내고 있다. 같은 전류에서 144 사이클의 전압은 다른 사이클의 평균 전압보다 5~8% 아래의 값이다. 음극 (cathode)의 끝부분이 열 저항물질로 구성되어 있지만, 사이클이 진행되는 동안 음극의 끝부분이 부식된다[12].

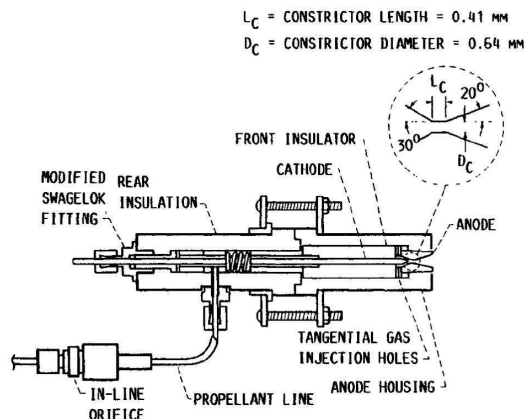


Fig. 13. Dimension of arcjet thruster [12]

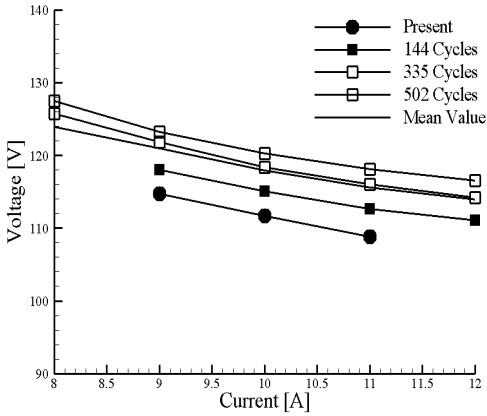


Fig. 14(a). Current-voltage characteristics

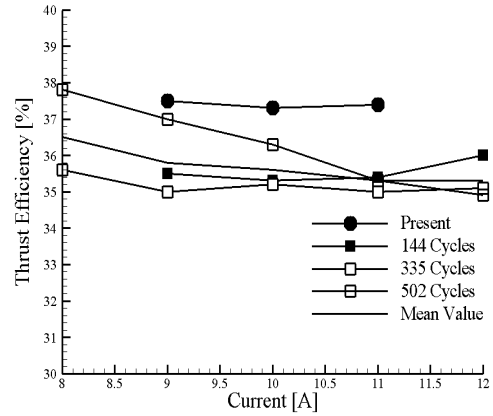


Fig. 14(d). Thrust efficiency versus current

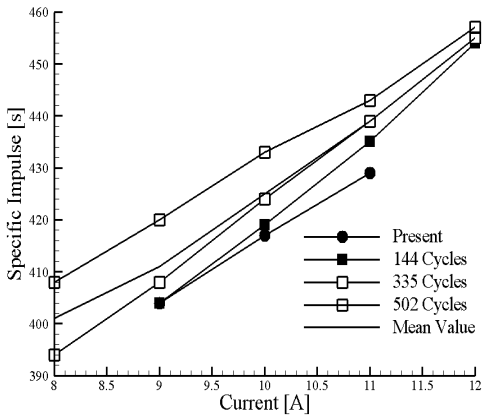


Fig. 14(b). Specific impulse versus current

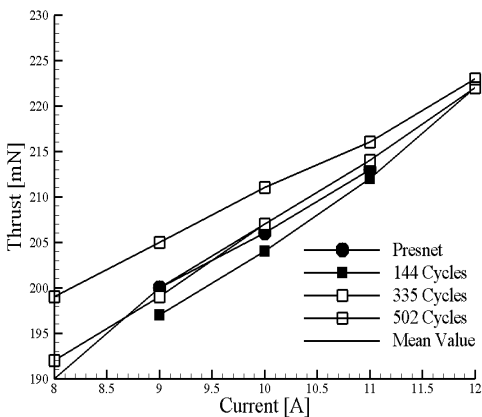


Fig. 14(c). Thrust versus current

전기장의 급격한 구배의 아크 발생으로, 음극의 끝부분 부식 후에 전압은 아크가 발생할 때 까지 증가한다. 이는 증가된 전압으로부터 더 많은 에

너지를 만든다. 그러나 본 연구에선 계산상에 음극의 끝부분의 부식을 고려하지 않는다. 계산 결과는 전압이 실험값 보다 낮게 나타남을 보여준다. 이는 부식의 고려에 따른 차이를 의미한다.

Fig. 14(b)와 (c)는 전압에 대한 추력과 비추력을 나타내고 있다. 비록 계산 결과가 정상상태 해법으로 인한 값이지만, 비추력 및 추력의 경향이 실험과 잘 일치함을 보여주며, 특히 144 사이클의 결과를 잘 따라가고 있음을 알 수 있다.

Fig. 14(d)는 전류에 대한 추력효율을 나타내고 있다. 계산상의 추력효율은 실험 평균값과 약 4~6%의 차이를 보이고 있다. 이는 실험은 주기적으로 수행되는데 반해, 계산은 정상상태 해법으로 해석되었으며, 음극의 끝부분의 부식으로 인한 손실의 고려도 없었기 때문이다. 본 연구에서 사용되는 Maxwell 방정식과 결합된 Roe FDS에 기초한 수치적 결과들이 1 kW 급의 실험 모델의 실험데이터와 잘 일치함을 알 수 있다[12].

V. 결론

1kW급의 아크젯 추력기의 설계 및 성능을 예측을 위한 수치적 해석을 수행하였다. 아크젯 추력기 유동장을 해석하기 위해서, Roe FDS와 MUSCL TVD법이 적용된 RANS 방정식이 사용되었으며, 전기방전을 해석을 위한 Maxwell 방정식 및 평형 화학반응해석, Rosseland 근사를 이용한 열복사효과 그리고 Menter의 SST 모델을 적용한 난류효과 등을 고려한 수치기법들이 사용되었다. 그리고 Maxwell 방정식을 통해 로렌츠 힘과 Ohm 가열 효과가 고려되었다. 가운데 축에서, 이온화를 고려한 화학평형 전기 방전유동의 경우 음극 끝부분 주위의 전기 방전이 고려된 동

결유동과 비교해서 50%의 온도감소를 보인다. 이는 음극 끝부분 주위의 고온인 부분에서 급격한 해리 및 이온화의 발생으로 인한 에너지 손실에 따른 결과이다. 아크를 고려한 이온화된 유동은 동결유동에 비해 추력은 180%증가되며, 비추력은 200%가까이 상승됨을 알 수 있다. 비록 열복사 효과가 고려되었지만, 이는 성능에 영향을 미치지 않는다.

아크젯 추력기의 성능은 전류가 증가함에 따라 상승하는데 이는 전류의 증가가 열에너지를 증가시키기 때문이다. 화학반응을 고려한 전기방전 유동의 경우 성능에 지배적인 영향을 미친다. 동결유동의 경우 최대 성능, 이온화 유동의 경우 중간 성능, 해리유동의 경우 최소 성능을 보인다.

수치해석을 이용하여, 본 연구에선 1 kW, 400 sec 급의 하이드라진 아크젯 추력기의 설계를 수행했다. 전기 에너지에서 열에너지로의 에너지 전환에 의해 추력이 생성되는 간단한 메커니즘을 통해 아크젯의 전기-화학적 특성을 이해할 수 있었다. 이러한 수치적 연구 결과들과 본 연구 코드는 아크젯 추력기 설계에 많은 도움이 될 것이라 생각된다.

후 기

“본 논문은 방위사업청 및 국방과학연구소의 고에너지 물질 특화 센터 사업(과제 번호HM-22)의 일부로 연구되었으며, 연구비 지원에 감사드립니다.”

참고문헌

1) Park, E.-S., Park, B.-K., and Kim, J.-S., "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.

3) Shuen, S. and Yoon, S., "Numerical Study of Chemically Reacting Flows Using a Lower-Upper Symmetric Successive Overrelaxation Scheme", *AIAA Journal*, Vol. 27, No. 12, pp. 1752-1760, Dec. 1989.

4) McBride, B. J., and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Application", NASA RP 1311, Jun 1996.

5) Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Application", *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598-1605, 1994.

6) Bardina, J.E., Huang, P.G. and Coakley, T., "Turbulence Modeling Validation", AIAA Paper 97-2121.

7) Choi, J.-Y., Jeung, I.-S. and Yoon, Y., "Computational Fluid Dynamics Algorithms for Unsteady Shock-Induced Combustion Part I: Validation Study", *AIAA Journal*, Vol. 38 No 5, May 2000.

8) Jahn, R. G., "Physics of Electric Propulsion", Dover Publications, Inc. 2006.

9) Kazuhisa Fujita, "Performance computation of a low-power hydrogen arcjet", AIAA Paper 96-3181, 32nd JPC. July 1-3, 1996.

10) Chiravalle V.P., Miles R.B., and Choueiri E.Y., "Numerical Simulation of Microwave-Sustained Supersonic Plasmas for Application to Space Propulsion," AIAA-2001-0962

11) Curran, F. M. and Haag, T. W., "Extended Life and Performance Test of a Low-Power Arcjet", *Journal of Spacecraft and Power*, Vol. 29, No. 4, pp. 444-452, 1992.

12) Sutton, G. P., "Rocket Propulsion Elements: An Introduction to the Engineering of Rockets", 6th Ed, John Wiley & Son, Inc. 1992.

13) Kim, C.S., "Navier-Stokes calculation of electric-Arc flow field", Master Thesis, Pusan National University, 1999.

14) Shin, J.-R, Oh, S.-J. and Choi, J.-Y, "The Analysis of Arcjet Thruster Flow Field with Chemical Equilibrium and Thermal Radiation", *CFD Journal*, Vol. 13, No. 4, pp. 656-664, 2005.

15) Kittel, C., "Introduction to Solid State Physics", 5th Ed., Wiley, New York, pp. 178, 1976.

16) Hamnerger, S. M., and Friedman, M., "Electrical Conductivity of a Highly Turbulent Plasma", *Physical Review Letters*, Vol. 21, No. 10, pp. 674-676, Sept, 1968.

17) Esser, A., Redmer, R., and Röpke, G., "Interpolation formula for the electrical conductivity of nonideal plasma", *Journal of Phys. Plasma*, Vol. 43, No. 1, pp. 33-38, 2003.