

하이드라진 아크 추력기의 열화학적 성능해석

신재렬*, 오세종**, 최정열**

Thermochemical Performance Analysis of Hydrazine Arc Thruster

Jae-Ryul Shin*, Se-Jong Oh** and Jeong-Yeol 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. Coupled Reynolds Averaged Navier-Stokes (RANS) equations and Maxwell equations were used to account for the Ohm heating and Lorentz forces. Hydrazine chemistry and thermal radiation were also incorporated to the fluid dynamic equations by assuming infinitely-fast reactions and optically thick media. In addition to the thermo-physical understandings of the flow field inside the arcjet thruster, results shows that performance indices are improved by amount of 20% in thrust and 200% in specific impulse with the 0.6kW are heating.

초 록

하이드라진을 추진제로 쓰는 아크젯 추력기 내의 열화학적 유동장을 전산유체를 이용해 해석하였다. Ohm가열 및 Lorentz힘을 고려하기 위하여 Maxwell 방정식과 연계된 RANS 방정식을 이용하였으며, 매우 빠른 반응 및 광학적으로 두꺼운 매질을 가정하여 하이드라진의 화학 반응과 열복사를 해석에 포함하였다. 아크젯 추력기 내부 유동의 열-물리적 이해와 더불어, 해석의 결과는 0.6 kW의 가열에 의하여 성능지표인 추력과 비추력이 각각 20%와 200%가 향상됨을 보여준다.

Key Words: Arcjet Thruster(아크젯 추력기), Reacting Flow(반응 유동), Thermal Radiation(열복사)

1. 서 론

현재 아크젯 추력기는 인공위성의 궤도천이 및 자세제어에 이용되고 있으며, 작동 구성이 단순하여 가까운 미래에 주된 우주 추진 기관으로 이용될 수 있을 것으로 보인다. 전기 아크

가열의 역할은 열 팽창 뿐만 아니라, Lorentz 힘을 이용한 추진제의 가속을 통해 추력을 증가시키는 것이다. 아크젯 추력기 내부의 물리적인 현상은 고 마하수(4-5), 고온(30,000K~50,000K), 화학반응과 전기적으로 유도되어지는 유동으로 특징 지워진다. 하이드라진(N_2H_4)은 연소특성과 저장의 용이성 때문에 본 연구에서 단일계 추진제로 이를 사용하였다. 아크젯 유동 해석을 위해 수치해법에 고속의 난류효과, 전자기적 현상,

* 부산대학교 대학원 항공우주공학과

** 부산대학교 항공우주공학과

연락처, E-mail : aerochoi@pusan.ac.kr

열 복사 그리고 추진제의 화학반응의 효과를 고려하였다. 아크젯 추력기내의 고온의 온도장으로 인해 화학반응은 화학평형으로 간주 하였다.

2. 본 론

2.1 지배방정식

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 축대칭항 \mathbf{H} 는 보존변수의 함수이다. 그리고 \mathbf{W} 는 전자기장의 생성항 이다. 여기에서 F_x, F_y 는 각방향의 Lorentz 힘 이고 S_{ohm} 은 Ohm가열을 나타낸다. 본 연구에서는 Roe의 근사 Riemann 해법과 MUSCL외삽에 기초한 3차의 TVD 해법을 공간 차분에 이용하였으며, 시간 적분에 기초한 반복 해법으로써, LU-SGS 해법을 이용하였다. 그리고 난류모델로는 대수적 점성 모델인 Baldwin-Lomax[1]이용 하였다.

2.2 Arc 모델

Maxwell 방정식의 형태로 표현이 되는 전기장은 다음과 같다.

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

스칼라 함수인 ϕ 의 구배인 전기장 \mathbf{E} 로부터 Ohm 가열을 다음과 같이 구할 수 있다.

$$S_{ohm} = \sigma (\mathbf{E} \cdot \mathbf{E}) = \sigma |E|^2 \quad (4)$$

$$F_x = j_y B_\theta, \quad F_y = j_x B_\theta \quad (5)$$

여기에서 B_θ 는 자속밀도, j_x, j_y 각방향의 전류 밀도 이다.

2.5 열 복사 모델

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

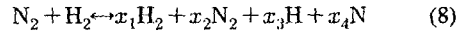
$$q_r = -\frac{16}{3} \sigma_{sb} T^3 \frac{1}{\alpha_R} \frac{\partial T}{\partial x_i} \quad (6)$$

전체 열 플럭스 벡터는 복사와 전도가 결합된 형태로 다음과 같다.

$$\mathbf{q} = \mathbf{q}_r + \mathbf{q}_c = -\left(\frac{16\sigma_{sb}T^3}{3\alpha_R} + k_c \right) \nabla T \quad (7)$$

2.3 화학평형 해석

아크 발생에 의하여 연소실의 온도가 매우 높음으로, 화학적 평형 상태를 가정하여 하이드라진 분해 결과의 생성물을 고려한 반응식은 다음과 같다.



각 미지수들은 각 원소 성분의 보존 원리로부터 물분율 정의식과 물분율에 대한 일차함수의 비인 성분비 식 등 2개의 선형 대수 방정식과

$$\sum_{k=1}^{ns} x_k = 1, \quad R_{H/N} = 2 \quad (9)$$

성분에 대한 생성 반응을 가정하여, 2개의 화학 평형식으로 구할 수 있다.



$$\prod_{k=1}^{ns} x_k^{(\nu_{rk} - \nu_{rk}')} = K_p^r(T) \cdot p^{-\Delta \sum_{k=1}^n (\nu_{rk} - \nu_{rk}')} \quad (11)$$

$r = 1, 2$

그리고 온도의 계산과 화학평형의 계산에 필요한 열역학 데이터로는 NASA Polynomial Fit를 이용하였다.[3]

3. 해석 결과 및 분석

3.1 계산조건 및 격자구성

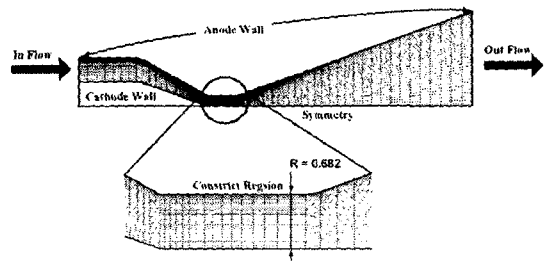


Fig. 1 Arcjet Thruster Grid System

아크젯 추력기의 구조는 면적비를 89, 노즐 목의 반지름은 0.682, 길이는 노즐 목의 27배이다. 80×40 격자 구성은 Fig. 1과 같다.

화학평형결과와 NASA CEA II [3]를 Table 1에서 비교하여 보았다. 현재 연구의 결과 값과 NASA CEA II는 매우 유사한 결과를 보여 준다. Table 1의 결과를 연소실의 초기조건으로 적용하였다.

Table 1 Computing Results in Chamber Condition

Components	Present	NASA (CEA II)
N ₂	3.3333-01	3.3333-01
N	5.8421-15	6.0190-15
H ₂	6.6666-01	6.6666-01
H	6.5789-06	6.6720-06
Temperature	1429.07K	1430.13K
Pressure	0.08MPa	0.08MPa

3.2 계산 결과 및 성능 해석

Figure 2는 추력기의 전기장의 결과를 나타낸다. 아래쪽은 전기장의 유선을 타내며, 위쪽은 등온선을 나타낸다.

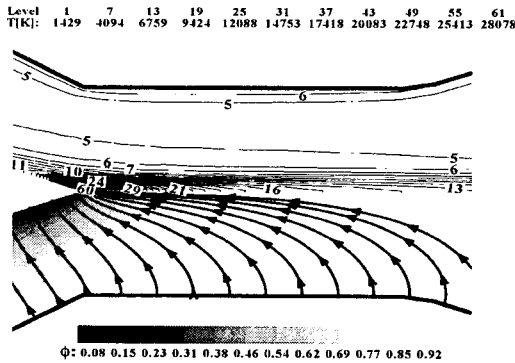


Fig. 2 Arcjet Flow Field

Figure 3, Fig. 4는 복사-전도수에 따른 동결유동과 화학평형유동의 마하수 분포를 나타낸다. 아크가 없는 유동장은 복사-전도수의 영향을 받지 않지만, 유동장에 아크가 가해지면 노즐 축 중심에서 온도가 상승함에 따라 전반적으로 마하수가 낮아지는걸 알 수 있다.

Figure 5는 추력기의 벽과 중심선에서의 온도 분포를 나타낸 것으로 극의 끝 부분에서의 집중

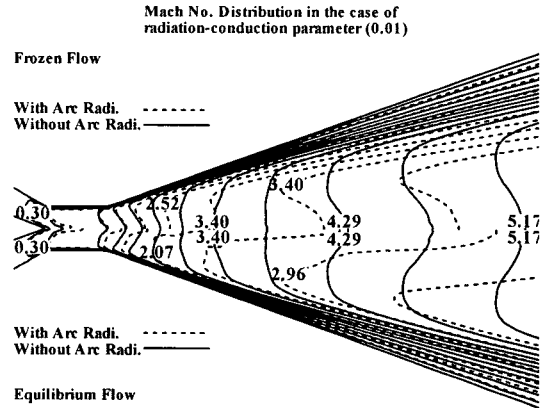


Fig. 3 Mach No. Distribution in the case of Radi.-Cond. Parameter (0.01)

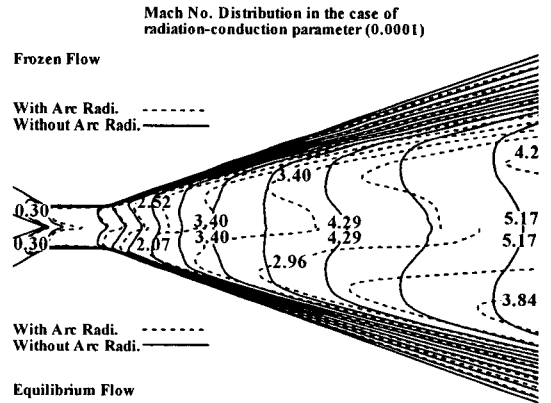


Fig. 4 Mach No. Distribution in the case of Radi.-Cond. Parameter (0.0001)

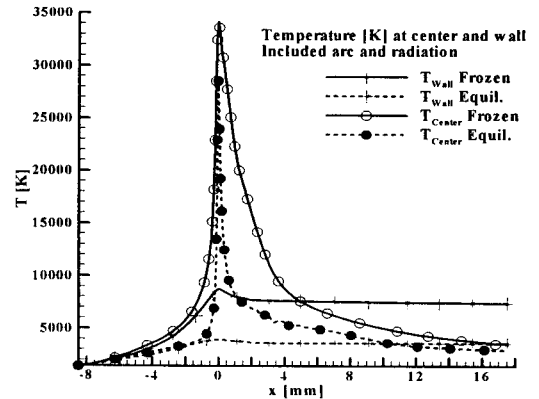


Fig. 5 Temperature at Wall and Axial

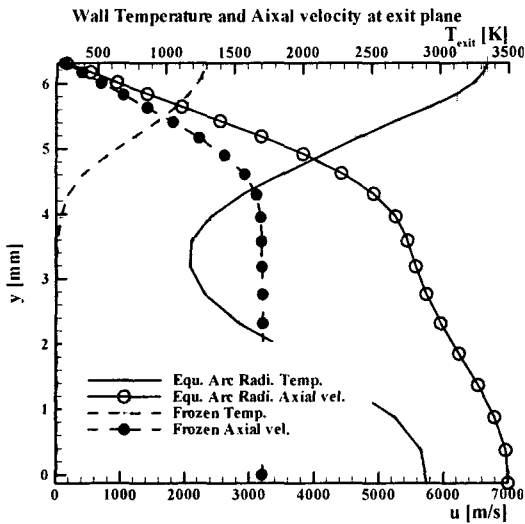


Fig. 6 Wall Temperature and Axial Velocity at Exit Plane

현상은 온도의 상승을 유발한다. Fig. 6은 출구에서의 온도와 축 방향 속도분포를 나타낸 것으로, 출구에서의 축 방향 속도에 대한 결과를 보면 아크에 의해 출구속도가 2배 증가했다는 것을 알 수 있다. 이러한 속도의 증가는 추진 및 추력의 효율이 좋아졌음을 나타내는 것이다.

따라서 아크에 의한 가열은 Table 2와 같이 추진효율을 20%증가시키며 추력효율을 200%를 상승시키는 효과를 가짐을 알 수 있다.

Table 2 The computational Results of Thrust and Impulse

Cases	Thrust [mN]	Impulse [sec]
Frozen w/o	226.96	250.01
Equ. Arc	274.27	445.09

4. 결론

아크젯 추력기 유동장 해석을 위한 수치 기법을 연구해 보았다. 이 기법은 RANS를, 전자기적 아크 가열 및 가속, 화학평형 반응, 열복사 (Rosseland Approximation)과 난류효과(Baldwin-Lomax Model)을 포함 하였다. Fig. 5, 와 fig. 6에서 아크 가열을 통해 동결유동과 화학평형유동에서 음극주변 5,000K의 온도차는 화학평형유

동에서 하이드라진의 해리와 해리된 단원자 기체의 가속에 이용됨을 알 수 있다. 해석의 결과는 간단한 아크 가열 메카니즘을 가진 추력기의 성능은 추진력에서 20%의 향상을, 그리고 추력에 있어서 200%의 성능 향상을 보였다.

참고문헌

- Hoffmann K.A., "Computational Fluid Dynamics for Engineers, Part 2, "Engineering Education System, 1993
- Siegel, R., and Howell, J. R., "Thermal Radiation Heat Transfer," 3rd Ed, Hemisphere Publishing Corporation, 1992
- McBride, B. j., and Gordon, S., "Computer Program for Calculation of Complex Chemical Equilibrium Compositions and Application," NASA RP 1311, Jun 1996
- Kittel, C., "Introduction to Solid state Physics," 5th Ed., pp. 178, Wiley, New York, 1976
- R. F. Cuffel, L. H. Back and P. F. Masier, "transonic flow field in a supersonic nozzle with small throat radius of curvature", AIAA Journal, 7,1969 pp. 1364-1366
- Choi, J.-Y., Jeung, I.-S. and Yoon, Y., "Computational Fluid Dynamics Algorithms for Unsteady Shock-Induced Combustion Part I: Validational Study," AIAA Journal, Vol. 38 No 5, May 2000.
- S. M. Hamnerger and M. Friedman, "Electrical Conductivity of a Highly Turbulent Plasma," Physical Review Letters, Vol. 21, No. 10, Sept, 1968, pp. 674-676.
- Shigeru Kuchi-ishi and Mishio Nishida, "Numerical Simulation of a Nitrogen Arcjet Thruster, Space Transportation," ISAS January 13-14, 1999.