

우주비행체 자세제어용 추력기 노즐의 비행고도 변이별 추력성능 특성 해석

감호동* · 최현아** · 김정수**† · 배대석** · 김인태***

A Performance Characteristics of the Thruster Nozzle for Attitude Control of Space Vehicle According to Flight Altitude

Ho Dong Kam* · Hyun Ah Choi** · Jeong Soo Kim**† · Dae Seok Bae** · In-tae Kim***

ABSTRACT

A computational analysis of nozzle flow is conducted to investigate effects of the flight altitude on thrust performance. Reynolds-averaged Navier-Stokes equation with $k-\omega$ SST(Shear Stress Transport) turbulence model is employed to simulate the nozzle flow in various altitude conditions, where continuum mechanics is to be valid. Thrust performance of the nozzle is exceedingly poor upto 10 km of flight altitude because of the irreversible phenomena such as shock and/or flow separation occurring inside the nozzle, whereas it is restored to the nominal value as the altitude is attained higher than 30 km.

초 록

비행고도가 우주비행체 자세제어용 하이드라진 추력기 노즐의 추력성능 특성에 미치는 영향을 규명하기 위해 노즐유동 해석을 수행한다. $k-\omega$ SST 난류모델을 사용한 Reynolds-averaged Navier-Stokes 방정식으로 노즐유동을 비행고도 변이별로 해석하되, 비행고도는 연속체역학이 유효한 범위내로 제한한다. 작동 고도가 10 km 이하일 때는 노즐내부에 충격파 및 유동박리 등의 비가역적 현상이 발생하여 추력성능이 감소하였으나, 30 km 이상의 고도환경에서는 공칭추력 수준으로 회복되었다.

Key Words: Space Vehicle(우주비행체), Attitude Control(자세제어), Hydrazine Thruster(하이드라진 추력기), Converging-Diverging Nozzle(축소확대노즐), Performance Analysis(성능해석)

1. 서 론

* 부경대학교 대학원 에너지시스템공학과

** 부경대학교 기계공학과

*** (주)한화 대전사업장 개발부

† 교신저자, E-mail: jeongkim@pknu.ac.kr

우주비행체의 자세제어 및 궤도기동 그리고 발사체 상단(upper stage)이나 최종단(final

stage)의 궤도투입 및 천이 등의 보다 작고 정밀한 추력이 요구되는 임무에는 대형 로켓 엔진보다 소형 추력기(small thruster)가 유리하여서 1950년대 이래로 발사체, 미사일, 위성체, 우주정거장 등의 자세제어나 비행궤도 수정 및 천이, 정밀한 궤도투입 등 다양한 임무에 소형 추력기 시스템들이 활용되고 있다[1].

이들 중 하이드라진(hydrazine, N_2H_4) 단일추진제(monopropellant) 추력기는 성능이 비교적 양호하고, 시스템이 간결하며, 장기간의 비행경력으로 높은 신뢰도를 자랑한다. 고로 인공위성이나 행성간 탐사선의 추진시스템뿐만 아니라, 탑재체의 정확한 궤도투입을 위하여 정밀한 3축 자세제어가 요구되는 우주발사체 최종 단은 대부분 하이드라진 추력기 시스템을 장착한다[2].

대기권 밖 진공환경에서 작동하는 하이드라진 추력기는 대개 노즐내부 유동의 압력이 배압(back pressure)보다 큰 과소팽창(underexpanded)노즐이며[3], 노즐내부에 충격파(shock) 및 유동박리(flow separation) 등의 비가역적인 현상이 발생할 가능성이 낮아 안정적인 작동이 가능하다. 그러나 지표면 근처로 고도가 낮아지면 배압상승에 수반되는 추력성능특성의 변화가 일어나며, 이는 우주발사체 자세제어용 추력기의 개발과정에서 해석되어야 할 필요가 있다.

따라서 본 연구는 우주비행체 자세제어용 하이드라진 추력기 예비모델의 비행고도별 노즐유동특성 및 플룸구조를 전산모사기법으로 풀이하고, 그 결과를 바탕으로 추력기 노즐의 작동고도와 성능특성간의 상관관계를 규명하고자 한다.

2. 수치해석 방법

추력기 노즐의 성능특성을 해석하기 위해서는 작동조건에 따른 마하수, 압력, 밀도, 등의 유동특성이 계산되어야 한다. 이에 상용코드인 Fluent[5]를 사용하여 RANS (Reynolds-averaged Navier-Stokes) 방정식과 SIMPLE 알고리즘[6]으로 노즐 유동을 해석한다. 연속방정식과 운동량

및 에너지 보존식은 아래의 Eq. (1-3)에 기술되고, 수렴조건은 모든 지배방정식의 잔차가 10^{-4} (에너지 차분식은 10^{-7}) 이하로 감소하는 경우이다.

$$\frac{\partial \rho}{\partial t} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}) = S_m \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \vec{v}) + \nabla \cdot (\rho \vec{v} \vec{v}) = -\nabla p + \nabla \cdot (\vec{\tau}) + \rho \vec{g} + \vec{F} \quad (2)$$

$$\begin{aligned} \frac{\partial}{\partial t}(\rho E) + \nabla \cdot (\vec{v}(\rho E + p)) \\ = \nabla \cdot \left(k_{eff} \nabla T - \sum_j h_j \vec{J}_j + (\vec{\tau}_{eff} \cdot \vec{v}) \right) + S_h \end{aligned} \quad (3)$$

작동유체는 정상상태(steady state)의 화학반응이 없는(chemically frozen) 이상기체로 가정하고, 중력과 외력은 무시한다. 노즐 벽면에는 단열(adiabatic) 및 점착(no slip)조건을 부여한다.

초음속 노즐 유동에서의 난류흐름을 모사하기 위해 난류 운동에너지(turbulent kinetic energy, k)와 난류 소산률(turbulent dissipation rate, ω) 수송(transport)방정식들로 구성된 $k-\omega$ SST(Shear Stress Transport)[7] 난류모델을 해석에 사용한다. Menter가 제안한 $k-\omega$ SST 모델은 $k-\epsilon$, $k-\omega$ 모델을 혼합한 것으로, Dalbello의 연구결과[8]에 따르면 1~2개의 방정식으로 구성된 난류모델들 중 $k-\omega$ SST 난류모델이 노즐유동 해석에서 유동박리(flow separation)를 가장 잘 예측하였다고 한다.

본 연구에서 선정된 해석기법 및 난류모델의 초음속 노즐유동 모사능력을 검증하기 위하여 선행연구[3]에서 동일한 기법 및 난류모델로 2차원 축소확대 노즐 유동을 해석한 결과값과 그

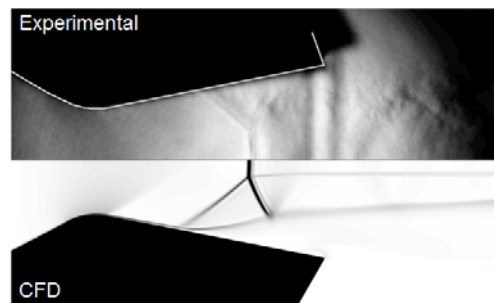


Fig. 1 Comparison of Computational Flow Visualization with Schlieren Image[9]

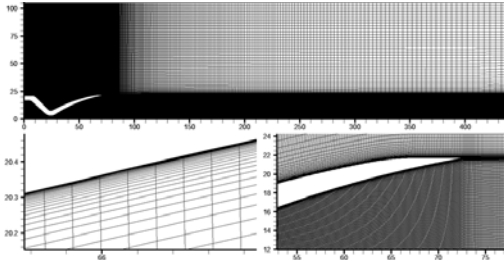


Fig. 2 Grid Configuration of the Thruster Nozzle

실험값[9]을 비교한 결과, 해석치와 실험치가 서로 잘 일치하였다. 그 예시로서 Fig. 1에 노즐유동의 슐리엔(Schlieren) 촬영이미지와 이를 해석결과로 그려낸 밀도 구배를 비교한다. 실제로 촬영한 슐리엔 이미지에서, 마하디스크(Mach disk)와 벽면에서 발생한 경사충격파(oblique shock) 그리고 그 충격파가 마하디스크에서 반사되어 발생한 반사충격파(reflected shock) 등이 확인되며, 해석결과로 그려낸 등 밀도구배선도(density gradation contour)에 나타나는 플룸구조가 슐리엔 이미지와 매우 잘 일치한다. 이상의 비교로부터, 전술된 난류모델을 포함하는 해석기법이 초음속 유동 해석에 적절하다고 판단되며, 이후 제시되는 노즐유동 해석에 이들을 적용하기로 한다.

3. 우주비행체 자세제어용 추력기 노즐의 비행고도 변이별 추력성능 특성 해석

비행고도 변이가 하이dra진 추력기 예비모델 노즐의 성능특성에 미치는 영향을 규명하기 위해 전술된 해석기법 및 난류모델로 추력기의 노즐 유동을 해석한다. 노즐 내/외부의 유동특성 및 플룸구조를 해석하기 위한 계산영역은 노즐 출구를 기점으로 하여 축 방향으로 노즐 출구반경의 20배, 반경방향으로 10배인 크기이며 사변형 정렬(structured)격자를 노즐 내부에 250x770, 외부에는 130,500개를 배치한다. 유동특성의 급격한 변화가 예상되는 노즐 확대부분(diverging section) 및 벽면근처에 격자를 밀집시키며 이를 Fig. 2에 나타낸다.

하이dra진 추력기 노즐 입구의 압력은 200 psi로, 온도 및 화학종 분율은 KARI의 실험결과 [10]를 참조하여 경계조건을 부여한다. 고도별 대기의 압력, 온도값 등의 물성치는 U.S. Standard Atmosphere[11]를 참고하였으며 이를 표 1에 요약한다. 고도가 상승함에 따라 공기밀도, 압력의 감소가 확인되는데, 특히 고도가 약 85 km를 넘게 되면 자유분자거리(mean free path)가 0.01m보다 커지게 되어 입자간의 효과를 무시할 수 없게 되므로[12] 그 이상의 고도에서는 연속체가정(continuum hypothesis)을 적용하는 RANS 방정식은 더 이상 유효하지 않게 된다. 따라서 이러한 희박가스영역에서는 기체운동론에 기초한 DSMC(Direct Simulation Monte Carlo)기법이 유동해석에 널리 사용되고 있다 [13]. 본 연구는 비행고도 변이의 범주를 연속체역학(continuum mechanics)이 성립하는 구간으로 제한하여 노즐유동을 계산하고, 이를 바탕으로 추력기 노즐의 성능특성을 분석한다.

비행고도 변이별 노즐유동의 출구부 마하수를 Fig. 3에, 등 마하선도(Mach contour)를 Fig. 4에 각각 나타낸다. 추력기가 지상 및 5 km 상공에서 작동하는 경우, 노즐목(nozzle throat)에서부터 팽창하는 유동은 상대적으로 높은 배압에 의하여 노즐내부 중심부에 형성된 마하디스크를 지나면서 초음속에서 아음속으로 감속하고, 벽면 근처 유동이 박리(spaaerate)되어 벽면으로부터 완전히 떨어지게(fully detached) 되는 현상이 관찰된

Table 1. Properties of Ambient Air at Various Altitude[11]

Altitude (km)	Pressure (atm)	Temperature (k)	Mean Free Path (m)
0	1.00000	288.15	6.6332e-8
5	0.533412	255.67	1.1034e-7
10	0.261535	223.25	1.9651e-7
15	0.119536	216.65	4.1723e-7
20	0.054570	216.65	9.1393e-7
25	0.025159	221.55	1.4812e-3
30	0.011814	226.51	2.9584e-3
85	0.000004	188.84	9.8829e-3

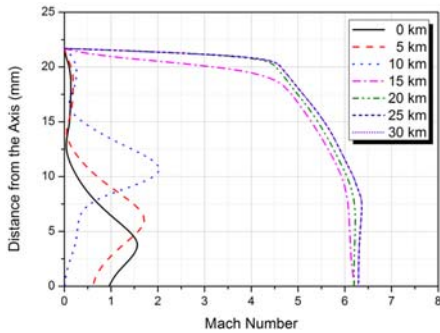


Fig. 3 Mach Number Distribution on the Exit Plane of the Thruster Nozzle at Various Altitude Conditions

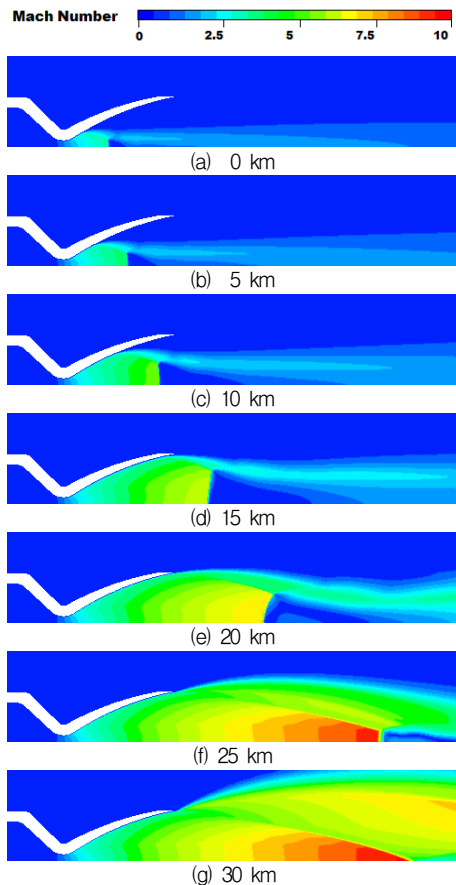


Fig. 4 Mach Contours of the Thruster Nozzle at Various Altitude Conditions

다. 박리점(separation point)으로부터 생성된 경사충격파와 그 충격파가 마하디스크에서 반사되

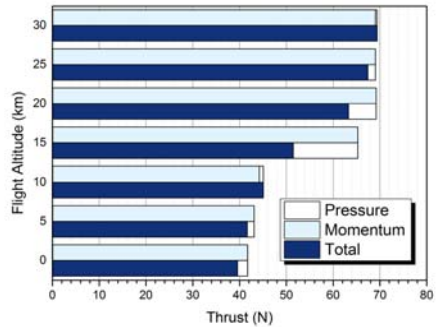


Fig. 5 Thrust of the Pre-designed Hydrazine Thruster Nozzle According to Flight Altitude

어 형성된 반사충격파를 거친 초음속유동에 의해 노즐 출구부 특정지역에 초음속 영역이 관찰되기도 하지만, 그 외의 영역은 아음속으로 감속되었음을 등 마하선도와 마하수 그래프로부터 확인할 수 있다. 비행고도가 15 km 이상인 경우의 노즐내부 유동은 마하디스크가 노즐 외부로 밀려남에 따라 노즐출구면 까지 적절히 팽창된다. 그 이상 고도가 올라가면 배압의 감소에 기인하여 노즐외부 플룸구조의 형상이 변하지만 노즐내부 유동은 큰 변화를 보이지 않는데, 이는 노즐내부의 유동이 초음속인 까닭에 후류 배압 변화의 정보가 상류로 전파될 수 없기 때문이다.

Figure 5는 노즐유동의 해석결과를 바탕으로 그려낸 비행고도 변이별 자세제어용 하이드라진 추력기 예비모델의 질량유량 및 압력차에 의한 추력, 그리고 그 둘의 합을 나타내는 도표이다. 0~10 km 구간에서 작동하는 추력기는 노즐 내부에 충격파, 유동박리 등 비 가역적인 현상에 기인하는 추력성능저하가 발생한다. 15 km 이상에서 작동할 때, 노즐유동이 잘 팽창하여 질량유량에 의한 추력은 설계추력에 근접하지만 압력차에 의한 추력손실 때문에 총 추력은 공칭추력에 미치지 못한다. 그러나 고도가 더욱 상승함에 따라 배압이 낮아져 압력차에 의한 추력손실이 줄어들게 되고, 30 km지점에서는 오히려 압력차에 의한 추력이 총 추력을 증대시킨다는 사실이 확인된다.

4. 결 론

우주비행체 자세제어용 하이드라진 추력기 예비모델의 고도변이별 노즐성능특성 해석결과가 기술되었다. $k-\omega$ SST 난류모델을 사용한 RANS 방정식으로 2차원 축대칭 노즐 유동을 해석한 결과, 추력기의 작동환경이 10 km 이하의 고도 일 때에는 높은 배압에 기인한 충격파 및 유동 박리가 노즐 내부에 발생하여 추력기 노즐의 성능이 감소되었다. 15 km 이상의 고도에서는 노즐유동이 잘 팽창하여 운동량에 의해 생성된 추력이 공칭추력에 근접하였다. 다만 압력차에 의한 추력손실 발생이 확인되었는데, 이는 고도가 높아짐에 따른 배압의 감소로 25 km를 넘어서면 무시해도 될 정도로 작아지고, 30 km를 넘어서면 압력차에 의한 추력의 방향이 역전되어 총 추력을 증대시키는 요인으로 작용하였다.

후 기

본 연구는 한국연구재단을 통해 교육과학기술부 우주핵심기술개발사업의 지원을 받아 수행되었음(No. 20110020890).

참 고 문 헌

1. Sutton, G. P., History of Liquid Propellant Rocket Engines, 1st Ed., AIAA, 2006
2. 김정수, 정훈, 감호동, 서항석, 서혁, "우주비행체 궤도기동/자세제어용 추력기의 개발과 발사체에의 활용현황," 한국추진공학회지, 제14권, 제6호, 2010, pp.103-120
3. 감호동, 김정수, 배대석, "지상연소시험평가용 추력기 노즐의 성능해석과 형상설계," 한국추진공학회지, 제16권, 제2호, 2012, pp.10-16
4. Kam, H. D., Kim, J. S., Lee, J. W., and Kim, I. T., "Performance Analysis for the Design Optimization of a Thruster Nozzle Used for Ground Firing Test," Asian Joint Conference on Propulsion and Power, 2012-143, 2012
5. ANSYS Fluent User's Guide 14.0, ANSYS Inc., 2011
6. Patankar, S. V., Numerical Heat Transfer and Fluid Flow, Hemisphere, 1980
7. Menter, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," AIAA, Vol. 32, No. 8, 1994, pp.1598-1605
8. Dalbello, T., Georgiadis, N. J., Yoder, D. A., and Keith, T. G., "Computational Study of Axisymmetric Off-Design Nozzle Flows," NASA TM-2003-212876
9. Hunter, C. A., "Experimental, Theoretical, and Computational Investigation of Separated Nozzle Flows," AIAA 98-3107 34th AIAA/ASME/SAE/ASEE Joint Propulsion Conference & Exhibit, 1998
10. 이성남, 백승욱, 김수겸, 유명중, "단일추진제위성추력기 내 연소기 및 노즐 유동 해석," 한국연소학회지, 제15권, 제2호, 2010, pp. 12-18
11. NOAA, NASA, USAF, U.S. Standard Atmosphere, U.S. Government Printing Office, 1976
12. Shen, C., Rarefied Gas Dynamics, 1st Ed., Springer, 2005
13. Bird, G. A., Molecular Gas Dynamics and the Direct Simulation of Gas Flows, Calrendon, Oxford, 1994