

인공위성 단일추진제 하이드라진 추력기 성능 해석

한 조 영¹, 박 태 선², 이 균 호³, 유 명 종³

Performance Analysis of the Satellite Monopropellant Hydrazine Thruster

C. Y. Han, T. S. Park, K. H. Lee and M. J. Yu

The monopropellant hydrazine thrusters are widely used for the satellite on-board propulsion system fulfilling various missions in space. They have outstanding features caused by the nearly unlimited restart capability and the very high credibility. The sole monopropellant thruster used at present in nation is MRE-1 that is a standard component of NASA. It can produce 4.45 N of nominal thrust. Due to the growing complexity with a satellite mission, the needs for thrusters of the diverse performance are being increased. The numerical simulation could give useful information to develop a new type thruster instead of the experiments performed previously. Therefore it is critical to make a reliable computer code to prepare design change of a thruster. In this paper, the performance analysis and validation of the satellite monopropellant hydrazine thruster currently used is accomplished as the preliminary study to serve valuable data for future design change.

Key Words: 성능 해석(Performance Analysis), 단일추진제(Monopropellant), 하이드라진 추력기(Hydrazine Thruster), 인공위성(Satellite), 수치 모사(Numerical Simulation)

1. 서 론

단일추진제 하이드라진 추력기는 거의 무한한 재점화 능력과 높은 신뢰도로 인해 우주공간에서 다양한 임무를 수행하는 인공위성에 광범위하게 사용되고 있다. 저궤도 위성에서 단일추진제 추력기는 위성이 발사체에서 분리된 후 위성의 최종 임무궤도에 진입하는데 필요한 ΔV 임펄스와 궤도상에서의 항력 보상에 필요한 임펄스 및 위성의 3축 자세제어를 위한 제어 모멘트를 제공하기 위한 추력을 발생하는 용도로 사용된다. 국내에서 유일하게 사용되고 있는

단일추진제 하이드라진 추력기는 NASA의 표준 부품인 MRE-1 추력기로서 정상 상태 4.45N의 정격 추력과 201 ~ 221 초의 정격 비추력을 낸다. 그러나 점차 인공위성의 임무가 복잡 및 고도화되고 있어, 보다 다양한 성능의 추력기에 대한 필요성이 증대되고 있다. 예전에는 추력기 개발의 모든 단계를 시험을 통해 수행했지만, 현재에는 많은 부분을 수치 모사를 이용해 수행함으로써 개발에 소요되는 시간과 노력을 절약할 수 있다. 그러므로 향후 추력기의 설계 변경을 위해서는 우선적으로 신뢰성 있는 추력기 수치모사 프로그램의 개발이 절실하다. 이를 위해 기존의 지상 연소 시험 데이터를 활용하여 현재 사용되고 있는 추력기에 대한 수치적 성능 해석 및 검증을 수행함으로써 향후 추력기의 설계 변경을 위한 기초 자료 제공 및 신뢰성 있는 수치 해석 틀을 개발하고자 한다.

* 1 정희원, 한국항공우주연구원 통신해양기상위성사업단
통신위성체계그룹 추진서브시스템

* 2 정희원, 한국항공우주연구원 엔진그룹

* 3 한국항공우주연구원 위성기초기술그룹

* E-mail : cvhan@kari.re.kr

2. 해 석

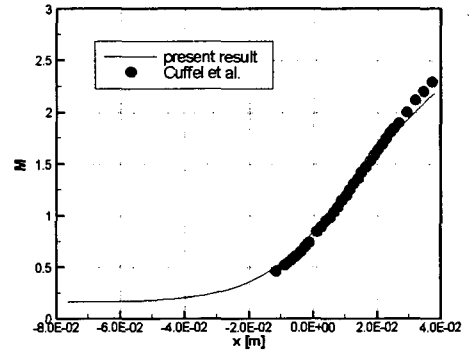
인공위성에 사용되는 추력기와 같은 액체 로켓 엔진의 내부에서는 일반적으로 아음속과 초음속의 영역이 혼재하게 된다. 그러므로 수치해석 기법을 이용해 내부 유동 해석을 시도할 경우 압축성 및 비압축성을 모두 다룰 수 있는 알고리즘을 선택해야 한다. 압축성 알고리즘의 경우 저 마하수에서는 고유치의 변화가 심하거나, 운동방정식에서 마하수 M 과 관련해 압력항이 $1/M^2$ 차수로서 특이점을 가지게 된다. 즉 아음속 유동에 대해 압축성 알고리즘을 적용한다면 정확한 해를 얻지 못하거나 수렴된 해를 얻을 수 없다. Chen and Shuen[1]은 압력을 상수 압력과 수정 압력의 합으로 분리하여 방정식을 수정하였고, 고유치에 예조건 시간 미분항을 도입함으로써 모든 마하수에 대해 거의 일관된 수렴성을 얻었다.

본 연구에서는 압축성 방정식[2]을 예조건화 방법과 2차 중앙차분법(central difference)을 이용하여 차분화하였고, Cuffel et al.[3]의 JPL 노즐실험 결과에 대한 검증 해석을 수행하였다. 또한 개발된 수치해석 코드를 이용하여, 현재 저궤도 위성에 사용되고 있는 1 lbf (4.45 N) 급의 단일액체추진제 하이dra진 추력기에 대한 수치적 성능 해석을 수행하고, 수치적 결과에 대한 지상연소 시험 결과와의 비교 및 검증을 수행했다.

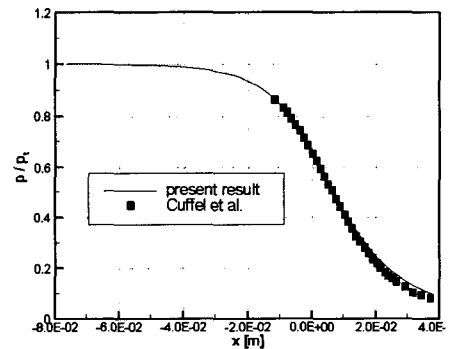
JPL 노즐은 수축 부분이 45° 경사이며 확산 부분이 15° 경사인 축대칭 노즐이다. 본 연구에서는 적용한 수치 해법을 JPL 노즐에 적용하여 그 결과를 Cuffel et al.[3]의 JPL 노즐실험 결과와 비교하여 수치 해법을 검증했다. 노즐 입구에서는 정체점 조건을 주었고 출구에서는 초음속 유출 조건을 적용하였다. 정체점 압력과 온도는 각각 4.83 bar와 300K 이다. 계산에 사용된 격자계는 축방향 등격자 61개와 반경방향 비등격자 41개의 조합으로 이루어졌다.

Fig. 1에는 노즐 중심선에서의 마하수와 압력 분포를 도시하였다. 수축-확장 노즐의 특성상, 노즐목에서 마하수 1에 도달하며 그 이후로 유동 속도는 급격히 증가해 초음속 유동으로 팽창(Fig. 1 (a))하고 있으며, 이에 따라 압력이 계속적으로 감소(Fig. 1 (b))하고 있음을 볼 수 있다. 계산된 결과와 Cuffel

et al.[2]의 JPL 노즐 실험 결과가 모두 대체적으로 잘 일치하고 있음을 알 수 있다. 이로써 본 연구에 사용된 수치 해법의 타당성을 검증하였다.



(a) mach number

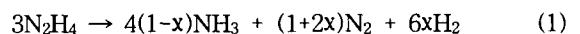


(b) pressure ratio

Fig. 1 Mach number and pressure distribution along JPL nozzle centerline

3. 결과 및 검토

단일추진제 하이dra진의 촉매에 의한 분해 반응은 암모니아 해리도 x 를 도입하여 다음의 식으로 표현할 수 있다.



x 를 챔버 온도의 함수로 예측하기 위해 $x = (1649 - T_c) / 782$ 의 형태[4]를 사용했다.

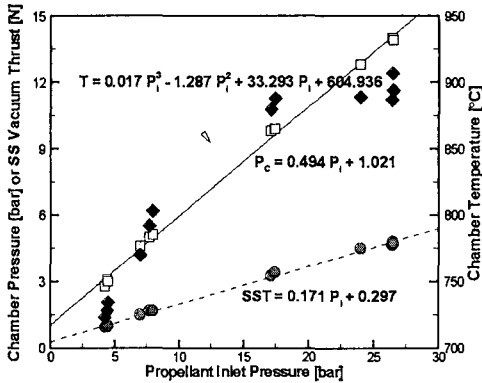
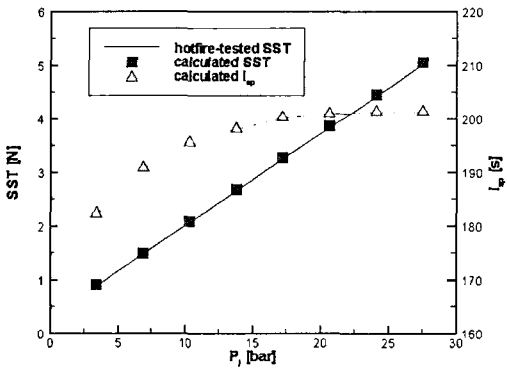
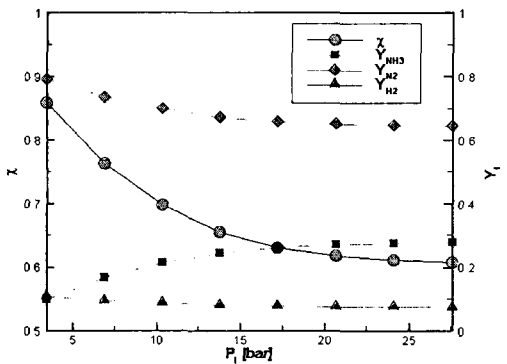


Fig. 2 Input data correlation from HFT results



(a) steady state thrust and specific impulse



(b) fraction of ammonia dissociation and related mass fraction

Fig. 3 Comparison of simulation results with hot-fire test data

계산의 입력 조건으로서는 지상 연소 시험 (Hot-Fire Test, HFT) 결과에 기초하여 Fig. 2에 도시된 바와 같이 곡선 맞춤한 식을 이용해 촉매대 후방의 챔버 온도와 압력을 구했다. 이를 노즐 입구에서의 정체점 조건으로 주었으며 출구에서는 초음속 유출 조건을 적용하였다. 계산을 위해 촉매칭 단면에 대해서 121×81개의 비균일 격자계를 이용하였다. Fig. 3 (a)에는 수치 계산에 의해 예측된 정상상태 추력(SST)이 지상 연소 시험의 결과와 비교되어 있다. 금번에 개발된 수치 해석 코드가 최대 2%의 오차 내로 잘 예측하고 있음을 알 수 있다. 한편 Fig. 3 (b)에는 암모니아 해리도에 따른 각 화학종의 변화를 도시했다. 암모니아 해리도의 증가에 따라 질소의 질량 분율이 증가함을 알 수 있다.

4. 결 론

현재 사용되고 있는 인공위성 추력기의 설계 변경을 위해서는 우선적으로 신뢰성 있는 추력기 수치모사 프로그램의 개발이 요구된다. 그러므로 기존의 지상 연소 시험 결과를 활용하여 추력기에 대한 수치적 성능 해석 및 검증을 수행함으로써 향후 추력기의 설계 변경을 위한 기초 자료 제공 및 수치 해석틀을 성공적으로 개발했다.

참고문헌

- [1] Chen, K.H. and Shuen, J.S., "A Comprehensive Study of Numerical Algorithms for Three-Dimensional, Turbulent, Non equilibrium Viscous Flows with Detailed Chemistry," *AIAA 95-0800*, (1995).
- [2] 박태선, 류철성, "액체로켓 엔진의 분무연소 및 막냉각에 대한 수치해석," *한국추진공학회지*, 제6권, 제 2호, (2002), p.9-17
- [3] Cuffel, R.F., Back, L.H. and Massier, P.F., "Transonic Flowfield in a Supersonic Nozzle with Small Throat Radius of Curvature," *AIAA J.*, Vol.7, (1969), p.1968-1970.
- [7] Legge, H. and Dettleff, G., "Pitot Pressure and Heat-Transfer Measurements in Hydrazine Thruster Plumes," *J. Spacecraft*, Vol.23-4, (1986), p.357-362.