

우주비행체 자세제어용 소형 액체로켓엔진의 이론성능 해석

김정수* · 박 정* · 김성초* · 최종욱* · 장기원**

A Theoretical Performance Analysis of Small Liquid Rocket Engine for Space Vehicle Attitude Control

Jeong Soo Kim* · Jeong Park* · Jongwook Choi* · Sungcho Kim* · Ki-Won Jang**

ABSTRACT

A theoretical model for the calculation of chemical equilibrium composition of propellant combustion product is briefly presented for the performance analysis of monopropellant hydrazine rocket engine. Analysis result is compared to that of test and evaluation of 1-lbf class thruster and is scrutinized primarily from the view point of ammonia dissociation fraction. Chemical equilibrium composition and average molecular weight is additionally depicted according to the variation of propellant inlet pressures and the varying nozzle area ratio. The theoretical analysis is tried as a way of derivation of design parameters for mid- and large-thrust class of monopropellant rocket engines.

초 록

단일액체추진제 하이드라진 소형로켓엔진의 이론성능해석을 위한 추진제 연소화합물의 화학평형조성 계산모델이 간략히 제시된다. 성능해석결과는 1 lbf급 추력기의 성능평가 시험결과와 암모니아 물분율의 관점에서 비교, 분석되고, 노즐팽창비와 추진제 주입압력에 따른 화학평형 조성 및 평균분자량 등이 추가로 제시된다. 이론해석은 단일액체추진제 중·대형급 로켓엔진의 설계변수 도출의 일환으로 시도된다.

Key Words: Hydrazine Thruster(하이드라진 추력기), Theoretical Rocket Performance(이론로켓성능), Propellant Injection Pressure(추진제 주입압력), Specific Impulse(비추력), Ammonia Dissociation Fraction(암모니아 해리율)

1. 서 론

인공위성 및 발사체 등, 우주비행체의 자세 및 속도제어에 있어 단일액체추진제 하이드라진 추력기 시스템은 다른 종류의 소형 로켓엔진에 비해 상대적으로 많은 장점을 제공한다. 이 추력기 시스템은 1970년대에 비행운용이 시작된 이후로 효율 및 신뢰도 향상을 위한 많은 설계변경과

* 순천대학교 기계자동차공학부

** (주)한화, 대전공장

연락처, E-mail: jskim@sunchon.ac.kr

검증시험을 거쳐 왔다[1]. 국내에서는 NASA의 1 lbf급 표준형 단일액체엔진인 MRE-STD-1 (Monopropellant Rocket Engine - Standard - 1.0 lbf)의 제작, 조립, 시험평가기술을 보유하고 있으나 그 설계능력은 매우 제한적이다. 21세기 우주시대의 도래와 우리나라 우주기술 개발여건의 성숙으로 이제 위성추진시스템의 설계유연성 제공과 발사체 비행축 제어 및 원지점 엔진 적용을 위한 중·대형급 (50-400 Newton) 단일액체추진제 로켓엔진의 설계기술을 확보해야 하는 시점에 이르렀다. 본 연구는 이러한 설계기술 개발의 일환으로 하이드라진 로켓엔진의 이론성능 해석을 시도하고 1 lbf급 소형로켓엔진의 시험평가결과와 비교하여 설계변수에 영향을 미치는 주요인자들을 도출하고 검토한다. 제시되는 이론성능해석 결과는 중·대형급 단일액체추진제 로켓엔진의 설계를 위한 기초자료로 제공될 수 있도록 데이터베이스가 구축되고 있으며 그 일부가 본 연구결과로 제시된다.

2. 화학평형성분 계산 및 추력성능 이론해석

완전연소, 단일연소, 노즐에서의 등엔트로피 팽창, 균질혼합, 그리고 이상기체 등의 가정과 함께 로켓성능을 기술하기 위한 준일차원 형태의 연속방정식과 에너지보존식은 각각 다음과 같이 기술된다[2].

$$\rho_2 A_2 u_2 = \rho_1 A_1 u_1 = \dot{m} \quad (1)$$

$$h_2 + \frac{u_2^2}{2} = h_1 + \frac{u_1^2}{2} \quad (2)$$

Eq.(2)로부터 노즐출구속도는

$$u_e = \sqrt{2(h_c - h_e)} \quad (3)$$

과 같고, 비추력 및 노즐의 면적비는 각각 다음과 같다.

$$I = \frac{F}{\dot{m}} = \frac{u_e}{g_c} + \frac{(P_e - P_c)A_e}{\dot{m}} \quad (4)$$

$$\frac{A_e}{A_t} = \frac{(A/\dot{m})_e}{(A/\dot{m})_t} \quad (5)$$

노즐에서의 국소압력비는 면적비의 내재함수로 표시되며 Eq.(4)의 비추력은 진공상태로의 이상적인 팽창을 가정할 때 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$I_{sp} = \sqrt{\frac{2R}{g_0} \frac{\gamma}{\gamma-1} \frac{T_c}{M} \left[1 - \left(\frac{P_e}{P_c} \right)^{\frac{\gamma-1}{\gamma}} \right]} \quad (6)$$

Eq.(6)은 비추력이 온도와 압력비뿐만 아니라 화학평형 기체성분들의 열역학적 물성치들로 결정되는 혼합기체의 분자량, 단열팽창계수, γ 의 함수임을 보이고 있다.

엔진연소기와 노즐유동을 따라 팽창되는 연소 혼합물 기체들의 평형성분들은 다음과 같이 정의되는 Gibbs Free Energy Minimization Procedure에 의해 결정한다[3].

총 NS-화학종의 Gibbs Energy는,

$$g = \sum_{j=1}^{NS} \mu_j n_j \quad (7)$$

이고, chemical potential,

$$\mu_j = \left(\frac{\partial g}{\partial n_j} \right)_{T,P,n_{i \neq j}} \quad (8)$$

이다. 또, Gibbs Free Energy Minimization은 다음과 같은 화학원소 질량보존의 구속조건을 갖는다.

$$\sum_{j=1}^{NS} a_{ij} n_j - b_i^0 = 0 \quad (i=1, \dots, \ell) \quad (9)$$

Lagrange Method를 이용하여 Lagrangian Multiplier, λ_i 와 함께 G를 다음과 같이 정의한다.

$$G = g + \sum_{i=1}^{\ell} \lambda_i (b_i - b_i^0) \quad (10)$$

이때, 화학평형조건은

$$\delta G = \sum_{j=1}^{NS} \left(\mu_j + \sum_{i=1}^{\ell} \lambda_i a_{ij} \right) \delta n_j + \sum_{i=1}^{\ell} (b_i - b_i^0) \delta \lambda_i = 0 \quad (11)$$

이고, 변분 δn_j 와 $\delta \lambda_i$ 를 독립변수로 취하면 다음의 결과를 낳는다.

$$\mu_j + \sum_{i=1}^l \lambda_i a_{ij} = 0 \quad (j=1, \dots, NS) \quad (12)$$

$$\mu_j = \begin{cases} \mu_j^o + RT \ln \frac{n_j}{n} + RT \ln P & (j=1, \dots, NG)_{\text{gas species}} \\ \mu_j^o & (j=NG+1, \dots, NS)_{\text{condensed species}} \end{cases} \quad (13)$$

Eq.(12)는 Eq.(9)와 함께 $(NS+l)$ 개의 식을 구성하고 주어진 엔탈피, 엔트로피, 압력, 온도 등의 조건들과 함께 NS 개의 화학종 몰농도(n_j)와 l 개의 Lagrangian Multiplier에 대하여 Newton-Raphson Method를 이용하여 계산한다. 계산에 필요한 화학종들의 열역학적 자료와 transport property들은 JANNAF Table[4]과 NASA의 자료[5]를 이용한다.

3. 해석결과 및 검토

Figure 1은 1-lbf 하이드라진 단일액체추진제 추력기의 이론성능 해석결과(I_{ideal}, P_{inlet})를 비행모델 추력기 4기(FM SN 001, 009, 022, 025)와 준인증모델(PQM 7039)의 시험평가결과[6]와 함께 공칭 비추력선도(lower limit 및 nominal) 상에 도시하고 있다. 이론해석모델에 사용된 연료 주입압력은 준비행모델 시험평가과정의 압력과 동일하다. 예측할 수 있듯이 이론 비추력 성능은 시험평가결과를 상회하고 있는데 이는 해석과정에서 도입된 많은 가정들과 함께 인젝터를 통한 연소실 주입압력의 압력강하에 기인한다. 일반적으로 로켓추력성능은 연소실 압력에 의해 가장 큰 영향을 받는다. 보다 주목할 만한 사실은 저압에서의 시험 비추력 성능이 고압에서의 성능보다 이론성능과의 오차가 현저히 크다는 것이다. 이는 다음에 기술되는 단일액체추진제 하이드라진의 화학반응과정과 그로부터 생성되는 혼합기체의 조성, 그리고 연소실 촉매대의 기계적 구조로부터 그 원인을 찾을 수 있다.

Figure 2는 이론성능해석과 시험에 사용되는 1-lbf급의 하이드라진 추력기를 도시한다. 인젝터에서 분사된 연료는 상하부의 촉매대를 거치면서

열분해하고 노즐입구의 추력실을 거쳐 노즐을 통해 분사된다. 전술한 바와 같이 주입압력은

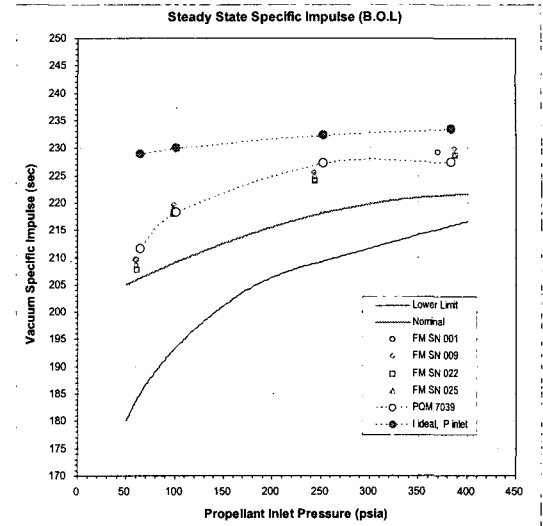
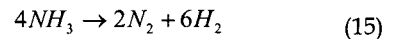
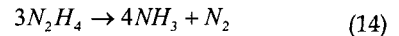
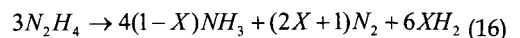


Fig. 1 Theoretical Specific Impulse Compared to T&E Results

인젝터와 촉매대를 거치면서 전압력의 손실과 엔진외부로의 열손실을 동반한다. 또 로켓엔진에서의 하이드라진은 다음의 연속반응에 의해 열분해하는 것으로 알려져 있다.



첫번째 반응은 하이드라진이 촉매에 의해 암모니아와 질소기체를 생성하는 발열반응이고 두번째 반응은 고온조건에서 암모니아가 질소와 수소로 분해하는 흡열 해리반응으로서 일단계 발열반응에서 생성되는 열의 일정량을 흡수하게 된다. 실제 로켓엔진에서 Eq.(14) 반응은 완전히 일어나지만 Eq.(15)의 암모니아 해리반응은 암모니아 해리율, X 에 종속한다. 따라서 두 반응은 다음과 같은 단단계 반응으로 기술할 수 있다.



Eq.(16)에서 하이드라진의 연소열은 암모니아 해리율이 최소($X=0$)일 때 3,484 kJ/kg 이고 최대 해리율($X=1$)에서 1,574 kJ/kg 로서 해리율이 단열화염온도에 결정적인 영향을 미칠 것이라는

사실을 예측할 수 있다. 따라서 해리율의 제어는 생성물 혼합기체의 실제 반응온도뿐만 아니라 조성, 평균분자량 등을 통하여 하이드라진 로켓 엔진의 비추력 성능을 지배하는 주요 설계인자이다. 이 해리율은 하이드라진의 일단계 분해반응을 거친 암모니아기체가 고온의 추력실 촉매대에 머무는 시간, t_r (residence time)에 비례하며 추력실의 압력에 반비례한다. 따라서 Fig. 1에 보이는 저압 성능시험결과와 이론해석결과와의 현저한 차이는, 실제 추력기의 경우 저압 해리율이 이론해석에 의한 해리율보다 매우 높은데서 기인하는 것으로 판단된다. 불행히도 하이드라진 추력기의 해리율은 촉매대 및 추력실 조립체의 설계형상에 크게 좌우되므로 일반화된 상관관계식을 찾는 것이 용이하지 않다. 다만 본 연구의 목적은 화학평형유동의 노즐을 통한 추력특성을 해석하여 시험평가결과와 비교함으로써 암모니아 해리율을 예측하고 추력기의 주요 성능매개변수인 노즐형상과 추력실 촉매대 형상설계의 기초자료를 도출해 내는데 있다.

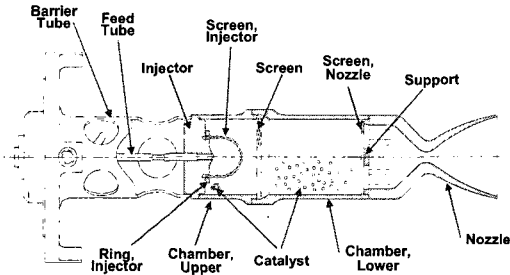


Fig. 2 1-lbf Class Hydraxine Thruster

Figure 3는 추진제 주입압력(382.2, 251.6, 101.4, 64.1 psia)에 따른 노즐출구에서의 화학평형 성분 해석결과를 도시하며 압력의 감소에 따라 암모니아 물분율이 감소하고 수소와 질소의 물분율이 증가하는 사실이 관찰된다.

위의 결과는 추진제 주입압력 변화와 노즐의 팽창비에 따른 암모니아 비해리율(1-X) 선도를 보이는 Fig. 4를 통해서도 알 수 있다. 성능해석은 노즐을 통한 혼합물 기체의 팽창과정에서 연소열역학적 조건에 따라 화학조성의 변이가 가

능하다. 실제로 노즐을 통한 유동의 팽창과정에서 생성물 혼합기체 온도의 저하는 해리된 질소와 수소가 암모니아로 재결합될 수 있는 조건을 제공하고 또, 이 과정의 발열에너지는 비추력 성능을 높이게 되므로, 화학평형을 고려한 노즐유동은 비반응 유동장 가정에 의한 노즐팽창 유동보다 일반적으로 높은 비추력성능을 보이게 된다.

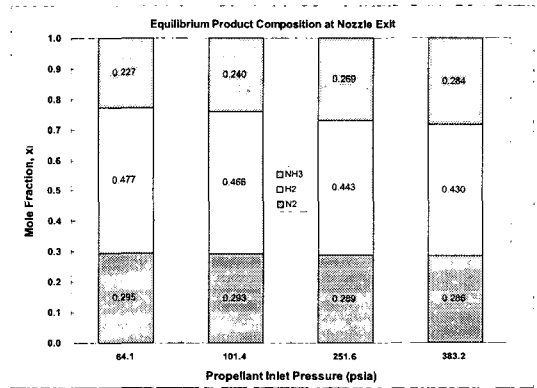


Fig. 3 Equilibrium Product Composition at Nozzle Exit

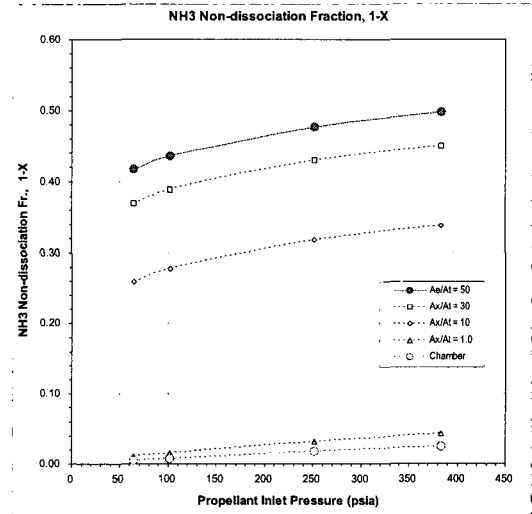


Fig. 4 Ammonia Non-dissociation Fraction, 1-X

Figure 5는 비추력성능에 직접적인 영향을 미치는 혼합기체 평균분자량의 변화를 노즐팽창비와 추진제 주입압력에 따른 함수로 도시한다. 암

모니아 해리율의 함수로 직접 표현이 가능한 평균분자량은 Fig. 4와 매우 유사한 추이를 보이고 있음을 알 수 있다. 또 비추력 성능에 보다 직접적인 영향을 미치는 추력실의 단일팽창계수는 추진제 주입압력의 증가에 따라 감소하게 된다.

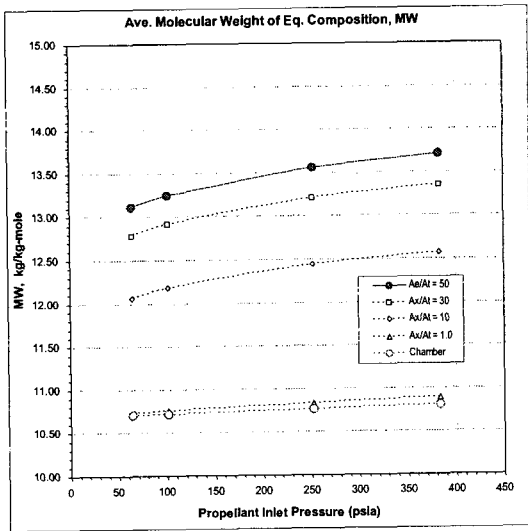


Fig. 5 Average Molecular Weight of Chemical Equilibrium Composition

4. 결 론

우주비행체 비행축 제어 및 자세제어용 중·대형급 로켓엔진의 설계기술 개발의 일환으로, 단일액체추진제 하이브리드 소형로켓엔진의 이론해석결과를 시험평가성능과 비교하고 분석하였다. 추진제 주입압력에 따른 생성물 혼합기체 조성의 함수로 제시된 화학평형을 고려하는 추력기 비추력 성능은 노즐형상과 촉매대를 포함하는 추력실 등의 엔진 설계변수 도출을 위한 기초자료를 제공한다.

후 기

본 연구는 (주)한화 및 한국항공우주연구원에 서 개발을 완료한 다목적실용위성2호 추진시스템 추력기 시험평가 결과의 일부를 포함하고 있음. 이 논문은 2005년도 교육인적자원부의 지방 대학 혁신역량 강화사업(NURI)에 의하여 지원되었음.

참 고 문 헌

1. 김정수, 허환일, 김인태, "우주비행체 추진시스템 화학식 추력기의 개발 현황," 한국추진공학회지, 제7권 제4호, 2003, pp.80-89
2. Sutton, George P., Rocket Propulsion Elements, 6th ed., John Wiley & Sons, Inc., 1992
3. Kuo, Kenneth K., Principles of Combustion, 2nd ed., John Wiley & Sons, Inc., 2005
4. Chase, Jr., M. W., et al., JANNAF Thermochemical Tables, 3rd ed., Part I and Part II, Published by American Chemical Society, American Institute of Physics and National Bureau of Standards, 14, 1985
5. Svehla, R. A. and McBride, B. J., Fortran IV Computer Program for Calculation of Thermodynamic and Transport Properties of Complex Chemical Systems, NASA TND-7056, 1973
6. Kim, J. S., et al., "Hot-firing Performances of Small Liquid-monopropellant Thruster for Spacecraft Reaction Control," Asian Joint Conference on Propulsion and Power, Kitakyushu, Japan, Jan. 27-29, 2005