

技術論文

이원추진제 추진계의 추진제 충전 해석 프로그램

채종원*, 한조영*, 유명중*

A Propellant Loading Analysis Program of Bipropellant Propulsion System

Jongwon Chae*, Cho-Young Han* and Myoung-Jong Yu*

ABSTRACT

It proposes an simple and intuitive method that calculates the equilibrium pressures of a propellant tank by applying the mass conservation principle on the helium in the liquid propellant and in an ullage volume of the propellant tank. A propellant loading analysis program is developed and validated against the existing reference data. And it has applied to the present developing program, COMS Chemical Propulsion Subsystem and the results are compared, it may use to develop a technology of the next geostationary complex satellite's propulsion system.

초 록

액체 추진제 안의 헬륨과 얼리지 안의 헬륨에 질량보존법칙을 적용하여 추진제 탱크의 평형압력을 구하는 간단하고 직관적인 방법을 제안하고, 이를 이용하여 추진제 충전 해석 프로그램을 개발하였고 기존의 참고자료와 비교하여, 검증하였다. 또한 개발된 프로그램을 현재 개발 중인 통신해양기상위성의 자료와 비교하였고, 다음 정지궤도 복합위성의 추진제 기술개발에 사용하고자 한다.

Key Words : Pressurant(가압제), Propellant(추진제), Equilibrium Pressure(평형압력)

Nomenclature

P_{Vap} : 추진제 증기압	m'_{He} : 헬륨질량분율
P_{He} : 헬륨부분압력	$(m_{He})_d$: 헬륨용해량
P_{Tank} : 추진제탱크압력	m_p : 추진제량
T : 온도	MW : 분자량
K : 헨리평형상수(Henry's Equilibrium Const)	V_e : 압력변화와 온도변화를 고려한 탱크부피
x_{He} : 헬륨몰분율	V_p : 추진제 부피
	ρ_p : 추진제 밀도
	V_u : 얼리지 부피
	Z : 압축성 계수
	$(m_{He})_i$: 초기헬륨량
	m_{He} : 얼리지 헬륨량

† 2009년 6월17일 접수 ~ 2009년 9월 21일 심사완료

* 정희원, 한국항공우주연구원 위성열/추진팀

교신저자, E-mail : firstbel@kari.re.kr

대전광역시 유성구 과학로 115번지

1. 서 론

대부분 정지궤도 위성체 추진계는 저장 가능한 액체 추진제를 사용한다. 연료로 하이드라진(Hydrazine) 또는 단일메틸 하이드라진(Monomethyl Hydrazine: MMH)를 사용하고, 산화제로 일산화질소(NO)가 1 % ~ 3 % 혼합된 사산화질소(Nitrogen Tetroxide Oxidiser: NTO)를 사용한다[1]. 궤도전이를 위해서 액체 원지점엔진(Liquid Apogee Engine: LAE)에 일정한 입구 압력을 제공하여야 한다. 이를 위해서 추진제 탱크의 추진제를 일정한 압력으로 가압하여야 한다. 가압제로는 대부분 헬륨(Helium)을 사용한다. 또한 정지궤도의 특성인 미세중력 아래서 효과적으로 추진제를 공급하기 위해서 표면장력을 이용한 추진제 관리 장치를 사용한다면 가압제인 헬륨은 추진제와 직접적인 접촉을 한다. 따라서 가압제인 헬륨이 추진제(연료 또는 산화제)로 용해되기도 하고 용출되기도 한다. 이는 바로 추진제 탱크의 압력에 영향을 미친다.

또한 저장 가능한 액체 추진제 탱크의 압력은 추력이 입구 압력에 영향을 미치고, 연이어 추력기 성능에 영향을 미친다.

또한 안전 규제에 대하여 추진제 탱크의 압력은 최대 헬륨 양으로 최소 좌굴 압력(Minimum Buckling Pressure; 위성체 추진제 탱크의 벽 두께가 매우 얇기 때문에 좌굴을 방지하기 위한 내부압력이 필요하다)보다 높아야 하며 반대로 최소 헬륨 양으로 최악 온도 조건에서 최대 허용 안전 압력(Maximum Allowable Safe Pressure)보다 낮아야 한다.

따라서 모든 기간 동안에 저장 가능한 액체 추진제 탱크의 압력을 예측하는 일은 중요하다. 액체 추진제 탱크의 압력에 영향을 주는 요소들은 온도 상승에 대한 추진제 밀도의 변화(열리지체적의 감소로 압력증가), 증기압의 변화(증기압증가로 압력증가), 가압제의 용해도(가압제의 용해로 압력감소), 가압제의 부분압과 압력과 온도에 대한 탱크체적의 변화(전체체적의 증가로 압력감소) 등이다. 대부분 추진제를 최대한 충전하기 위하여 탱크전체체적에 대한 열리지 체적비가 2~3 % 정도이므로 최우선의 영향요소는 밀도변화이다[2-3].

지금까지의 관련된 연구가 활발하지는 않지만 몇몇 연구자들의 결과를 살펴보면, Gibbon과 Bellerby [2]는 약 1 L 용량의 압력용기장치를 만들어 우주비행체 이원추진제 탱크의 내부 조건을

모사하는 실험을 하였다. 이 실험은 일정한 양의 추진제를 압력용기에 주입하고 헬륨으로 열리지에 충전한다. 압력용기장치를 조절 가능한 오븐에 넣어 열환경조건을 변화시킨다. 온도를 올려가면서 탱크 내 압력의 변화를 측정한다. 0, 15, 25, 50, 75, 100 % 헬륨 용해도를 가지는 선도들과 비교하였다. 이 예상 범위 안에서 압력값이 측정되었지만 아무 선도와도 일치하지 않았다. 0 % 헬륨 용해도를 가지는 경우가 최악 조건 해석에 해당하며 중대한 안전을 제공한다.

Dixon과 Marshall [3]은 Olympus와 Eurostar의 이원추진제 추진계 설계에 사용하는 수학적 모델링들을 발표하였다. 이 중에서 추진제 탱크 용량 모델을 소개하였다. 여기서 탱크용량이 주어졌을 때 최대 충전 추진제 양을 구하는 방법, 추진제 양이 주어졌을 때 필요한 추진제 용량을 구하는 방법, 주어진 조건에서 온도 변화에 따른 탱크압력의 변화를 계산하는 방법을 설명하였다. 0 % 헬륨 용해도와 100 % 헬륨 용해도의 결과를 비교하였고 100 % 헬륨 용해도 결과에서 특정온도범위(이 경우에는 311~312K)에서 열리지체적이 0 으로 감소하면서 갑작스럽게 압력이 상승한다. 따라서 예상된 온도결과에 5 K를 더하는 것이 중요하다는 것을 밝혔다. 또한 흔들림이 없는 정적인 환경에서는 추진제와 가압제의 직접 접촉면적이 작기 때문에 추진제로 헬륨이 용해되는 것은 느린 과정이다.

Purohit *et al.* [4]은 Challenger 사고 이후에 Hughes가 수행한 STS(Space Transportation System) 발사전 안전 연구에서 Hughes 우주비행선에 사용하는 박막 압력용기 계열이 전통적인 해석기술로는 NASA의 안전 요구조건에 전부 만족하지 못할 수 있다는 것을 보였다. 따라서 안전 STS 운용에 맞는 최적 추진제 충전량을 계산하는 해석적인 방법론 개발이 필요하였다. 열역학적인 지배방정식을 개발하고 그 결과를 보였다.

국내에서는 그 동안 우주비행선에 사용되는 추진제 해석에 대한 실증적인 연구가 없었다. Purohit *et al.* [4]의 연구를 기본으로 하여 평형 압력을 구하는 단순하고 직관적인 새로운 방식을 제안하고, 이 방안을 이용하여 가압제와 추진제 충전(充填) 해석 프로그램을 개발하고 Purohit *et al.* [4]의 자료와 비교/검증하였다. 또한 개발된 프로그램을 현재 개발 중인 통신해양기상위성의 자료와 비교하였고, 이를 다음 정지궤도 복합위성개발에 사용하고자 한다.

II. 본 론

2.1 통해기 추진계(COMS CPS)

통신해양기상위성(Fig. 1)은 국내 최초의 정지궤도 관측위성으로 이원추진계 추진계를 사용하고 있다. 가압제로는 헬륨(Helium)을, 연료는 MMH (CH_3NHNH_2)를, 산화제는 MON-3(Mixed Oxides of Nitrogen; Nitrogen Tetroxide, N_2O_4 and Nitric Oxide, NO 3 % by weight)를 각각 사용하고 있다. 통신해양기상위성의 추진계 구성도를 Fig. 2에 보여주고 있다. 이는 가압제 탱크 부분, 압력조절 부분, 추진제 탱크 부분, 관망 부분, 액체 원지점엔진 부분, 반동제어추력기 부분으로 분류할 수 있다. 주요 부품은 가압제 탱크, 추진제 탱크, 액체 원지점 엔진(Liquid Apogee Engine), 반동제어추력기(Reaction Control Thruster), 래치 밸브(Latch Valve), 역지밸브(Non-Return Valve), 파이로 밸브(Pyrotechnic Valve; Normally Closed and Normally Open), 압력계(Pressure Transducer), 압력조절기(Pressure Regulator), 여과기(Filter), 주입/배출 밸브(Fill/Drain Valve), 시험 밸브 (Test Valve) 등이다.

가압제 탱크 부분과 추진제 탱크 부분은 N/C 파이로 밸브들이 설치되어 다른 부분과 분리되어 있다. 가압제 탱크에는 고압가스 주입/배출 밸브가 연결되어 있고 추진제 탱크에는 가스 주입/배출 밸브와 액체 주입/배출 밸브가 연결되어 있다. 또한 각 탱크에는 탱크 내 압력을 측정하기 위해서 압력계가 설치되어 있다.

본 논문에서는 가압제 탱크 부분과 추진제 탱크 부분(Fig. 3)에 대해 주안점을 둔다. 가압제과 추진제 충전 과정 중의 평형압력(Equilibrium Pressures)은 인공위성의 수명과 안전기준을 지배하기 때문에 추진시스템의 설계부터, 모형화

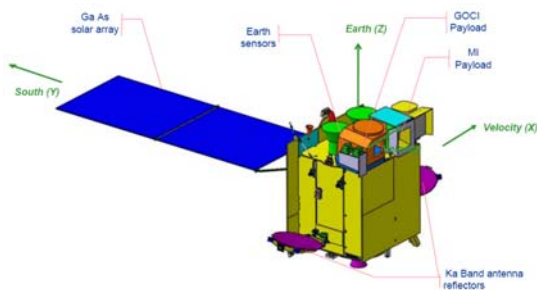


Fig. 1. COMS Overall Configuration [5]

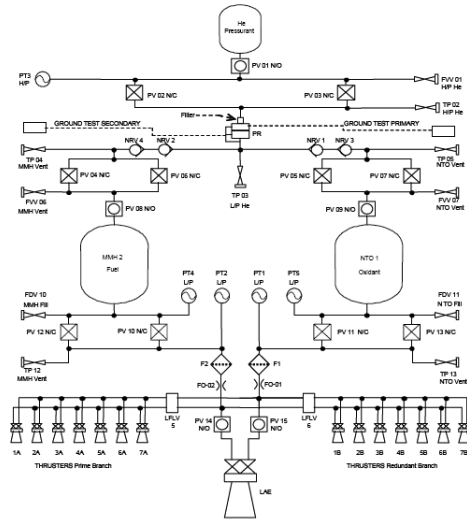


Fig. 2. COMS CPS Schematic [5]

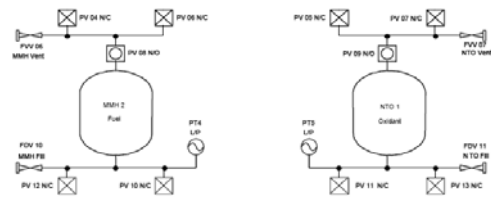


Fig. 3. Propellant Tanks Subsystem

(modelling), 발사장에서의 실제 충전에 이르기까지 절대 주요한 변수이다. 특히 외부 열환경 조건이 변화할 때 가압제 탱크와 추진제 탱크의 압력변화가 주요 관심 변수이다.

2.2 추진제 충전(MMH/NTO Loading)

추진제 충전 해석을 위해서는 추진제 탱크 안쪽 벽을 경계로 갖는 닫힌 계(Closed System)를 고려하여 추진제의 온도에 따른 밀도의 변화, 추진제 증기압의 변화, 헬륨 용해량의 변화, 압력과 온도에 대한 탱크체적의 변화, 헬륨 부분압의 변화를 알아야 한다. Purohit *et al.* [4]은 평형압력을 구하는 식들을 제시하였다. 여기서는 온도와 충전압력이 주어지면 순서에 맞추어서 계산이 되도록 식(1)부터 식(15)까지 재정리하여 제시하였다. 주어진 온도로 추진제 증기압과 헬륨용해도,

추진제 밀도가 계산되고, 주어진 압력과 온도로 온도와 압력변화를 고려한 추진제탱크부피, 압축성계수가 계산되고, 열리지(Ullage)와 액체추진제에 있는 헬륨의 양이 계산된다. 최종적으로 간단하고 직관적인 방법을 사용하여 평형을 이룬 추진제탱크압력을 구한다.

$$P_{Vap} = 10^{[a_1 + a_2/T + a_3/T^2]} \quad (1)$$

$$P_{He} = P_{Tank} - P_{Vap} \quad (2)$$

$$K = \exp[h_1 + h_2 T] \quad (3)$$

$$x_{He} = KP_{He} \quad (4)$$

$$m'_{He} = x_{He} \frac{MW_{He}}{MW_{He} + MW_P} \quad (5)$$

$$(m_{He})_d = m'_{He} [(m_{He})_d + m_p] = m'_{He} m_p \quad (6)$$

$$\therefore (m_{He})_d \ll m_p$$

$$\rho_p = 10^{[b_1 + b_2 T + b_3 T^2]} \quad (7)$$

$$V_e = V_o + \alpha(P - P_a) + \beta(T - T_r) \quad (8)$$

$$V_p = m_p / \rho_p \quad (9)$$

$$V_u = V_e - V_p \quad (10)$$

$$Z = (A + BP)^{C/T} \quad (11)$$

$$(m_{He})_i = \frac{P_{He} V_u MW_{He}}{ZRT} \quad (12)$$

$$m_{He} = (m_{He})_i - (m_{He})_d \quad (13)$$

$$P_{He} = \frac{Z m_{He} RT / MW_{He}}{V_e - V_p} \quad (14)$$

$$P_{Tank} = P_{Vap} + P_{He} \quad (15)$$

위의 식들에서 사용된 계수들은 Table 1과 같다. 증기압 및 압축성 계수에 대한 몇 가지 수식이 있으나 결과 값은 대동소이하며 Ricciardi와 Pieragostini의 연구[6]도 참고 바란다.

식(1)과 Fig. 4과 같이 온도범위 280 K - 320 K에서 NTO(MON-3)의 증기압이 MMH의 증기압보다 많이 높다는 것을 알 수 있다. 참고로 MON-3의 물성치는 NTO의 것과 거의 동일하다고 알려져 있다. NTO와 MMH의 증기압이 다르므로 실제 충전 시에 이점을 고려하여 각각 추진제 탱크에 다른 압력으로 가압하여야 한다.

Table 1. Coefficients of He and Propellants

	MMH	NTO	Helium
MW	46.075	92.016	4.003
a_1	5.39797	6.6571	A=1.000933
a_2	-1988.229	-2524.3	B=3.73808E-5
a_3	-493216.9	-183600	C=460
h_1	-14.2738	-11.7558	P=psia
h_2	0.006887	0.00438	T=R
b_1	71.8132	120.48796	$\rho = lbm/ft^3$
b_2	-0.032584	-0.0351222	단, 식(4)에서
b_3	0.0	-0.00004230	$P_{He} = atm$

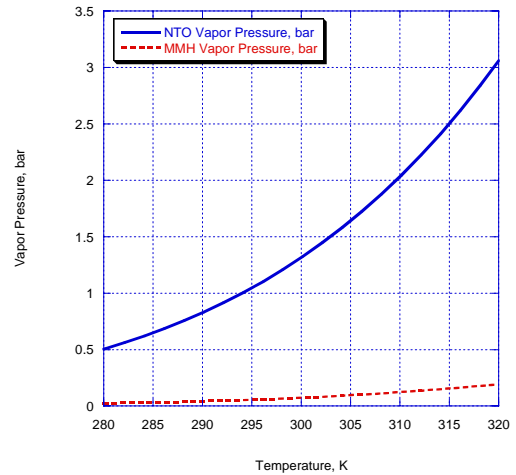


Fig. 4. Vapor Pressures of MMH and NTO[7]

식(1)부터 식(15)을 다른 말로 하면 초기조건을 주고 평형상태를 구하는 문제로 귀결된다. 평형상태를 구하려면 주어진 온도조건에서 더 이상의 헬륨 용해량의 변화 또는 탱크압력의 변화가 없어야 한다. 즉 주어진 함수의 1차 미분값이 0이 될 때이다. 하지만 탱크 압력 변화에 따른 헬륨 용해량의 변화를 함수로 나타내면 문제가 더 복잡해진다. 그 반대의 경우로 마찬가지이다. 따라서 반복 수치대입법으로 문제를 푸는 것이 더 효율적이다. 본 논문에서는 평형압력을 구하는 단순하고 직관적인 방식을 제시한다.

평형압력을 계산하는 간단하고 직관적인 방법은 Fig. 5와 같이 설명할 수 있다.

1. 보관압력 조건으로 처리된 추진제에는 일정양의 헬륨이 용해되어 있다. 보관압력 조건은 문헌마다 다르지만 보통 2~3 bar 정도이다. 온도는 대략 294 K~295 K이다.

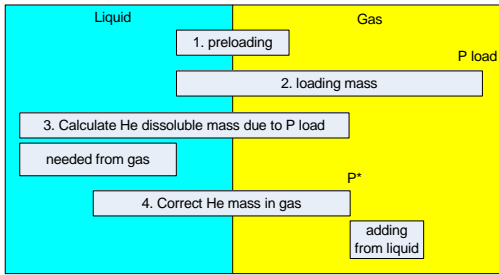


Fig. 5. Simple and Straightforward Method

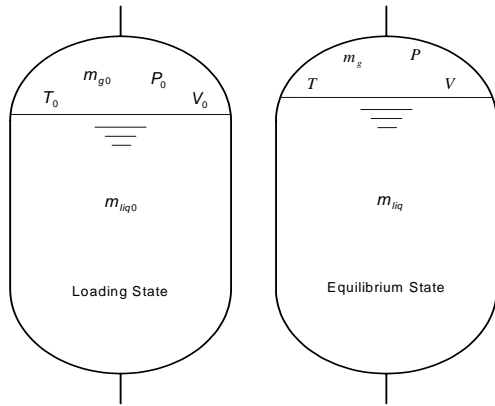


Fig. 6. States of Loading and Equilibrium

2. 여기에 헬륨으로 충전 압력까지 가압하면 얼리지 안 가스 상태의 헬륨과 추진제 안의 용해된 헬륨으로 충전 헬륨 질량을 얻는다. 여기서 얻어진 총 헬륨의 양에 질량보존법칙을 적용한다.
3. 충전 압력으로 인한 추진제 안의 용해 가능한 헬륨 양을 구한다. 하지만 이미 용해된 헬륨 양은 뺀다.
4. 단계 3의 헬륨 양에 1 미만의 가중치를 곱하고 얼리지 안의 헬륨 양에 더한다. 가중치 0.5 일 때 반복계산횟수가 가장 적다.
5. 수렴이 될 때까지 즉 평형압력에 도달할 때까지 단계 2부터 단계 4까지 반복한다.

Fig. 6에서 추진제 탱크 하단부의 주입/배출 밸브(Fig. 3 참조)를 통하여 보관압력조건으로 처리된 추진제를 탱크로 주입한다. 추진제 주입이 끝나면 헬륨으로 충전 압력(Loading Pressure)까지 가압한다. 충분한 시간이 지나고 헬륨이 추진제에 용해되어 얼리지 압력(Ullage Pressure)이 평형압력(Equilibrium Pressure)에 도달한다는 가정을 사용하였다. 참고로 통상 추진제 탱크 압력은 충전 완료 후 30 여일 이내에 평형압력에 도달

하고, 상대적으로 교반이 더 가해질 때는 시간이 짧아진다[4]. NTO와 MMH의 물성치(Physical Properties)는 서로 다르지만 평형압력을 구하는 방법은 같다.

위에서 설명한 간단하고 직관적인 방법을 적용하여 추진제 충전 해석 프로그램을 개발하였다. Purohit *et al.*의 참고자료와 비교하였다. Fig. 7(NTO)와 Fig. 8(MMH)은 추진제 탱크에 일정양의 추진제가 충전되고 얼리지에 헬륨으로 충전 압력(실선)까지 가압된 후에 추진제 탱크의 평형 압력(점선 또는 계산된 점)을 계산한 결과를 각각 보였다. Purohit *et al.*의 참고자료와 추진제 충전 해석 프로그램의 결과가 대부분 일치하는 것을 볼 수 있다.

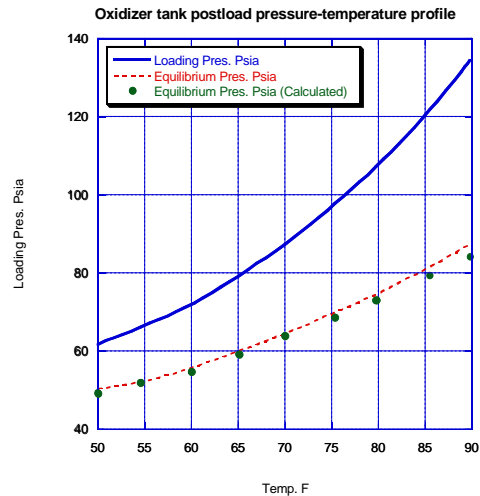


Fig. 7. Equilm. Pressures in NTO tank

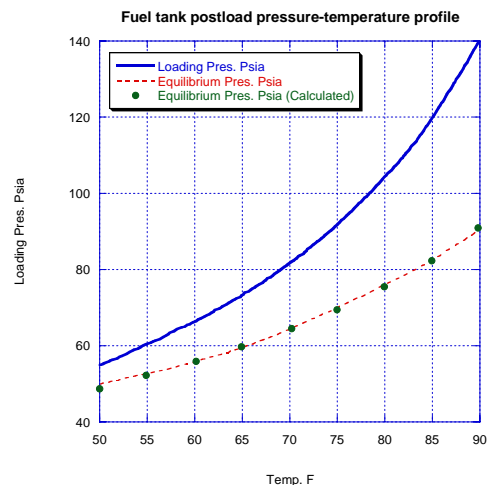


Fig. 8. Equilm. Pressures in MMH tank

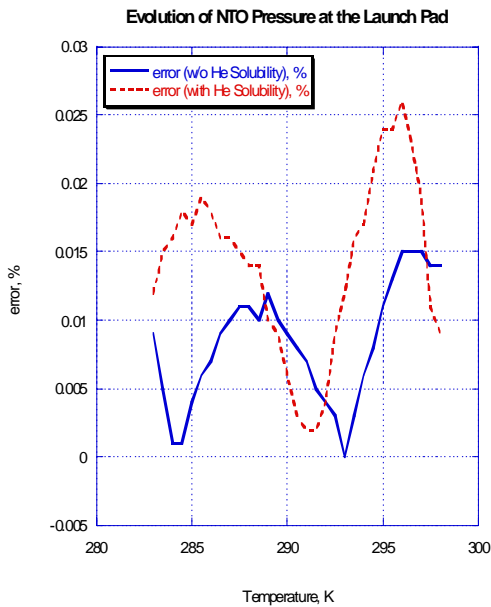


Fig. 9. Results of COMS NTO Loading

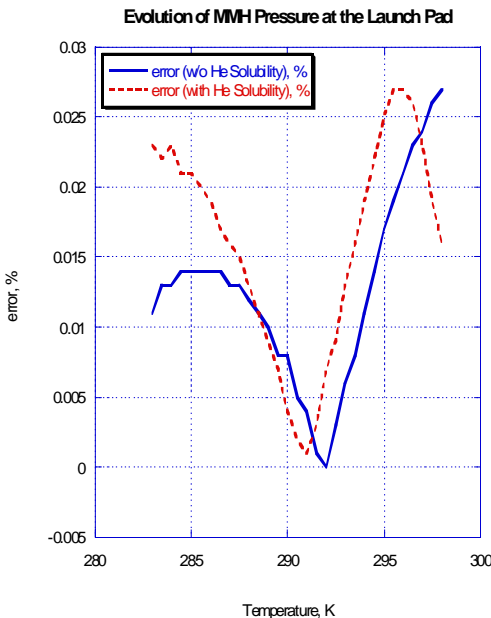


Fig. 10. Results of COMS MMH Loading

추진제 충전 해석 프로그램을 통신해양기상위성 이원 추진제 추진계에 적용하여 그 결과를 Fig. 9와 Fig. 10에 보였다. 여기서에서도 오차 0.03% 이하로 비교자료와 잘 맞는 것을 볼 수 있다. 통신해양기상위성의 원 자료의 보안정책 때문에 해당 평형압력 자료는 생략했다.

III. 결 론

추진제 탱크의 액체 추진제 내에 용해되어 있는 헬륨과 추진제 탱크의 얼리지 기체 상태의 헬륨에 질량보존법칙을 적용하여 추진제 탱크의 평형압력을 구하는 간단하고 직관적인 방법을 제안하고, 이를 이용하여 추진제 충전 해석 프로그램을 개발하였고, Purohit *et al.*의 참고자료와 비교하여, 검증하였다. 또한 개발된 프로그램을 현재 개발 중인 통신해양기상위성 이원추진제 추진계의 자료와 비교하였고, 차기 정지궤도 복합위성의 추진제 기술개발에 사용하고자 한다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부 특정연구개발사업의 지원으로 수행중인 통신해양기상위성 개발사업의 일환으로 수행되었습니다. 지원에 감사드립니다.

참고문헌

- 1) 한조영, "우주비행선 추진공학", 경문사, 2005.
- 2) D. M. Gibbon and J. M. Bellerby, "Simulation of Conditions Inside a Spacecraft Bipropellant Tank", AIAA-88-2923, 1988.
- 3) C. J. G. Dixon and J. B. Marshall, "Mathematical Modelling of Bipropellant Combined Propulsion Subsystems", AIAA 90-2303, 1990.
- 4) G. P. Purohit, C. B. Hull, C. C. Vogel, "Satellite Bipropellant Propulsion System Compliance with STS Launch/Abort Safety Criteria", AIAA 90-2427, 1990.
- 5) 채종원, 한조영, 박웅식, "통신해양기상위성 화학 추진 시스템의 구성 및 특징", 2006년도 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집, 2006.
- 6) A. Ricciardi and E. Pieragostini, "Prediction of the Performance and the Thermodynamic Conditions of a Bipropellant Propulsion System During its Life Time", AIAA 87-1771, 1987.
- 7) ---, 화학공학연구정보센터, <http://www.cheric.org>