

技術論文

천리안 위성의 LEOP기간 동안의 추진계 성능 연구

채종원*, 한조영*, 유명종**

A Study on the Performance of COMS CPS during LEOP

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

ABSTRACT

In this paper the Chemical Propulsion Subsystem of COMS is briefly explained and some telemetries acquired by a series operations of CPS during the Launch and Early Operation Phase of COMS are presented. The pressure and temperature of pressurant tank telemetries are compared with the results of the developed computer program. The changes in pressure are due to the two major phases. The first one is the initialization phases of CPS composed of the venting phase to vent the helium gas in the pipe network from the downstream of the propellant tanks to the thrusters for safety, the priming phase to fill the vented pipe network with oxidizer and fuel respectively and then the pressurization phase to pressurize the ullage of propellant tank to regulated pressure. And the other is the apogee engine firings in which COMS CPS is in the orbit raising phase to use helium as a pressurant to keep the pressure of propellant tank as the liquid apogee engine get fired until COMS reached to the target orbit. This program can be applicable to prepare basis design data of the next Geostationary Satellite CPS.

초 록

본 논문은 천리안 위성의 추진계를 간략하게 소개하고 천리안 위성의 발사 및 초기 위성 운용 수행 임무 중 위성 추진계의 일련의 과정에서 측정된 원격측정치를 제시한다. 일부 원격측정치는 기 개발된 프로그램의 계산결과와 비교하였다. 추진계의 압력변화는 주로 두 단계로 구성된다. 첫 번째 단계는 위성 추진계의 초기화, 즉 안전을 위해서 추진제 탱크 후단부터 추력기 상단까지 충전된 헬륨 가스를 진공인 우주공간으로 빼는 배출단계를 시작으로, 이 빈 배관망에 산화제와 연료를 각각 채우는 충전단계를 거치고 마지막으로 추진제 탱크의 압력을 일정한 압력까지 올리는 가압단계이다. 두 번째 단계는 목표궤도에 이를 때까지 수행하는 액체원지점엔진의 연소 단계이며, 이 단계에서는 추진제 탱크의 압력을 일정하게 유지 하기 위해서 가압제인 헬륨을 사용한다. 이 프로그램은 향후에 개발되는 정지궤도복합위성의 기초 설계자료 생성에 사용할 수 있을 것이다.

Key Words : COMS CPS(천리안 위성 추진계), LEOP(발사 및 초기 위성운용), Telemetry (원격측정치)

† 2011년 7월 5일 접수 ~ 2012년 2월 14일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원 위성열/추진팀

** 정회원, 한국항공우주연구원 위성기술실

교신저자, firstbel@kari.re.kr

대전광역시 유성구 과학로 115

I. 서 론

천리안 위성(연구개발사업명: 통신해양기상위
성 Communication, Ocean, and Meterological

Satellite, COMS, Fig. 1 참조)은 한국시각으로 2010년 6월 27일 오전 6시 41분 남미 프랑스령 기아나 꾸르 우주센터에서 프랑스 아리안-5ECA 발사체에 실려 성공적으로 발사되었다. 발사 및 초기 위성 운용 업무(주차궤도에서 목표정지궤도로 위성을 보내고, 태양전지판, 안테나 등을 전개하고, 위성본체의 건전성을 확인하는 업무)를 담당하는 LEOP (Launch and Early Operation Phase) 팀이 구성되어 프랑스 아스트리움 사의 위성센터에서 대기하고 천리안위성이 아리안-5ECA 발사체에서 분리된 뒤부터 위성을 접수받아 LEOP 업무를 수행하였다. 본 연구는 LEOP 수행 업무 중에서 천리안의 추진계의 초기화부터 목표궤도에 이를 때까지의 추진계의 주요 성능 변수를 추적하고 기 개발된 프로그램의 결과와 비교하고자 한다. 기 개발된 프로그램은 가압제 탱크의 용량, 초기 가압 압력과 온도, 연료 및 산화제 탱크의 용량, 추진제의 적재량, 얼리지 (Ullage, 예를 들어 포도주 병 내부의 위쪽 빈 공간) 압력과 온도, 액체원지점엔진의 성능변수, 액체원지점엔진의 연소시간 등을 입력으로 넣으면 열역학 교과서⁽¹⁾에 나와 있는 열역학적인 관계식 (식(1))을 이용하여 Isothermal 과정($\gamma=1$), Isentropic 과정($\gamma=1.667$), Polytropic 과정($1 < \gamma < 1.667$)을 가정하고 가압제 탱크의 압력과 온도, 연료와 산화제 탱크의 압력과 온도를 계산한다. 프로그램의 로직은 단순하다. 식(1)에서 초기조건이 주어지면 상수 값을 계산할 수 있으며, 다음 조건을 계산할 수 있다.

$$pv^\gamma = constant \tag{1}$$

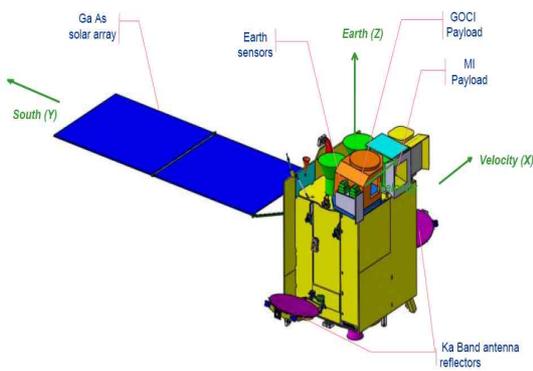


Fig. 1. COMS Overall Configuration⁽¹⁾

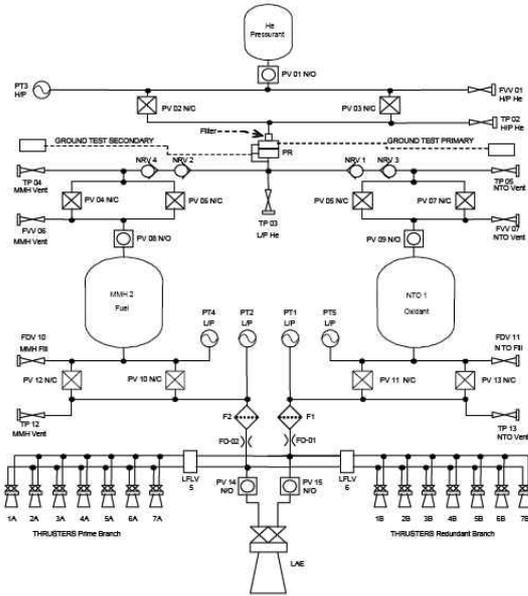


Fig. 2. COMS CPS Schematic⁽¹⁾

II. 본 론

2.1 추진계의 초기화

채종원 등⁽²⁾은 통신해양기상위성(천리안 위성)의 화학 추진 시스템의 개요(Fig. 2 참조)를 가압제 탱크 부분, 압력 조절 부분, 추진제 탱크 부분, 배관망 부분, 액체원지점엔진 부분, 반동제어추력기 부분으로 나누어서 설명하였다. 여기서 여러 부분으로 나누는 기준은 평시 폐쇄 파이프 밸브를 기준으로 삼았다. 이렇게 나누어서 살펴보면 여러 부분들의 역할이 분명해지고 각각의 부분들을 시험/점검할 때 용이하며, 특히 추진계를 초기화할 때 순서를 이해하기 쉽게 정의할 수 있다.

위성이 발사체로부터 분리가 되면 일정시간이 흐른 뒤에 자동으로 미리 계획된 프로그램에 따라서 추진계의 초기화를 진행한다.

발사캠페인과 발사 도중의 안전과 이물질의 침투를 막기 위해서 추진제 탱크 아래에 배치된 평시 폐쇄 파이프 이후로부터 액체원지점엔진과 14개의 반작용제어추력기까지의 배관망에 불활성 가스인 헬륨으로 채워놓는다. 액체원지점엔진과 반작용제어추력기의 작동을 위해서 각각의 밸브까지 추진제를 채워야 한다. 이를 위해서 모든 파이프 밸브를 비작동으로 준비시키고 액체원지점엔진 과/또는 반작용제어추력기의 밸브를 일

정시간동안 열어놓는다. 위성은 이미 전이궤도에 있으므로 진공의 환경에 놓여 있다. 따라서 배관망 내부에 있던 헬륨은 자연스럽게 밖으로 배출되며, 배관망 내는 진공에 가깝게 압력이 내려간다. 이 과정이 배출(Venting) 과정이다. 후로 NTO 추진제 탱크의 하단 평시 폐쇄 파이프 밸브를 열어 산화제 배관망에 추진제를 채운다. 일정시간 경과후에 MMH 추진제 탱크의 하단 평시 폐쇄 파이프 밸브를 열어 산화제 배관망에 추진제를 채운다. 이 과정을 추진제 충전(Priming) 과정이라고 한다. 추진제 충전이 완료되면 각 추진제 탱크의 압력을 작동압력으로 높여주기 위해서 두 단계로 진행한다. 첫 번째 단계는 NTO 추진제 탱크 상단의 평시 폐쇄 파이프 밸브를 열어 압력 조절 부문 중 압력조절기 하단부와 연결시킨다. 같은 방법으로 MMH 추진제 탱크 상단의 평시 폐쇄 파이프 밸브를 열어 압력 조절 부문 중 압력조절기 하단부와 연결시킨다. 두 번째 단계는 헬륨 가압제 탱크의 하단, 즉 압력조절기의 상단에 위치한 평시 폐쇄 파이프 밸브를 열어 압력 조절 부문 중 압력조절기 상단부와 연결시킨다. 이 과정을 가압(Pressurization) 과정이라 한다. Fig. 3과 Fig. 4에 시간에 따른 압력의 변화, 즉 배출(Venting)과정, 추진제 충전(Priming)과정과 가압(Pressurization)과정을 보여주고 있다. UBLPT1은 NTO 배관망 내부의 압력, UBLPT5는 NTO 추진제 탱크의 압력, UBLPT2는 MMH 배관망 내부의 압력, UBLPT4는 MMH 추진제 탱크의 압력, UBHEHPT3A는 헬륨 탱크의 압력, IH9HETKA는 헬륨 탱크의 온도, IH9HEPRE는 압력조절기 출구의 온도를 나타내는 Telemetry Code이다.

NTO 추진제 탱크와 MMH 추진제 탱크의 가압과정을 위해서 헬륨 가압제 탱크에서 헬륨을 사용해야 한다. 이 과정은 Fig. 5에 헬륨 탱크의 압력 변화와 압력조절기의 온도 변화를 통해 알 수 있다. 먼저 NTO 추진제 탱크의 얼리지를 가압하기 위해서 헬륨 가압제 탱크에서 헬륨이 배출된다. 이 때문에 가압제 탱크의 압력은 가압해준 양만큼 줄어들며 고압(헬륨 탱크)에서 저압(압력 조절기 약 17 bar)으로 변할 때 온도가 상승하는 것은 헬륨의 물리적 특성인 줄-톰슨 계수가 음수이기 때문이다⁽³⁾. NTO 탱크와 MMH 탱크의 가압에 각각 온도가 상승하는 것을 IH9HEPREA 원격측정치를 통해 알 수 있다. 다음으로 MMH 추진제 탱크의 가압과정도 헬륨 탱크 압력의 강하와 압력 조절기 온도의 상승 현상을 통해 간접적이지만 정상적인 가압과정이 이루어졌음을 알 수 있다.

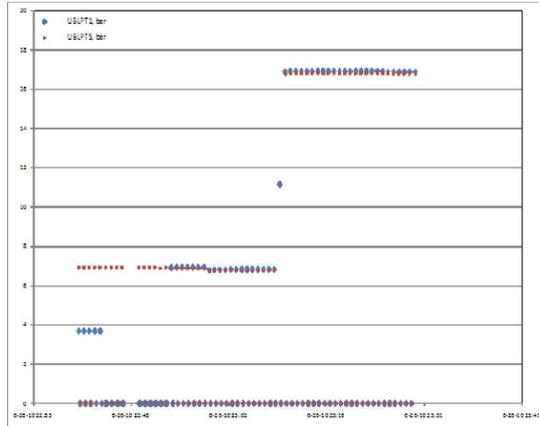


Fig. 3. NTO Tank Venting, Priming and Pressurization

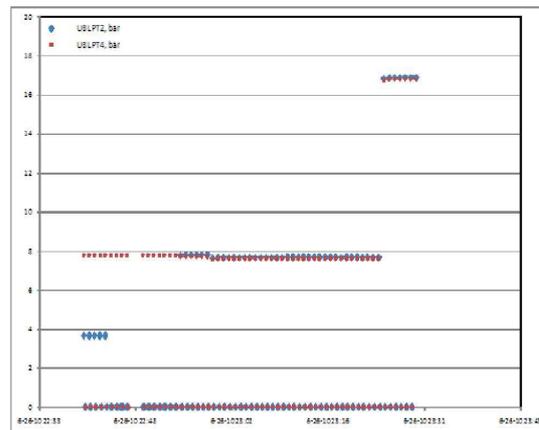


Fig. 4. MMH Tank Venting, Priming and Pressurization

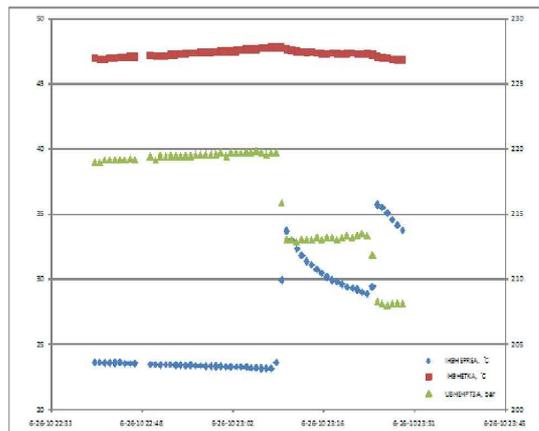


Fig. 5. He Tank Pressure / Temperature Profiles

2.2 액체원지점엔진의 분사

액체원지점엔진의 분사 성능을 좌우하는 추진제 온도와 압력 등의 변수 중에서 가장 중요한 것은 추진제 탱크의 공급압력이며, 추진제 탱크의 압력은 가압제 탱크의 압력과 압력조절기의 성능에 따라 좌우된다. 따라서 액체원지점엔진의 분사에 따른 가압제 탱크의 압력과 온도의 변화는 추진계 성능 연구의 핵심이라 할 수 있다. 채종원 등은 이원추진제 추진시스템의 수치적 열역학 모델링을 계속 연구해 왔다⁽⁴⁻⁷⁾. Fig. 6 부터 Fig. 11 까지 원격측정치(가압제 탱크 압력과 온도)와 프로그램 계산결과들을 비교한다. 프로그램은 Isentropic 과정, Isothermal 과정, Polytropic 과정으로 가정하고 모사하였다. 압력조절기는 주 압력조절기와 부 압력조절기로 구성되어 있다. 천리안 위성의 주 압력조절기가 정상 작동하여 본 프로그램에서도 주 압력조절기 압력 수준(약 17 bar)으로 모사하였다. 액체원지점엔진을 세 번에 나눠서 분사하였으며 두 번째 분사가 가장 길었다. 매 분사 후에는 위성점검 기간이 있어 이 기간에 헬륨탱크를 재가열하고 추진제 탱크의 온도를 회복한다.

Table 1에 가압제 탱크의 압력과 온도의 원격 측정치를 Isothermal 과정, Isentropic 과정, Polytropic 과정의 계산결과와 비교하였고 오차를 나타내었다.

Isentropic 과정(Fig. 6과 Fig. 7)은 가압제 탱크

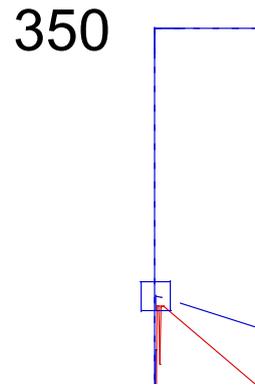


Fig. 7. Temperature Profile of the Isentropic Process

내외부로 열전달이 없기 때문에 압력과 온도가 원격측정치보다 더 낮게 나온다. 매번 분사가 끝나면 가압제 탱크의 히터와 Thermostat의 작동으로 가압제 탱크의 온도를 318 K로 유지한다. 이 온도 보상때문에 헬륨 탱크의 압력이 올라간다. 이것은 액체원지점엔진의 1차 연소와 2차 연소 후 헬륨 탱크의 압력 원격 측정치를 통해서도 확인할 수 있다.

Isothermal 과정(Fig. 8과 Fig. 9)은 헬륨 탱크 내부로 열전달을 하여 헬륨 탱크의 온도를 318 K

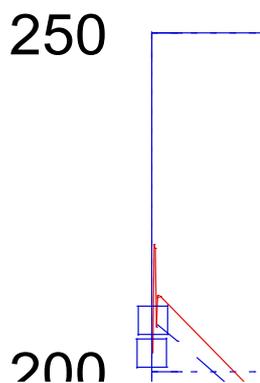


Fig. 6. Pressure Profile of the Isentropic Process

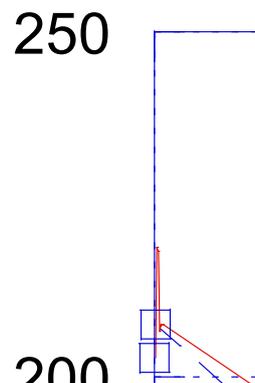


Fig. 8. Pressure Profile of the Isothermal Process

Table 1. Comparison between Telemetry and Results of Isothermal/Isentropic/Polytropic Processes

구분	Telemetry		Isothermal Process				Isentropic Process				Polytropic Process			
	bar	K	bar	error (%)	K	error (%)	bar	error (%)	K	error (%)	bar	error (%)	K	error (%)
초기	202.90	295.00	202.90	0.00	295.00	0.00	202.90	0.00	295.00	0.00	202.90	0.00	295.00	0.00
가열	219.71	318.15	218.72	0.45	318.00	0.05	218.72	0.45	318.00	0.05	218.72	0.45	318.00	0.05
가압	207.67	319.09	207.59	0.04	318.00	0.34	211.11	-1.66	318.00	0.34	207.59	0.04	318.00	0.34
1차 연소	138.22	300.02	155.86	-12.76	318.00	-5.99	130.84	5.34	265.81	11.40	150.47	-8.86	307.00	-2.33
가열	146.70	317.60	147.85	-0.78	318.00	-0.13	154.53	-5.34	318.00	-0.13	142.73	2.71	318.00	-0.13
2차 연소	65.20	291.05	81.98	-25.73	318.00	-9.26	49.85	23.54	208.44	28.38	73.59	-12.87	304.45	-4.60
가열	69.81	318.56	72.82	-4.30	318.00	0.18	80.81	-15.75	318.00	0.18	64.91	7.02	318.00	0.18
3차 연소	47.21	310.14	53.09	-12.47	318.00	-2.53	47.81	-1.27	261.21	15.78	44.59	5.54	313.80	-1.18

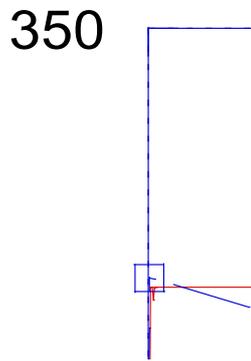


Fig. 9. Temperature Profile of the Isothermal Process

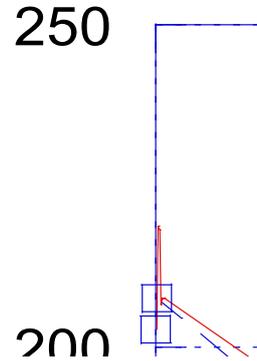


Fig. 10. Pressure Profile of the Polytropic Process

로 유지한다는 가정을 기초로 한다. 즉 에너지가 계속적으로 공급되기 때문에 압력과 온도가 원격 측정치보다 더 크게 나온다. 또한 액체원지점엔진의 연소가 종료된 후에 헬륨 탱크 압력이 감소하는 것은 연료 및 산화제 탱크의 얼리지 온도가 313 K 정도에서 292 K 까지 냉각되어 얼리지 압력이 조절압력보다 낮아지게 된다. 이를 보충하기 위해서 압력조절기가 작동하여 헬륨탱크의 압력이 감소하는 것이다.

Polytropic 과정(Fig. 10과 Fig. 11)은 실제 가스의 압축 및 팽창 과정으로 Polytropic 계수 선정이 결과예측에 중요하다. Polytropic 과정에서 사용하는 계수는 가압제의 압력 및 온도, 가압제 탱크의 열전달, 액체원지점엔진의 연소시간 등에 따라 달라지기 때문에 정확한 값을 예측하기 어렵다. 하지만 대략적인 값은 database를 통해 구할 수 있다. 본 연구의 경우 예비 설계 검토자료

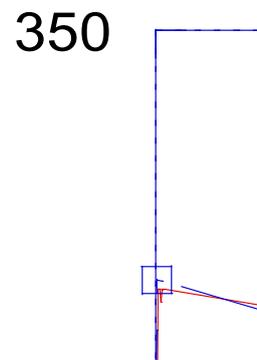


Fig. 11. Temperature Profile of the Polytropic Process

(Preliminary Design Review)와 상세 설계 검토 자료(Critical Design Review)의 계산결과를 역산하여 구하였다. Fig. 10과 Fig. 11와 Table 1에서 보는 것과 같이 오차는 보이고 있지만 다른 과정과 대비할 때 대체로 잘 예측하는 것을 알 수 있다.

2.3 정지궤도복합위성의 기초설계자료

정지궤도복합위성의 추진계 기초 설계자료는 가압제 탱크의 용량 및 가압제의 양을 정하는 것이다. 가압제 탱크의 용량은 가압제가 안전하게 실릴 수 있는 용량을 정하는 것이고, 정지궤도복합위성이 추진계의 액체원지점엔진 등을 사용하여 주차궤도에서 목표궤도에 이르기까지 추진제 탱크에 충분하고 일정한 압력을 제공해야 하는 가압제의 양을 정하는 것이다. 또한 위성본체의 안전과 누설을 배제하기 위해서 액체원지점엔진 분사를 최종적으로 마친 후에는 가압제 탱크의 압력을 일정범위(25 bar 이상 50 bar 미만)에 있도록 설계해야 한다. 본 연구를 통해 개발된 프로그램은 이러한 기초 설계자료를 분석하고 생성하는데 사용한다. 두 개의 극한 상황, 즉 가압제 탱크에 열전달이 전혀 이뤄지지 않으면서 배출되는 Isentropic 과정과 가압제 탱크의 온도를 일정하게 유지하면서 배출되는 Isothermal 과정을 두 개의 극한 상황을 설정하여 계산하면 실제 가압제 탱크의 경우는 이 두 극한 범위에 들어가게 된다. 또한 Polytropic 과정을 이용하여 더 정밀하게 압력과 온도를 계산할 수 있다. 끝으로 원격측정치를 가지고 Polytropic 계수를 구하여 계산을 수행하면 당연히 잘 맞을 수밖에 없다. 하지만 계산은 설계를 위한 것이며 이번에 구한 Polytropic 계수는 향후에 개발되는 정지궤도복합위성의 기초 설계 자료의 Database에 들어갈 것이다.

III. 결 론

천리안 위성의 LEOP 기간 동안의 추진계 가압제 탱크의 성능을 가압제 탱크, NTO와 MMH의 추진제 탱크의 압력과 온도의 변화과정을 원

격측정치와 기 개발된 프로그램 계산결과(Isentropic/Isothermal/Polytropic Processes)를 비교하였고, 기존 설계 자료에서 역산한 Polytropic 계수를 이용할 때 가장 오차가 작은 계산 결과를 얻었다. 이 Polytropic 계수와 프로그램은 향후에 개발되는 정지궤도복합위성의 기초 설계자료 생성(가압제 탱크의 용량 및 초기 압력/온도, 추진제 탱크의 적재량)에 사용할 수 있을 것이다.

후 기

본 논문은 교육과학기술부 특정연구개발사업의 지원으로 수행중인 통신해양기상위성 개발사업의 일환으로 진행되었습니다.

참고문헌

- 1) Levenspiel, Octave, 1996, Understanding engineering thermo, Prentice-Hall, NJ, pp. 102-107.
- 2) 채종원, 한조영, 박응식, Stuart Bucknell, "통신해양기상위성 화학 추진 시스템의 설계 소개," 2006년도 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집, 2006.
- 3) Cengel, Y. A. and Boles, M. A., 1998, Thermodynamics: An Engineering Approach, McGraw-Hill, NY, pp. 680-681.
- 4) 채종원, 한조영, 양군호, 최성봉, "위성 이원추진제 추진 시스템의 열역학 모델링," 2007년도 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2007.
- 5) 채종원, 한조영, 양군호, "이원추진제 추진 시스템의 열역학 모델링 프로그램," 2008년도 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2008.
- 6) 채종원, 한조영, 양군호, "이원추진제 추진 시스템의 열역학 모델링 프로그램," 2009년도 한국항공우주학회 추계학술대회 논문집, 2009.
- 7) 채종원, 한조영, 유명중, "이원추진제 추진 시스템의 수치적 열역학 모델링 적용", 2010년도 한국항공우주학회 춘계학술대회 논문집, 2010.