

KSLV-I RCS 충전모사 시스템 개발

전상운*, 정슬**, 김지훈***

Development of the Gas Charging Simulator for Reaction Control System of KSLV-I

Sang-Woon Jeon*, Seul Jung**, Ji-Hun Kim***

Abstract

KSLV(Korea Space Launch Vehicle)-I is designed as a launch vehicle to enter a 100 kg-class satellite to the LEO(Low-Earth Orbit). Attitude angles of the upper-stage, including roll, pitch and yaw are controlled by cold gas thruster system using nitrogen gas. To verify the flow rate of the gas charging system and to prepare a nitrogen gas charging scenario, the development of a gas charging simulator for RCS(Reaction Control System) is required. This paper describes the orifice design, development, and test of the gas charging simulator for RCS of KSLV-I.

초 록

KSLV-I은 100kg급 소형 인공위성을 지구 저궤도에 진입시키는 임무를 수행하여야 하며, 이를 위해 상단의 3축 자세제어를 위한 자세제어 시스템이 요구된다. 추력기 노즐을 통해 질소가스를 방출함으로써 발생하는 작용·반작용 모멘트를 제어모멘트로 사용하는 냉가스 추력기 자세제어 시스템을 KSLV-I 상단의 3축 자세제어 시스템으로 선정하였다. 충전 시스템의 유량 검증 및 충전 시나리오 작성을 위해 지상 충전 시스템 개발 전단계로 충전모사 시스템의 개발이 필요하다. 본 논문에서는 KSLV-I 충전 모사 시스템의 오리피스 설계, 시스템 개발, 충전 시험에 관한 것이다.

키워드 : 추력기 자세제어 시스템(reaction control system), 충전모사 시스템(gas charging simulator)

1. 서 론

현재 개발중인 KSLV-I에서는 1단으로 액체추진제를 사용하고, 2단은 고체추진제를 사용하도

록 설계되어 있다. 고체추진제를 사용하는 상단은 3축 자세제어를 위해 냉가스 추진시스템을 사용한다. 냉가스 추력기 시스템은 단일추진제 추력기 시스템에 비해 비추력은 낮지만 시스템

접수일(2008년12월17일), 수정일(1차 : 2009년 9월 2일, 2차 : 2009년 9월 24일, 게재 확정일 : 2009년 11월 1일)

* 제어팀/swjeon@kari.re.kr

** 충남대학교 메카트로닉스공학과 /jung@cnu.ac.kr

*** 제어팀/jihun@kari.re.kr

구성의 단순성으로 인한 제작성이나 안정성, 비용면에서 유리하다고 판단되어 상단부 자세제어를 위한 시스템으로 채택하였다. 냉가스로는 주로 헬륨이나 질소와 같은 비활성 기체를 많이 사용하는데, KSLV-I에서는 분자량이 큰 질소 가스를 냉가스 추진제로 사용한다. 이러한 냉가스 추력기 자세제어 시스템은 크게 추력을 발생시키기 위한 공압 구동부와 추력기의 on/off 제어 및 시스템의 상태 확인을 위한 제어부로 나눌 수 있다. 공압 구동부는 고압의 질소 가스를 저장하는 탱크부, 질소 가스의 흐름을 조절하는 밸브부, 일정한 압력의 질소 가스를 분출하여 추력을 발생시키는 추력기부, 시스템 내부를 배관으로 연결해주는 배관부 및 질소 가스인 추진제로 구성된 다. 또한 제어부는 추력기 및 밸브를 구동하고 시스템의 상태를 확인하는 TCU(Thrust Control Unit)와 케이블로 구성되어 있다[1].

RCS는 고압 용기에 충전된 고압가스가 압력조절기를 거쳐 일정한 압력으로 감압된 후 추력기에 공급되며, 추력기의 솔레노이드 밸브를 열고 닫음에 따라 일정한 압력의 가스가 분사되어 추력이 발생하는 시스템으로 고압 용기에 사용 압력으로 충전할 수 있는 지상 충전 시스템이 필요하다.

본 논문에서는 추력기 자세제어 시스템용 충전 시스템 소개 및 충전 시스템 개발 전단계로 충전 시나리오 및 유량 검증을 위한 충전모사 시스템 개발과 충전모사 시스템으로 수행한 충전시험의 결과에 대해 기술한다.

2. RCS 충전시스템

RCS 충전 시스템은 발사장에 건설될 시스템으로 고압 질소 가스를 공급받아 RCS용 제어 모듈에서 밸브를 제어하여 unregulated throttle로 유량을 제한하여 RCS 기체에 질소 가스를 충전하는 시스템이다. 그림 1과 같이 고압의 용기에 22 Mpa의 압력이 제어 모듈 입력단에 공급되어 진다. 제어 모듈은 충전시작 신호와 충전 중단 신호에 따라 전기/공압식 밸브를 작동하여 충전

라인의 압력을 제어한다. 제어 모듈에서 출력된 압력은 unregulated throttle을 통해 제한된 유량으로 RCS의 고압 용기에 압력을 공급한다.

2.1 제어 모듈

발사장내의 launch complex에 설치되는 RCS 충전 시스템 중 가장 핵심인 제어 모듈은 질소 가스 공급/중단을 수행하는 부분으로 전기/공압식 밸브와 압력을 인지할 수 있는 PI(Pressure Indicator) 및 필터 등으로 구성되어 있다. 그림 2의 개념도와 같이 RCS 충전 콘솔의 충전 명령에 따라 제어 모듈에서 충전라인의 전기/공압식 밸브를 구동하게 된다. 그리고 PI들의 값들을 충전 콘솔로 송신하여 제어 모듈의 상태를 모니터링할 수 있도록 한다. 각각의 PI는 현재 라인 압력이 설정압력 이상 혹은 이하인 정보만 제공하고 있다. 필터는 충전라인에서 들어오는 이물질을 걸러주는 역할을 한다. 충전이 완료된 후 충전 콘솔에서 충전라인 해압 명령을 생성하면 제어 모듈에서 해압 라인의 전기/공압식 밸브를 구동하여 충전라인의 압력을 외부로 배출하게 된다.

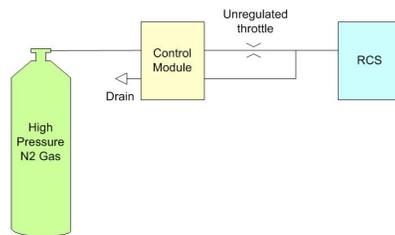


그림 1. 충전 시스템 구성도

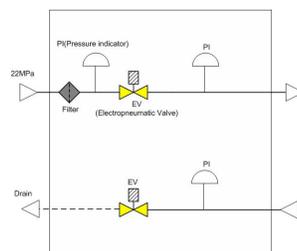


그림 2. 제어 모듈 개념도

2.2 Unregulated Throttle

제한된 유량으로 질소를 공급하기 위해서 1/4 인치 충전라인에 unregulated throttle이 그림 1과 같이 있다. unregulated throttle의 직경은 Saint-Venant 공식의 의해 아래와 같이 가스의 압력과 유량의 관계식에서 구할 수 있다.

$$G = \mu f_w \cdot B \cdot \frac{P_w}{\sqrt{T}} \cdot \phi(\sigma) \quad (1)$$

$$f_w = 0.785 \cdot d_w^2 \quad (2)$$

$$\sigma = \frac{P_{n.w}}{P_w} \quad (3)$$

여기서 G 는 unregulated throttle을 통과하는 유량, μ 는 flow coefficient, f_w 는 unregulated throttle의 면적, d_w 는 unregulated throttle의 직경, B 는 fixed coefficient, P_w 는 unregulated throttle 전단의 가스 압력, $P_{n.w}$ 는 unregulated throttle 후단의 가스 압력, T 는 가스 온도, $\phi(\sigma)$ 는 유량의 함수이다.

식 (1)과 식 (2)에서 unregulated throttle의 직경을 구할 수 있다.

$$d_w = \sqrt{1.27 \cdot \frac{G \sqrt{T}}{\mu \cdot B \cdot P_w \cdot \phi(\sigma)}} \quad (4)$$

Unregulated throttle 전단의 압력은 다음의 식과 같다.

$$P_w = \sqrt{P_{cpp} - S_{cpp} \cdot G^2 \cdot R \cdot T \cdot Z} \quad (5)$$

여기서 P_{cpp} 는 제어 모듈 입력단의 압력, S_{cpp} 는 제어 모듈에서 unregulated throttle 사이의 저항값, Z 는 compressibility coefficient, R 은 기체 상수, T 는 가스 온도이다.

Unregulated throttle 후단의 압력은 아래 식과 같다.

$$P_{n.w} = \sqrt{P_k^2 + S_n \cdot G^2 \cdot R \cdot T \cdot Z} \quad (6)$$

여기서 P_k 는 사용되는 압력이고, S_n 은 unregulated throttle에서 사용되어지는 곳까지의 저항이다.

식 (4), (5), (6)으로 부터 온도는 최대온도인 323K, $P_{n.w} = 0.1 \text{ MPa}$, $P_w = 22.1 \text{ MPa}$, 저항값 $47.93 \cdot 10^8 \text{ m}^{-4}$, 원하는 질소 유량은 0.003 kg/sec , 사용되어지는 곳의 압력은 22.0999 MPa 로 두면 unregulated throttle의 직경은 0.3 mm 로 계산된다.

3. 충전모사 시스템

충전모사 시스템은 발사장에 설치될 RCS용 충전 시스템과 동일한 기능 및 성능을 보유하도록 제작하였다. 전체 시스템 구성도는 그림 3과 같다.

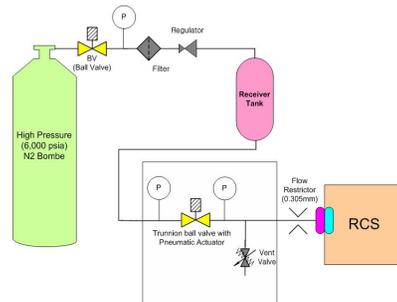


그림 3. 충전모사 시스템 구성도

충전모사 시스템은 6,000psia의 압력까지 가압할 수 있는 43리터의 용적을 가진 Taylor-Wharton 사의 HC-6000 상용 고압бом베 6개를 배관으로 연결하여 그림 4와 같이 하나의 모듈로 구성하였다. 상용 고압бом베 6개에 5,000psia 이상으로 충전되어 있으며 RCS의 고압 용기에 3,200psia로 충전할 수 있는 용적이다. 소스 압력을 충전 시스템과 동일하게 일정한 압력으로 공

급하기 위해서 상용 압력조절기를 이용하였다. 상용 압력조절기 후단압력 변화를 최소화하기 위해서 MEOP(Maximum Expected Operating Pressure) 10,000psia의 5리터 리시버 탱크를 장착하였다. 그리고 압력조절기 전/후단 및 공급단에 압력센서 및 게이지를 장착하여 압력의 변화를 모니터링할 수 있도록 하였다. 또한 unregulated throttle과 동일한 기능을 할 수 있는 상용 제품으로 Swagelok 사에서 생산되는 flow restrictor를 적용하였다. flow restrictor는 VCR 피팅중 유량을 제한하는 용도로 사용되고 있는 제품이다. 충전모사 시스템용으로 작동 압력은 10,000psig이고, 내부 유로 직경이 0.305mm인 flow restrictor를 적용하였다. flow restrictor를 포함한 충전모사 시스템의 제어 모듈은 그림 5와 같다.



그림 4. 고압 상용 질소보급 모듈



그림 5. 충전모사 시스템 제어 모듈

충전라인의 길이는 발사장의 RCS 충전 시스템에서 RCS까지의 거리를 고려하여 50m의 1/4인치 유연 호스로 구성하였다. 충전모사 시스템을 원격으로 제어하고 충전모사 시스템을 모니터링

수 있는 충전모사 제어콘솔을 Lab-view로 구성하였다. 그림 6은 충전모사 제어콘솔의 GUI 화면이다. 전기/공압 밸브는 Swagelok 사의 공압 구동기를 가지는 trunnion ball valve로 구현하였다. RCS 충전시스템의 PI를 모사할 수 있도록 10,000psia 규격의 압력 센서를 사용하였다.

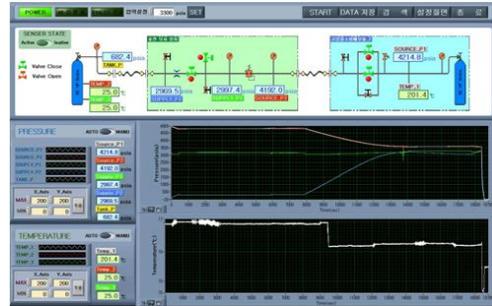


그림 6. 충전모사 제어콘솔 GUI 화면

4. 충전 시험

충전 시험은 RCS 비행용 모델의 MEOP 누설 시험을 위한 충전시 수행되었다. 충전 시험은 RCS MEOP 누설시험 절차에 따라 탱크압력을 초기 보관압에서 300psia까지 1차 충전한다. 10분간 대기후 snoop를 이용하여 bubble test를 수행하여 RCS의 기체에 누설이 없음을 확인한다. RCS의 공압 구동형 래치밸브를 닫아 래치 밸브 후단 압력을 차단한다. 이후 충전모사 시스템을 운용하여 탱크압력이 3,200psia가 될 때까지 충전을 한다. 단, 탱크 온도가 40℃에 도달하면 30분 이상을 대기하거나, 탱크 온도가 35℃ 이하로 떨어지면 재충전을 수행한다. 탱크 압력이 최초 3,200psia가 되면 1시간을 대기한 후 재충전을 수행한다. 실제 비행시험시 충전과정에서는 bubble test는 수행하지 않으므로 bubble test 수행시간은 충전시간에서 제외시킨다. 그림 7은 충전 시험시 탱크와 regulated 압력 변화를 보여주고 있다. 그림 8은 이때의 탱크 온도 변화이다.

충전시험 결과를 보면 초기 보관압인 100psia에서 300psia까지 6분이 소요되었으며, 10분 안정화후 RCS MEOP 누설시험으로 bubble test가

수행되었다. bubble test 종료후 300psia까지 재충전하여 5분간 안정화 시간을 가진후 래치밸브를 닫았다. 충전과정에서 탱크 표면 온도가 40 도 되는 시점에서 충전을 중단한 후 재충전하였다. 탱크압이 3,200psia에 도달한 시점에서 충전 중단한 후 1시간 안정화 시간을 가진후 다시 재충전하였다. 3,200psia까지 충전하는 시간은 bubble test 시간인 1시간 40분 및 탱크 온도가 40도 도달 후 20분 안정화 시간을 빼면 충전에 총 2시간 50분 52초가 소요되었다. 비행 시험시 충전은 발사 4시간 전부터 RCS에 충전하기 때문에 충분한 충전 시간을 가지고 있는 것으로 판단된다.

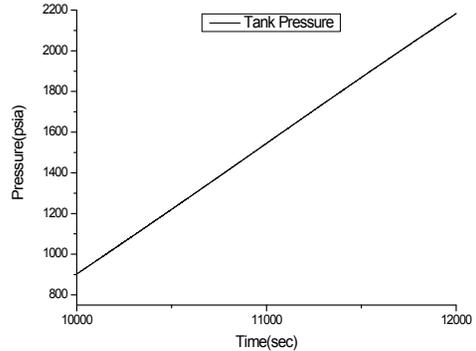


그림 9. 충전 시험시 탱크 압력 변화

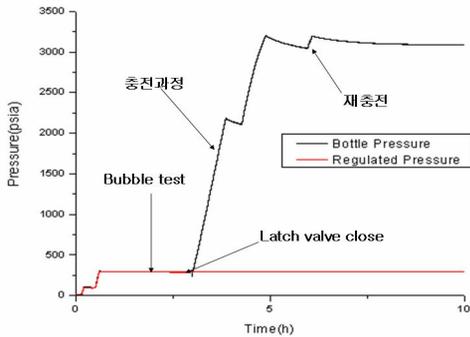


그림 7. 충전 시험시 압력 변화

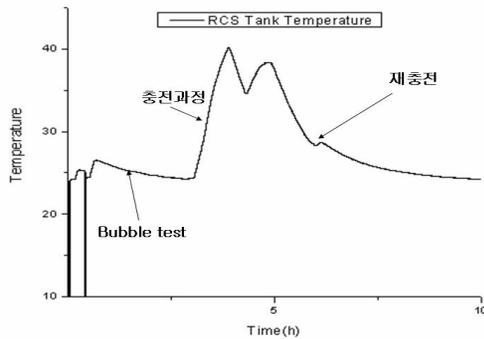


그림 8. 충전 시험시 탱크온도 변화

그림 9는 그림 7의 충전과정을 확대한 것으로 설계된 unregulated throttle을 사용하면 초크 현상이 발생하기 전까지 시간에 따라 일정한 유량으로 충전되고 있음을 보여주고 있다.

5. 결 론

KSLV-I 상단 추력기 자세제어 시스템은 냉가스 추력기 자세제어 시스템으로 개발되고 있다. 본 논문에서는 이러한 추력기 자세제어 시스템의 충전모사 시스템 개발 및 충전시험 결과에 대해 기술하였다. 개발된 충전 모사 시스템을 이용한 충전시험을 통해 비행시험시 사용할 RCS 충전 시나리오 작성 및 지상 RCS 충전 시스템의 unregulated throttle에 대한 유량 확인 시험을 수행할 수 있었다.

참 고 문 헌

1. 조광래 외, "소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업 (VI)", 교육과학기술부, 연구보고서, 2008
2. 조광래 외, "소형위성발사체(KSLV-I) 개발사업 (IV)", 과학기술부, 연구보고서, 2006
3. R. W. Humble, G. N. Henry, W. J. Larson, "Space Propulsion Analysis and Design", McGraw-Hill, 1995
4. Yuxing Li, Jun Wang, Yanfeng, "Study on wet gas online flow rate measurement based on dual slotted orifice plate", in *Flow Measurement and Instrumentation*, In Press, Accepted Manuscript, 2009