비행시험 데이터를 통한 추진제탱크 가압가스 요구량 예측 프로그램 검증

권오성* · 한상엽* · 조인현* · 고영성**

Verification of Required Pressurant Mass Prediction Program for Propellant Tank through Flight Test Data

Ohsung Kwon* · Sangyeop Han* · Inhyun Cho* · Youngsung Ko**

ABSTRACT

Calculation program to predict required pressurant mass for propellant tank was verified through flight test data. This program was already developed and verified through ground test data, but to increase reliability of program, it was compared with flight test data of KSR-III launched in 2002. Because pressurant temperature incoming to propellant tank was not measured in flight test, that was assumed in calculation program. Required pressurant mass and inside temperature of oxygen tank dome was compared. Validation of calculation program was verified by showing required pressurant mass accuracy of 6%.

초 록

추진제탱크의 가압에 소요되는 가압가스 요구량을 예측하기 위해 개발된 프로그램을 비행시험 데이터를 통해 검증하였다. 개발된 예측 프로그램은 이미 지상에서의 시험데이터를 통해 검증되었으나, 프로그램의 신뢰성을 높이기 위하여 2002년 발사된 3단형과학로켓(KSR-III)의 비행시험 데이터와 비교하였다. 비행시험에서는 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도를 측정하지 않았으므로 데이터 분석을 통하여 적절한 온도를 가정하였다. 수치해석 프로그램과 비행시험 데이터 비교 결과 가압가스 요구량에 있어 약 6%의 오차를 보여줌으로써 예측 프로그램의 유효성을 입증하였다.

Key Words: Pressurant(가압제), Propellant Tank(추진제 탱크), KSR-III(3단형 과학로켓), Ullage(얼리지), Pressurization System(가압시스템)

1. 서 론

액체추진기관 발사체의 비행 시 추진제탱크의 가압에 소요되는 가압가스 요구량을 예측하는 것은 가압시스템의 설계에 있어 매우 중요하다. 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 질량유량을 아는 것은 압력제어장치를 설계함에 있어 필수

* 한국항공우주연구원 추진제어팀
** 충남대학교 항공우주공학과
연락저자, E-mail: ysko5@cnu.ac.kr

적이며, 소요되는 가압가스의 총량을 예측하는 것은 가압시스템의 무게를 산출하는 데 필수적이다[1]. 이를 위하여 추진제탱크 얼리지 내부 가압가스의 열역학적 상태를 계산함으로써 가압가스의 요구량을 예측할 수 있는 프로그램이 개발되었다[2]. 개발된 프로그램은 항공우주연구원의 추진제공급실험설비에서 수행된 실험과의 비교를 통해 수정 보완되었으며, 실험조건 범위 내에서 ±3% 이내의 가압가스 요구량 오차를 보임으로써 그 정확도가 검증되었다[3]. 그러나 위의 결과는 지상설비를 통한 검증이었으므로, 프로그램의 신뢰성을 높이기 위하여 실제 비행시험 데이터와 비교를 하였다. 비교 데이터는 2002년 발사된 3단형과학로켓(KSR-III)의 데이터로서 국내 유일의 액체추진기관 발사체 비행시험 데이터이다[4]. 이를 통하여 개발된 가압가스 요구량 예측 프로그램의 유효성을 검증하고자 하였다.

2. KSR-III 비행시험 데이터

2.1 KSR-III 공급계 개요

KSR-III 발사체는 케로신과 액체산소를 추진제로 사용하고 헬륨을 가압가스로 사용하는 가압식 발사체로서 추진기관 공급계의 운용조건은 Table 1과 같다[5]. KSR-III 발사체는 터보펌프 방식의 발사체와 달리 저장탱크 내에 고압으로 저장된 헬륨이 가압배관을 통하여 추진제탱크로 직접 공급되는데, 이 때 가압배관에 설치된 레귤레이터에 의해 2단 감압된 후 산화제탱크와 연료탱크를 동시에 가압하게 된다.

Table 1. Operating condition of KSR-III propellant feeding system

헬륨저장탱크 압력	4500 psia
추진제탱크 압력	350 psia
산화제 유량	42.04 kg/sec
케로신 유량	17.96 kg/sec
연소시간	56 sec

2.2 데이터를 통한 프로그램 입력변수 추출

수치해석을 위해서는 가압가스의 질량유량, 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도, 추진제탱크 압력, 추진제가 배출되는 체적유량이 필요하다. 그러나 KSR-III 발사체의 비행시험에서는 추진제탱크 압력을 제외한 변수에 대해서는 직접적인 계측이 이루어지지 않았으므로 관계되는 데이터를 이용하여 입력변수를 획득하였다. 발사체 이륙 후 50초 동안의 데이터를 비교 구간으로 삼았다.

추진제탱크의 압력은 50초 동안의 평균값을 사용하였는데, 산화제탱크의 평균압력은 2.45 MPa, 연료탱크의 평균압력은 2.47 MPa이다. 추진제의 체적유량은 Table 1의 질량유량 조건과 추진제의 밀도를 이용하여 계산하였는데, 액체산소는 0.038 m^3/sec, 케로신은 0.023 m^3/sec이다. 탱크 압력과 추진제의 체적유량은 비행 구간동안 일정하게 유지된다고 가정하였다. 가압가스의 질량유량은 헬륨저장탱크의 압력과 온도 변화를 이용하여 이상기체상태방정식으로 계산하였다.

저장탱크 내에 고압으로 저장된 헬륨은 2개의 레귤레이터를 통해 압력이 감소되면서 팽창하므로 온도 역시 감소하게 된다. 그러나 이와 더불어 가압배관을 지나면서 배관으로부터 열량을 흡수하게 되므로 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도를 예측하는 것은 매우 어려운 일이다. 그러므로 가압가스가 가질 수 있는 최대, 최소 온도를 규정하고 그 범위 안에서 가압가스의 온도를 적절히 설정하여 수치해석에 사용하였다.

먼저 저장탱크 내의 온도를 가압가스의 최대 온도조건으로 사용하였다. 다음으로 저장탱크 내의 헬륨이 등엔트로피(isentropic) 과정을 통하여 추진제탱크 압력까지 팽창하는 경우를 가압가스의 최소 온도조건으로 가정하였다. 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도는 최대, 최소 온도 조건 사이에 존재할 것이므로 두 온도의 평균값인 경우와, 등엔트로피 과정을 통해 얻은 온도에 70 K을 더한 온도인 경우 두 가지로 가정하였다. Fig. 1은 추진제탱크로 유입되는 헬륨의 온도 조건들을 보여준다.

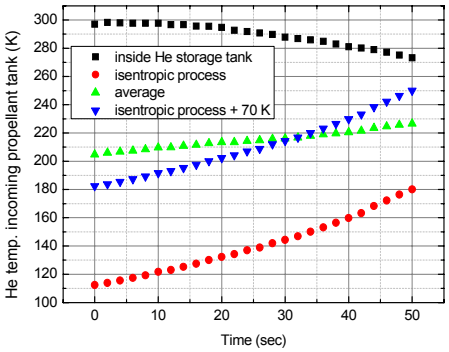

Fig. 1 Decided helium temperature incoming to propellant tank

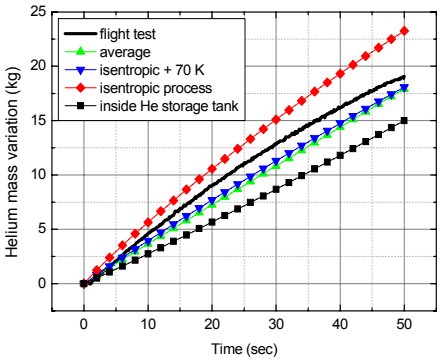

Fig. 2 Mass variation of helium incoming to propellant tank

3. 비교 결과

Table 2는 50초 구간 동안 비행시험 데이터와 수치해석 프로그램의 가압가스의 요구량을 비교한 것이다. 이 양은 산화제탱크와 연료탱크에 소요되는 가압가스의 요구량을 합산한 것으로서 비행시험 데이터로부터 얻은 가압가스의 요구량은 19.07 kg이다. 수치해석에서 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도조건을 최대, 최소로 가정한 경우에는 비행시험과 약 ±21%의 오차가 발생하였으나, 가압가스의 온도 조건으로 설정한 두 경우에 대해서는 6% 이내의 비교적 양호한 결과를 얻을 수 있었다. Fig. 2는 추진제탱크로 유입된 가압가스의 질량 변화를 시간의 경과에 따라 나타낸 것이다. 비행 초반부의 가압가스 온도를 좀 더 낮게 설정한다면 가압가스의 질량변화를 보다 잘 예측하였을 것으로 판단된다.

Table 2. Comparison of required pressurant mass

가압가스 온도조건	가압가스 요구량(kg)	오차(%)
He storage tank	15.00	-21.35
Average	17.91	-6.09
+ 70 K	18.07	-5.25
Isentropic	23.25	+21.88

4. 결 론

추진제탱크 가압에 소요되는 가압가스 요구량 예측을 위해 개발된 수치해석 프로그램의 신뢰성을 높이기 위하여 KSR-III 비행시험 데이터와 비교를 수행하였다. 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도를 가정하고 수치해석을 수행하였으나, 가압가스 요구량을 약 6% 오차로 예측할 수 있었고, 개발된 수치해석 프로그램의 유효성을 검증하였다.

참 고 문 헌

1. Elliot Ring, Rocket Propellant and Pressurization Systems, Prentice-Hall, Inc. 1964
2. 권오성, 조남경, 조인현, “추진제탱크 얼리지 해석을 위한 기본모델”, 항공우주기술, 제9권 제1호, 2010, pp.138-145
3. Not Published
4. Not Published
5. 3단형 과학로켓 개발사업, M1-9702-00-0001, 과학기술부 특정연구개발사업 연구보고서, 한국항공우주연구원, 2003