

추진제탱크 얼리지 해석을 위한 기본모델

권오성*, 조남경**, 조인현***

Basic Model for Propellant Tank Ullage Calculation

Oh-Sung Kwon*, Nam-Kyung Cho**, In-Hyun Cho***

Abstract

Estimation of pressurant mass flowrate and its total mass required to maintain propellant tank pressure during propellant outflow is very important for design of pressurization control system and pressurant storage tank. Especially, more pressurant mass is required to maintain pressure in cryogenic propellant tank, because of reduced specific volume of pressurant due to heat transfer between pressurant and tank wall. So, basic model for propellant tank ullage calculation was proposed to estimate ullage and tank wall temperature distribution, required pressurant mass, and energy distribution of pressurant in ullage. Both test and theoretical analysis have been conducted, but only theoretical modeling method was addressed in this paper.

초 록

추진제가 배출되는 동안 추진제탱크를 적정 압력으로 유지하기 위해 필요한 가압가스의 질유량 및 총소모량을 파악하는 것은 가압제어시스템의 설계 및 가압제 저장탱크의 무게를 산출하는데 있어 매우 중요하다. 특히 극저온 추진제탱크의 경우 얼리지 내부의 가압가스는 외부와의 열전달에 의해 비체적이 감소하므로 더욱 많은 추진제탱크의 압력을 유지하기 위해 더 많은 가압가스를 필요로 한다. 이에 추진제탱크 얼리지 해석을 위한 기본모델을 만들어 얼리지 내부와 탱크벽면의 온도분포, 가압가스 소모량, 얼리지 내부에서 유입된 가압가스의 에너지 분포를 예측하였다. 현재 시험을 통한 프로그램의 수정보완이 진행되었으나, 본 자료에서는 기본적인 해석모델의 설명에 중점을 두었다.

키워드 : 발사체(launch vehicle), 추진기관(propulsion), 공급계(propellant feeding system), 가압시스템(pressurizing system), 추진제탱크(propellant tank), 얼리지(ullage)

서 론

추진제탱크를 가압하여 추진제를 터보펌프로 공급하게 된다. 이 때 추진제탱크의 최소 가압압력 터보펌프 방식의 액체추진기관 발사체에서는 은 터보펌프의 흡입압력 조건 및 발사체를 구조

접수일(2009년12월21일), 수정일(1차 : 2010년 6월 7일, 2차 : 2010년 6월 16일, 게재 확정일 : 2010년 7월 1일)

* 추진제어팀/oskwon@kari.re.kr

** 추진제어팀 /cho@kari.re.kr

*** 추진제어팀/ihcho@kari.re.kr

적으로 지탱할 수 있는 압력보다 높아야 하고, 최대 가압압력은 추진제탱크의 구조적 강도를 고려한 압력보다 낮아야 한다. 비행 중 가속도의 변화나 추진제탱크 내 추진제의 수두 변화 등이 이러한 허용 압력범위에 영향을 주게 되므로, 추진제탱크의 가압압력은 일정한 값을 유지하거나 시간에 따른 압력 조건을 만족해야 한다.

추진제가 배출되는 동안 추진제탱크의 압력을 유지하기 위해서는 가압시스템을 통하여 적절한 유량의 가압가스를 공급해주어야 하는데, 이 때 소요되는 가압가스의 질유량을 파악하는 것이 무엇보다 중요하다. 특히 극저온 추진제탱크의 경우 탱크로 유입된 가압가스는 추진제탱크 벽면, 추진제 표면과의 열교환을 통한 온도 감소로 인해 비체적이 감소하게 되므로, 탱크의 압력을 유지하기 위해서는 상온의 추진제인 경우에 비해 더욱 많은 가압가스를 필요로 하게 된다. 또한 비행 중 소요되는 가압가스의 총소모량을 예측하는 것은 발사체에 탑재되는 가압가스 및 저장탱크의 무게를 산출하는데 있어 매우 중요하다.

가압가스의 질유량 및 총소모량을 계산하기 위해서는 추진제탱크 얼리지 내부의 가압가스 온도분포를 알아야 하는데, 극저온 추진제탱크인 경우에는 가압가스와 주변과의 활발한 열교환으로 인하여 이를 예측하기가 쉽지 않다. 이에 추진제가 배출되는 동안의 가압가스 소모량 파악을 위한 추진제탱크 얼리지 해석 모델을 만들어 얼리지 내부 가압가스의 온도분포, 탱크벽면의 온도분포 및 가압가스 소모량을 예측해 보고자 하였다.

본 논문에서는 추진제탱크 얼리지 해석 방법 및 모델의 기본적인 구조를 설명하고, 기본모델을 이용하여 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도 변화에 따른 가압가스 총소모량 변화와 얼리지 내부 에너지 분포를 살펴보았다. 현재 시험데이터를 통한 해석 모델의 수정보완 및 시험과 계산결과의 비교가 진행되고 있으나, 본 자료에서는 기본적인 해석 모델의 설명에 중점을 두어 기술하였다.

2. 연구 동향

얼리지 해석 및 가압가스 소모량에 대한 연구는 미국의 경우 1960년대와 1970년대 초반에 활발한 연구가 진행되었다. 액체수소탱크를 위주로 하드웨어 및 운용 변수에 따른 가압가스 소모량 파악이 주를 이루었다.

M. Epstein과 R. E. Anderson[1]은 열 및 물질 전달이 없는 이론적인 경우의 가압가스 요구량과 실제 요구량의 비율을 나타내는 collapse factor 라는 개념을 도입하여, 가압가스의 총소모량을 예측할 수 있는 계산식을 제시하였다. 계산식은 다양한 시험데이터와의 correlation을 통해 얻은 8개의 상수를 가지고 있고 약 12%의 오차범위를 가진다고 하였다. 식 1은 collapse factor 관계식이고 표 1은 correlation 상수이다.

$$\frac{w_p}{w_p^o} = \left\{ \left(\frac{T_o}{T_s} - 1 \right) \left[1 - \exp(-p_1 C^{\rho_1}) \right] \left[1 - \exp(-p_3 S^{p_3}) \right] + 1 \right\} \times \exp \left[-p_5 \left(\frac{1}{1+C} \right)^{p_6} \left(\frac{S}{1+S} \right)^{p_7} Q^{p_8} \right] \quad (1)$$

$$\begin{aligned} \text{여기서, } w_p^o &= \rho_G^o \Delta V & C &= \frac{(\rho_{p_t}^o)_W \left(\frac{T_s}{T_o} \right)}{(\rho_{c_p}^o)_G D} \\ S &= \frac{h_c \theta_T \left(\frac{T_s}{T_o} \right)}{(\rho_{c_p}^o)_G D} & Q &= \frac{q \theta_T}{(\rho_{c_p}^o)_G D T_o} \end{aligned}$$

표 1. Epstein의 collapse factor 관계식 상수

Pressurant	Pro-pellant	p_1	p_2	p_3	p_4	p_5	p_6	p_7	p_8
H ₂ , He	H ₂	0.330	0.281	4.26	0.857	1.50	0.312	0.160	0.986
O ₂ , N ₂ , He	O ₂	0.775	0.209	3.57	0.790	0.755	0.271	0.236	0.895
N ₂ , He	N ₂	↓	↓	↓	↓	↓	↓	↓	↓
F ₂ , He	F ₂	↓	↓	↓	↓	↓	↓	↓	↓

Neil T. Van Dresar[2]는 M. Epstein과 R. E. Anderson이 제시한 기존의 가압가스 요구량 계산식[1]을 NASA의 시험데이터[3,4,5,6]와 비교하였다. 기존 관계식에서 구형 추진제탱크인 경우 equivalent diameter에 대한 정의를 수정하여 시험데이터와의 오차를 14% 이내로 줄일 수 있었다고 하였다.

Robert J. Stochl, Philip A. Masters, Richard

L. Dewitt, and Joseph E. Maloy[3,4,5,6]는 직경 1.52 미터와 3.96 미터의 구형 탱크에 대하여 액체수소를 추진제로 사용하고 헬륨 및 기체수소를 가압가스로 사용하는 경우에 있어, 하드웨어 및 운용조건에 변화에 따른 가압가스 소모량을 측정하고 시험데이터를 계산 프로그램[7]을 통한 예측결과와 비교하였다. 가압가스 소모량에 가장 큰 영향을 미치는 요소는 유입되는 가압가스의 온도이고, 다음이 탱크 내에 장착된 인젝터의 형상이라고 하였다. 탱크로 유입되는 가압가스의 온도가 높을수록 총소모량은 감소하지만, 에너지 손실이 증가하여 효율은 떨어진다고 하였다.

William H. Roudebush[7]는 얼리지와 탱크벽면의 축방향 온도분포 및 가압가스 요구량을 계산하는 프로그램을 제시하였다. 얼리지 내부에서 시간과 위치 변화에 따른 가압가스의 열역학적 상태를 나타내는 미분방정식을 수치해석적인 방법으로 계산하였다. 가압압력, 배출유량, 가압가스 온도, 가압가스 종류 등 19가지 조건의 시험데이터와 비교하였고 전체적으로 계산결과와 잘 일치한다고 하였다.

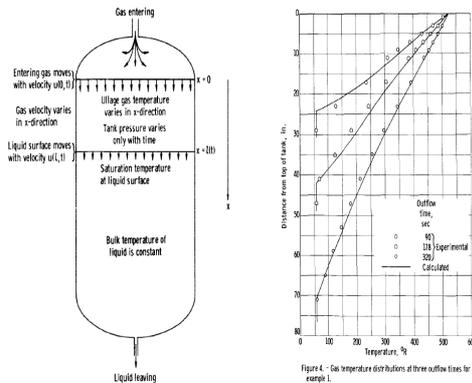


그림 1. NASA의 얼리지 해석 프로그램 예시

Richard L. Dewitt, Robert J. Stochl, William R. Johnson[8]은 6가지 형상의 인젝터에 대하여 인젝터의 형상이 가압가스 소모량에 미치는 영향에 대한 시험을 수행하였다. 시험결과 가압가스를 분산시키는 디퓨저 형태의 인젝터 5종류에 대하여는 가압가스 소모량이 비슷하지만 가압가스

를 하부로 분사하는 직선 배관의 경우 가압가스의 소모량이 현저히 감소한다고 하였다. 직선 배관의 경우 직경이 작을수록 가압가스 소모량은 더욱 줄어들지만, 추진제가 흡수하는 열량이 증가하여 표면 근처의 추진제 온도가 높아짐으로 인해 사용하지 못하는 추진제의 양이 증가하고, 추진제배출 초기에 추진제표면의 요동 및 얼리지 내부의 격렬한 뒤섞임으로 인해 얼리지 온도 및 압력이 감소한다고 하였다.

3. 얼리지 해석모델

3.1 얼리지 내부 에너지 평형

추진제탱크로 유입되는 가압가스가 지닌 에너지는 크게 추진제를 밀어내는데 사용된 팽창일, 주변과의 열전달을 통한 손실, 그리고 얼리지 내에 잔류하는 내부에너지로 나눌 수 있다. 실린더 형상을 가지는 추진제탱크의 경우 탱크벽면으로의 손실이 가장 큰데, 특히 극저온 추진제탱크의 경우 고온의 가압가스와 극저온의 추진제탱크 사이의 큰 온도차로 인하여 얼리지 내부의 가압가스 온도가 감소하고 이로 인한 얼리지 내부 압력의 감소로 추진제탱크 내의 압력을 유지하기 위해 더 많은 가압가스를 필요로 하게 된다.

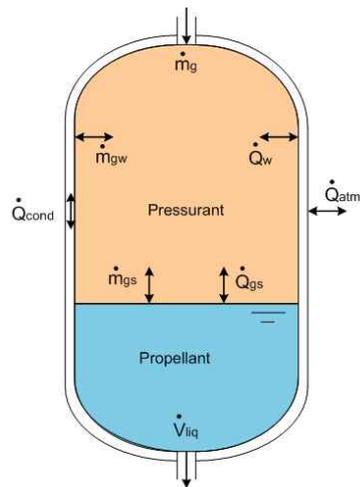


그림 8. 추진제탱크 내부 에너지교환 개략도

그림 2는 얼리지 영역을 중심으로 한 추진제 탱크 내부의 에너지교환 개략도이다. 여기에서 얼리지 영역만을 제어체적으로 고려하고 에너지 평형식을 정리해 볼 수 있다. 추진제가 배출됨에 따라 추진제 표면의 액위가 낮아지므로 제어체적은 시간에 따라 팽창하게 되는데 팽창율은 추진제가 배출되는 체적유량과 동일하다. 얼리지 해석을 위한 기본모델에서는 탱크벽면 혹은 추진제 표면에서의 증발이나 응축에 의한 질량전달을 고려하지 않았으므로, 유입되는 가압가스를 제외하고는 제어체적을 통하는 질량의 출입은 없다.

에너지보존방정식에서 제어체적을 빠져나가는 질량이 없고, 증발이나 응축을 고려하지 않았으므로 얼리지 내부는 단일가스(가압가스)만이 존재한다고 볼 수 있다. 또한 제어체적을 통해 빠져나가는 열량을 추진제탱크 벽면과 추진제 표면 영역으로 나누고 팽창일(PdV work)만이 존재한다고 보면 에너지보존방정식을 식 2와 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{dU}{dt} = \dot{m}_g h - \frac{d(PdV)}{dt} - \dot{Q}_w - \dot{Q}_{gs} \quad (2)$$

여기에서, U 는 얼리지에 잔류하는 가압가스의 내부에너지, \dot{m}_g 는 유입되는 가압가스의 질유량, h 는 가압가스의 엔탈피, P 는 얼리지 압력, dV 는 얼리지의 체적변화, \dot{Q}_w 는 가압가스와 탱크벽면 사이의 열전달량, \dot{Q}_{gs} 는 가압가스와 추진제 표면 사이의 열전달량이다. 식 2를 적분하고 양변을 유입된 가압가스의 에너지로 나누면 가압효율 및 각 부분의 에너지 손실율을 알 수 있다.

$$1 = \frac{dU}{\dot{m}_g h} + \frac{PdV}{\dot{m}_g h} + \frac{Q_{gs}}{\dot{m}_g h} + \frac{Q_w}{\dot{m}_g h} \quad (3)$$

3.2 계산방법 및 가정

얼리지 해석을 위해 SINDA/FLUINT를 사용하였다. SINDA/FLUINT는 1차원적인 계산을 수행하는 프로그램으로서 그림 3에 모델링 구성요

소 사이의 관계를 나타내었다. Lump는 fluid network에서 유체의 질량과 에너지의 변화에 관계된 요소로서 열역학적 상태를 결정하고, path는 질량과 에너지의 전달에 관계된 요소이다. Node와 conductor는 thermal network의 구성요소이다. 두 network 사이의 에너지전달은 tie를 통해 이루어진다.

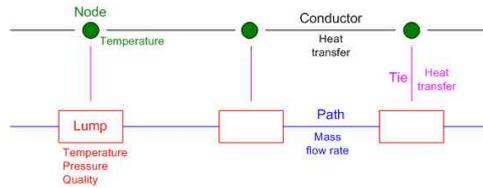


그림 3. SINDA/FLUINT의 모델링 구성요소

해석모델은 크게 얼리지 내부 가압가스의 상태를 모사하는 부분, 탱크를 모사하는 부분, 열전달을 모사하는 부분으로 나뉜다. 얼리지 내의 가압가스와 추진제 수위 위쪽의 탱크부분이 모델링에 포함된다. 추진제와 추진제 수위 아래의 탱크부분은 모델링에 포함하지 않고 경계조건으로 처리하였다. 얼리지와 탱크는 축방향으로 나눌 수 있고 추진제가 배출됨에 따라 얼리지와 주변의 탱크가 함께 축방향으로 팽창하면서 열전달이 시작되도록 하였다.

기본모델의 해석을 단순화하기 위하여 다음과 같은 가정을 하였다. 이 가정들은 기본모델을 작성하기 위해 설정한 것으로 시험데이터를 통해 수정보완할 예정이다.

- (1) 얼리지 내부 가압가스는 반경방향, 원주방향으로 동일한 온도를 가진다.
- (2) 탱크벽면은 반경방향, 원주방향으로 동일한 온도를 가진다.
- (3) 추진제표면 및 탱크벽면에서의 질량전달은 없다.
- (4) 추진제표면의 온도는 추진제의 온도와 동일한 값을 유지한다. (추진제의 온도는 해석영역 밖의 경계조건으로서 항상 일정)
- (5) 추진제탱크의 초기 온도는 추진제의 온도와 동일하다.

(6) 초기에 얼리지 내부는 가압가스와 동일한 기체로 채워져 있다. (증발된 추진제 가스 무시)

(7) 얼리지 내부의 초기 온도는 유입되는 가압가스의 온도와 동일하다. (얼리지 내부 초기 온도는 가압가스의 초기 유량에 영향을 미치는 것으로서 시험 혹은 별도의 해석이 필요)

3.3 모델링

그림 4는 얼리지 해석을 위한 모델링 구조이다. 탱크돔을 제외한 얼리지는 축방향으로 분할되어 있고, 초기에 부피를 가지고 있지 않은 상태에서 추진제가 배출됨에 따라 이와 동일한 체적유량으로 팽창한다. 하나의 lump가 지정된 체적에 도달하면 팽창을 멈추고 다음 lump가 팽창하게 된다. 추진제탱크로 유입되는 가압가스는 추진제탱크의 압력을 유지할 수 있도록 유량이 제어되며 상부 lump로부터 팽창하고 있는 하부 lump까지 흐르게 된다. 돔을 제외한 추진제탱크 벽면 역시 축방향으로 분할되어 있고, 초기에 무시할만한 부피를 가지고 있다가 lump의 팽창에 따라 동일한 길이로 팽창한다. 탱크의 각 node 사이는 축방향 전도에 의한 열전달을 하게 된다.

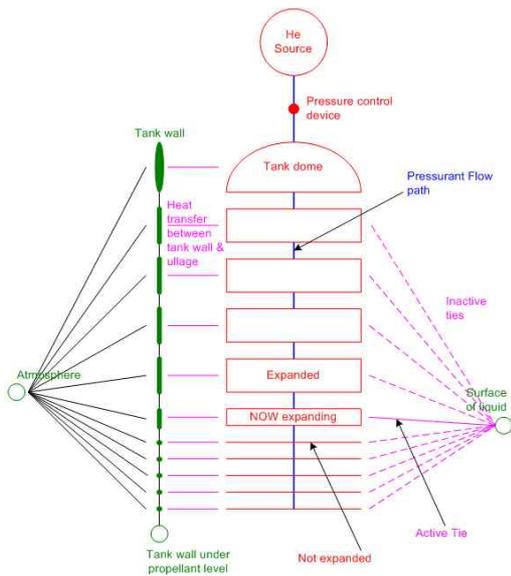


그림 10. 모델링 구조

추진제 표면은 특정 온도의 경계조건으로 가정하였고 추진제 표면에서의 질량전달은 고려하지 않았다. 추진제 표면은 모든 lump와 tie에 의해 연결되어 있으나 항상 비활성 상태를 유지하고 있고, 팽창이 진행되고 있는 lump의 tie만 활성화되어 열전달을 수행한다.

얼리지 내의 가압가스와 탱크벽면 사이의 열전달, 가압가스와 추진제표면 사이의 열전달, 외부대기와 탱크벽면 사이의 열전달 계산에는 모두 자연대류열전달계수를 사용하였다. 이 열전달계수들은 프로그램이 실행되는 동안 가압가스와 탱크벽면의 온도변화 및 특성길이의 변화에 따라 프로그램에서 자동으로 계산되도록 하였다. 가압가스와 탱크벽면의 온도는 각 time step에서의 질량평균값과 면적평균값을 사용하였는데, 가압가스와 추진제 표면과의 열전달계수인 경우에는 추진제 표면의 온도값과 팽창이 진행되고 있는 lump의 온도값을 사용하였다. 적용한 열전달계수 관계식은 아래와 같다[9].

$$h = C \frac{k_f}{L_s} X^n \quad (4)$$

여기서, k_f 는 유체의 열전도율, L_s 는 특성길이, X 는 rayleigh수이고 상수값은 아래와 같다.

For vertical surfaces,

$$\text{Laminar} : 10^4 \leq X < 10^9 \quad C=0.59 \quad n=1/4$$

$$\text{Turbulent} : 10^9 \leq X < 10^{12} \quad C=0.13 \quad n=1/3$$

Horizontal surfaces, above cooler surface

$$\text{Laminar} : 3 \times 10^5 \leq X < 3 \times 10^{10} \quad C=0.27 \quad n=1/4$$

4. 가압가스 소모량 계산

4.1 대상시스템

추진제탱크 얼리지 해석을 위해 항공우주연구원 내 추진제공급시험설비(PTF)의 산화제탱크를 모델링의 대상으로 하였다. 이는 시험데이터를 이용하여 작성된 프로그램의 초기, 경계조건을

명확히 하고 시험과 계산결과와의 비교검증을 위한 것이다. 추진제탱크의 형상을 제외한 변수들은 특정값을 가정하여 입력하였는데, 가압가스 유입온도, 탱크 압력, 추진제 배출유량 등은 운영 조건에 따라 수식으로도 입력이 가능하다. 표 2는 기본해석을 위한 주요 입력변수이다.

표 2. 기본모델에 사용된 시스템의 주요 변수

항목	변수값
추진제탱크 내경	991 mm
탱크실린더부 길이	2602 mm
추진제탱크 두께	16 mm
추진제	LOX
가압가스	GHe
추진제배출유량	0.02 m ³ /sec
가압가스유입온도	298 K
초기열리지온도	298 K
초기열리지가스구성	GHe 100%
초기열리지압력	0.5 MpaA
열리지제어압력	0.5 MpaA
초기추진제높이	탱크실린더 상단
최종추진제높이	탱크실린더 하단
추진제탱크초기온도	90 K
추진제온도	90K
추진제배출시간	99초

4.2 계산 결과

본 계산 결과는 수정보완되지 않은 기본모델 및 가정된 변수값을 사용한 것으로서 실제 열리지 특성상 차이가 있을 수 있음을 미리 밝힌다.

그림 5는 추진제의 배출이 시작된 후 임의의 특정시간(33, 66, 99초)이 지난 시점에서의 열리지 내부 및 탱크벽면의 온도분포를 보여준다. 세로축은 탱크 실린더를 길이방향으로 20등분한 지점을 나타낸다.

각 시간대에서 가장 아래의 지점은 추진제 표면 바로 위의 열리지를 나타내는데, 추진제의 포화온도보다 더 높은 온도를 보여주고 있다. 시간이 경과함에 따라 열리지 상부의 가스 온도는 점점 상승하고 추진제표면 근처의 가스 온도는 점점 감소하는 경향을 보여주었다.

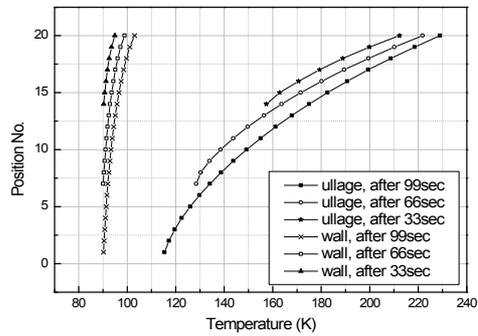


그림 11. 시간의 경과에 따른 열리지 내부 및 탱크벽면의 온도분포

그림 6은 유입된 가압가스 에너지에 대한 열리지 내부에너지의 변화, 팽창일, 벽면열손실, 추진제표면열손실의 비율을 시간의 경과에 따라 보여주고 있다. 추진제표면에서의 열손실은 비율이 매우 적을 뿐 아니라 추진제표면 상부의 가스 온도가 점차 감소함으로 인해 시간이 경과할수록 더욱 비율이 적어짐을 알 수 있다. 추진제탱크 벽면으로의 열손실은 40~50%로써 그 비중이 크고 시간이 경과함에 따라 더욱 커지는 경향을 나타내었다. 추진제를 밀어내기 위한 가압가스의 팽창일은 20~25% 정도로써 이것이 실제 가압가스의 효율이라고 할 수 있다. 열리지 내부에는 약 35% 정도의 에너지가 잔류하였다.

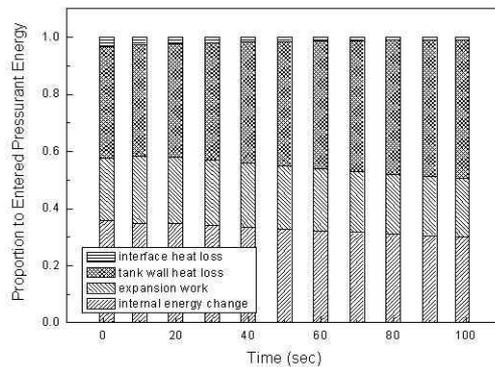


그림 6. 열리지 내부 가압가스의 에너지 분포

불활성 가스를 가압제로 사용하는 추진시스템은 일반적으로 가압제 저장탱크로부터 토출되는 가압가스를 열교환기에서 가열하여 추진제탱크로 보내는 방식을 사용한다. 이 때 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도는 가압가스 총소모량에 가장 큰 영향을 미치므로 발사체에 탑재되는 가압제 저장탱크의 무게와 관련될 뿐 아니라, 엔진 시스템에 장착되는 열교환기의 성능이나 크기에 도 영향을 미치게 된다. 또한 가압가스의 온도가 높아질수록 총소모량은 감소하지만, 탱크벽면의 구조적인 강도나 추진제 상층부 표면의 가열정도를 고려하여 가압가스 온도의 상한치를 고려하여야 한다. 이에 기본모델을 이용하여 가압가스 온도에 따른 총소모량을 예측해 보았다.

그림 7은 유입되는 가압가스의 온도에 따른 얼리지 내부의 온도분포를 99초가 경과한 시점에서 비교한 것이다. 유입되는 가압가스의 온도가 높을수록 얼리지 내부의 온도는 높게 유지되었으나 얼리지 하부로 갈수록 온도의 감소폭은 훨씬 크게 나타났다. 얼리지 내부의 가압가스 온도가 높을수록 비체적이 증가하므로 동일한 용적의 탱크를 동일한 압력으로 가압할 경우 소모되는 가압가스의 질량은 감소하게 된다.

그림 8은 유입되는 가압가스의 온도에 따른 가압가스의 필요 질유량 및 99초 시점까지의 총소모량을 나타낸 것이다. 가압가스의 온도가 높을수록 질유량 및 총소모량이 감소하였다. 시간이 경과할수록 질유량이 증가하는 것은 추진제탱크로 유입된 가압가스의 온도가 시간이 지날수록 점차 감소하여 동일 압력을 유지하기 위해 더 많은 가압가스가 필요하기 때문으로 판단된다. 그림 9는 유입되는 가압가스의 온도에 따른 99초 경과 시점에서의 얼리지 내부 에너지 분포를 보여준다. 가압가스의 온도가 높을수록 팽창일이나 내부에너지가 차지하는 비율에 비해 탱크벽면으로의 열손실 비율이 크게 나타났다. 이는 가압가스의 온도가 높을수록 필요한 가압가스의 소모량 자체는 감소하지만, 극저온 상태인 추진제탱크와의 열전달량이 증가하여 유입된 가압가스 에너지 대비 효율 측면에서는 좋지 못함을 알 수 있다.

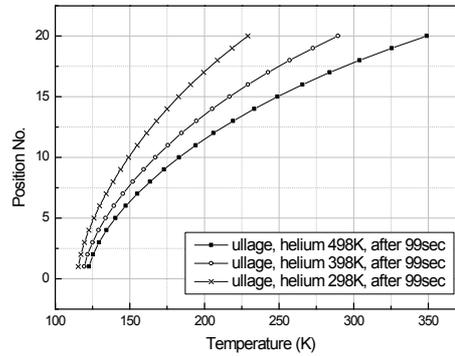


그림 13. 가압가스 온도에 따른 얼리지 내부 온도분포 (99초 경과 후)

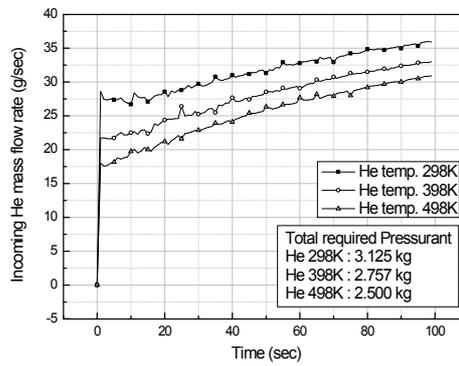


그림 14. 가압가스 온도에 따른 필요 질량유량 및 총소모량

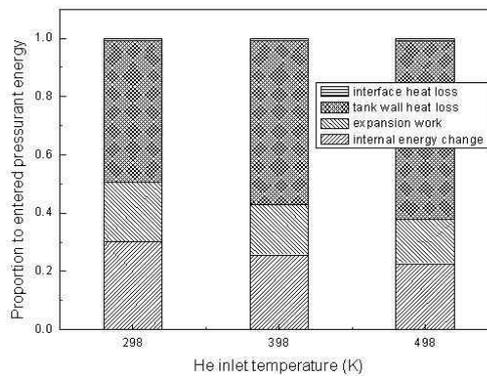


그림 15. 가압가스 온도에 따른 얼리지 내부 에너지 분포 (99초 경과 후)

5. 결 론

추진제가 배출되는 동안의 추진제탱크를 적정 압력으로 유지하기 위한 가압가스의 질유량 및 총소모량을 예측할 수 있는 얼리지 해석 기본모델을 작성하였다. 본 모델은 추진제탱크 얼리지 내부의 가압가스 및 탱크 벽면에 대하여 축방향으로 1차원 온도분포를 계산할 수 있으며, 이를 통하여 가압가스의 소모량을 예측할 수 있다. 또한 유입된 가압가스의 에너지 대비 팽창일, 주변 부로의 열손실, 내부 에너지의 비율을 계산함으로써 추진제탱크 내부에서의 가압효율을 알 수 있다. 현재 시험을 통하여 경계조건과 초기조건을 보다 명확히 하고 시험데이터와 비교를 통한 수정보완이 이루어졌으나, 본 논문에서는 기본모델을 통해 얼리지 해석 방법 및 모델링에 관한 설명을 위주로 하였다.

참 고 문 헌

1. M. Epstein and R. E. Anderson, "An equation for the prediction of cryogenic pressurant requirements for axisymmetric propellant tanks", *Advances in cryogenic engineering*, Vol. 13, pp. 207-214, 1968
2. Neil T. Van Dresar, "Prediction of pressurant mass requirements for axisymmetric liquid hydrogen tanks", *Journal of propulsion and power*, Vol. 13, No. 6, pp. 796-799, 1997
3. Robert J. Stochl, Philip A. Masters, Richard L. Dewitt, and Joseph E. Maloy, "Gaseous hydrogen pressurant requirements for the discharge of liquid hydrogen from a 3.96 meter (13 ft) diameter spherical tank", NASA TN D-5387, Aug. 1969
4. Robert J. Stochl, Philip A. Masters, Richard L. Dewitt, and Joseph E. Maloy, "Gaseous hydrogen requirements for the discharge of liquid hydrogen from a 1.52 meter (5 ft) diameter spherical tank", NASA TN D-5336, Aug. 1969
5. Robert J. Stochl, Philip A. Masters, Richard L. Dewitt, and Joseph E. Maloy, "Gaseous helium requirements for the discharge of liquid hydrogen from a 3.96 meter (13 ft) diameter spherical tank", NASA TN D-7019, Dec. 1970
6. Robert J. Stochl, Philip A. Masters, Richard L. Dewitt, and Joseph E. Maloy, "Gaseous helium requirements for the discharge of liquid hydrogen from a 1.52 meter (5 ft) diameter spherical tank", NASA TN D-5621, Jan. 1970
7. William H. Roudebush, "An analysis of the problem of tank pressurization during outflow", NASA TN D-2585, Jan. 1965
8. Richard L. Dewitt, Robert J. Stochl, William R. Johnson, "Experimental evaluation of pressurant gas injectors during the pressurized discharge of liquid hydrogen", NASA TN D-3458, 1966
9. Elloit Ring, "Rocket Propellant and Pressurization Systems", Prentice-Hall, Inc., 1964