

## 극저온 추진제탱크 가압효율 계산

권오성\*, 김병훈\*\*, 길경섭\*\*\*, 한상엽\*\*\*\*

## Calculation of pressurization efficiency of cryogenic propellant tank

Oh-Sung Kwon\*, Byung-Hun Kim\*\*, Gyoung-Sub Kil\*\*\*, Sang-Yeop Han\*\*\*\*

## Abstract

In this paper, the energy flows related to cryogenic propellant tank ullage were understood and pressurization efficiency of the tank was calculated using propellant feeding test data with the help of calculation program. The related energy flow terms and calculation method of each terms were described. Three test data of different tank pressure and incoming pressurant temperature were used. Under the test conditions, the pressurization efficiency was low in the range of 13.9% ~ 19.3%. The proportion of energy loss to the incoming pressurant energy was in the range of 55.2% ~ 67.6%. The energy loss to the propellant tank wall was the biggest one. If the temperature of incoming pressurant was the same, the rates of each energy flows to the incoming energy were almost the same regardless of the propellant tank pressure. The collapse factor of propellant tank was calculated using test data, and the relation of it to the heat loss rate was observed.

## 초 록

극저온 추진제탱크에서의 추진제 배출 시험데이터와 해석 프로그램을 이용하여 극저온 추진제탱크 열리지와 관련된 에너지 흐름을 파악하고 추진제탱크의 가압효율을 계산하였다. 열리지와 관련된 에너지 항목을 결정하고 각 항목의 계산방법을 설명하였다. 탱크의 압력, 탱크로 유입되는 가압가스의 온도를 달리한 세 가지 경우의 시험데이터를 사용하였는데, 시험조건 범위에서 가압효율은 13.9% ~ 19.3%로서 상당히 낮게 나타났다. 탱크로 유입된 에너지 중 외부로 손실되는 에너지가 55.2% ~ 67.6%였으며 이중 탱크 벽면을 통한 손실이 가장 큰 비중을 차지하였다. 탱크로 유입되는 가압가스의 온도가 같을 경우, 탱크 압력에 관계없이 각 에너지 항목의 상대적인 크기는 거의 동일하였다. 시험데이터를 이용하여 collapse factor를 계산하였고 열손실 비율과의 관계를 살펴보았다.

키워드 : 극저온(cryogenic), 추진제탱크(propellant tank), 가압효율(pressurization efficiency), 열손실(heat loss), 가압가스(pressurant)

접수일(2013년 6월 7일),

수정일(1차 2013년 10월 17일),

게재 확정일(2013년 11월 1일)

\* 발사체추진제어팀/oskwon@kari.re.kr

\*\* 발사체추진제어팀/bhk@kari.re.kr

\*\*\* 발사체추진제어팀/kgs@kari.re.kr

\*\*\*\* 발사체추진제어팀/syhan@kari.re.kr

## 1. 서 론

액체추진기관 발사체의 추진제 공급시스템은 추진제탱크에 저장된 추진제를 엔진으로 공급하는 역할을 한다. 이때 엔진 터보펌프의 흡입압력 조건을 맞춰주면서 추진제를 밀어내기 위해 추진제탱크의 가압이 필요하다. 추진제탱크 가압시스템은 여러 방식이 있겠으나, 별도의 탱크에 저장된 불활성 가스를 엔진 열교환기를 통해 온도를 높인 후 추진제탱크로 공급하는 방식이 많이 사용된다. 극저온 추진제탱크인 경우 탱크로 유입된 상온 혹은 고온의 가압가스는 탱크 벽면이나 추진제 표면과의 열전달에 의해 온도가 감소하고 이로 인해 추진제탱크의 압력이 감소하게 된다. 추진제 배출을 위해 가압시스템이 추진제탱크 압력을 일정하게 혹은 특정 선도를 따라 유지하고 있으므로, 가압가스 온도 감소에 의한 탱크 압력 감소를 보상하기 위해 더 많은 가압가스가 추진제탱크로 유입되어야 한다.

가압가스 요구량은 가압시스템을 설계함에 있어 매우 중요하므로 이에 대한 많은 연구가 수행되었다. 특히 M. Epstein은 이상적인 경우의 가압가스 요구량과 실제 요구량의 비율을 나타내는 collapse factor 개념을 도입하여 극저온 추진제탱크 가압가스 요구량을 예측할 수 있도록 하였는데[1], 이는 가압가스의 질량 관점에서 본 극저온 추진제탱크의 가압효율이라고 할 수 있다. 이와 별도로 추진제탱크 내부 얼리지(ullage, 가압가스가 차지하는 공간)를 제어체적으로 삼고 에너지의 흐름을 분석하면 에너지 관점에서 본 극저온 추진제탱크의 효율을 계산할 수 있다. 추진제탱크로 유입된 가압가스 에너지의 일부는 추진제를 밀어내는 일을 하고, 일부는 탱크 벽면, 추진제 표면과의 열전달을 통해 손실되며 나머지는 탱크 내부에 잔류한다. 이때 추진제탱크로 유입된 에너지 대비 추진제를 밀어내는 데 소모된 일의 비율이 추진제탱크의 가압효율이 된다.

국내에서도 해석 프로그램을 통하여 추진제탱크 내부 얼리지 영역의 에너지 흐름에 대한 연구가 수행되었다[2,3]. 그러나 이는 추진제탱크를 단순하게 모델링하고 운용 조건을 임의로 가정하

여 계산한 것으로서, 실제 시험 데이터를 이용하여 에너지 관점에서의 가압효율을 살펴본 것은 없다. 이에 본 논문에서는 추진제탱크의 압력, 가압가스의 온도를 달리한 세 가지 경우의 시험데이터를 통해 탱크 내부 에너지 흐름 및 가압효율을 계산해 보았다.

## 2. 시험 데이터

본 논문에서는 기존에 추진제탱크 가압가스요구량 예측 프로그램의 비교 검증을 위해 수행되었던 시험의 데이터를 사용하였다[4]. 시험은 항공우주연구원의 추진제공급시험설비(PTF)에서 수행되었다. 추진제탱크는 3단형과학로켓(KSR-III) 개발 당시 사용했던 시험용 탱크로서 직경 1 m, 벽두께 16 mm, 내용적 2.35 m<sup>3</sup>이다. 탱크 내부에는 가압가스 디퓨저, 슬로싱 방지용 배플이 설치되어 있다. 온도 측정을 위해 탱크 내부에 축방향으로 20개의 온도센서, 탱크 외부 벽면에 10개의 온도센서가 장착되어 있다.

추진제로 액체질소를, 가압가스로 헬륨을 사용하였다. 레귤레이터를 이용하여 추진제탱크의 압력을 조절하였고 별도의 열교환장치를 사용하여 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도를 제어하였다. 시험데이터에는 추진제탱크 내부 온도, 탱크 벽면 온도, 탱크 압력, 탱크로 유입되는 가압가스의 온도 및 질량유량, 배출되는 추진제의 체적유량이 포함된다. 추진제탱크 형상, 시험설비, 시험방법은 참고문헌[4,5]에 상세하게 설명되어 있으므로 본 논문에서는 기술하지 않는다.

표 1은 세 가지 경우의 시험조건을 보여준다. 시험조건은 시험설비의 운용능력 범위 내에서 임의로 선정되었으며 case 1을 기준으로 하여 case 2는 추진제탱크의 조절 압력이 다른 경우이고 case 3은 탱크로 유입되는 가압가스의 온도가 다른 경우이다. 표 1의 조건은 공칭 조건으로서 실제 시험에서는 레귤레이터가 추진제탱크 압력을 일정하게 유지해 주지 못하여 시간이 경과할수록 탱크 압력이 감소하였고, 이와 더불어 배출되는 추진제 체적유량도 감소하였다. 탱크로 유입되는 헬륨의 온도는 일정하게 유지되었는데, 열교환장

치를 사용한 case 3의 경우에도  $400 \pm 10$  K 범위를 유지하였다. 그림 1과 2는 추진제탱크 압력과 가압가스 질량유량 시험데이터이다.

표 1. 추진제 배출시험 조건

	Case 1	Case 2	Case 3
탱크 압력, MPa	0.4	0.5	0.4
헬륨 온도, K	280	280	400
추진제 유량, $\times 10^{-3}$ m <sup>3</sup> /sec	13.3	15.3	13.3

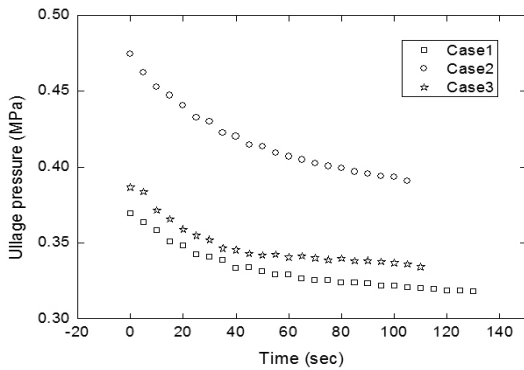


그림 1. 추진제탱크 압력 데이터

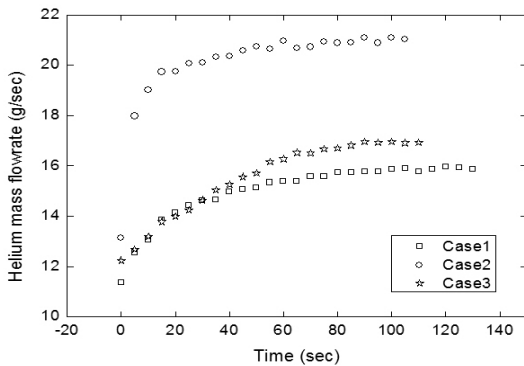


그림 2. 가압가스 질량유량 데이터

### 3. 에너지 계산

추진제탱크 내부로 유입된 가압가스 에너지의 흐름을 파악하기 위해 얼리지 영역을 제어체적으로 고려하고 에너지보존방정식을 적용한다.

이때 두 가지 가정을 하였는데 그 중 하나는 탱크 벽면이나 추진제 표면에서의 추진제 증발 및 가압가스의 응축에 의한 질량전달을 무시한 것이다. 일반적으로 추진제탱크 내부에 장착된 가압가스 디퓨저에 의해 유입되는 가압가스의 속도가 저감되고 탱크 내부에 고르게 분사된다 [6,7]. 이 경우 가압가스는 추진제탱크와의 열전달에 의해 탱크 축 방향으로 성층화된 온도분포를 가지게 되고 추진제 표면 근처의 가압가스 온도는 상당히 낮게 유지된다[5,7,8]. 이로 인해 가압가스로부터 추진제 표면으로 전달되는 열량이 작고, 이 열량이 비열이 큰 추진제의 온도를 포화온도까지 올리는데 대부분 사용된다고 보면 추진제 표면에서 증발량을 무시할 수 있다. 아울러 추진제 표면에서 확산증발을 고려할 수 있으나, 확산이 미미하여 기체산소의 농도가 추진제 표면에 집중되어 있다고 보고 이를 무시하였다. 가압가스로 비응축성 가스인 헬륨을 사용하므로 가압가스의 응축 역시 무시할 수 있다. 또한 발사체가 짧은 시간동안 큰 가속도 조건에서 비행하므로 추진제와 가압가스의 경계가 명확하고 추진제 표면이 발사체 가속도 벡터에 수직을 이루게 되므로 [9] 탱크 벽면과 관련된 질량전달을 무시한다. 실제로 해외에서 시험데이터와 비교에 많이 사용되었던 해석 프로그램에서도 질량전달을 고려하지 않았으며 [10], 국내에서 제작된 해석 프로그램에서도 질량전달을 무시하고 열전달만을 상세하게 모델링하여 시험결과와 상당히 일치하는 결과를 얻을 수 있었다 [4].

두 번째 가정은 얼리지 내부에 단일가스(헬륨)만이 존재한다는 것이다. 추진제탱크의 가압이 시작되기 전 얼리지 내부는 추진제 충전 과정에서 발생한 기화된 추진제로 차 있다. 그러나 초기 얼리지 체적이 추진제탱크 전체 체적에 비하여 상당히 작으므로 이를 무시하였다.

위 가정을 적용하면 얼리지 영역에 대한 에너지보존방정식은 식 1과 같다. 여기에서,  $\dot{m}_g$ 는 추진제탱크로 유입되는 가압가스 질량유량,  $h_g$ 는 가압가스의 엔탈피,  $P$ 는 얼리지 압력,  $dV$ 는 얼리지의 체적 변화,  $U$ 는 얼리지에 잔류하는 가압

가스의 내부에너지이다. 나머지는 모두 열전달에 의한 손실로서 각각 탱크 벽면, 탱크 내부 슬로싱 방지용 배플, 추진제 표면과의 열전달율이다. 배플에 의한 에너지 손실량을 살펴보기 위하여 벽면 손실과 별도로 분리하였다.

$$\dot{m}_g h_g = \frac{\delta(PdV)}{dt} + \dot{Q}_w + \dot{Q}_b + \dot{Q}_s + \frac{dU}{dt} \quad (1)$$

$$E_g = \int_{t_i}^{t_f} \dot{m}_g h_g dt \quad (2)$$

$$W_p = \int_{t_i}^{t_f} PdV \quad (3)$$

$$Q_w = \int_{t_i}^{t_f} \sum_j (h_w A_j (T_{j,u} - T_{j,w})) dt \quad (4)$$

$$Q_b = \int_{t_i}^{t_f} \sum_j (h_b A_j (T_{j,u} - T_{j,b})) dt \quad (5)$$

$$Q_s = \int_{t_i}^{t_f} h_s A_s (T_{lowest,u} - T_s) dt \quad (6)$$

$$U = E_g - Q_w - Q_b - Q_s - W_p \quad (7)$$

식 1을 시험 시간동안 적분하면 극저온 추진제탱크의 가압효율, 열손실 및 잔류 에너지를 계산할 수 있다. 먼저 탱크로 유입된 가압가스의 에너지 총량,  $E_g$ 는 식 2를 이용하여 계산하였다. 탱크로 유입되기 직전의 가압가스 온도와 압력 조건에서의 엔탈피,  $h_g$ 와 질량유량,  $\dot{m}_g$ 를 통해 에너지율을 구하고 이를 적분하였다. 다음으로 식 3을 통해 추진제를 밀어내는 데 소모된 일,  $W_p$ 를 계산한다. 얼리지의 체적 변화는 배출되는 추진제의 체적 유량과 동일하다.

식 4는 탱크 벽면으로의 손실,  $Q_w$ 을 계산하는 식이다. 가압가스에 노출된 추진제탱크 벽면과 얼리지 내부는 성층화된 온도분포를 가지고 있으므로 위치에 따라 온도가 다르고 또한 시간에 따라 온도가 변화한다. 이에 탱크 벽면과 얼리지를 탱크 축 방향을 따라 동일한 간격으로 나누고,

나누어진 얼리지 유한체적들과 이와 접하는 탱크 벽면들 사이의 열전달량을 먼저 계산하였다. 이를 모두 합산하면 특정 시점에서의 열전달율을 얻게 되고 다시 이를 추진제 배출 시간동안 적분하면 벽면으로의 총손실을 얻을 수 있다. 배플로의 열손실,  $Q_b$ 을 계산하는 식 5도 식 4와 유사하다. 식 6은 추진제 표면으로의 열손실,  $Q_s$ 을 계산하는 식인데 이때 추진제 표면의 온도는 일정하다고 가정하였다. 마지막으로 계산된 각 항목들을 이용하여 식 7과 같이 얼리지에 잔류하는 가압가스의 내부에너지,  $U$ 를 계산하였다. 여기에서,  $h$ 는 열전달계수,  $A$ 는 열전달면적,  $T$ 는 온도를 나타내고, 하첨자  $w$ 는 탱크 벽면,  $u$ 는 얼리지,  $b$ 는 배플,  $s$ 는 추진제 표면을 나타낸다. 식 6에서  $T_{lowest,u}$ 는 추진제 표면과 접하는 얼리지 유한체적의 온도이다.

가압효율 계산에 필요한  $E_g$ 와  $W_p$ 는 시험데이터를 이용하여 쉽게 구할 수 있으나, 열손실은 시험데이터만으로 계산하기가 어렵다. 추진제 배출에 의해 가압가스와 탱크 벽면 사이의 열전달면적이 증가하고, 가압가스에 노출되는 배플의 개수가 늘어나며, 열전달계수가 변화하기 때문이다. 이에 열손실 계산은 기존에 작성된 가압가스 요구량 예측 프로그램의 온도 계산 결과를 사용하였다. 이 프로그램은 본 논문에서 사용하는 시험데이터를 입력하여 가압가스 요구량을 상당히 정확하게 맞춘 것이다. 가압가스와 탱크 벽면, 배플, 추진제 표면 사이의 열전달량 계산에 대한 설명은 참고문헌[4]에 자세히 기술되어 있다.

## 4. 결과 및 검토

시험데이터와 해석 프로그램을 이용하여 식 1의 각 항목을 계산하였다. 세 가지 시험 조건에 대하여 각 항목의 크기는 서로 차이가 있었지만 변화 경향은 유사하였으므로 여기서는 case 1에 대해서만 자세히 살펴보기로 한다.

그림 3은 case 1에 대한 각 항목의 에너지율을 보여준다. 추진제탱크로 유입되는 가압가스 에너지율은 가압가스 질량유량의 변화와 동일하다.

Case 1은 상온 시험 조건으로서 유입되는 가압가스의 온도가 일정하였고, 헬륨을 이상기체로 보면 엔탈피는 온도만의 함수이기 때문이다. 시험 시간동안 탱크의 압력 감소 및 이에 따른 추진제의 배출 체적유량 감소로 인해 추진제를 밀어내는 데 소모되는 일률은 감소하였다.

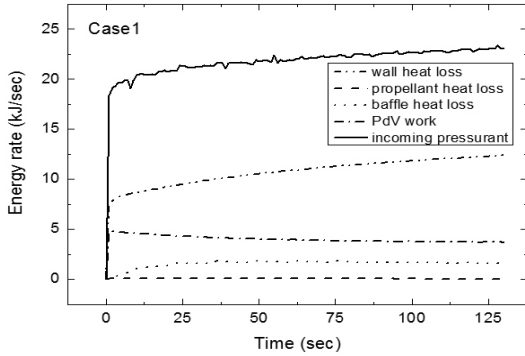


그림 3. 시간에 따른 에너지율 변화 (Case 1)

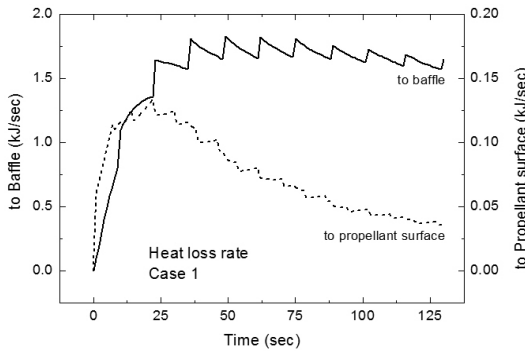


그림 4. 배플과 추진제 표면 열손실률 (Case 1)

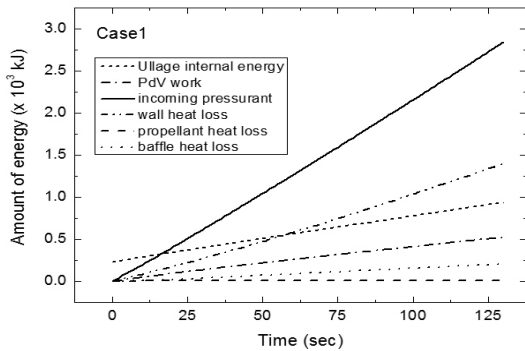


그림 5. 시간에 따른 에너지량 변화 (Case 1)

세 가지 경로의 가압가스 열손실 중 탱크 벽면으로의 손실률이 가장 컸고 얼리지 팽창에 따른 탱크 벽면과의 열전달면적 증가에 의해 시간이 경과할수록 손실률은 증가하였다.

추진제 표면으로의 열손실은 미미하였다. 주목할 점은 탱크 내부 배플로의 열손실률이 무시할 수 없는 정도라는 것이다. 그림 4에 배플과 추진제 표면으로의 열손실률을 확대하여 나타내었다. 배플로의 열손실률을 보면 특정 시간 간격으로 급격한 변화가 발생하는데 이는 배플의 형상 특성에 기인한 것이다. 시험에 사용된 추진제탱크의 배플은 얇은 판 형태로서 탱크 벽면에 비해 질량 대비 면적이 상당히 크다. 그러므로 추진제의 배출에 의해 각 배플이 얼리기에 노출될 때마다 가압가스의 열손실이 갑자기 증가하지만, 배플의 열용량이 작아 가압가스에 노출된 배플 온도가 빠르게 상승하므로 가압가스의 열손실이 금방 줄어들게 된다. 배플의 이러한 특성은 추진제탱크 압력에도 작은 영향을 미치는데, 참고문헌 [4]의 해석결과를 보면 배플이 얼리기에 노출될 때마다 탱크 압력 변화가 커지는 것을 알 수 있다. 추진제 표면으로의 열손실은 시간의 경과에 따라 감소하는데 이는 추진제 표면과 접하는 영역의 가압가스 온도가 점차 낮아지기 때문이다.

그림 5는 식 1의 각 항목을 시간 적분하여 누적된 에너지량을 나타낸 것이다. 각 항목의 에너지율 기울기가 크지 않으므로 누적되는 에너지량은 대체로 선형적으로 증가하였다. 추진제 배출이 시작되기 전에 얼리지는 이미 어느 정도의 체적을 가지고 있으므로 얼리지의 내부에너지는 초기 특정 값을 가진 상태에서 증가한다.

그림 6은 추진제탱크로 유입된 가압가스 에너지 대비 각 항목의 에너지량을 시간의 경과에 따라 나타낸 것으로서, 극저온 추진제탱크 내부에서 가압가스 에너지 흐름의 상대적인 크기를 알 수 있다. 먼저 가장 비중이 큰 항목은 탱크 벽면을 통한 열손실로서 초기에 41%에서 점차 증가하여 추진제 배출이 종료된 시점에서는 49%까지 증가하였다. 즉 탱크 내부로 유입된 에너지의 거의 절반이 탱크 벽면 온도를 높이는데 사용되었다는 것이다. 배플을 통한 열손실은 전체 유

입된 에너지의 7%를 차지하였다. 비록 큰 비중을 차지하지는 않지만 탱크 내부에 장착되는 구조물에 의한 열손실도 무시할 수 없다. 추진제 표면을 통한 열손실은 1% 미만으로서 매우 작았다. 추진제 배출이 종료된 시점에서 가압가스 에너지의 전체 열손실은 57%로서, 추진제 배출을 위해 탱크에 공급해 준 에너지의 절반 이상을 차지하였다. 탱크 내부에 잔류하는 에너지는 초기에 33%에서 25%까지 줄어들었는데, 이는 시간이 경과할수록 외부와의 열전달에 의해 얼리지 내부 가압가스의 평균 온도가 감소하기 때문이다. 추진제를 밀어내는 데 소모된 일은 추진제 배출 종료 시점에 18%로 나타났다. 결국 추진제탱크의 가압효율이 18%라고 할 수 있으며, 극저온 추진제탱크로부터 추진제를 배출하기 위해 필요한 에너지의 약 5배를 탱크에 공급한 셈이다.

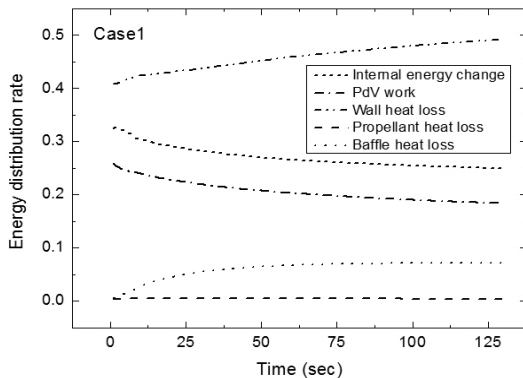


그림 6. 각 에너지 항목의 상대 비율 (Case 1)

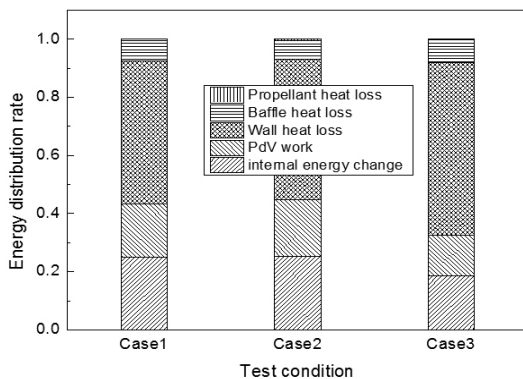


그림 7. 세 가지 시험조건에 대한 에너지 상대비율 비교

그러나 본 논문의 가압효율은 크기가 작고 탱크 벽면 두께가 두꺼운 3단형과학로켓 개발시험용 탱크에 대한 계산 결과이므로, 실제 크기와 두께를 가지는 추진제탱크에 비해 가압효율이 낮은 것으로 보인다. 한국형발사체(KSLV-II)급의 추진제탱크에 대하여 운용조건을 임의로 달리 하면서 가압효율을 계산한 기존 자료[3]에서는 탱크 벽면 손실이 약 30~50%, 얼리지 내부 잔류에너지가 약 30~40%, 가압효율이 약 20~30%로서 본 논문의 결과보다 가압효율이 좀 더 높게 나왔다.

그림 7은 세 가지 시험 조건에 대하여 각 에너지 항목들의 비율을 비교한 것이다. 각 시험 조건의 초기 얼리지 상태, 시험 시간, 가압가스 온도, 탱크 압력이 서로 다르므로 에너지량은 비교하지 않았다. Case 1과 case 2를 보면 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도가 같을 경우, 탱크의 제어 압력이 다르더라도 각 에너지 항목의 비율은 거의 동일함을 알 수 있다. Case 3과 같이 가압가스의 온도가 높을 경우, 가압가스 질량유량 자체는 감소하지만 탱크로 유입되는 에너지는 증가한다. 그러나 외부로 손실되는 에너지 또한 증가하여 실제적인 가압효율은 감소한다.

표 2에 세 가지 시험조건에 대하여 추진제 배출 종료 시점의 주요 에너지 항목의 비율과 collapse factor를 종합하여 정리하였다. Collapse factor는 추진제탱크 내부 가압가스와 주변 사이의 열 및 물질전달이 없는 경우의 가압가스 필요 질량 대비 실제 유입된 가압가스의 질량비를 나타내는 것으로서, 시험 데이터를 이용한 collapse factor 계산 방법은 참고문헌[5]에 기술되어 있다. 그림 7에서 본 것과 같이 탱크로 유입되는 가압가스의 온도가 같을 경우에는 에너지 항목의 비율 및 collapse factor가 거의 비슷하게 나왔다. 그러나 가압가스의 온도가 높은 case 3의 경우에는 추진제탱크의 가압효율이 13.9%로 매우 낮았고 탱크로 유입되는 에너지의 67.6%가 손실됨을 알 수 있다.

Collapse factor는 2.33~3.20의 범위를 가졌는데, 이는 외부로의 손실이 없는 이상적인 경우의 가압가스 소모량에 비해 실제적으로 2.33~3.20배의 가압가스가 필요하다는 것이다. Collapse

표 2. 추진제 배출 종료 시점의 에너지 항목 비율과 collapse factor

	rate of $W_p$ (%)	rate of $U$ (%)	rate of $Q$ (%)	rate of $E_g - Q$	C.F.	1/C.F.	$\frac{U}{W_p}$
Case 1	18.4	25.0	56.6	0.43	2.36	0.42	1.36
Case 2	19.3	25.4	55.2	0.45	2.33	0.43	1.32
Case 3	13.9	18.5	67.6	0.32	3.20	0.31	1.33

factor의 역수를 질량 관점에서의 추진제탱크 효율이라고 볼 때, 이 값은 추진제탱크로 유입된 에너지에서 열손실을 제외한 나머지 에너지들을 합산한 비율과 거의 일치하였다.

참고문헌[3]을 보면 얼리지 내부에 잔류하는 에너지를 팽창일로 나눈 값은 이론적으로는 약 1.5이다. 본 논문의 시험데이터를 이용한 계산에서는 1.32~1.36의 범위로서 이론값보다 다소 낮기는 하지만 거의 일정한 값을 보여주고 있다.

추진제 배출 종료 시점에서의 탱크 압력과 얼리지 부피가 결정되어 있다면, 추진제를 밀어내는 데 소모되는 일량과 얼리지에 잔류하는 내부 에너지량 역시 결정된다. 이 두 에너지량 이상으로 탱크로 유입되는 에너지는 모두 잉여 에너지로서 손실된다.

## 5. 결 론

추진제탱크의 압력, 탱크로 유입되는 가압가스의 온도를 달리한 세 가지 경우의 시험데이터를 이용하여 극저온 추진제탱크의 가압효율을 계산하였다. 에너지 관점에서 본 가압효율은 시험 조건 범위에서 13.9% ~ 19.3%로서 상당히 낮게 나타났다. 외부와의 열전달에 의해 손실되는 에너지가 55.2% ~ 67.6%였으며 이 중 대부분은 탱크 벽면을 통한 손실이 차지하였다. 탱크 내부에 장착된 배플에 의한 열손실도 약 7% 안팎으로 무시할 수 없는 수준이었다. 탱크로 유입되는 가압가스의 온도가 같을 경우 탱크 압력에 관계없이 각 에너지들의 비율이 거의 동일하였으나, 가압가스의 온도가 높은 경우 가압효율이 상당히 감소하였다. 손실되는 에너지를 제외한 나머지 에

너지를 합산한 비율은 collapse factor의 역수와 거의 동일하였다.

## 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, Plenum, New York, 1968, pp.207-214
2. 권오성, 조남경, 조인현, "추진제탱크 얼리지 해석을 위한 기본모델", *항공우주기술*, 제9권, 제1호, 2010, pp.125-132
3. 권오성, 한상엽, 조인현, "운용조건 변화에 따른 추진제탱크 가압가스 요구량 예측", *항공우주기술*, 제10권, 제1호, 2011, pp.54-62
4. O. S. Kwon, B. H. Kim, G. S. Kil, I. H. Cho, Y. S. Ko, "Modeling the Prediction of Helium Mass Requirement for Propellant Tank Pressurization", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 49, No. 6, 2012, pp.1150-1158
5. 권오성, 김병훈, 조인현, 고영성, "가압가스 온도에 따른 극저온 추진제탱크 가압가스 요구량", *한국항공우주학회지*, 제38권, 제12호, 2010, pp.1202-1208
6. 권오성, 한상엽, 권기정, 정용갑, "추진제탱크 가압용 인젝터 출구에서의 유동가시화 및 해석", *한국항공우주학회지*, 제38권, 제1호, 2010, pp.73-79
7. 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
8. M. E. Nein, J. F. Thompson, "Experimental and Analytical Studies of Cryogenic Propellant Tank Pressurant Requirements", NASA TN D-3177, 1966
9. N. T. Van Dresar, "Pressurization of Cryogens: A Review of Current Technology and its Applicability to Low-Gravity Conditions", AIAA-92-3061, 28th Joint Propulsion Conference and Exhibit, 1992
10. William H. Roudebush, "An Analysis of the Problem of Tank Pressurization during Outflow", NASA TN D-2585, 1965