

論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.12.1202

가압가스 온도에 따른 극저온 추진제탱크 가압가스 요구량

권오성*, 김병훈*, 조인현*, 고영성**

Required Pressurant Mass for Cryogenic Propellant Tank
with Pressurant Temperature Variation

Oh-Sung Kwon*, Byung-Hun Kim*, In-Hyun Cho* and Young-Sung Ko**

ABSTRACT

The prediction of the required pressurant mass for maintaining the pressure of propellant tanks during propellant feeding is an important issue in designing pressurization system. The temperature of pressurant fed into propellant tank is the critical factor in the required pressurant mass and is one of the most crucial design parameters in the development of pressurization system including designing the weight of pressurant tanks and the size of heat exchanger. Hence a series of propellant drainage tests by pressurizing propellant stored in a cryogenic propellant tank have been performed with measuring the temperature distribution inside ullage and the required pressurant mass according to the temperature condition of pressurant. Results shows that the required pressurant mass decreases as the temperature of pressurant increases. However, the rate of the actual pressurant mass to the ideal required pressurant mass increases.

초 록

추진제가 배출되는 동안 발사체 추진제탱크의 압력을 유지하기 위해 필요한 가압가스의 요구량을 예측하는 것은 가압시스템의 설계를 위해 반드시 필요하다. 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도는 가압가스의 요구량에 가장 큰 영향을 미치는 요소로서, 저장탱크의 무게, 열교환기의 크기 등 가압시스템의 개발에 있어 중요한 설계기준이 된다. 이에 극저온 추진제탱크 내에 저장된 추진제를 가압하여 배출하는 실험을 수행하였고, 가압가스 온도 조건에 따른 가압가스 요구량과 얼리지 온도분포를 측정하였다. 그 결과 가압가스의 온도가 높을수록 요구량 자체는 감소하였지만, 이상적인 가압가스 요구량 대비 실제 필요량의 비율은 증가하였다.

Key Words : Pressurant(가압가스), Propellant Tank(추진제탱크), Cryogenic(극저온), Ullage(얼리지), Launch Vehicle(발사체)

1. 서 론

액체로켓엔진을 사용하는 발사체에서는 추진제를 엔진으로 공급하기 위하여 추진제탱크를 가압하게 된다. 이 때 추진제탱크의 가압 압력은 엔진시스템 터보펌프의 흡입압력 조건, 추진제탱크의 구조적 강도, 비행 중 가속도의 변화와 추

† 2010년 8월 25일 접수 ~ 2010년 11월 9일 심사완료

* 정회원, 한국항공우주연구원

** 정회원, 충남대학교 항공우주공학과
교신저자, E-mail : ysko5@cnu.ac.kr
대전광역시 유성구 공동 220

진제의 수두 압력 변화 등을 고려한 허용 압력범위를 가지게 된다⁽¹⁾. 추진제탱크 안에서 추진제 상부의 가스 공간을 얼리지(ullage)라고 하는데, 비행 중 추진제가 엔진으로 공급되면 얼리지는 추진제가 배출되는 체적유량과 동일한 크기로 팽창하게 되므로, 추진제탱크의 압력을 요구 조건에 맞게 유지하기 위해서는 가압시스템을 통하여 적절한 유량의 가압가스를 얼리지로 공급해 주어야 한다. 이 때 소요되는 가압가스의 질량유량 및 가압가스의 총요구량을 파악하는 것은 가압시스템의 설계에 있어 무엇보다 중요하다. 시간에 따른 가압가스의 질량유량 변화를 아는 것은 추진제탱크의 압력제어장치를 설계함에 필수적이며, 비행 중 소요되는 가압가스의 총요구량을 예측하는 것은 발사체에 탑재되는 가압가스 및 가압가스 저장탱크의 무게를 산출하는 데 있어 필수적이다⁽¹⁾.

상온의 추진제를 상온의 가스로 가압하는 경우와 달리 극저온 추진제를 상온 혹은 고온의 가스로 가압하는 경우, 추진제탱크 얼리지 내부에서는 복잡한 열 및 물질전달 현상이 발생하게 된다. 추진제가 배출되는 동안 팽창하는 얼리지 내부로 유입되는 가압가스는 극저온 상태인 추진제탱크 벽면, 추진제 표면으로 열량을 빼앗겨 온도가 감소하게 되는데, 이로 인해 추진제탱크의 압력을 유지하기 위해 상온의 추진제인 경우보다 더 많은 가압가스를 필요로 한다.

가압가스의 총요구량은 비행 종료 시점에 있어 얼리지 내부 가압가스의 열역학적 상태에 의해 결정되는데, 이에 영향을 미치는 요소로는 추진제탱크 내에 장착된 가압 디퓨저의 형상, 얼리지로 유입되는 가압가스의 온도, 탱크의 형상과 열용량, 추진제의 배출유량 등이 있다⁽²⁻⁵⁾. 특히 가압가스의 온도는 가압가스 총요구량에 가장 큰 영향을 주는 것으로 알려져 있는데, 이는 가압시스템의 설계 뿐만 아니라 엔진에 장착되는 열교환기의 필요 성능과도 연관된 중요한 요소이다. 가압가스의 온도가 높아질수록 가스 및 저장탱크의 무게를 줄일 수 있으나 열교환기의 무게는 증가하게 되므로 가압시스템의 최적설계를 위해 가압가스 온도에 따른 총요구량을 파악하는 것이 필요하다.

해외에서는 극저온 추진제탱크에 필요한 가압가스 요구량 예측과 관련하여 실험^(2-4,10), 수치해석⁽⁶⁻⁷⁾, 실험식 수립⁽⁸⁻⁹⁾ 등 다양한 방식의 연구가 수행되었으나, 그 중 실험을 통해 가압가스의 요구량과 열전달 특성을 분석하는 연구가 주를 이루고 있다. 얼리지 내부 현상의 해석에는 불확실성이 존재하므로 발사체의 개발에 있어 실험을

통해 가압가스 요구량을 파악하는 과정이 반드시 필요하다. 그러나 국내에서는 아직 이와 관련된 연구가 거의 수행되지 않은 상태로서 향후 발사체 공급계의 가압시스템을 개발함에 있어 중점을 두어야 할 과제이다.

본 논문에서는 발사체의 추진제탱크를 모사하는 실험설비를 통해 극저온 추진제 배출 실험을 수행함으로써 얼리지의 가압에 필요한 가압가스의 요구량을 파악하였다. 실험을 통해 얼리지로 유입되는 가압가스의 온도조건 변화에 따른 가압가스 요구량의 변화와 얼리지 내부 온도분포를 측정하였다.

II. 실험장치 및 방법

2.1 추진제공급실험설비

Figure 1은 추진제공급실험설비의 개략도로서, 크게 추진제탱크, 가압가스 저장 및 공급설비, 추진제 공급 및 배출설비, 가압가스 가열장치 및 유공압 설비로 구성되어 있다. 저장소의 가압가스는 가압배관에 설치된 레귤레이터를 통하여 열교환기의 작동압력 이하로 1차 감압된 후, 압력 제어장치를 거쳐 추진제탱크로 공급된다. 압력 제어장치는 얼리지의 압력을 실험 조건에 맞게 제어하는 장치로서 솔레노이드밸브와 유로의 직경이 다른 오리피스스의 조합으로 이루어져 있다⁽¹¹⁾. 가압배관에는 질량유량계와 온도센서를 설치하여 추진제탱크로 공급되는 가압가스의 유량과 탱크 입구에서의 온도를 측정하였다. 추진제 배출배관에는 오리피스를 장착하여 추진제의 배출유량을 수동적으로 제어하였으며, 체적유량계를 설치하여 얼리지의 체적 변화를 간접적으로 측정할 수 있도록 하였다.

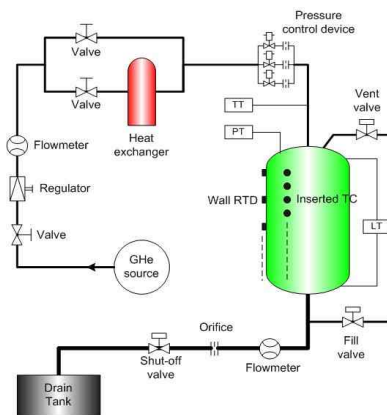


Fig. 1. Schematic of test facility

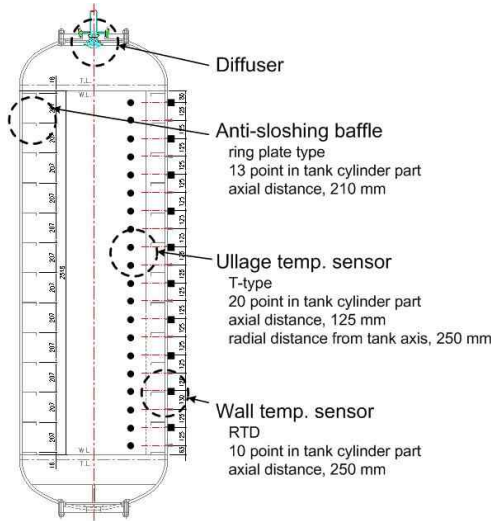


Fig. 2. Configuration of propellant tank

Figure 2는 추진제탱크의 형상을 나타낸 것으로서, 직경 1 m의 실린더형 탱크이며 본 실험을 위하여 가압가스 디퓨저⁽¹²⁾와 온도센서를 추가로 설치하였다. 디퓨저는 얼리지 내부로 유입되는 가압가스의 유속을 줄이고, 가압가스가 얼리지 내부에 고르게 분사될 수 있도록 하는 장치이다. 얼리지의 온도분포를 측정하기 위하여 추진제탱크 내부에 온도센서를 삽입하였다. 극저온 추진제와 고온의 가압가스에 의한 온도변화를 감지하기 위하여 열전대를 사용하였고, 실린더부에 탱크축 방향으로 20개를 설치하였다. 추진제탱크 외피의 온도변화를 측정하기 위하여 10개의 부착식 RTD 온도센서를 설치하였다. 탱크 내부에는 발사체 추진제탱크를 모사하기 위하여 anti-sloshing baffle이 장착되어 있으며, 상부 돔(dome)에는 얼리지 압력측정을 위한 압력센서를 부착하였다. Table 1은 실험에 사용된 추진제탱크의 규격을 보여주는데, 실제 발사체용 탱크에 비해 벽두께가 상당히 두꺼워 열용량이 크다.

Table 1. Specification of propellant tank

Inner diameter	0.991 m
Wall thickness	0.016 m
Overall length	3.325 m
Cylinder length	2.594 m
Inner volume	2.354 m ³
Material	STS304

추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도를 조절하기 위하여 가압가스 가열장치를 사용하였다. 비응축성 가스를 사용하는 발사체 가압시스템의 경우 일반적으로 극저온, 고압 상태로 저장된 가압가스를 엔진의 열교환기에서 고온으로 팽창시킨 후 추진제탱크로 공급하는 방식을 많이 사용한다. 본 실험에서는 등유버너에 의한 직접가열 방식을 사용하는 가열장치를 설치하여 가압가스 열교환기를 모사하였다.

2.2 실험조건 및 방법

극저온 추진제로는 안전을 고려하여 실제 추진제로 사용되는 액체산소 대신 액체질소를 사용하였고, 비응축성 가압가스로는 발사체와 동일하게 헬륨가스를 사용하였다. 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도를 실험변수로 하였고, 얼리지 압력, 추진제 배출유량, 추진제 배출시간은 동일하게 유지하고자 하였다. Table 2에 수행된 실험의 조건을 정리하였다.

실험은 추진제 충전, 가압배관의 예열, 추진제탱크의 가압, 추진제 배출의 순서로 진행하였다. 실험실비에서 가압가스 가열장치와 추진제탱크 사이의 거리가 길고 1인치 배관으로 구성되어 있어, 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도를 실험조건에 맞추기 위하여 가압배관을 예열하였다. 가압가스의 온도를 실험조건에 맞추기 위하여 Fig. 1의 개략도와 같이 가열장치를 거친 고온의 헬륨가스와 바이패스 배관을 거친 상온의 헬륨가스를 혼합하는 방식을 사용하였다. 각 배관에는 수동밸브를 장착하여 본 실험을 수행하기 전에 특정 온도조건을 맞출 수 있는 밸브의 개도를 미리 설정하였다. 추진제가 배출되는 동안 얼리지의 압력제어를 위하여 별도의 제어 프로그램으로 구동되는 솔레노이드밸브와 오리피스스의 조합을 사용하였다. 추진제 공급배관의 중단밸브를 개방하여 추진제가 배출되기 시작하는 시점부터 중단밸브의 차단시점까지를 실험구간으로 설정하였다.

Table 2. Test condition

Ullage pressure	4.1 barg
Propellant volume flowrate	15.5 liter/sec
Duration	130 sec
Pressurant temperature	273, 373, 473 K

III. 결과 및 토의

3.1 가압가스 요구량 비교

Figure 3~5는 실험에서 측정된 운용변수로서 각각 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도, 추진제탱크 얼리지의 압력, 가압가스의 질량유량 변화를 보여준다.

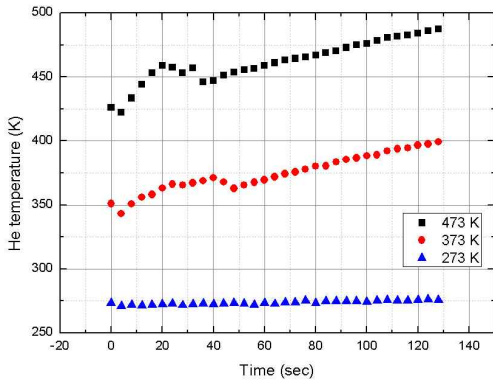


Fig. 3. He temperature

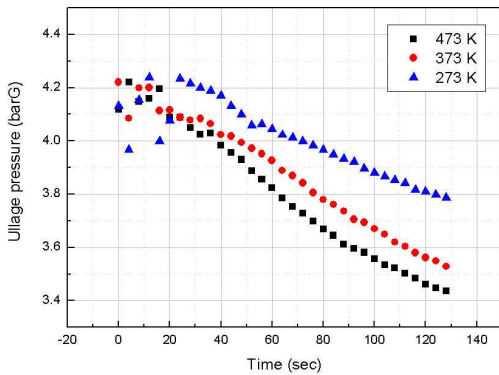


Fig. 4. Ullage pressure

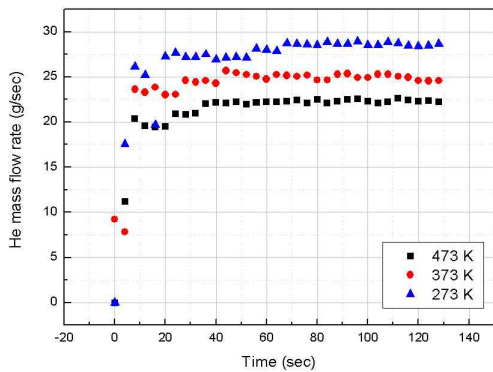


Fig. 5. He mass flowrate

가압가스의 온도는 실험이 진행되는 동안 계속 증가하였으나 평균값은 비교적 실험조건을 잘 만족하였다. 그러나, 추진제가 배출되는 동안 얼리지의 압력제어가 조건에 맞게 이루어지지 않아, 실험 초기에는 얼리지 압력의 요동이 심하였고 시간이 경과함에 따라 4.1 barg의 압력을 유지하지 못하고 계속 감소하였다. 이는 본 실험설비의 압력제어 프로그램 및 하드웨어와 관련된 문제로서, 탱크의 압력제어는 본 논문의 주제에 벗어나므로 상세히 기술하지 않기로 한다.

실험결과 각 실험 조건에 대하여 얼리지의 압력이 동일하게 유지되지 못하였으므로, 가압가스의 온도변화에 따른 가압가스 요구량을 단순 비교할 수는 없다. 이에 이상기체 상태방정식과 collapse factor의 개념을 적용하여 가압가스 온도변화가 가압가스 요구량에 미치는 영향을 간접적으로 비교하였다. Collapse factor는 얼리지 내부로 유입된 가압가스와 추진제탱크 벽면, 추진제 표면 등 주변과의 열 및 물질전달이 없는 경우의 가압가스 필요질량 대비 실제 유입된 가압가스의 질량비를 나타낸다^(8,9).

Figure 6, 7은 각각 가압가스 온도조건이 273 K인 경우를 기준으로 하여, 가압가스 온도조건 373 K, 473 K 실험의 얼리지 압력과 가압가스의 질량유량을 비율로 나타낸 것이다. 동일한 가압가스를 사용하였고 얼리지의 팽창 체적이 동일하므로 이상기체 상태방정식, $PV = mRT$ 로부터 각 실험결과의 최종 얼리지 압력비는 가압가스의 질량과 평균온도를 곱한 값의 비율과 같아야 한다. 373 K 온도조건인 실험인 경우 273 K 조건 대비 얼리지의 최종 압력이 94.6 %이고 가압가스의 온도가 137.2 % 높으므로 요구되는 가압가스의 질량은 273 K 조건에 비해 69.0 %만이 필요하게 된다. 그러나 실제 유입된 가압가스의 질량은 273 K 온도조건인 경우의 90.1 %로서 더 많은 가압가스를 필요로 하였다. 473 K 실험인 경우 273 K 조건 대비 얼리지의 최종 압력이 92.4 %이고 가압가스의 온도가 169.5 % 높으므로 요구되는 가압가스의 질량은 273 K 조건에 비해 54.5 %만이 필요하게 된다. 이 때 실제 유입된 가압가스의 질량은 273 K 온도조건인 경우의 79.2 %로서 가압가스 필요량의 차이가 더 크게 나타났다. 결국 가압가스의 온도가 높을수록 요구량은 감소하지만, 그 감소량이 온도비율과 반비례하지는 않음을 알 수 있다. 또한 가압가스의 온도가 높을수록 이상적인 경우에 비해 요구량이 더 크게 증가하였는데, 이것은 collapse factor의 계산을 통해 자세히 살펴볼 수 있다.

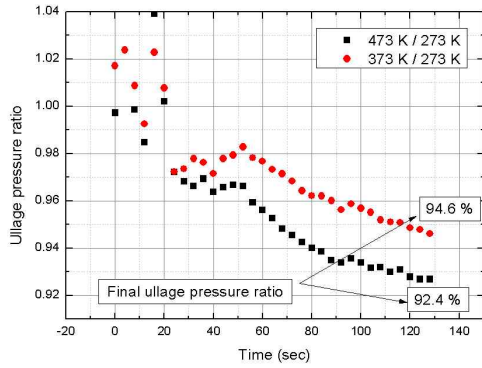


Fig. 6. Ullage pressure ratio compared to 273 K condition

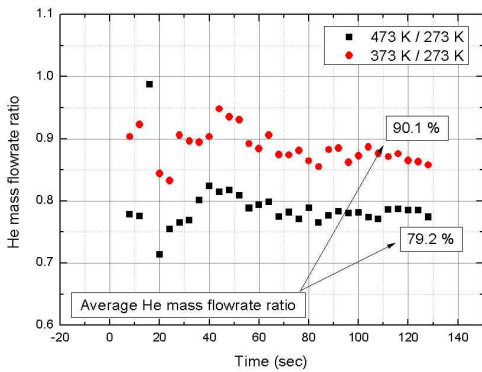


Fig. 7. He mass flowrate ratio compared to 273 K condition

Table 3은 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도조건에 따른 collapse factor를 비교한 것이다. 먼저 실험데이터를 이용하여 얼리지 내부에서 열 및 물질전달이 없는 이상적인 경우의 가압가스 요구량을 계산하였다. $P_{t, final}$ 은 130 초 시점에 있어서의 추진제탱크 얼리지의 압력이다. 얼리지는 추진제가 배출되는 체적유량과 동일한 비율로 팽창한다고 볼 수 있으므로, 얼리지가 팽창한 체적, $V_{t, final}$ 은 비교 구간에서 추진제의 체적유량 데이터를 적분하여 구하였다.

$T_{g, aver}$ 는 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 질량평균 온도이다. 가압가스의 온도 및 질량유량이 시간에 따라 변화하였으므로, 식 (1)을 사용하여 평균값을 구하였다. 계산된 값들과 헬륨의 가스상수, $2077 Nm/kgK$ 를 사용하여 이상적인 경우의 가압가스 요구량, m_{ideal} 을 계산하였다.

$$T_{g, aver} = \int (T_g \times \dot{m}_g) / \int \dot{m}_g \quad (1)$$

Collapse factor(m_{real}/m_{ideal})는 실험의 가압가스 온도조건에서 2.064와 3.073 사이의 값을 보여주었다. 추진제탱크로 유입되는 가압가스의 온도가 높아질수록 collapse factor의 값이 커졌는데, 이것은 얼리지 내부에서 가압가스와 주변과의 열 및 물질전달이 없는 이상적인 경우에 비해 실제 가압가스 요구량이 더 많아진다는 것을 의미한다. 상온의 추진제를 상온의 가스로 가압하는 경우를 이상적인 가압가스의 요구량으로 볼 때, 극저온 추진제를 고온의 가스로 가압하는 경우 본 연구의 실험조건에 대하여 약 2~3배의 가압가스를 더 필요로 함을 알 수 있다. 가압가스의 유입에 의해 추진제탱크로 공급된 에너지 대비 추진제를 배출하는 데 사용된 압력일 ($PdV work$)의 비를 얼리지의 가압효율로 보았을 때, collapse factor가 높다는 것은 동일한 일을 수행함에 있어 더 많은 에너지가 필요하다는 것이므로 가압효율이 낮아지게 된다. Table 3에서 $T_{u, aver}$ 는 얼리지 내부 가압가스의 평균온도로서 이상기체 상태방정식과 실제 가압가스의 요구량을 사용하여 계산하였다. 유입되는 가압가스의 온도 차이가 크에도 불구하고 실험 종료 시점에 있어 얼리지 내부의 평균온도에는 큰 차이가 나지 않았다. 이것은 가압가스의 온도가 높을수록 더 많은 에너지가 추진제탱크로 유입되지만 외부로의 열손실이 증가하여 결국 추진제배출 종료 시점에서 얼리지 내부에 잔류하는 에너지는 큰 차이가 없음을 의미한다.

Table 3. Comparison of collapse factor

	$P_{t, final}$ (MPa)	$V_{t, final}$ (m ³)	$T_{g, aver}$ (K)	m_{ideal} (kg)	m_{real} (kg)	Collapse factor	$T_{u, aver}$ (K)
273 K	0.478	2.010	273.7	1.690	3.488	2.064	132.6
373 K	0.452	1.987	375.6	1.152	3.142	2.729	137.6
473 K	0.442	1.960	463.9	0.899	2.761	3.073	151.0

3.2 얼리지 내부 온도분포

추진제탱크 얼리지 압력조건과 탱크 체적이 정해진 상태에서, 가압가스의 요구량은 발사체 비행 종료 시점의 얼리지 내부 온도 분포 혹은 평균 온도에 의해 결정된다. 따라서 각 실험조건에 있어서 추진제 배출 종료 시점의 얼리지 내부 온도분포를 비교해 보았다. Fig. 8은 130초가 경과한 시점에서 가압가스 온도 조건에 따른 얼리지 내부 온도분포를 비교한 것이다. 탱크로 유입되는 가압가스의 온도가 높아질수록 얼리지 내부의 온도도 높게 유지되었으나 얼리지 하부로 갈수록 온도가 더 급격하게 감소하였다. 이는 가압가스의 온도가 높을수록 주변과의 큰 온도차에 의해 더 많은 에너지를 빼앗기기 때문이다. 얼리지의 상부에서는 온도 분포에 차이가 있으나 하부로 갈수록 온도 차이는 감소하여 추진제 표면 근처에서는 거의 동일한 온도분포를 보여주었다. 이는 이미 얼리지의 상부에서 대부분의 에너지 교환이 이루어졌음을 의미한다.

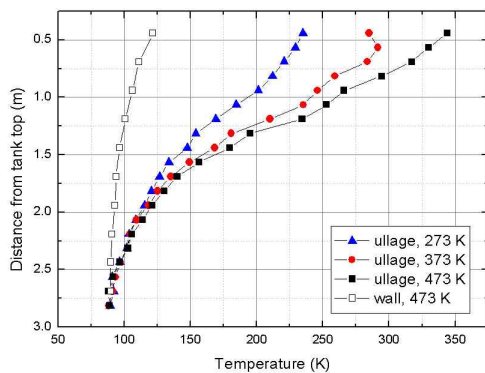


Fig. 8. Ullage temperature distribution after 130 sec

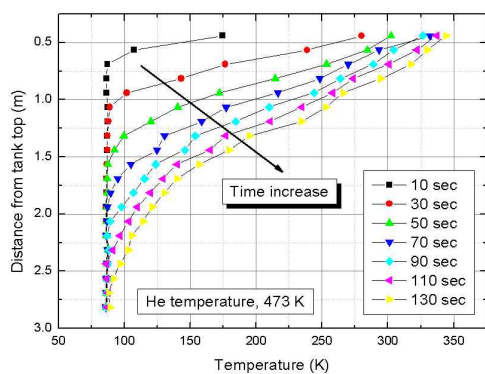


Fig. 9. Ullage temperature variation with time in case of 473 K He temp

Figure 8에 473 K 온도 조건 실험에서의 추진제탱크 벽면 온도를 표시하였는데, 탱크의 상부를 제외하고는 온도변화가 그다지 크지 않았다.

Figure 9는 473 K 온도조건에서 시간의 경과에 따른 얼리지 내부 온도분포의 변화를 보여준다. 얼리지 내부 온도는 전체적으로 성층화된 온도분포를 지니면서 점차 증가하였다. 추진제 배출 초기에는 온도 변화가 급격하였으나, 시간이 경과함에 따라 내부 온도 분포는 안정화되어 전체적으로 증가하는 경향을 보여주었다. 탱크로 유입되는 가압가스의 온도 조건이 373 K, 273 K 인 경우에는 얼리지 상부의 온도에만 차이가 있을 뿐 전체적으로 유사한 온도변화 경향을 나타내었다.

IV. 결 론

본 연구에서는 극저온 추진제탱크를 가압하여 추진제를 배출하는 실험을 수행하였고, 가압가스의 온도 조건에 따른 가압가스 요구량을 비교하였다. 각 실험 조건에서 얼리지의 압력을 동일하게 유지하지 못하였으므로, 이상기체 상태방정식과 collapse factor 개념을 적용하여 가압가스 요구량의 변화를 간접적으로 분석하였다. 가압가스의 온도가 높아질수록 실질적인 요구량 자체는 감소하였으나, 얼리지 내부에서 열 및 물질전달이 없는 경우에 비해 그 감소량은 훨씬 작게 나타났다. 실험의 가압가스 온도범위에 있어서 collapse factor는 2.064~3.073 사이로 계산되었다. 이를 통하여 극저온 추진제탱크를 상온 혹은 고온의 가압가스로 가압할 경우 얼리지 내부에서 가압가스와 주변부와의 열전달로 인한 가압가스의 온도 감소로 인해 상온의 추진제인 경우보다 2~3배 많은 가압가스가 요구됨을 알 수 있다. 추진제 배출 종료 시점에서 얼리지 내부에 잔류하는 에너지는 가압가스의 온도에 큰 영향을 받지 않았다. 또한 얼리지 내부는 성층화된 온도분포를 지니며 가압가스의 온도가 높을수록 얼리지 상부에서 온도가 급격히 감소하여 얼리지 하부에서는 가압가스 온도에 관계없이 비슷한 온도를 유지하였다.

후 기

본 연구는 교육과학기술부 특정연구개발사업인 한국형발사체(KSLV-II) 개발사업의 일환으로 수행되었습니다.

참고문헌

- 1) Elliot Ring, *Rocket Propellant and Pressurization Systems*, Prentice-Hall, Inc. 1964, pp. 211~245.
- 2) Robert J. Stochl and Richard L. Dewitt, "Pressurant Gas Requirements for the Pressurized Discharge of Liquid Hydrogen from Propellant Tanks", AIAA 5th Propulsion Joint Specialist Conference, 1969.
- 3) 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 (5ft) Diameter Spherical Tank", NASA TN D-5336, 1969.
- 4) 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 (5ft) Diameter Spherical Tank", NASA TN D-5621, 1970.
- 5) J. F. Thompson and M. E. Nein, "Prediction of Propellant Tank Pressurization Requirements by Dimensional Analysis", NASA TN D-3451, 1966.
- 6) Alok Majumdar and Todd Steadman, "Numerical Modeling of Pressurization of a Propellant Tank", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 17, no. 2, 2001, pp. 385~390.
- 7) William H. Roudebush, "An Analysis of the Problem of Tank Pressurization during Outflow", NASA TN D-2585, 1965.
- 8) 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.
- 9) Neil T. Van Dresar, "Prediction of Pressurant Mass Requirements for Axisymmetric Liquid Hydrogen Tanks", *Journal of Propulsion and Power*, Vol. 13, no. 6, 1997, pp. 796-799.
- 10) N. T. Van Dresar and R. J. Stochl, "Pressurization and Expulsion of a Flightweight Liquid Hydrogen Tank", AIAA-93-1966, 1993.
- 11) 정용갑, 권오성, 조남경, 한상엽, 조인현, "액체로켓추진시스템의 가압제 탱크에서 가압제 토출시 온도강하율에 대한 연구 (I)", *한국추진 공학회지*, 제11권 제2호, 2007, pp. 54~61.
- 12) 권오성, 한상엽, 권기정, 정용갑, "추진제탱크 가압용 인젝터 출구에서의 유동가시화 및 해석", *한국항공우주학회지*, 제38권 제1호, 2010, pp. 73~79.