

터보펌프식 액체추진기관에서의 극저온 산화제 탱크 내부 현상 고찰

조남경* · 권오성* · 정용갑* · 조인현* · 김영목* · 조기주* · 정영석*

Investigation of the Cryogenic Oxidizer Tank Inner Phenomena of Pump-fed Liquid Rocket Engine Propulsion System

Nam-Kyung Cho* · Oh-Sung Kwon* · Yong-Gahp Chung* · In-Hyun Cho* · Young-Mog Kim* · Kie-Joo Cho* · Young-Suk Jung*

ABSTRACT

In case of liquid rocket using turbopump, the inner pressure of liquid oxygen tank is maintained low, so vaporization of LOX is generally occurred. This vaporization tendency increases as the inlet helium gas temperature is higher. For estimating the amount of helium in the rocket system, the LOX vaporization phenomena should be carefully considered. In this paper, Inner process of LOX tank is analyzed by two phase flow modeling. the vaporization rate and required Helium mass is investigated with varying inlet helium temperature and heat transfer coefficient.

초 록

터보펌프 식 기체 공급계의 액체산소 탱크는 저압이 유지됨에 따라 탱크 내에서 추진제의 기화가 활발히 이루어지게 되며, 이러한 경향은 가압 기체의 온도가 높아짐에 따라 커지게 된다. 가압헬륨의 충전량을 결정하기 위해서는 이에 대한 정밀한 해석이 필요하다. 본 연구에서는 탱크내의 유동현상을 이상유동(two phase flow) 형태로 모델링 하여 탱크 내에서의 액체산소의 증발현상에 대하여 고찰하고 가압기체 온도 및 표면 열전달 계수에 따른 필요 헬륨 가스량을 예측한다

Key Words : LOX(액체산소), vaporization(증발), surface heat transfer coefficient(표면열전달 계수)

1. 서 론

액체로켓의 기체공급계 시스템의 목적은 엔진

에서 요구되는 추진제를 정량으로 공급하는 것이다. 이를 위해서는 추진제 탱크내의 열리지 압력이 일정하게 유지되어야한다 극저온 LOX

* 한국항공우주연구원(Korea Aerospace Research Institute)

의 경우 고온의 가압 헬륨가스가 유입됨으로 인해 LOX 표면에서의 증발이 이루어지게 되며, 증발된 산소가스에 의해 헬륨가스가 냉각되게 된다. 표면에서의 액체산소의 증발은 얼리지 가스의 압력을 상승시키게 되며, 이는 실제 가압에 사용되는 헬륨가스의 양이 줄어들게 됨을 의미한다. 또한 헬륨가스가 액체산소와 증발된 기체산소에 의해 냉각되는 현상이 일어나게 되는데 이것은 헬륨가스의 온도를 낮추고, 가압가스의 압력을 낮춤으로 인해 일정압력을 유지하기 위해서는 추가적인 가압 헬륨이 필요하게 된다.

따라서 이러한 액체산소의 증발과 가압 헬륨에 의한 냉각 효과를 종합적으로 분석할 필요가 있다. 터보펌프 식 액체추진 기관의 산화제 가압탱크의 경우 얼리지 기체의 압이 낮음으로 증발 현상이 보다 활발하게 이루어지므로 이에 대한 심도 있는 연구가 필요하다. 본 연구에서는 터보펌프를 사용하는 액체추진 기관의 산화제 탱크 내에서의 현상을 해석적인 방법으로 고찰하였다. 유입되는 헬륨 온도에 따라서 증발되는 액체산소의 양을 예측하였으며, 지상 대기 시와 비행 시에 예상되는 열전달 계수의 변화에 따른 액체산소 증발량을 예측하였다. 또한 LOX의 증발 및 유입 가압가스의 냉각에 대한 종합적인 평가 인자로 총 연소시간동안에 소모되는 헬륨 양을 비교 평가하였다.

2 본 론

2.1 액체산소 탱크내부의 정성적 특성

그림 1은 가압탱크 내에서 가압가스와 액체산소 간에 일어나는 물질 및 열전달 과정을 보여 준다. 탱크내의 열전달 과정은 첫째 액체산소와 wall 사이의 열전달, 둘째 액체와 액체표면간의 열전달, 가스와 액체표면간의 열전달, 셋째, 가스와 액체표면간의 열전달, 넷째, 액체산소와 wall 사이의 열전달이다. 이 때 벽과 기체 및 액체사이가 단열되어 있다고 가정하면(예:

진공 단열 탱크등) mass transfer 에 의한 가압 기체와 극저온 추진제 사이의 열전달이 열역학적 특성을 결정하게 된다[1]. 기화성 있는 액체 추진제에 있어서 기체측 표면의 온도는 기체와 같게 되고 압력에 따라 포화온도가 이루어질 때까지 기화가 일어나게 된다. 이 때 기화되는 액체는 주위에서 기화열을 빼앗는다. 일반적으로 터보펌프식 추진기관에서는 가압헬륨 탱크의 무게 및 부피를 줄이기 위하여 헬륨을 저온으로 저장하고(예: 액체산소 탱크내부에 저장) 엔진 열교환기에 의해 온도를 상승시킨 후 가압탱크로 들어가는 방식을 취한다. 이 경우 가압 헬륨의 온도가 높을수록 액체산소 표면에서의 기화량이 커지게 된다. 가압 기체와 액체산소 표면과의 열전달은 지상대기 상태에서는 일반적으로 대류 열전달 계수를 적용하여 열전달을 예측한다. 그러나 비행 상태시 표면이 기울어져서 접촉 면적이 커지고 비행 시 발생하는 진동으로 인해 가압가스와 액체산소가 혼합되므로 보다 활발한 열전달과 물질전달이 일어나게 된다. 비행시의 표면에서의 열전달 계수는 자연대류의 50-100배에 해당하는 것으로 알려져 있다.

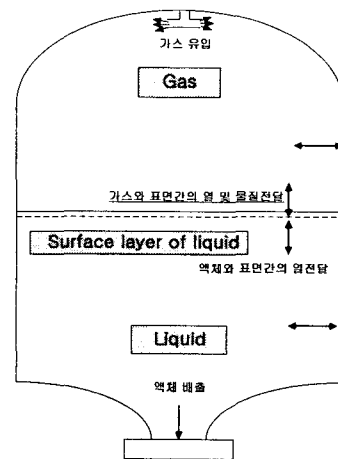


Fig. 1 LOX 탱크내에서의 열 및 물질 전달 개략도

2.2 액체산소 탱크 시스템 모델

Fig 2는 액체산소 탱크 내에서의 증발현상을 해석하기 위한 기본 시스템 모델링 사양을 보여준다. 가압 헬륨 탱크는 액체산소 내에 위치하여 90 K을 유지하고 있으며 레귤레이터 및 컨트롤 밸브에 의해 얼리지 압력을 4.5 bar로 유지시킨다. 가압 헬륨은 얼리지 공간으로 들어가기 전에 엔진 열교환기에 의해 온도가 상승한 후 들어간다. 액체산소의 배출 유량은 256 Kg/s로 유지한다. LOX 공급시간은 100초로 설정하였다.

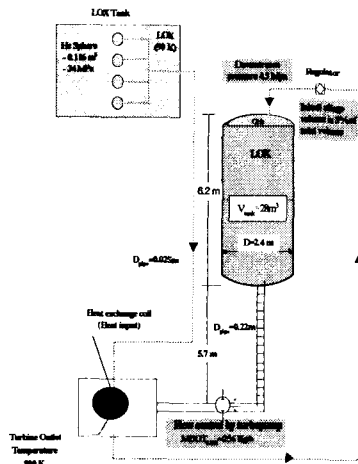


Fig. 2 기본 시스템 모델링

2.3 활용 프로그램

해석을 위한 소프트웨어로는 범용 열유체 해석 코드인 SINDA/FLUINT를 활용하였다. SINDA/FLUINT 프로그램은 NASA의 표준 열유체 설계/해석 프로그램으로 이상유동(two phase flow) 및 혼합가스에 대한 해석이 가능하여 액체산소 탱크 현상 해석, 터보펌프 및 배관의 냉각 해석 등에 활용되고 있다.

2.4 해석 내용

얼리지 공간으로 공급되는 헬륨가스의 온도와 LOX 표면에서의 열전달 계수의 변화에 따른 액체산소 증발

량 및 헬륨 소요량을 예측하였다. 열전달 계수는 지상 대기 상태를 모사하는 자연 대류 열전달 계수와 비행 상태를 모사하는 열전달 계수를 적용하였다.

Table 1. 해석 내용

변수	변수 범위	도출 항목
가압 헬륨가스 유입온도	200K - 600K	액체산소 증발량 헬륨소요량
LOX 표면에서 기체 및 액체로 의 열전달 계수	Nu=24 (자연대류 시 열전달 계수) Nu=120, Nu=240 (비행 시 열전달 계수 모사)	액체산소 증발량 헬륨소요량

2.5 해석 결과 및 고찰

Fig 3은 얼리지 공간의 기체온도 및 액체산소의 온도를 보여준다. 액체산소는 4.5 bar에서 포화온도(107 K)을 유지함을 볼 수 있다. 실제 현상에서는 전체 액체 산소부(bulk LOX)는 과냉각 상태를 유지하므로 이에 대한 고려가 추후 연구에서 이루어져야 할 것으로 판단된다.

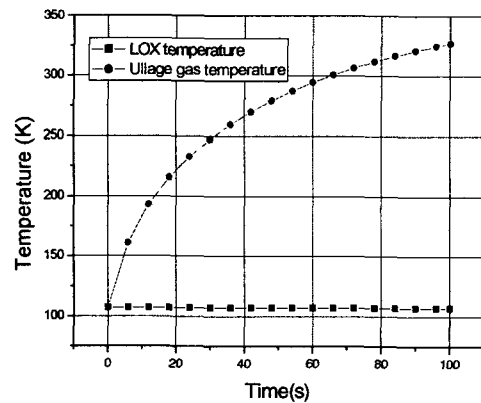


Fig. 3 얼리지 기체부와 액체산소의 온도

Fig 4는 주입되는 헬륨의 온도에 따른 액체산소의 증

발율을 보여준다. 액체산소의 증발율은 초기에 온도차가 크므로 인해 급격히 커지며, 20초에서 80초 구간에 걸쳐 안정화 되다가, 80초 이후에 탱크 내 LOX가 적어짐에 따른 얼리지 공간 내 온도상승으로 인하여 다시 증가하는 경향을 보인다. 헬륨 유입온도가 600 K인 경우 200 K의 경우와 비교하여 약 3배의 증발율을 보임을 알 수 있다.

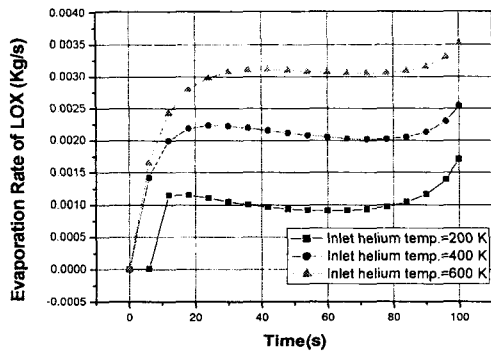


Fig 4. 헬륨의 유입온도에 따른 LOX의 증발율 (지상대기상태 기준 Nu=24)

Fig 5는 액체산소와 가압기체의 열전달 계수에 따른 액체산소의 증발율을 보이고 있다. 비행상태 시 예상되는 최대 열전달 계수(Nu=240)의 경우 지상대기 조건 모사 열전달 계수(Nu=24)에 비하여 10배 이상 증발율이 큼을 볼 수 있다.

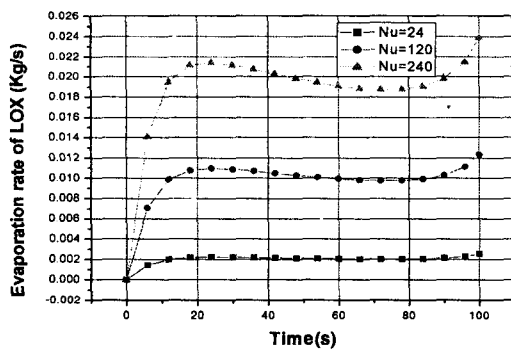


Fig. 5 표면 열전달 계수에 따른 LOX의 증발율 (헬륨유입온도 400 K 기준)

Fig 6은 유입 헬륨 온도와 표면 열전달 계수에 따른 100초 공급조건시의 헬륨 소모량을 보이고 있다. 헬륨 온도가 200 K에서 600 K으로 증가함에 따라 소요되는 헬륨량은 1/9 수준으로 줄어들게 됨을 볼 수 있다. 표면 열전달 계수는 약 Nu=120 정도에서 경향이 바뀌는 것을 볼 수 있는데 이는 얼리지부의 온도특성과 관련된 것으로 판단된다.

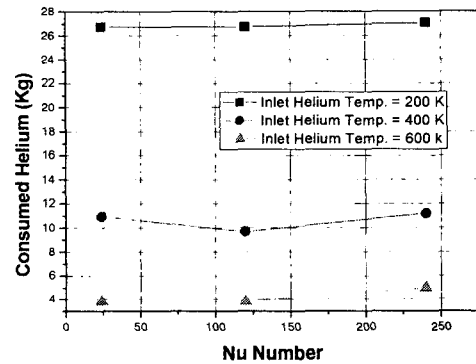


Fig. 6 표면 열전달 계수와 유입온도에 따른 헬륨 소모량

3. 결론

탱크내의 유동현상을 이상유동(two phase flow) 형태로 모델링 하여 탱크 내에서의 액체산소의 증발현상에 대하여 고찰하고 가압기체 온도 및 표면 열전달 계수에 따른 필요 헬륨 가스를 분석하였다. 헬륨 유입 온도와 표면 열전달 계수에 따른 액체산소의 증발율과 그에 따른 헬륨 소모량을 정량적으로 예측하였다.

참 고 문 헌

1. Elliot Ling et. al. , "Rocket Propellant and Pressurization System", Prentice Hall, 1964