

## 研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2012.16.3.077>재 점화가 있는 가압식 추진기관의  
액체산소 탱크 가압 헬륨량 산정조규식\*<sup>†</sup> · 정영석\* · 오승협\*Helium Quantity Estimation for LOx Tank Pressurization  
of a Restartable Pressure-fed Propulsion SystemGyusik Cho\*<sup>†</sup> · Youngsuk Jung\* · Seunghyub Oh\*

## ABSTRACT

In a cryogenic propellant tank the pressurant is contracted due to heat loss and the propellant itself evaporates. On a restartable propulsion system such phenomena are more intensive because the propellant contacts with the pressurant on the larger surface during the coast flight. Such heat and mass transfer phenomena should be considered for estimating the amount of pressurant. On the hypothesis that the heat and mass transfer quasi-equilibrium is achieved during the coast flight, the calculation process of the equilibrium pressure is presented. On the process the amount of loaded helium on the Falcon-1 second stage is calculated.

## 초 록

극저온 추진제 탱크 속에서 가압 가스는 열손실에 의해 수축하고 추진제는 기화한다. 재 점화가 있는 추진기관의 경우 무추력 비행구간에서 극저온 추진제가 가압가스와 넓은 표면적으로 접촉하기 때문에 이러한 현상이 증대된다. 가압 가스량을 산정함에 있어 이러한 탱크 내부 열 물질 전달 현상을 고려하여야 한다. 무추력 비행구간에서 열 물질 전달 준 평형상태에 도달한다는 가정 하에 평형압력 계산절차를 제시하였다. 이를 적용하여 Falcon-1 발사체 2단에 탑재된 헬륨량을 산정하였다.

Key Words: Cryogenic Propellant(극저온 추진제), Restartable Pressure-fed Propulsion System(재점화 가압식 추진기관), Heat and Mass Transfer(열 물질 전달), Coast Flight(무추력 비행)

## 1. 서 론

극저온 추진제 탱크 가압 시 가압 가스는 열손실에 의해 수축하여 압력이 떨어지고 반대로 추진제는 기화하여 열리지 공간을 채워 떨어진 압력을 일부 보충하게 된다. 따라서 필요한 가압 가스량을 산정함에 있어 이러한 탱크 내부 열 및 물질 전달 현상을 고려하여야 한다.

접수일 2011. 11. 29, 수정완료일 2012. 5. 15, 게재확정일 2012. 5. 21

\* 정희원, 한국항공우주연구원 발사체추진기관팀

† 교신저자, E-mail: gscho@kari.re.kr

[이 논문은 한국추진공학회 2011년도 추계학술대회(2011. 11. 24-25, 부산 노보텔 엠베서더) 발표논문을 심사하여 수정·보완한 것임.]

탱크 내부 열 및 물질 전달 현상은 그 복잡성으로 인해 공학적 목적을 위해서는 단순화된 모델이나 실험적 관계식을 사용하여 해석하는 것이 일반적이다. Jeremy H. Corpening[1]은 탱크 내·외부를 다섯 개의 구역으로 나누어 각 구역 간 열 및 물질 전달 지배방정식을 풀어 전체적인 해석을 수행하였다. Oh-Sung Kwon 등[2]은 더 나아가 실린더 형 탱크를 길이방향으로 분할하여 각 섹션에 대해 개별적으로 열 및 물질 전달 지배방정식을 풀고 전체를 통합하는 방법으로 해석을 수행하였다. 이러한 방법들은 가압가스의 공급유량에 따른 얼리지 압력의 변화도 같이 볼 수 있어 가압시스템 운용 알고리즘을 작성하는데 유용한 정보를 제공한다. 그러나 실제 계산을 위해서는 탱크시스템 모델링과 프로그래밍과정을 거쳐야 하고 시스템을 구성하는 요소들의 각종 물리적 값들을 사전에 알아야 하기 때문에 시간과 노력이 많이 소모된다.

발사체 초기 개념설계 단계에서는 가압 가스량 산정을 위해 보다 단순한 방법을 사용하는 것이 효율적이다. 대표적으로 M. Epstein & R. E. Anderson[3]은 실험적 결과들에 근거하여 이상적 상태에서 필요한 가압 가스량과 실제 소모량의 비를 나타내는 Collapse Factor를 계산하는 식을 제시하였다. 이를 다양한 형태의 탱크와 극저온 추진제, 가압가스 조합에 적용하여 실험 결과들과 잘 일치함을 보인 바 있다. 따라서 발사체 초기 개념설계 단계에서 주어진 탱크형상, 추진제, 가압가스 조합에 대해 가압 가스량을 개략적으로 신속히 산정하는데 M. Epstein의 Collapse Factor 계산식은 매우 유용하게 사용된다.

위성을 궤도에 투입하는 상단들 중 많은 경우는 1차 추력비행 후 상당한 시간(수십 분)동안 무추력(무중력) 비행을 하고 재 점화를 하여 2차 추력 비행을 한다. 무추력 비행시간동안 극저온 추진제 탱크 내 가압가스가 냉각 수축되어 압력이 현저히 떨어지기 때문에 재 점화를 위해 탱크를 재가압하는 과정을 거치게 된다. 이러한 경우에는 가압 가스량 산정을 위해 M. Epstein의 실험적 관계식을 그대로 사용할 수 없다. 왜냐하

면 M. Epstein의 실험적 관계식은 1회의 연속적 가압과 추진제 배출 실험 결과를 토대로 만들어진 식이기 때문이다. 따라서 무추력 비행구간의 극저온 추진제 탱크 내 열 및 물질 전달해석이 별도로 필요하고 이를 토대로 재가압에 필요한 가압 가스량을 산정하여야 한다.

본 논문에서는 재점화가 있는 발사체 상단의 극저온 추진제 탱크가 긴 1차 추력 비행구간에서 대부분의 추진제를 소모하고 짧은 2차 추력 비행을 위해 소량의 추진제만을 남긴 채 상당한 시간동안 무추력 비행을 하는 경우에 탱크 내 압력강하 값을 계산하고 재가압에 필요한 가압 가스량을 산정하는 절차를 제시하였다.

또한 본 논문에서는 제시된 가압 가스량 산정 절차의 유용성을 확인하기 위해 기존 발사체인 Falcon-1 2단 추진기관의 탑재 가압 가스량을 직접 산정하고 추정된 실제 탑재량과 비교하는 예를 보였다.

## 2. 탱크 재가압에 필요한 헬륨량 산정 절차

### 2.1 극저온 탱크 내 열 및 물질 전달 평형

재점화를 하는 상단 추진기관은 대체로 1차 추력 비행구간에서 목표하는 고도와 속도를 얻기 위해 전체 작동시간의 대부분을 소비한다. 목표 도달 후 천이궤도를 돌 때는 작동을 멈췄다가 위성이 타원궤도의 원지점에 도달했을 때 재점화하여 2차 추력비행을 하게 되는데 목적이 타원궤도를 원궤도 등으로 바꾸는 것이기 때문에 1차 추력 비행시간에 비해 상당히 짧은 것이 보통이다. 따라서 추진제의 대부분을 1차 추력 비행구간에서 소모하고 2차 추력 비행을 위해 소량만을 남긴 채 수 십분 이상 무중력 상태의 천이궤도 비행을 하게 된다. 미국 Space-X사의 Falcon-1 가압식 2단의 경우 1차 추력 비행은 약 400초, 무추력 천이궤도 비행은 약 45분 그리고 2차 추력 비행은 약 11초이다. 한국항공우주연구원에서 개발예정인 KSLV-II의 3단 Variant중 하나로 검토된 바 있는 가압식 추진기관의 경우도 1차 추력비행 약 600초, 무추력 천이궤도 비행 약 50분, 2차 추력 비행 약 10초로 설계된 바 있

다. 둘 다 추진제로 액체산소와 케로신을 사용하고 가압가스로는 헬륨을 사용한다.

재접화 상단 추진기관의 이러한 비행 프로파일을 참조하여 본 논문에서는 무추력 비행시간 동안 액체산소 탱크 내 압력강하 값 계산을 위해 다음과 같은 가정을 도입하였다.

- 1) 산화제 탱크는 완전히 단열되어 있어 외부로부터의 열 유입 및 방출이 없다. (실제에 있어서도 장시간 사용하는 상단의 극저온 탱크는 높은 수준의 단열을 한다.)
- 2) 산화제 탱크 내 헬륨이 식으면서 내놓는 열은 모두 산화제를 기화시키는데 소모된다.
- 3) 무추력 비행 시 소량의 액체산소가 무중력 하에서 얼리지 공간에 자유롭게 분산되어 체적 대비 표면적이 현저히 크기 때문에 열 및 물질전달이 충분히 이루어져 탱크 내부 압력이 산소 증기압과 같아지는 준 평형상태에 도달한다. (부록)

2.2 산화제 탱크 내 평형 압력 계산 절차

액체산소 증기압 곡선을 도시하면 Fig. 1의 실선과 같다. 산화제 탱크 내 가압가스인 헬륨의 온도/압력 변화곡선을 도시하면 Fig. 1과 같다. 물론 헬륨의 온도/압력 곡선은 1차 추력 비행구간의 헬륨 공급 온도 및 탱크 압력에 따라 달라질 수 있는데 그림에 도시한 곡선은 Falcon-1 2단 산화제 탱크의 예를 도시한 것이다.

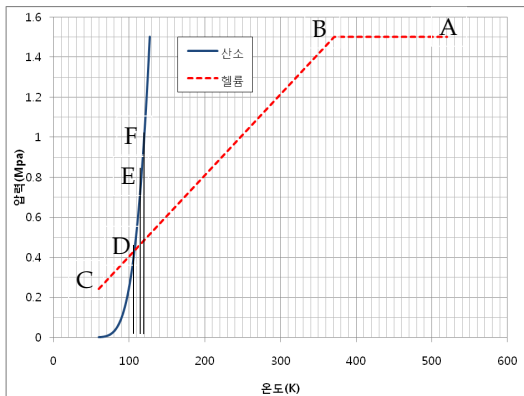


Fig. 1 Oxygen vapor pressure curve and ullage gas pressure curve in the LOX tank

Figure 1에서 A와 B 사이는 1차 추력 비행구간에 해당하는 것으로서 산화제가 배출되는 동안 탱크 압력 15 bar를 유지하기 위하여 520 K의 헬륨을 지속적으로 공급하는 상황을 묘사한 것이다. 온도가 떨어지는 이유는 선행하여 공급된 헬륨이 액체산소와의 열교환으로 계속해서 식기 때문이다. 이 경우 공급된 헬륨이 냉각으로 수축되어 압력이 줄기 때문에 일정 압력을 유지하기 위해서는 이상적인 경우보다 더 많은 헬륨이 공급되어야 한다. 그 비율은 Collapse Factor로서 대형 실린더형 탱크에 액체산소/헬륨가스 조합의 경우 그 비율이 약 1.4이다[3].

Figure 1에서 B와 C 사이는 무추력 비행구간에 해당하는 것으로서 산화제 탱크 내 기 공급된 헬륨이 액체산소와의 열교환으로 식는 과정을 묘사한 것이다. 탱크 내 기체가 차지하는 부피가 거의 일정하고 헬륨의 질량도 변하지 않으므로 헬륨의 밀도가 일정한 상태에서 탱크 내 기체상(헬륨과 산소증기 혼합기체)의 온도가 내려감에 따라 헬륨 분압의 변화를 도시한 곡선이다.

이 구간에서 액체산소의 증기압은 헬륨의 분압보다 훨씬 높기 때문에 헬륨 기체가 식으면서 내놓는 열은 모두 액체산소 표면을 가열하여 기화시키는데 소모될 것이다(가정 2). 이러한 액체산소의 기화는 탱크 내 기체상의 온도가 내려가 그 때의 액체산소 증기압이 탱크 내 기체상의 압력과 같아질 때까지 계속될 것이다. 본 논문에서는 이 지점을 준 평형상태로 보고 그때의 압력과 온도를 무추력 비행 후 탱크 내부 얼리지의 최종상태라고 판단하였다.

준 평형 점을 찾는 방법은 고온 헬륨  $M_{he}$ 가 A점에서의 온도  $T_A$ 에서 어떤 온도  $T_F$ 까지 떨어질 때 내놓는 열량과 초기온도  $T_0$ 의 액체산소  $M_{ox}$ 를 온도  $T_F$ 까지 가열하여 기화시키는데 필요한 열량이 같다는 에너지 평형 조건(Eq. 1)과 그때의 온도  $T_F$ 에서 헬륨의 분압  $P_{he}$ 와 기화된 산소기체가 탱크 얼리지 공간에서 차지하는 분압  $P_{gox}$ 의 합이 온도  $T_F$ 에서 액체산소 증기압  $P_{s,lox}$ 와 같다는 압력 평형 조건(Eq. 2)을 동시에 만족시키는 온도  $T_F$ 와 그때의 액체산소 기화량  $M_{ox}$ 를 찾는 것이다.

$$M_{he} C_{v,he}(T_A - T_F) = M_{ox} [C_{p,lox}(T_F - T_0) + H_{v,F}] \quad (1)$$

$$P_{he}(T_F, M_{he}) + P_{gox}(T_F, M_{ox}) = P_{s,lox}(T_F) \quad (2)$$

Equation 1에서  $C_{v,he}$  값과  $C_{p,lox}$  는 일반적으로 온도의 함수이기 때문에 정확한 계산을 위해서는 다음과 같은 적분 식을 사용해야 한다.

$$C_{v,he}(T_A - T_F) \rightarrow \int_{T_F}^{T_A} C_{v,he}(T) dT \quad (3)$$

$$C_{p,lox}(T_F - T_0) \rightarrow \int_{T_0}^{T_F} C_{p,lox}(T) dT \quad (4)$$

Equation 2에서  $P_{he}(T_F, M_{he})$ 와  $P_{gox}(T_F, M_{ox})$ 은 헬륨 및 기체산소의 상태방정식이며 수식을 사용하여 계산하거나 데이터 테이블에서 읽어서 계산할 수 있다.  $P_{s,lox}(T_F)$ 은 액체산소 증기압 곡선을 의미하여 데이터 테이블에서 그 값을 찾을 수 있다.

Equation 1에서  $M_{he}$  값은 AB구간에서 공급되는 헬륨량으로 M. Epstein의 실험식으로 계산할 수 있으며  $T_A$ 는 탱크에 공급되는 헬륨의 온도로서 열교환기 통과 후의 값이다.  $T_0$  값은 산화제 탱크에 고온의 헬륨을 주입하기 전 초기상태의 액체산소 온도로서 지상에서는 탑재온도에 해당하고 고공에서는 비행 중 열 유입이 포함된 값이다. 따라서  $T_F$ 가 주어질 경우 Eq. 1에서  $M_{ox}$ 를 구하고 이것을 Eq. 2에 대입하여 만족여부를 판단할 수 있다. 만일 Eq. 2가 만족되지 않으면  $T_F$  값을 재설정하여야 한다. 즉 Eq. 1을  $M_{ox}$ 에 대해 풀고 Eq. 2에 대입하여  $T_F$ 만의 방정식을 만들고 초기 해를 Fig. 1에서 D점에 해당하는 온도인  $T_D$ 로 놓고 Eq. 2 좌변을 계산하여 압력을 구한 다음 Eq. 2 우변 함수(액체산소 증기압 곡선)를 이용하여 새로운  $T_E$ 를 설정한다. 새로 설정된  $T_E$ 를 가지고 Eq. 2의 좌변을 다시 계산하고 역시 Eq. 2의 우변 함수로 새로운  $T_F$ 를 설정한다. 이렇게 반복계산을 통해 수렴하는  $T_F$ 와  $P_{s,lox}(T_F)$ 를 구할 수 있다.

### 2.3 탱크 재가압에 소요되는 헬륨량 산정

무추력 비행 후 산화제 탱크 내 준 평형 압력  $P_F$ 가 정해졌을 경우 2차 점화를 위해 필요한 압

력  $P_{RE}$ 까지 가압하는데 소요되는 헬륨량은 다음 수식을 사용하여 구할 수 있다.

$$M_{he,rc} = \frac{P_{RE} - P_F}{Z_{OT} R_{he} T_{HT,F}} \quad (5)$$

Equation 5에서  $Z_{OT}$ 는 산화제 탱크 내 헬륨 압축인자이며  $R_{he}$ 은 헬륨 기체상수,  $T_{HT,F}$ 는 재가압 시점에서의 헬륨 저장 탱크 내 헬륨 온도이다. 저장 탱크 내 헬륨 온도를 사용하는 이유는 엔진 시동 전 헬륨가스가 가열되지 않기 때문이다.

### 3. Falcon-1 2단에 탑재된 헬륨량 산정

Falcon-1 발사체에 대한 기술적 정보는 공개되어 있는 내용이 매우 제한적이라 실제 탑재 헬륨량을 설정함에 있어 Space-X사의 기대 기술수준과 선진 발사체의 실제 값을 비교하여 추정할 부분이 있음을 먼저 밝힌다. 대표적으로 Falcon-1 2단의 헬륨탱크 충전 압력을 400 bar로 설정한 것은 고압탱크 기술이 뛰어난 유럽발사체 Ariane 5 가압식 상단에 헬륨탱크 충전압력이 400 bar임을 감안하였고 Space-X사도 동일 수준의 고압탱크 기술을 적용했을 것으로 판단했기 때문이다.

Table 1에 Falcon-1 2단의 주요 파라미터를 정리하였다. 추진제 탱크 운용압력은 연소실 압력을 기준으로 동급의 다른 가압식 추진기관의 경우와 비교하여 추정한 값이다. 연소시간과 재점화 요건을 보면 2.1절에서 제시한 '탱크 내 열 및 물질 전달 평형' 가정을 적용할 수 있다고 판단된다.

본 논문에서 사용한 Falcon-1 2단의 추진제 탱크 부피 및 헬륨 탱크 부피(Table 2 참조)는 매뉴얼등에 공개된 단면도에서 필요한 치수를 직접 측정하여 계산한 값으로서 실제 값과는 오차가 있을 수 있음을 밝힌다.

Table 1. Some parameters of Falcon-1 2<sup>nd</sup> stage propulsion system

추진제	연소압 (bar)	탱크압 (bar)	연소시간 (sec)	재점화
LOX/RP-1	9.3(*)	15(**)	418(*)	약 45분 Coasting 후 11초간 점화(*)

주) (\*)-공개자료(매뉴얼)에서 확인된 값 (\*\*)-일반적 기준에 따라 추정된 값

Table 2. Estimation of helium mass loaded on Falcon-1 2<sup>nd</sup> stage

추진제 탱크 총체적 (m <sup>3</sup> )	헬륨 공급 온도 (K)	헬륨탱크 충전압력 (bar)	헬륨 탱크 부피 (m <sup>3</sup> )	실제 탑재량 (kg)	산정된 탑재량 (kg)
4.217(***)	520(**)	400(**)	0.271(***)	15.2(**)	13.8

주) (\*\*\*)-단면도를 측정하여 얻은 값 (\*\*)-일반적 기준에 따라 추정된 값

추진제 탱크 부피, 추진제 탱크 운용압력, 가압가스 공급온도, 비행 프로파일 등을 바탕으로 헬륨 소모량, 산화제 기화량을 2절에 소개한 방법으로 계산하였다. 연료탱크 가압에 소모되는 헬륨량과 저장탱크에 잔류하는 헬륨량을 계산하여 최종적으로 추진제 탱크 가압을 위해 탑재된 전체 헬륨량을 산정하여 보았다. 측정된 헬륨탱크 크기와 충전압력을 바탕으로 실제 탑재량을 추정하여 보았다. 이렇게 얻은 값들을 Table 2에 정리하였다.

Table 2에 정리하였듯이 Falcon-1 2단에는 순수하게 추진제 탱크 가압을 위해 13.8 kg 정도의 헬륨이 탑재된 것으로 판단되며 이 양은 실제 탑재량 15.2 kg보다 1.4 kg 적은 양이다. 잉여 헬륨량 1.4 kg은 자세 제어용 추력기에서 사용할 것으로 판단된다. 실제로 Falcon-1 2단은 자세 제어용 추력기에 탑재 헬륨을 사용한다.

4. 결 론

Falcon-1 2단에 실제 탑재된 헬륨 양과 해석적 방법을 통해 산정한 헬륨 양이 크게 틀리지 않음을 확인하였다. 따라서 본 문서에서 제시한 헬륨 양 산정 방법이 Falcon-1 2단과 같은 비행프로파일을 갖는 가압식 상단 추진기관에 대해 대체로 합리적인 것으로 판단된다.

참 고 문 헌

1. Jeremy H. Corpening, "Analytic Modeling Of Pressurization And Cryogenic Propellant Conditions For Liquid Rocket Based Vehicle Designs," Teledyne Brown Engineering

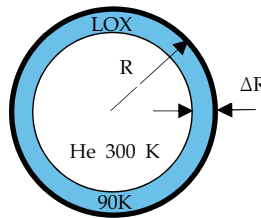
/NASA MSFC ER-22 Huntsville, 2010

2. Oh-Sung Kwon, Nam-Kyung Cho, In-Hyun Cho, "Basic Model For Propellant Tank Ullage Calculation," 항공우주기술, 제9권, 제1호, 2010, pp.125-132  
 3. 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, 1968, pp.207-214

부 록

무중력하 구형 탱크 내 액체산소와 헬륨 간의 열평형

문제를 간단하게 하기 위해 구형탱크를 가정한다. 액체산소의 경우 탱크 내벽 금속표면과의 접촉력이 표면장력보다 크기 때문에 무중력 하에서는 대부분의 추진제가 아래 그림과 같이 탱크 내벽에 고루 퍼져 있는 형태를 취하게 된다.



Falcon-1과 같이 1차 추력 비행시간이 400초, 2차 추력비행이 10초 정도인 경우 추진제 탱크내적 대비 잔류 추진제 부피의 비를 대략 400:10로 놓을 수 있다. 그러면 다음과 같은 비례식에서,

$$\frac{4}{3}\pi R^3 : 4\pi R^2 \Delta R = 400 : 10$$

액체의 깊이는  $\Delta R = R/120$ 이다. 헬륨으로부터 액체산소의 열 유입 속도를 가능하기 위해 90 K의 액체산소 모두를 주어진 압력의 포화온도까지 올릴 수 있는 열량이 액체산소 표면으로부터 액체산소 바닥(탱크 벽)까지 흘러 들어가는데 걸리는 시간을 계산해 보자.

$$(h_{120K} - h_{90K})\rho_{lox} 4\pi R^2 \Delta R = \frac{\alpha}{\Delta R} \Delta t 4\pi R^2 (120 - 90)$$

위 식에서  $h_{120K}$ 는 120K LOx의 엔탈피이며  $h_{90K}$ 는 90K LOx의 엔탈피이다. 또한  $\rho_{lox}$ 는 액체산소의 평균밀도이다.  $\alpha$ 는 액체산소의 열전도도이다. 액체표면의 온도를 120 K로 정한 것은 Falcon-1의 경우 최종 평형압력이 10 bar이고 그때의 포화온도가 120 K임을 사용하였다. ( $h_{120K} - h_{90K}$ )값은 액체산소 증기압표에서 54 kJ/kg이다.  $\alpha$  값은 문헌에서  $2.23 \times 10^{-4}$  kJ·m/(s·m<sup>2</sup>·K)이다. 또한 액체산소의 평균밀도  $\rho_{lox}$ 는 약 1000 kg/m<sup>3</sup>으로 하였다. 또한 추진제 탱크의 반경을 약 1.5 m정도로 가정하였다. 이 경우  $\Delta t$ 는 약 30분이다. 실제로 있어서는 액체산소 표면에서 기화가 일어나면서 유입된 열량을 뺏어가기 때문에 열유입 속도는 이보다 훨씬 더 빠를 것으로 판단된다. 즉 30분보다 훨씬 빨리 300 K의 헬륨은 자신이 가지고 있는 열량을 액체산소 가열과 기화에 소진하고 120 K까지 식으면서 평형상태에 도달할 것으로 판단된다. 따라서 주어진 가치가 타당하다고 말할 수 있다.