

극저온 추진제 상층부에서의 열전달계수 예측

권오성* · 김병훈* · 길경섭* · 고영성**

Estimation of Heat Transfer Coefficient at the Upper Layer of Cryogenic Propellant

Ohsung Kwon*[†] · Byunghun Kim* · Gyoungsub Kil* · Youngsung Ko**

ABSTRACT

The temperature of cryogenic propellant in the propellant tank increases during flight due to heat input from surroundings. The propellant which temperature rises up over the required condition of turbo-pump remains as unusable propellant at the end of flight. In this paper the estimation method of the heat transfer coefficient at the upper layer of cryogenic propellant was presented. The heat transfer mode at the propellant upper layer was considered as conduction. Temperature distributions near propellant surface obtained from heat transfer coefficient were compared with test data to show the possibility of this method.

초 록

추진제탱크 내의 극저온 추진제는 발사체의 비행 과정동안 주변으로부터 에너지를 흡수하여 온도가 상승한다. 비행 종료 시점에 있어 터보펌프 입구 요구조건 이상으로 온도가 상승된 추진제는 사용할 수 없는 잔류추진제로 남게 된다. 본 논문에서는 극저온 추진제 상층부의 온도변화를 살펴보기 위하여 추진제 표면 근처에서의 열전달계수를 구해보고자 하였다. 추진제 상층부의 열전달을 전도로 단순화하여 열전달계수를 예측하는 방법을 제시하였다. 이를 통해 얻어진 추진제 상층부의 온도를 시험데이터와 비교하여 열전달계수 예측 방법의 적용 가능성을 확인하였다.

Key Words: Cryogenic Propellant(극저온 추진제), Heat Transfer Coefficient(열전달계수), Propellant Tank(추진제탱크), Propellant Surface(추진제 표면)

1. 서 론

액체로켓엔진 발사체에는 추진제로서 액체산

소나 액체수소와 같은 극저온 유체가 많이 사용된다. 발사체의 비행 과정동안 추진제탱크 내의 극저온 유체는 공력가열의 영향을 받는 탱크 벽면 및 고온의 가압가스로부터 에너지를 흡수하게 되는데, 이는 탱크 내부 극저온 추진제의 온도에 영향을 준다. 일반적으로 극저온 추진제는

* 한국항공우주연구원 추진제어팀

** 충남대학교 항공우주공학과

† 교신저자, E-mail: oskwon@kari.re.kr

탱크의 축 방향으로 성층화된 온도분포를 보이는데, 추진제의 하층부는 온도 변화가 거의 없거나 작고 상층부에서는 상대적으로 큰 온도변화가 나타난다[1].

터보펌프 방식을 사용하는 엔진의 경우, 펌프에서의 캐비테이션 발생을 억제하기 위해 비행과정동안 최소 NPSH(net positive suction head) 요구조건을 만족시켜야 한다. 그러나 온도 상승이 큰 상층부의 추진제가 터보펌프로 유입되는 경우, 터보펌프 입구에서 추진제의 전압과 포화증기압의 차이는 감소하게 된다. 특히 극저온 추진제 최상층부의 온도가 엔진 입구에서 요구되는 조건 이상으로 상승할 경우, 이 추진제는 사용할 수 없는 잔류 추진제로 남게 된다. 이는 추진제탱크 내의 추진제 탑재량에도 영향을 주는데, 추진제 잔류량을 고려하여 더 많은 추진제를 충전해 주어야 한다[2]. 그러므로 추진제 공급시스템의 설계에 있어서 극저온 추진제 상층부에서의 온도 증가 크기 및 사용할 수 없는 추진제층의 두께를 파악하는 것은 매우 중요하다. 이것이 극저온 추진제의 잔류량, 탑재량의 산정 및 추진제탱크의 크기에 영향을 주기 때문이다.

그동안 추진제의 성층화 및 표면 근처 최상층부의 온도 특성을 파악하기 위해 많은 연구들이 수행되었으나[3-5], 극저온 추진제탱크 내부에서는 복잡한 형태의 열 및 물질전달이 발생하므로 추진제의 온도변화를 정확히 예측하는 것은 쉽지 않다. 특히 터보펌프에 영향을 미치는 극저온 추진제 최상층부의 온도변화를 살펴보기 위해서는 추진제 표면과 추진제 사이의 열전달계수를 알아야 한다.

이에 본 논문에서는 추진제 상층부의 열전달계수를 예측할 수 있는 방법을 제시하였다. 탱크 내부 추진제의 흐름을 단순하게 고려하고, 상층부의 열전달을 전도의 형태로 가정하여 쉽게 열전달계수를 계산할 수 있도록 하였다. 이를 위해서는 추진제 온도에 대한 시험데이터가 반드시 필요하다는 단점이 있으나, 열전달계수를 통해 시간의 경과에 따른 추진제 상층부의 온도변화를 파악할 수 있는 장점이 있다.

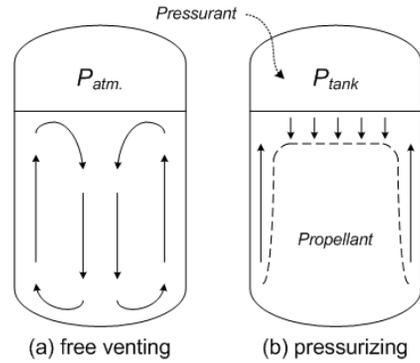


Fig. 1 Flow patterns in cryogenic propellant tanks

2. 극저온 추진제의 유동

탱크 내의 극저온 추진제는 탱크 벽면, 가압가스 등 주변으로부터 에너지를 흡수하여 온도가 변화하고, 이로 인해 내부적으로 유동이 발생한다. 추진제 유동의 형태는 Fig. 1과 같이 크게 두 가지 형태로 구분할 수 있다. 두 가지 경우 모두 추진제탱크 바닥은 단열되어 있어 하부에서의 열량 흡수는 없는 경우이다.

하나는 (a)와 같이 추진제탱크의 상부가 개방되어 있고 추진제 표면이 포화상태를 유지하고 있는 경우로서, 추진제 충전 완료 후 대기 과정에 해당한다. 이 때 탱크 벽면으로부터 열을 흡수하여 온도가 상승된 추진제는 상부로 이동하고, 포화상태인 추진제 표면에서 증발하면서 냉각된다. 냉각된 추진제는 탱크의 중심부에서 다시 하부로 이동하여, 탱크 내의 추진제는 전체적으로 대류 유동의 형태를 보이면서 불안정한 상태를 유지한다.

또 하나는 (b)와 같이 추진제탱크가 가압되어 추진제가 과냉각 상태를 유지하는 경우로서, 발사체의 비행 구간이 이에 해당한다. 이 경우에는 추진제 표면에서 증발에 의한 냉각이 발생하지 않는다(실제로는 소량의 추진제 증발이 발생할 수 있으나, 무시할 수 있는 정도로서 이에 대한 설명은 다음 장에서 언급함). 그러므로 열경계층을 통해 상승한 추진제와 가압가스로부터의 열전달에 의해 추진제 상층부의 온도가 서서히 높

아지고, 승온된 추진제 층의 두께 또한 점진적으로 증가하게 된다. 이 경우 탱크 벽면 근처를 제외한 대부분의 추진제는 안정적인 상태를 유지한다[1, 3].

실제로는 극저온 유체의 낮은 점성으로 인하여 (a)와 같은 유동형태가 가압 이후에도 한동안 유지될 수 있다. 또한 탱크 내부 벽면에 장착된 안티-슬로싱(anti-sloshing) 배플이 클 경우 (b)와 같은 유동형태가 발생하지 않는다. 배플이 작을 경우 탱크 벽면을 타고 오르는 자연대류가 발생하지만, 배플이 클 경우 상승하는 추진제는 배플에 막혀 상부로 향하지 못하고 탱크 중심부로 이동하게 된다. 본 논문에서는 탱크 바닥으로부터 열 흡수가 없고 배플이 크지 않은 경우, 탱크 내부 추진제의 유동형태가 (b)와 같다고 보고, 추진제 상층부의 온도변화를 전도 형태로 고려하여 열전달계수를 예측해 보고자 하였다.

3. 열전달계수 예측

3.1 열전달계수 예측을 위한 가정

Figure 2는 극저온 추진제가 받는 열량 및 추진제의 온도분포를 단순화하여 표현한 것이다. Q_w 은 추진제가 탱크 벽면으로부터 받는 열량을 나타낸다. 이 열량은 탱크 반경방향으로 전파되어 추진제 전체의 온도를 향상시키는 열량, Q_b 와 추진제의 이동에 의해 추진제 상층부로 전달되는 열량, Q_s 로 나눌 수 있다. 이 때 열경계층의 두께는 탱크 직경에 비해 매우 얇으며, 탱크 벽면으로부터의 열전달에 의해 승온된 추진제는 열경계층을 통하여 모두 상층부로 이동하고, 탱크 반경방향으로는 침투하지 않는다고 가정하였다. 탱크벽면으로부터의 열 침투가 큰 경우, Q_w 에 의한 추진제 전체의 온도 상승을 무시할 수 없겠으나, 탱크 측면부에 대한 공력가열은 크지 않으므로 열경계층을 통한 추진제의 상승이 지배적이라고 볼 수 있다. 이로 인해 추진제 상층부의 온도변화는 Q_s 와 가압가스로부터 전달되는 열량, Q_u 에 의해 영향을 받고, 상층부를 제외한

전체 추진제의 온도는 충전 완료 후의 초기 온도, T_b 를 그대로 유지한다.

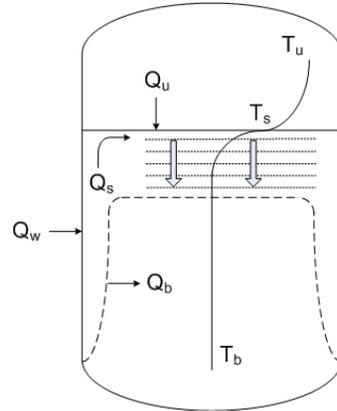


Fig. 2 Schematic of heat flow and temperature distribution in propellant tank

결국 추진제가 주변으로부터 흡수하는 모든 열량은 추진제의 최상층부로 전달되고, 이는 추진제 탱크 축방향을 따라 전도의 형태로 전파된다. 이 때 추진제 상층부는 반경방향으로 균일하게 혼합된다고 가정한다. 이에 따라 추진제 상층부는 성층화된 온도분포를 보이며, 승온된 추진제 층의 두께는 점진적으로 성장한다.

추진제 탱크 내의 유동을 Fig. 2와 같이 단순화하기 위해서는 추진제의 증발에 관해 고려해 볼 필요가 있다. 추진제의 증발은 크게 추진제 표면에서의 증발, 얼리지(탱크 내부 추진제 상부의 가스 영역)에서 탱크 벽면에 묻은 추진제 액막의 증발, 추진제 표면 아래 탱크 벽면에서의 증발로 나누어진다. 본 논문에서는 탱크 벽면에서 흡수된 열량이 모두 현열(sensible heat)의 형태로 추진제의 온도를 올리는 데 사용된다고 가정하고, 탱크 벽면에서의 증발을 무시하였다. 또한 얼리지에서 추진제의 배출과 요동에 의해 생기는 액막에 의한 증발은 그 경향 및 크기를 알 수 없으므로 역시 무시하였다.

다음은 추진제의 유동에 영향을 미칠 수 있는 추진제 표면에서의 증발에 대해 살펴본다. 추진

제 표면에서는 확산에 의한 증발과 열전달에 기인한 증발이 발생할 수 있다[6]. 확산에 의한 증발은 추진제 표면과 얼리지의 가압가스 내에 존재하는 기화된 추진제 가스의 농도차이에 의한 것이다. 추진제 표면에서는 기화된 추진제 가스가 추진제 표면 온도에 해당하는 포화압력을 유지하고 있고, 얼리지 내에 존재하는 추진제 가스의 분압은 이보다 낮으므로 확산에 의해 증발이 발생한다. 그러나 증발된 추진제 가스가 추진제 표면 근처에 주로 위치하고 있고[7], 얼리지 내부로 급격하게 확산되지 않는다고 보면, 확산에 의한 증발을 무시할 수 있다.

다음으로 열전달에 의한 증발을 살펴보면, 고온의 가압가스로부터 추진제 표면으로 전달되는 열량과 추진제 표면으로부터 추진제로 전달되는 열량의 차이가 추진제를 기화시키는데 사용된다. 그러나 얼리지 내부 가압가스의 온도는 하부로 갈수록 낮아져서 추진제 표면 근처의 가압가스 온도는 추진제 표면 온도와 큰 차이가 나지 않고, 열전달계수 또한 작으므로 추진제 표면으로 전달되는 열량이 많지 않다[8]. 더욱이 추진제는 비열이 상당히 크므로 가압가스로부터 전달된 열량은 추진제의 온도를 올리는데 모두 사용된다. 이에 추진제 표면에서의 추진제 증발을 무시할 수 있고, 따라서 표면에서의 추진제 냉각에 의한 대류 유동이 발생하지 않는다. 물론 비행시간이 충분히 길어 추진제 상층부의 온도가 포화 온도에 근접하게 되면 추진제 표면에서의 증발을 무시할 수 없다.

추진제 상층부의 열전달을 전도의 형태로 고려하기 위해서는 추진제 표면의 온도를 알아야 하지만, 극저온 추진제의 표면 온도에 대한 정확한 예측은 매우 어렵다. 고온의 가압가스로 인하여 극저온 추진제의 표면은 얼리지 압력에 해당하는 포화온도를 유지할 것으로 생각할 수 있으나 실제로는 그렇지 않다. 일반적으로 추진제 탱크 내에 장착된 디퓨저(diffuser)에 의해 가압가스의 격렬한 혼합이 방지되므로, 추진제 표면 근처의 가압가스 온도는 그리 높지 않다. 또한 가압가스의 비열은 작고 추진제의 비열은 크기 때문에 추진제 표면 온도는 추진제 온도에 가깝게

형성이 된다. 본 논문에서는 추진제 상층부에서의 열전달을 전도로 고려하기 위하여, 추진제 표면 온도가 초기에 형성된 값에서 변화하지 않고 고정되어 있다고 가정하였다. 일반적으로 얼리지 해석과 관련된 문헌들[9, 10]에서는 추진제 표면의 온도를 가압하기 이전의 탱크 압력에 해당하는 포화온도로 고정한다.

결국 열전달계수 예측을 위한 가정들을 종합하면, 추진제의 증발은 없고, 추진제 표면 온도는 고정되어 있으며, 탱크벽면을 타고 올라온 열량과 가압가스로부터의 열량이 추진제 상층부에 전달된 후 전도의 형태로 전과된다는 것이다.

3.2 열전달계수 계산 방법

추진제 표면을 무한 평판으로 가정하고 추진제 상층부에 대해 비정상상태 전도열전달을 적용한다[11]. 추진제 상층부의 유효열전도계수, k' 가 일정하고 내부에 별도의 열원이 없으며 탱크 축 방향으로 1차원적인 온도변화가 발생한다고 가정하면, 추진제의 온도는 시간과 공간의 함수로서 Eq. 1과 같이 fourier's equation으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial T}{\partial t} = \alpha \left(\frac{\partial^2 T}{\partial x^2} \right), \quad \text{여기서 } \alpha = \frac{k'}{\rho c_p} \quad (1)$$

추진제의 초기온도가 T_b 이고 추진제의 표면 온도가 초기에 T_s 로 형성된 후 일정하게 유지되는 경우, similarity transformation 방법을 사용하여 해를 구할 수 있다. 먼저 종속변수, T 를 대신하여 Eq. 2와 같은 변수를 사용한다.

$$\theta = (T - T_b) / (T_s - T_b) \quad (2)$$

Similarity variable을 Eq. 3과 같이 선정하고 편미분 방정식을 상미분 방정식으로 변환하면 Eq. 4를 얻는다.

$$\eta = \frac{x}{(4\alpha t)^{1/2}} \quad (3)$$

$$-2\eta \frac{d\theta}{d\eta} = \frac{d^2\theta}{d\eta^2} \quad (4)$$

경계조건들을 적용하여 상미분 방정식, Eq. 4를 풀면 온도분포에 대한 해, Eq. 5를 얻을 수 있다. Eq. 5의 우변 두 번째 항은 error function 이라 하고, $erf\eta$ 로 표시한다. 편의를 위하여 Eq. 6과 같은 complementary error function을 사용하면, 추진제 상층부의 온도분포를 η 에 대한 함수로서 Eq. 7과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{T - T_b}{T_s - T_b} = 1 - \frac{2}{\pi^{1/2}} \int_0^\eta e^{-u^2} du \quad (5)$$

$$erfc\eta = 1 - erf\eta \quad (6)$$

$$\frac{T - T_b}{T_s - T_b} = erfc\left(\frac{x}{(4\alpha t)^{1/2}}\right) \quad (7)$$

이러한 방법을 사용하여 추진제 상층부의 열전달계수를 얻기 위해서는 먼저 추진제의 초기 온도, 추진제표면 온도, 그리고 특정 시간과 위치에서의 추진제 온도를 알고 있어야 한다. 온도 값들을 Eq. 7에 대입하면 $erfc\eta$ 값을 얻을 수 있고, 참고문헌[11]의 테이블 등을 통해 η 값을 찾는다. 이 값을 Eq. 3에 대입하여 열확산계수, α 를 얻고, 이를 다시 Eq. 1에 대입하면 유효 열전도계수, k' 를 구할 수 있다.

열전달계수가 구해진 상태에서 위의 과정을 역순으로 진행하면, 시간과 위치에 따른 추진제의 온도변화를 연속적으로 얻을 수 있다. 또한 추진제 표면과 추진제 사이의 열전달량도 계산해 볼 수 있다. 이 방법은 추진제 상층부의 열전달계수와 온도 분포를 간단하게 예측해 볼 수 있는 장점이 있으나, 추진제 온도에 대한 측정데이터가 필요하다는 단점이 있다.

4. 시험데이터와 비교

4.1 시험데이터

본 논문에서 제시한 열전달계수 예측 방법을 적용해 보고, 이 방법을 통해 구해진 추진제 상층부 온도변화의 경향을 살펴보기 위하여, 기존에 수행된 '가압가스 온도에 따른 극저온 추진제 탱크 가압가스 요구량' 시험에서 측정된 온도에

이터를 사용하였다[12]. 이 시험은 항공우주연구원의 추진제공급시험설비에서 수행되었던 시험으로서, 추진제로 액체질소를, 가압가스로 헬륨을 사용하였다.

Table 1. Test condition (nominal)

Ullage pressure	4.1 barg
Propellant volume flow rate	15.5 liter/s
Pressurant temperature	473 K

Table 1은 본 논문에서 사용한 시험데이터를 얻은 시험의 운용조건을 보여준다. 시험설비 구성, 추진제탱크의 형상, 시험 방법은 참고문헌[12]에 설명되어 있으므로 본 논문에서는 기술하지 않는다.

추진제의 배출에 따라 액위가 변화하므로 추진제 표면 및 추진제 상층부의 온도를 측정하기 위해서는, 부유식 온도 측정 장비를 통해 추진제 표면과 함께 이동하면서 온도를 측정해야 한다. 그러나 본 시험에서는 온도센서가 추진제탱크 실린더부에 탱크 축 방향으로 고정되어 장착되어 있다. 이에 추진제 표면이 고정되어 있고 온도센서가 상부로 이동하면서 온도를 측정한다고 가정하고, Fig. 3과 같은 방법으로 추진제 온도를 결정하였다. 측정된 데이터에서 온도가 급격하게 변화하는 순간을 온도센서가 추진제표면을 지나는 시점이라고 본다. 장착된 온도센서들(TC-1, TC-2,...) 사이의 거리, H 와 온도센서가 이 거리를 이동하는데 걸린 시간, $t_0 - t_n$ 을 알 수 있으므로, 이를 비례적으로 적용하여 특정 시간과 위치에서의 추진제 온도를 구할 수 있다.

가 없을 것이다.

Figure 4를 보면 추진제 배출이 시작되는 시점에 추진제의 온도들은 약 1 K의 범위 내에서 차이를 보이고 있다. 이에 각 초기 온도들의 평균값을 추진제 전체의 초기온도, T_b 로 설정하였다. 구해진 초기온도는 86.6 K이다. 대기압 하에서 액체질소의 포화온도가 77 K인데 반하여 시험데이터의 초기온도가 높은 것은, 액체질소 충전 완료 후 추진제탱크 압력이 대기압까지 완전히 떨어지지 않은 상태에서 시험을 수행했기 때문이다. 추진제 온도변화의 경향 파악이 목적이므로, 전체 온도데이터를 평행 이동하여 각 온도센서의 초기값이 구해진 평균값과 일치하도록 하였다. 이렇게 조정하였을 때, 많은 온도센서들이 약 88.1 K 근처에서 급격한 온도변화를 보여주었다. 이에 그래프를 통해 직관적으로 추진제 표면온도를 88.1 K로 선정하였다. 이는 추진제 표면온도가 초기에 형성된 값에서 고정된다는 본 논문의 가정을 어느 정도 뒷받침해 준다. 그 후 Fig. 3에 제시한 방법을 사용하여 각 온도센서의 추진제표면으로부터 거리와 시간 사이의 관계를 결정함으로써 열전달계수 계산을 위한 준비과정을 마무리하였다.

각 온도센서들의 측정값에서 데이터를 하나씩 취하여, 특정 지점에서의 시간, 위치, 온도를 얻고, 이를 추진제 초기온도, 표면온도와 함께 Eq. 7에 대입하여 열확산계수(thermal diffusivity)를 계산하였다. 각 데이터에서 얻어진 열확산계수의 평균값은 $6.24 \times 10^{-5} m^2/s$ 이다. 이 값을 Eq. 1에 대입하면 추진제 표면 근처 상층부에서의 유효 열전도계수를 구할 수 있다. 추진제 평균온도와 얼리지 압력 조건에서의 액체질소 밀도와 비열을 적용하면, $100.16 W/mK$ 크기의 유효 열전도계수, k' 를 얻는다. 이 값은 동일한 온도, 압력 조건에서 액체질소의 순수한 열전도계수 값인 $0.13 W/mK$ 보다 약 770배나 큰 값이다. 이를 통해 가압가스와 추진제탱크 벽면으로부터의 열량이 극저온 추진제 상층부의 열전달에 끼치는 영향의 크기를 가늠해 볼 수 있을 것이다. 물론, 이러한 유효 열전도계수는 가압가스에 의한 추

진제 표면의 교란 정도와 외부로부터 흡수하는 열량의 크기에 영향을 받으므로, 발사체의 운용 조건 혹은 운용단계에 따라 달라질 수 있다.

구해진 열전도계수를 가지고 역순으로 계산하여 추진제 상층부에서 시간과 위치에 따른 온도변화를 구할 수 있다. Fig. 5는 계산으로 구해진 온도와 Fig. 4의 온도데이터를 액체질소 온도 범위에서 확대하여 비교한 것이다. 비록 온도를 계산하기 위해 시험데이터로부터 추출된 추진제 표면온도와 평균온도가 필요하다는 제약이 있으나, 추진제 상층부에서의 온도 변화 경향을 상당히 잘 예측하였다.

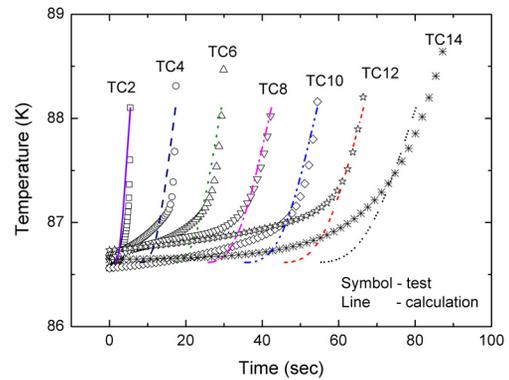


Fig. 5 Comparison of calculated temperatures with test data at propellant upper layers

Figure 5의 시험데이터를 보면 각 온도센서의 값들이 급격하게 변화하기 이전에, 오랜 시간 전 (추진제 표면으로부터 먼 거리)부터 서서히 온도가 상승하는 것을 볼 수 있다. 그러나 계산결과에서는 추진제가 평균온도를 계속 유지해 오다가 짧은 구간에서 온도가 크게 증가하였다. 이는 본 논문에서, 추진제탱크 벽면 근처의 승온된 추진제가 모두 추진제의 최상층으로 이동한 뒤 하부로 점진적으로 전파된다고 가정하였기 때문이다. 그러나 실제로는 추진제탱크 내에 장착된 배플에 의해, 승온된 추진제의 일부가 탱크 반경 방향으로도 전달되므로, 계산된 온도와 측정결과 사이에 차이가 발생하는 것으로 판단된다.

5. 결 론

본 논문에서는 비정상상태 전도 모델을 사용하여 추진제 상층부의 열전달계수를 예측하는 방법을 제시하였다. 이를 실제 시험데이터에 적용하여 유효 열전도계수를 구해봄으로써, 추진제가 배출되는 동안 추진제 상층부의 열전달 크기를 살펴보았다. 또한 계산된 열전도계수를 가지고 추진제 상층부의 온도 변화를 예측하였고, 그 결과가 시험데이터와 비교적 잘 일치함을 보여주었다.

제시한 예측 방법을 적용하기 위하여 추진제 탱크 내부 현상에 대한 많은 가정이 포함되었고, 사용한 시험데이터가 그리 정확하지는 않았으나, 계산 결과와 시험데이터의 비교를 통하여 본 논문에서 제시한 열전달계수 예측 방법의 활용 가능성을 확인하였다. 발사체의 운용조건과 운용단계 별로 추진제 상층부의 열전달계수에 대한 데이터가 축적되면, 향후 추진제공급시스템의 설계를 수행함에 있어 추진제 상층부의 온도 상승 정도와 승온된 추진제의 두께를 예측할 수 있고, 이를 통해 추진제의 잔류량 및 탑재량을 파악할 수 있을 것이다.

하지만, 이 방법은 추진제 표면 근처 상층부의 열전달계수 및 온도 변화 예측에는 적합하지만, 추진제 전체의 온도 변화 예측에는 사용할 수 없고, 시험데이터가 필요하다는 단점이 있다.

후 기

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

참 고 문 헌

1. Ring E., Rocket Propellant and Pressurization Systems, Prentice-Hall, Inc., Englewood Cliffs, N. J., 1964
2. 조남경, 한상엽, 김영목, "액체로켓 추진기관에서의 극저온 추진제 탑재량 및 잔류량 예측기법," 한국추진공학회 추계학술대회논문집, 2005, pp.191-195
3. 조남경, 정용갑, 김영목, 정상권, "추진제 탱크내의 액체산소 온도상승에 대한 해석적 고찰," 한국추진공학회지, 제9권, 제3호, 2005, pp.25-37
4. 조남경, 정용갑, 한상엽, 김영목, 유진, "터보펌프 방식 액체추진기관에서의 액체산소 공급온도 예측에 대한 연구," 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집(I), 2005, pp.433-438
5. William A. Olsen, "Experimental and Analytical Investigation of Interfacial Heat and Mass Transfer in a Pressurized Tank Containing Liquid Hydrogen," NASA TN D-3219, 1966
6. N. K. Cho, O. S. Kwon, Y. M. Kim and S. K. Jeong, "Investigation of Helium Injection Cooling to Liquid Oxygen Propellant Chamber," Cryogenics, Vol. 46, Iss. 2-3, 2006, pp.132-142
7. M. E. Nein and J. F. Thompson, "Experimental and Analytical Studies of Cryogenic Propellant Tank Pressurant Requirements," NASA TN D-3177, 1966
8. 권오성, 조남경, 조인현, "추진제탱크 얼리지 해석을 위한 기본모델," 항공우주기술, 제9권, 제1호, 2010, pp.125-132
9. Epstein M. and Anderson R. E., "An Equation for the Prediction of Cryogenic Pressurant Requirements for Axisymmetric Propellant Tanks," Advances in Cryogenic Engineering, Vol. 13, 1968, pp.207-214
10. William H. Roudebush, "An Analysis of the Problem of Tank Pressurization during Outflow," NASA TN D-2585, 1965
11. A. F. Mills, Basic Heat and Mass Transfer, Richard D. Irwin, Inc., 1995
12. 권오성, 김병훈, 조인현, 고영성, "가압가스 온도에 따른 극저온 추진제탱크 가압가스 요구량," 한국항공우주학회지, 제38권, 제12호, 2010, pp.1202-1208