

가스가압-액체추진제탱크에서 액체류출에 미치는 분사구형태의 영향

최성룡, 황성훈

인공지구위성과 우주비행선을 비롯한 우주비행체들에서 추진체계는 발사대로부터 궤도로 유호짐을 운반하거나 궤도수정과 자세조종을 위한 추진력을 제공하는 역할을 수행한다.[1] 이원추진제를 리용하는 추진체계는 액체상태의 추진제 즉 연료와 산화제가 서로 분리되어 탱크에 보관되어있다가 일정한 비율로 혼합되면서 연소되어 추진력을 내는 추진체계이다. 이러한 추진체계에서는 가스가압-액체추진제탱크에서의 액체류출에 대한 연구가 중요하다.

선행연구[2]에서는 가스가압-액체추진제탱크에서 추진제의 배출과정에 생기는 압력변화와 여러가지 분사구에 따르는 온도와 압력분포에 대한 연구를 진행하였으나 분사구형태가 액체류출에 미치는 연구는 진행되지 못하였다.

본문에서는 가스가압에 의한 액체추진제공급계통에서 가압기체분사구형태가 액체추진제의 류출과정에 미치는 영향에 대한 수치모의연구를 진행하였다.

1. 추진제탱크에서 수치모의를 위한 기본관계식

가스가압-추진제공급계통은 가압기체탱크와 연료탱크, 산화제탱크, 발브로 이루어져 있다. 가스가압-추진제공급계통의 액체추진제탱크에서 액체류출시 탱크에는 2개의 상 즉 액체상과 기체상이 존재한다. 이를 수치모의하기 위한 다상흐름모형으로서 VOF모형을 리용한다. VOF모형은 흐름마당에서 기본방정식의 풀이와 매 상의 상체적비를 구하는 방법으로 2개 또는 그 이상의 다상흐름문제를 모형화하는 방법이다.

2개의 상으로 이루어진 류체제에서 액체상과 기체상에 대하여 다음의 관계식들이 각각 성립한다.

$$\begin{aligned}\frac{\partial \alpha_{\text{액}}}{\partial t} + \alpha_{\text{액}} \left(\frac{\partial u_{\text{액}}}{\partial x} + \frac{\partial v_{\text{액}}}{\partial y} \right) &= \frac{1}{\rho_{\text{액}}} (\dot{m}_{\text{기, 액}} - \dot{m}_{\text{액, 기}}) \\ \frac{\partial \alpha_{\text{기}}}{\partial t} + \alpha_{\text{기}} \left(\frac{\partial u_{\text{기}}}{\partial x} + \frac{\partial v_{\text{기}}}{\partial y} \right) &= \frac{1}{\rho_{\text{기}}} (\dot{m}_{\text{액, 기}} - \dot{m}_{\text{기, 액}})\end{aligned}\tag{1}$$

상체적비에 대하여 다음과 같은 식이 성립한다.

$$\alpha_{\text{액}} + \alpha_{\text{기}} = 1\tag{2}$$

한편 수치모의를 위한 보존형식의 운동방정식은 다음과 같이 표시된다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_{\text{혼}} \mathbf{v}) + \nabla \cdot (\rho_{\text{혼}} \mathbf{v} \mathbf{v}) = -\nabla P + \nabla \cdot [\mu_{\text{혼}} (\nabla \mathbf{v} + \nabla \mathbf{v}^T)] + \rho_{\text{혼}} \mathbf{g}\tag{3}$$

여기서 $\rho_{\text{혼}}$ 과 $\mu_{\text{혼}}$ 은 혼합류체의 밀도와 점성결수로서 다음과 같다.

$$\rho_{\text{혼}} = \alpha_{\text{액}}\rho_{\text{액}} + \alpha_{\text{기}}\rho_{\text{기}} \quad (4)$$

$$\mu_{\text{혼}} = \alpha_{\text{액}}\mu_{\text{액}} + \alpha_{\text{기}}\mu_{\text{기}} \quad (5)$$

류체 구역에 대하여 에네르기방정식은 다음과 같이 표시된다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_{\text{혼}}E) + \nabla \cdot [\mathbf{v}(\rho_{\text{혼}}E + P)] = \nabla \cdot (\lambda_{\text{eff}}\nabla T) + \dot{S}_E \quad (6)$$

VOF모형을 리용할 때 에네르기와 온도는 질량평균화된 값으로 처리된다.

$$E = \frac{\alpha_{\text{액}}\rho_{\text{액}}E_{\text{액}} + \alpha_{\text{기}}\rho_{\text{기}}E_{\text{기}}}{\alpha_{\text{액}}\rho_{\text{액}} + \alpha_{\text{기}}\rho_{\text{기}}} \quad (7)$$

λ_{eff} 는 유효열전도계수로서 다음과 같이 구해진다.

$$\lambda_{\text{eff}} = \lambda + \frac{c_p\mu_t}{Pr_t} \quad (8)$$

$Pr_t = 0.85$ 이고 μ_t 는 k 와 ε 을 결합하여 다음과 같이 구해진다.

$$\mu_t = \rho_{\text{혼}}C_{\mu}\frac{k^2}{\varepsilon} \quad (9)$$

한편 탱크에서 기체의 상태방정식은 다음과 같다.

$$\rho_{\text{기}} = \frac{PM}{RT} \quad (10)$$

계산에 리용되는 저레널즈수 $k-\varepsilon$ 모형의 기본수송방정식들은 다음과 같이 표시된다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_{\text{혼}}k) + \nabla \cdot (\rho_{\text{혼}}k\mathbf{v}) = \nabla \cdot \left[\left(\mu_{\text{혼}} + \frac{f_{\mu}\mu_t}{\sigma_k} \right) \nabla k \right] + G_k - \rho_{\text{혼}}\varepsilon - D_k \quad (11)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho_{\text{혼}}\varepsilon) + \nabla \cdot (\rho_{\text{혼}}\varepsilon\mathbf{v}) = \nabla \cdot \left[\left(\mu_{\text{혼}} + \frac{f_{\mu}\mu_t}{\sigma_{\varepsilon}} \right) \nabla \varepsilon \right] + C_{1\varepsilon}\frac{\varepsilon}{k}G_k - f_2C_{2\varepsilon}\rho_{\text{혼}}\frac{\varepsilon^2}{k} \quad (12)$$

2. 수치모의와 결과분석

앞에서 제기한 모형을 리용하여 가압기체탱크와 액체추진제탱크의 결합계에서 가압기체가 주입될 때 액체추진제탱크내부에서의 흐름특성에 대한 수치모의를 진행하였다.

계산에 리용된 대상의 기하학적파라미터들과 특성량들은 다음과 같다.

추진제탱크는 직경이 3.35m, 높이가 12m인 원기둥형으로 되어있으며 윗부분에는 가압기체의 주입구, 아래부분에는 직경이 0.2m인 추진제의 배출구로 구성되었다. 초기에 탱크에서 윗부분의 3.5m까지는 기체가, 그 아래부분의 8.5m는 액체추진제(연료)가 차지하고 있다. 기체의 주입구로는 가압기체가 0.2kg/s로 류입되는데 이때 온도는 $T_{\text{in}} = 300\text{K}$ 이다. 탱크안의 초기압력은 1atm, 배출구에서의 압력은 1atm이라고 하였다. 그리고 탱크안에서 액체와 기체의 초기온도는 273K, 기체와 액체사이의 겹면장력계수는 $\sigma = 0.0717$ 이다.

축대칭문제에 모형화하고 흐름구역의 그물작성을 응용프로그램 Gambit를 리용하여 진행하였다. 그물작성은 분사구주변과 벽근방, 대칭축근방에서 조밀하게 해주었으며 분사구가 있는 부분과 류출구주변은 3각형그물로 처리하고 나머지부분은 4각형그물로 처리하였다.

수치모의를 위하여 연속방정식, 운동방정식, 에네르기방정식과 관류방정식에 대한 리산화에 Ansys Fluent의 PISO계산알고리즘을 리용하였다.

계산에서 에네르기방정식의 오차를 10^{-6} 으로, 다른 방정식들의 오차량들은 10^{-3} 이하로 설정하였으며 시간걸음은 크란트수가 높아질수 있는 경우를 고려하여 0.001s로 하였다.

그림 1은 수평분사에 의한 액체연료탱크에서 시간에 따르는 연료의 배출과정을 보여주고있다.

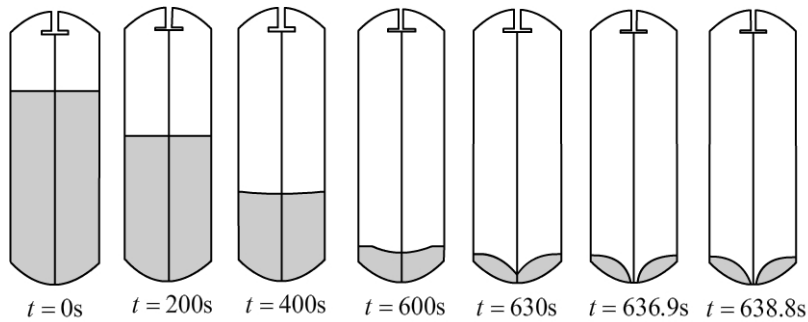


그림 1. 수평분사에 의한 액체연료탱크에서 시간에 따르는 연료의 배출과정

그림 1에서 보는바와 같이 수평분사구를 리용한 액체연료탱크에서 추진제의 류출과정에 상경계면이 수평을 유지하지만 추진제류출의 마감시에는 가압기체가 연료탱크의 액체연료를 고르롭게 밀고나가지 못하여 액체가 남는다는것을 알수 있다.

한편 류출에 미치는 분사구형태의 영향을 중력의 작용(흐름방향으로 작용)이 있는 경우와 없는 경우로 나누어 고찰하였다.(그림 2)

확대부가 없는 분사구에서는 입구속도가 다른 분사구들보다 큰것으로 하여 그림 2의 ㄱ)-ㄴ)에서와 같이 상경계면이 대칭축근방에서 패인 모양을 하고있다. 또한 4개의 탱크 모형들에서 상경계면이 가장 빨리 내려가는것은 수직분사구라는것을 알수 있다.

그림 2의 ㄴ)-ㅇ)에서는 중력이 있는 경우 계면들을 보여주고있다.

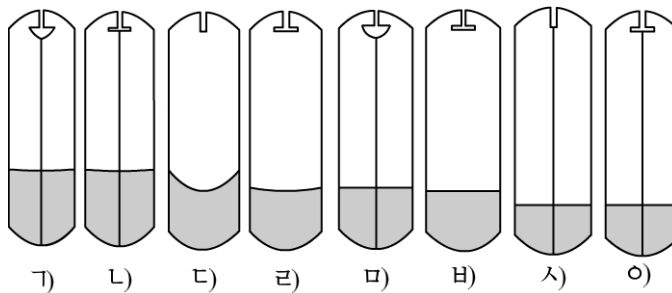


그림 2. 분사구형태와 중력의 작용에 따르는 계면의 형태($t=500s$)

그림 2에서 ㄱ), ㅁ)는 반구형분사구, ㄴ), ㅂ)는 수평분사구, ㄷ), ㅅ)는 확대부가 없는 분사구, ㄹ), ㅇ)는 수직분사구에서의 계면을 보여주고있다.

액체를 배출하는 측면에서 반구형분사구와 수평분사구, 확대부가 없는 분사구, 수직분사구는 서로 비슷한 경향을 보이고있다.(그림 3) 그러나 매 류형의 분사구들에서 출구류량이 령근방으로 다가가는 시간과 그때의 출구류량은 서로 다르게 된다. 그것은 마감시각에 거의 이르면 출구주변에서 회리가 생겨나기때문이다.

그림 3의 ㄱ)와 ㄴ)에서 보여주는것처럼 반구형분사구와 수평분사구에서의 출구류량은 수직분사구와 확대부가 없는 분사구에 비해 대단히 작다. 중력이 있는 경우의 출구류량변화곡선에서는 수직분사구에 비해 확대부가 없는 분사구에서 마감시각의 출구류량이 더 작다는것을 보여주었다.

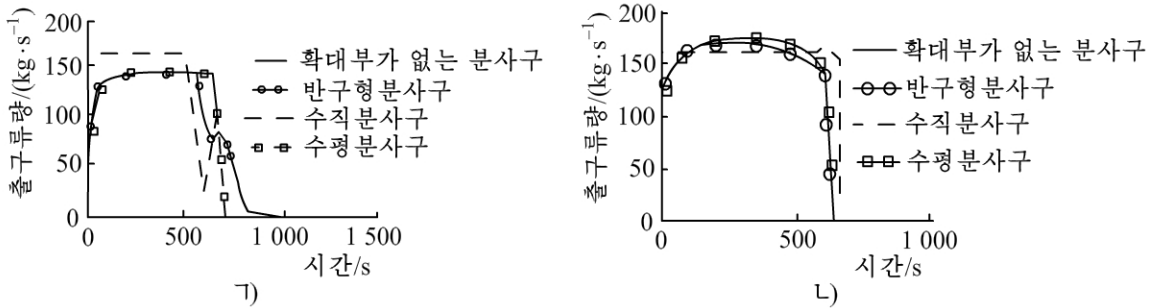


그림 3. 배출구에서 질량류량변화곡선

ㄱ) 무중력상태인 경우 분사구형태에 따르는 출구류량의 변화,

ㄴ) 중력이 있는 경우 분사구형태에 따르는 출구류량의 변화

탱크안의 액체는 류출시 회리 등의 영향으로 탱크안에서 전부 빠져나가지 못하게 되며 결국 추진제의 리용률이 낮아진다.

배출구에서의 출구류량변화곡선 ㄱ)와 ㄴ)를 통하여 액체추진제리용률이 가장 높은 분사구형태는 반구형분사구와 수평분사구로 된다는것을 알수 있다.

맺 는 말

론문에서는 가장 대표적인 4가지 형태의 분사구들에 대한 모의를 진행하여 추진제리용률이 높은 분사구형태가 반구형분사구와 수평분사구라는것을 밝혔다.

참 고 문 헌

- [1] M. P. Sforza; Theory of Aerospace Propulsion, Elsevier Inc., 473~476, 2012.
- [2] Lei Wang et al.; Cryogenics, 57, 63, 2013.

주체108(2019)년 3월 15일 원고접수

Influence of Injector Shapes on Outflow in a Pressure-Fed Liquid Propellant Tank

Choe Song Ryong, Hwang Song Hun

In this paper, we propose a structure of pressure-fed liquid propellant tank and simulate the outflow in the propellant tank. And we show that it is possible to thrust the propellants without remaining by manipulating the shape of injectors.

Key words: satellite, pressure-fed, liquid propellant