

## 산화제 탱크의 와류방지장치 유동해석

장제선\*, 한상엽\*\*, 길경섭\*\*\*, 조인현\*\*\*\*

### Numerical Flow Analysis for Anti-Vortex Device (AVD) in Oxidizer Tank

Je sun Jang\*, Sang-Yeop Han\*\*, Gyoung-Sub Kil\*\*\*, In-Hyun Cho\*\*\*\*

#### Abstract

During feeding oxidizer to the engine, vortices are occurred at lower dome of oxidizer tank inside by various working environments and external forces for liquid propellant feeding system of space launch vehicle. To eliminate the vortices or swirls Anti-Vortex Devices(AVD) shall be installed at inside lower oxidizer tank. Using the numerical analysis, we have confirmed the performance of AVD and analyzed the mass flow rate by feeding time and magnitudes of swirls on the free surface of oxidizer or exit surface according to the AVD number and length. Then we could derive the optimal design of the AVD number and length.

#### 초 록

우주발사체용 액체추진제 공급시스템에서 산화제가 엔진으로 공급될 때 다양한 환경 또는 외력에 의해서 탱크 내부의 출구영역에서 와류가 발생한다. 이러한 swirl을 방지하기 위한 탱크 내부에 AVD(Anti-Device Vortex)라는 와류방지 장치를 설치한다. 유동해석을 통해 LOX(액체산소) 공급에 효율적인 와류방지장치의 성능을 확인하였다. AVD 개수와 길이에 따라 공급시간에 대한 질유량과 산화제 자유표면에서 swirl의 크기 등을 분석해서 최적의 크기와 개수를 도출하고 설계에 반영하고자 한다.

키워드 : 와류방지장치(Anti-Vortex Device), 산화제(oxidizer), 탱크(tank), 극저온(cryogenic), 액체산소(liquid oxygen), 와류(vortex flow)

#### 1. 서 론

발사체의 추진제 공급시스템에서 추진제 탱크의 액체추진제를 배출시키기 위해 가압가스를

이용한다. 산화제로 사용되는 극저온의 액체산소(LOX)를 연소실로 공급하기 위해 탱크 상부에서 공급되는 헬륨가스를 이용해 탱크내부를 일정압력으로 유지시킨다. 이를 이용해서 균일한 액체

접수일(2010년 1월 20일), 수정일(1차 : 2010년 4월 12일, 2차 : 2010년 6월 2일, 게재 확정일 : 2010년 10월 1일)

\* 추진제어팀/aerototoro@kari.re.kr

\*\* 추진제어팀 /syhan@kari.re.kr

\*\*\* 추진제어팀/kgs@kari.re.kr

\*\*\*\* 추진제어팀/ihcho@kari.re.kr

추진제가 탱크로부터 배출되어 연소실로 공급되도록 설계되어야 한다. 그러나 발사체에서 발생할 수 있는 다양한 환경 또는 외력에 의해 추진제 탱크 내부에 유체를 회전시켜 와류(vortex flow) 또는 swirl이 발생할 수 있다. 이러한 와(vortex)는 액체추진제의 공급을 방해하고 시스템 성능에 문제를 발생시킨다. 회전성분을 없애기 위한 그림 1과 같은 시스템에서 그림 2와 같은 막을 산화제 탱크 하단에 설치하며 이를 AVD(Anti-Vortex Device)라고 한다.[1][2][3][4] 유동해석을 통해 LOX 공급에 효율적인 성능을 보장하는 AVD의 크기와 개수를 구하고 설계에 반영하고자 한다.

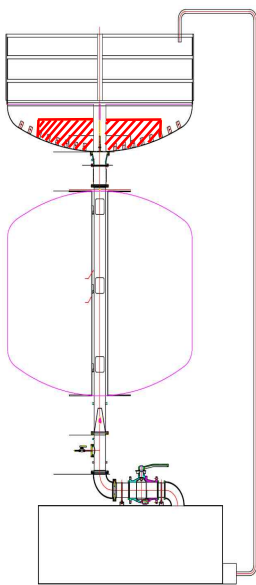


그림 1 LOX 연료 공급 시스템

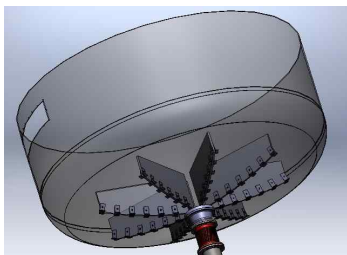


그림 2 AVD 형상

## 2. 본 론

### 2.1 AVD(Anti-Vortex Device)유동해석

#### 2.1.1 AVD

산화제 액체산소 공급 시스템에 설치되어 있는 AVD는 비행 중 시스템에서 회전력에 의해 발생할 수 있는 vortex(와, 회전성분)를 감소하거나 없애기 위한 장치이다. 공급계 유동장에서 발생하는 강력한 vortex는 원심력을 유발하여 유동을 반경방향으로 밀어내서 LOX의 원활한 공급을 어렵게 한다. 그림 3과 같이 정지된 통 안의 유체를 회전시키면 유체는 원심력에 의해 벽면으로 치우쳐 올라가게 되고 가운데 영역은 빠져서 내려간다. 만일 회전력이 더 크게 걸리면 유체는 벽면으로 더 치우치게 되고 가운데 영역은 기체로 채워지게 된다. 이러한 유동현상은 산화제를 공급하는 과정에서 LOX가 제대로 공급되지 못하고 가압가스인 헬륨이 연소실로 유입되어 시스템 성능에 손실을 가져온다. 이러한 현상을 방지하기 위해 AVD를 탱크 하부에 설치하여 회전성분을 감소시켜야 한다.

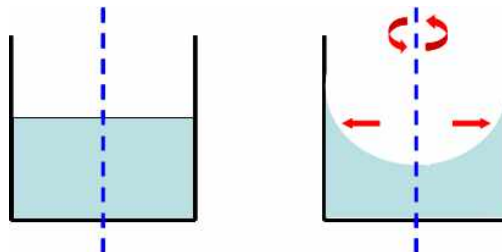


그림 3 회전에 따른 유동 거동 현상

#### 2.1.2 AVD 형상

그림 4는 발사체 추진제 탱크에 적용될 AVD의 크기와 개수를 알아보기 위해 9가지 경우의 모델 형상이다. AVD 직경을 1000, 2000, 3000mm 3가지 경우에 따라 장착개수를 4, 8, 12개로 변화시켜서 해석을 수행하였다.

그림5와 같이 계산영역과 초기속도에 swirl 속도를 부여하는 영역을 표시하였다. 초기에 LOX는 탱크바닥으로부터 1.7m높이로 채워져 있다. Swirl 속도는 탱크 내부의 직경 1m 내에서 중심부로 갈수록 높은 값을 가지도록 설정하였고 최대값은 5m/sec의 속도성분을 갖게 된다.

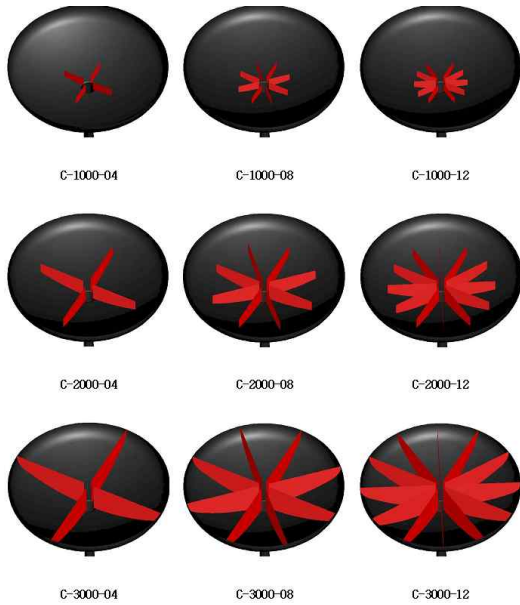


그림 4 AVD형상 변화에 따른 9가지 계산모델

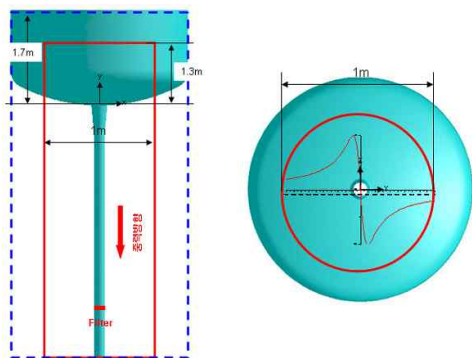


그림 5 계산 영역 및 초기 swirl 속도 부여 영역 표시

### 2.1.3 격자

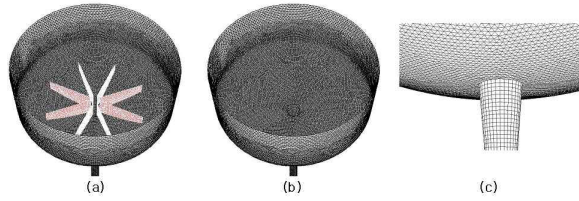


그림 6 연료탱크 계산 격자계(430,000만)

다음 그림 6은 수치해석을 위한 격자계를 나타낸 것이다.

### 2.1.4 해석방법 및 유동해석/경계조건

AVD형상 변화에 대한 유동해석은 FLUENT 6.3을 사용하여 수치해석을 수행하였다. 지배방정식은 비압축성, 비정상상태로 고려하였다. Multi-phase 모델은 헬륨기체(He)와 액체산소(LOX)가 중력에 의해 경계면을 형성하는 VOF (Volume of Fluid)방법을 사용하였다. 유동해석 시 segregated solver를 이용하였고 차분은 2차 풍상차분법을 사용하였다. 초기에는 코리올리 효과(coriolis effect)는 매우 작은 것으로 판단되어 일반적인 로켓의 회전속도를 고려한 임의의 회전속도로 초기 유동장에 Swirl을 주었고 유체의 거동을 살펴보았다. 초기 속도장은 다음과 같이 가정하였다.

Governing equation	비압축성, 비정상상태 층류유동, 중력가속도 고려 Multiphase mode : VOF
Material	LOX : $\rho=1142 \text{ kg/m}^3$ , $\mu=0.001003\text{kg/m-s}$ He : $\rho=2.586\text{kg/m}^3$ , $\mu=0.0017894\text{kg/m-s}$

$$V_T(0,r) = 0.1 \frac{r}{r^2 + 0.01}$$

$V_T$  : Swirl velocity

$r$  : 반경 방향 거리

## 2.2 해석결과 및 분석

### 2.2.1 AVD 미장착시 유동해석 결과

AVD 9가지 경우의 해석을 수행하기 전에 AVD를 장착하지 않은 경우의 해석을 수행하였다. 시간에 대한 산화제탱크 및 배관의 유동 변화를 그림 7,8에서 나타내었다. AVD 미장착시 산화제 배출 시작 25초 후에 탱크 내 중앙에서 회전력에 의해 액체상이 없어지고 대신 헬륨가스가 들어와서 배관에 액체산소와 가스가 함께 배출된다. 이로 인해 배관에 작동유체의 균일성이 깨지고 엔진효율을 떨어뜨리는 문제가 발생할 수 있다. 액체산소의 자유표면 변화를 보면 25초 후에 배관내에 자유표면의 경계면이 생성된다. 이는 헬륨가스와 액체산소가 접해서 두개의 상이 함께 배관을 통해 배출되는 것을 보여준다.

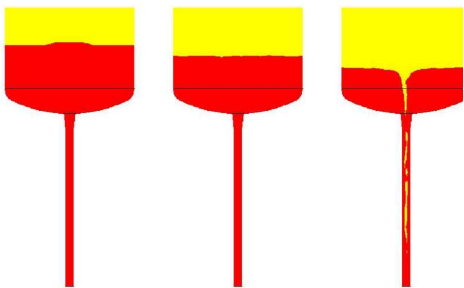


그림 7 AVD 미장착시 Lox 거동 변화

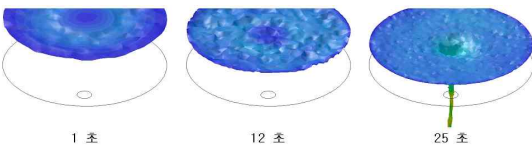


그림 8 AVD 미장착시 Lox Free Surface 거동 변화

25초경과 후에 AVD를 장착하지 않은 상태에서는 탱크 내부에 헬륨과 액체산소의 경계면이 매우 복잡해지고 계산이 진행되기 위해서는 더 작은 격자가 필요하며 시간간격이 더 조밀해야 하므로 계산을 중단하였다. AVD를 장착한 경우

에는 이러한 현상이 50초 후에 발생한다. AVD의 최적설계를 위해서는 50초까지의 수행한 결과를 통해 판단하는 것이 충분하므로 나머지 9가지 경우에는 50초까지 계산을 수행하였다.

그림 9는 AVD가 장착되지 않은 추진제탱크의 경우 출구에서 아래로 0.1m 떨어진 관에서의 swirl 성분의 변화를 나타낸 것이다. 출구단면에서의 swirl의 크기가 시간에 따라 커지다가 23초 근방에서 작아지는 것을 볼 수 있다. 배출시작 후 swirl이 증가하는 것은 탱크 상류에서 만들어진 회전속도 성분이 하류로 내려오면서 통로가 좁아져서 회전운동량 보존에 의해 회전성분 크기가 커지게 되기 때문이다. 그리고 25초 영역에서는 대부분의 LOX는 빠져나가고 헬륨가스도 같이 빠져나가게 되는 영역이다. 따라서 탱크내의 유동이 swirl 속도가 큰 경우에 배출시스템의 안정성에 문제가 발생하므로 AVD를 이용해서 안정적으로 추진제가 배출되도록 해야 한다.

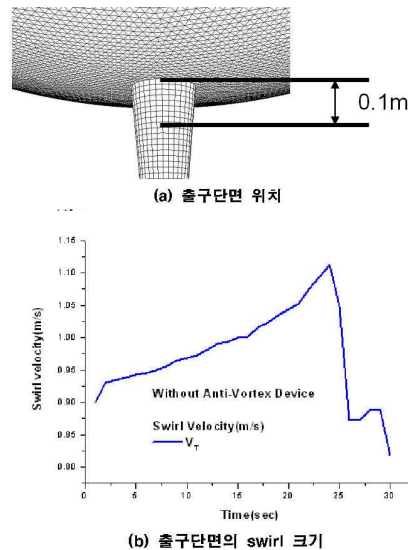


그림 9 시간 변화에 따른 출구 단면에서의 swirl 크기 변화

### 2.2.2 AVD 장착 시 유동해석 결과

다음은 AVD의 개수와 크기에 따른 유동해석 결과이다. 액체산소 배출시작 50초에서의 LOX

자유표면 위의 swirl의 분포를 나타내었다. 그림 10과 같이 AVD 직경이 1000mm일 때 swirl이 탱크 중앙영역에 크게 분포하고 AVD 끝지점을 중심으로 swirl이 높은 값을 가진다. 즉 직경 1000mm의 AVD일 때는 유동의 회전력에 의한 vortex를 제대로 감소 또는 제거하지 못한다는 것을 알 수 있다. 반면 AVD 직경이 2000 ~ 3000mm일 때는 swirl이 상대적으로 매우 낮은 수치로 존재한다.

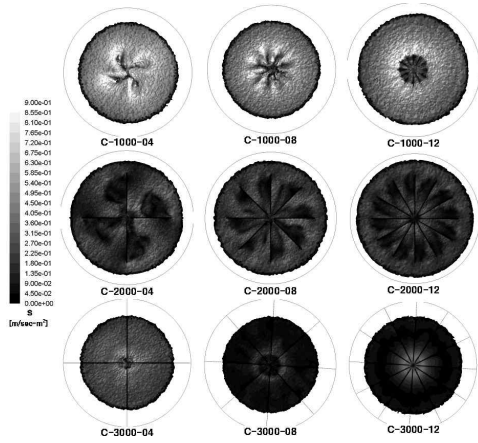


그림 10 50초인 경우 자유 표면 위의 swirl 선도

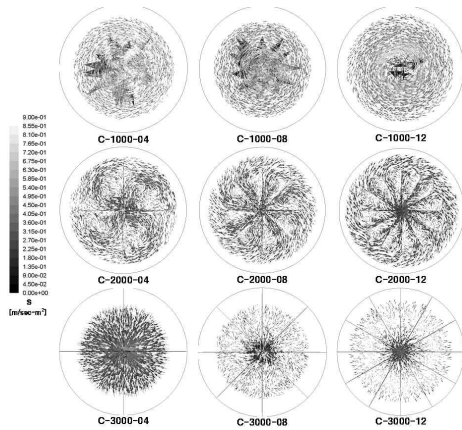


그림 11 50초인 경우 자유 표면 위의 swirl 벡터

그림 11은 AVD의 크기 및 개수에 따라 50초 일 때 자유표면 위에서의 swirl 벡터를 나타내었다. AVD 직경이 1000mm일 때는 개수에 상관없

이 속도 벡터가 반시계방향으로 높은 swirl 값을 가지고 회전한다. 직경이 2000mm일 때는 swirl의 세기가 상당히 작아졌다. 그러나 AVD 바깥 영역으로 회전력에 의해 발생한 반시계방향의 와 (vortex)는 계속 존재한다. 직경이 3000mm일 때는 AVD가 탱크벽면까지 존재하므로 큰 와가 사라지고 유동이 탱크중심 방향으로만 이동한다.

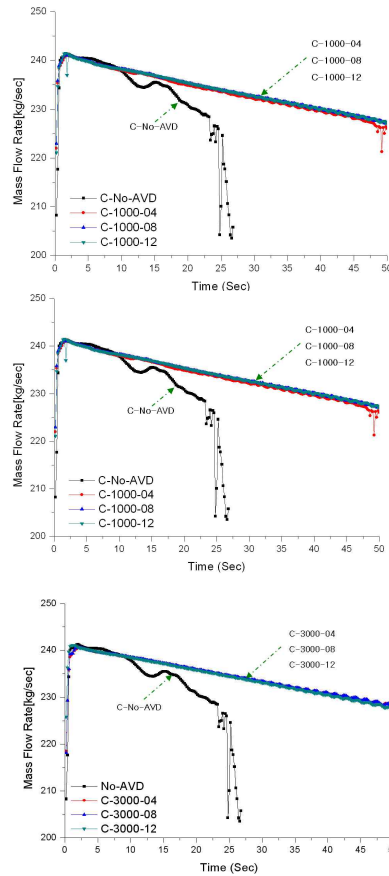


그림 12 동일 AVD 길이별 출구 유량 변화 비교

그림 12와 같이 AVD를 장착하면 미장착시에는 시간에 따라 불균일하던 질유량이 균일하게 천천히 감소한다. AVD를 장착했을 때는 동일한 길이별 장착개수에 따라서는 유량이 크게 변화하지 않는다.

그림 13에서는 AVD가 같은 개수를 가질 때

길이별로 출구 질유량을 비교하였다. 배출 초기에는 질유량의 차이가 없으나 시간이 흐를수록 1000mm의 AVD를 설치했을 때 긴 AVD보다 질유량이 상대적으로 작다. 2000mm와 3000mm일 때의 질유량은 비슷하며 시간에 따라 감소한다.

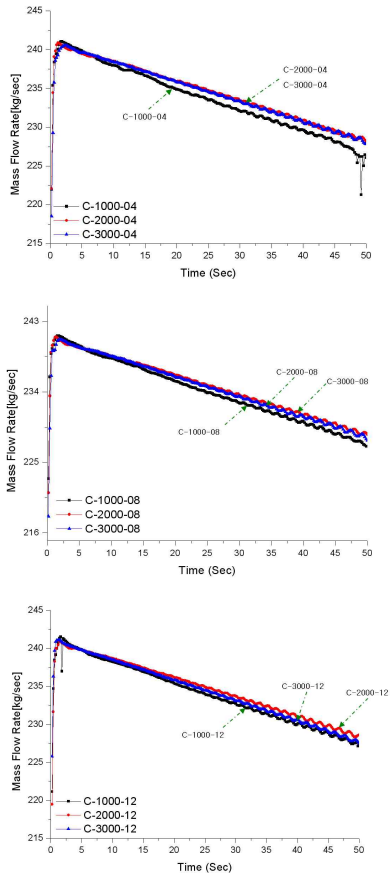


그림 13 동일 AVD 장착 개수 별 출구 유량 변화 비교

그림 14와 같이 AVD를 미 장착시에는 swirl의 크기가 AVD 장착시보다 최대 10배 정도 증가한다. 동일한 길이의 AVD를 가질 때는 직경이 1000mm이고 개수가 4개일 때 출구단면에서 상대적으로 높은 swirl값을 보인다. 2000mm와 3000mm의 직경을 가지는 AVD에서는 개수에 따라 출구단면 swirl의 크기의 차이가 거의 없고 50초까지 작은 값을 유지한다.

그림 15에서 동일한 AVD 장착개수별 직경의

변화에 따라 출구단면에서의 swirl의 크기를 비교하였다. 길이가 짧을수록 swirl의 크기가 크고 길이가 길수록 swirl 크기가 감소하였다. 또한 장착개수가 8개와 12개일 때는 시간이 지남에 따라 swirl의 크기가 점차 감소하는데 반해 4개의 AVD를 가질 때는 직경이 3000mm인 경우에 감소하는 경향을 가지지만 2000mm일 때는 후반부에 증가하다가 다시 감소하고, 1000mm일 때는 시간에 따라 감소하지 않고 후반부에 swirl의 크기가 더 증가하는 경향을 가졌다. 이 경우에는 출구에서 AVD가 회전력에 의한 vortex를 감소시키지 못한다고 판단할 수 있다.

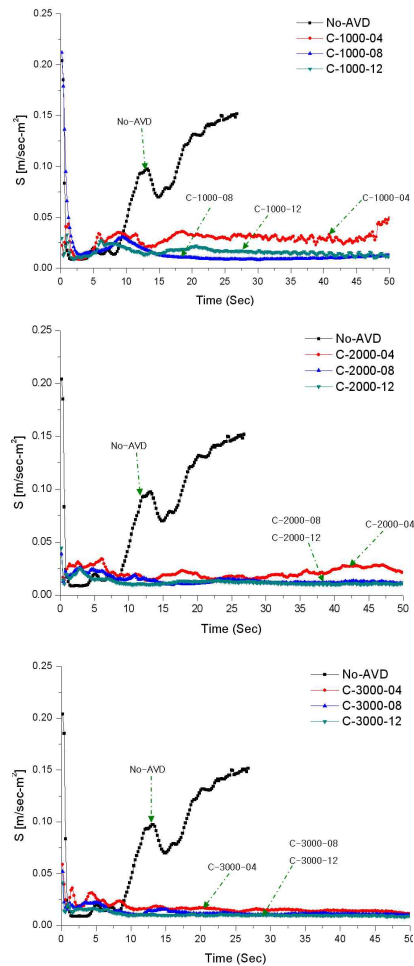


그림 14 동일 AVD 길이 별 출구 단면(0.1m)에서의 swirl 크기 변화 비교

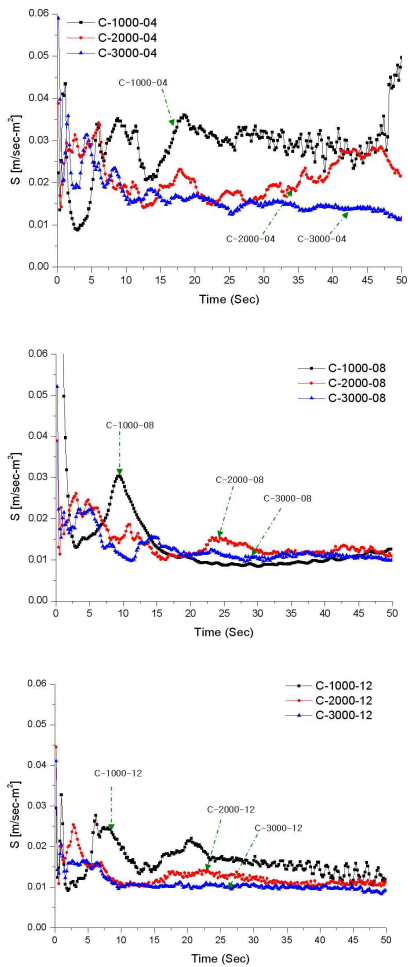


그림 15 동일 AVD 장착 개수 별 출구 단면(0.1m)에서의 swirl 크기 변화 비교

### 2.2.3 해석 결과 분석

지금까지의 해석결과를 검토해 보면 AVD의 직경의 크기가 커질수록 액체산소(LOX) 자유표면 위의 swirl의 크기가 작아진다. 산화제 탱크의 액체산소 배출 시작 후 50초 후의 LOX 자유표면 위의 swirl의 분포를 비교하였다.

직경이 1000mm일 때는 swirl이 AVD의 바깥쪽 끝지점을 중심으로 swirl이 높은 값을 가진다. 또한 LOX 자유표면에서 swirl의 벡터 방향의 비교를

통해 2000mm일 때 swirl의 회전성분이 상당히 약해지고, 3000mm일 때는 AVD 높이의 영향으로 유동의 회전성분이 사라지며 속도벡터가 탱크 중심방향으로 이동하였다.

AVD가 같은 직경일 때 개수에 따른 질유량의 변화는 거의 나타나지 않았다. AVD의 장착개수가 같은 경우 길이에 따른 출구 질유량을 비교하면 배출 초기에는 차이가 거의 없었으나 시간이 지남에 따라 직경 1000mm의 AVD가 상대적으로 작은 질유량으로 배출되었다.

출구 단면에서 swirl의 크기를 비교하였을 경우에는 직경이 1000mm이고 4개의 AVD를 가지는 경우에는 상대적으로 높은 swirl의 값을 가졌다. AVD 개수에 따른 swirl 크기 차이가 거의 없었고 50초까지 작은 값을 유지하였다.

또한 AVD 장착 개수별로 직경이 작을수록 출구단면에서 swirl 크기가 커지고 직경이 클수록 swirl 크기는 감소하였다.

이러한 다양한 해석결과를 비교해 보았을 때 최대 악조건은 AVD가 4개이고 직경이 1000mm일 때였다. 이 경우에는 배출 후반부에 swirl의 크기가 더 증가하므로 배출 시스템의 안정성 문제가 발생할 수 있다.

반면 직경이 2000mm 이상에서는 swirl의 크기가 급격히 감소하였고 자유표면위의 유동의 회전성분도 급격히 감소하였다. 따라서 액체산소가 배출될 때 AVD를 2000mm 이상으로 설치하는 것이 안정된 성능을 가질 것으로 판단된다.

## 3. 결 론

LOX의 원활한 공급을 위해서는 탱크 내부에 발생할 수 있는 와류(vortex flow)를 감소 또는 제거할 수 있는 AVD(Anti-Vortex Device)가 필요하다. 발사체 추진제 탱크에 적용할 AVD의 크기와 개수에 대한 9가지 경우의 유동해석을 수행하였다. AVD 직경을 1000, 2000, 3000mm 3가지 경우에 따라 장착개수를 4, 8, 12개로 변화시켜서 해석을 수행하였고 그 결과를 정리하였다.

AVD가 장착되지 않았을 경우와 9가지의

AVD형상에 대한 LOX 거동 및 자유표면의 변화를 비교하였다. 자유표면에 위의 swirl분포, swirl 벡터 분포, 출구 질유량 변화, 출구단면에서의 swirl 크기를 비교하면 액체산소가 배출될 때 AVD를 2000mm이상으로 설치하는 것이 안정적인 것으로 판단된다.

### 참 고 문 헌

1. "Slosh Suppression", NASA Space Vehicle Design Criteria, NASA SP-8031, May 1969
2. "Liquid Rocket Metal Tanks and Tank Compression", NASA Space Vehicle Design Criteria, NASA SP-8088, May 1974, pp.49-72
3. Н. М. Бешяев, "ПНЕВМО - ГИДРАВЛИЧЕСКИЕ СИСТЕМЫ", РАСЧЕТ И ПРОЕКТИРОВАНИЕ, 1988, pp.116-128
4. А. А. Козлов, "СИСТЕМЫ ПИТАНИЯ И УПРАВЛЕНИЯ ЖИДКОСТНЫХ РАКЕТНЫХ ДВИГАТЕЛЬНЫХ УСТАНОВОК, МОСКВА 1988, pp.116-128