

지능형 자탄의 벌루트형 낙하산 설계 해석 및 시험에 관한 연구

A Study on the Design Analysis and Test of a Ballute Type Parachute of the Smart Submunition

이 상 길* **이 상 승***
 Lee, Sang-Kil Lee, Sang-Seung

ABSTRACT

The configuration model of a ballute type RAID(Ram Air Inflated Decelerator) for reducing the high speed and high revolution of smart submunition is designed and tested. Three dimensional incompressible turbulent flow computational fluid dynamic analysis for the assembly of ballute and submunition is performed and pressure distribution, velocity, and drag around the assembly is calculated. Aerodynamic characteristics of the ballute assembly such as air flow inside and outside of the ballute and pressure distribution is clearly shown and it's drag coefficient is computed. Trajectory analysis of the submunition is performed and is in good agreement with the descending trajectory data of experimental model tested.

주요기술용어(주제어) : Smart Ammunition(지능형 탄약), Aerodynamic Decelerator(공기역학적 감소), Ballute(낙하산), RAID(Ram Air Inflated Decelerator), Trajectory Simulation(궤적 시뮬레이션)

1. 서론

Ballute 타입의 낙하기구는 활공하면서 비행 조정이 가능하기 때문에, 지능형 무기체계의 부품으로 많이 개발되고 있는 분야이다. Ballute는 유선형으로 설계될 수 있으므로, 바람의 영향을 많이 받는 고공에서 자탄을 센서작동 고도까지 신속하게 하강하는 임무를 잘 수행할 수 있다. Oblate spheroid의 형상을 가진 ballute의 전개는 canister에 저장된 압축가스를

ballute에 주입하여 이루어진다. 시기는 자탄이 모탄에서 방출되어 pyrotechnic band-cutter가 자탄의 윗판을 고정시킨 band를 절단하여 자탄이 열렸을 때 공력에 의해 자동으로 전개된다.

모탄에서 방출된 운행형 지능자탄이 표적탐색을 위하여 감속, 감회전을 한 후, 일정 각속도 및 속도로 회전과 하강을 하면서 나선형으로 일정 선회각을 유지하며 낙하 할 수 있는 장치를 설계하기 위해서는 이 낙하기구에 대한 특성연구가 선행되어야 한다.

이를 위하여 고속 및 고회전을 감소시키고 각 자탄의 충돌을 방지하기 위한 ballute형의 제1차 낙하산의 설계특성 연구와 이후 일정속도로 자동회전 하면

† 2008년 3월 10일 접수~2008년 4월 11일 게재승인

* 육군사관학교(Korea Military Academy)

주저자 이메일 : sklee@kma.ac.kr

서 하강하여 표적지역을 나선형의 궤적으로 탐색 할 수 있는 자동회전형 vortex-ring parachute의 특성을 조사하고 분석할 필요가 있다^[1,2].

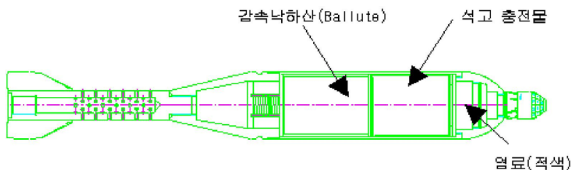
본 연구에서는 한국형 지능자탄 체계를 고려한 낙하기구의 모델을 설정하고 실험용 자탄에 적용할 ballute형 낙하산의 형상모델을 설계하였다.

1차 낙하산(RAID : Ram Air Inflated Decelerator)의 공력특성을 연구하기 위하여 ballute와 자탄의 결합체에 대한 3차원 비압축성 난류유동 전산유체역학 해석을 실시하여 압력 분포, 유동특성 및 항력 등 설계에 위한 변수들의 상관관계와 필요한 실험 조건 등을 규명할 수 있도록 하였다. 전산해석 결과를 통하여 ballute 공기흡입구, 내부 및 주위의 공기유동과 압력 특성 등의 ballute 작동 메커니즘을 규명할 수 있었고 이의 항력계수를 산출하였다. 질점해석법에 의한 자탄의 탄도해석을 실시하였고, 이를 시험모델의 낙하시험 자료와 비교하였다.

2. 감속낙하산(RAID)의 시험 및 탄도해석

가. 감속 낙하산 시험

120mm 시험탄을 이용하여 감속낙하산의 전개여부 및 형상을 확인하였고 낙하산의 감속상태를 측정하고 촬영하였다. 시험시료의 구조와 제원은 그림 1과 표 1에 나타난 바와 같다.



[그림 1] 시험용 120mm 비활성 박격포탄의 구조

[표 1] 시험 시료의 제원

구 분	길이/높이	외 경	중 량	비고
120mm 시험탄	935mm	119.32mm	13.3kg	
Ballute	200mm	350mm	-	

감속 낙하산의 낙하특성 실험 및 측정결과는 표 2에 나타난 바와 같다.

[표 2] 자탄의 낙하특성 시험 결과

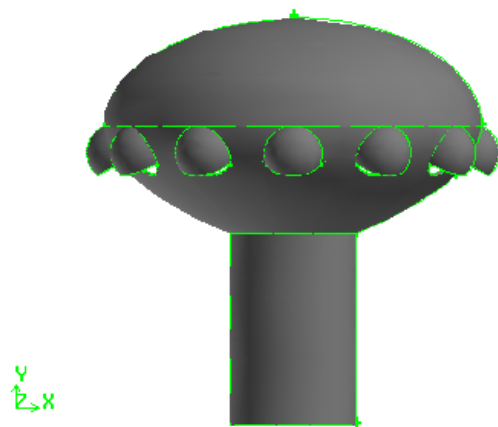
탄번호	방출 고도 (m)	방출시 탄속 (m/s)	방출 각도 (°)	방출~탄착 이동거리 (m)	낙하 시간 (sec)
1	344	114.5	76.8	354	-
2	332	115.2	76.9	341	8.5
3	428	112.0	78.1	438	12.0
4	333	114.4	78.3	339	9.7
5	299	115.3	78.3	305	8.0

나. 자탄 방출 후 감속낙하산의 탄도 시뮬레이션

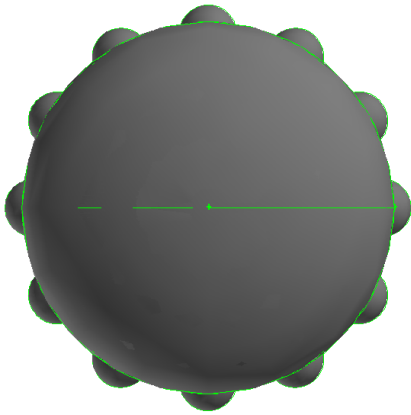
감속낙하산의 전개 및 기능을 확인하기 위하여 그림 2와 3에서 보는 바와 같이 시험 설계를 실시하였고, 감속낙하산에 의한 자탄의 감속효과를 측정치와 비교하기 위하여, 자탄과 1차 낙하산의 결합체에 대하여 질점해석법에 의한 2차원 탄도해석을 실시하였다.

탄도의 운동에 영향을 미치는 요소로서 중력과 항력만을 고려한 수정질점해석 방법으로 탄도를 모델링하였고 이에 따른 탄도방정식은 아래와 같다^[3].

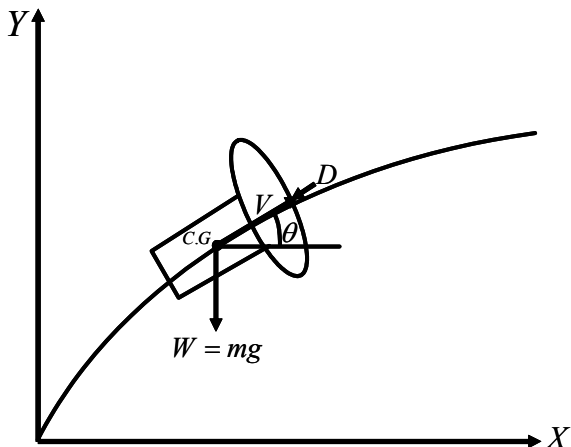
$$\frac{dV}{dt} = (-W\sin\theta - D) \times g/W \quad (1)$$



[그림 2] 전개시 시험탄과 ballute의 정면도



[그림 3] 전개시 시험탄과 ballute의 평면도



[그림 4] 항력과 중력을 받고 있는 탄자의 운동

$$\frac{dx}{dt} = V \cos \theta \quad (2)$$

$$\frac{dy}{dt} = V \sin \theta \quad (3)$$

$$\frac{d\theta}{dt} = -\frac{g \cos \theta}{V} \quad (4)$$

여기서 V : 속도
 W : 무게
 CG : 무게중심
 D : 항력
 m : 질량

g : 중력가속도

탄도방정식을 풀기 위한 수치해석법으로서는 4th order Runge-Kutta Method를 사용하였고, 탄자가 비행하는 공간은 표준대기 상태로 간주하였다. 탄도 계산에 필요한 항력 계수는 CFD 해석에 의하여, 압력에 의한 힘과 전단응력에 의한 힘을 전표면적에 대하여 적분한 값으로부터 추출 하였는데 이는 문헌에 제시된 값들과 비교적 근사하게 나타났다. 항력계수 값은 낙하속도 30m/s 일때, 0.73으로 계산되었다.

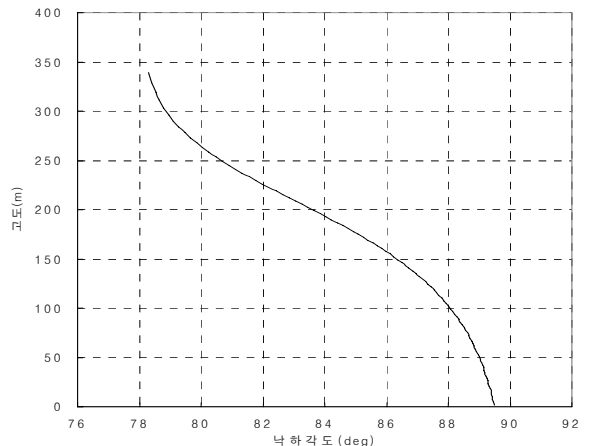
다. 감속낙하산의 낙하탄도 시뮬레이션 결과

탄도해석을 실시하여 비행시간, 수평이동거리, 탄도고, 낙하속도, 낙하각도 등의 탄도제원을 산출하였고 실제 측정값과 비교하였다. 탄도 해석에 사용된 초기 조건은 표 3에 나타내었다.

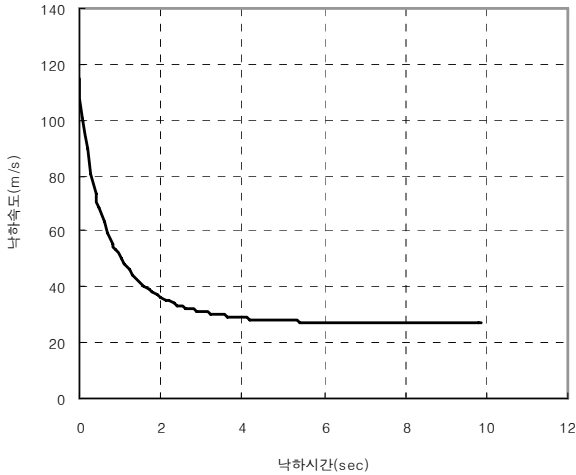
[표 3] 탄도해석을 위한 초기조건

감속기구 직경(m)	감속기구 질량(kg)	출발 탄도고(m)	방출초속도 (m/sec)	방출각도 (deg)
0.350	3.148	332	115.3	78.3

그림 5는 해당 비행고도에 따른 낙하각도를 나타내고 있다. 그림에서 보듯이 초기 낙하각도는 78.3° 이었으나 탄착시는 89.4°로서 거의 수직으로 낙하하는 경향을 보이고 있다.



[그림 5] 자탄의 비행고도에 따른 낙하각도의 변화



[그림 6] 자탄의 비행시간에 따른 낙하속도의 변화

그림 6은 비행시간에 따른 낙하속도를 나타낸 그래프로써 0.8초 이내에 초기 방출속도 115.2m/sec가 1/2로 감속되며, 1.6초 후에는 40m/sec 까지 감속되어 9.98초 후엔 26.9m/sec로 탄착하게 됨을 볼 수 있다. 그림에서 보는 바와 같이 평균 낙하속도는 대략 30~40m/sec가 됨을 알 수 있다. 따라서 항력계수 산출을 위한 공기흐름의 속도를 30m/sec로 산정한 것은 매우 합당한 결과를 가져 올 수 있음을 암시하고 있다.

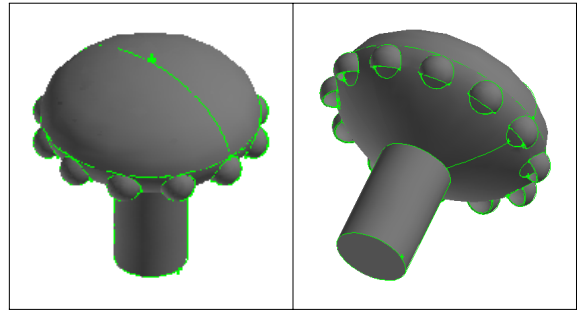
또한, 시험탄에 대한 비행시간 측정치는 9.7초(시험탄4)로서 본 탄도해석에 의한 계산치인 9.98초와 비교하여 볼 때 3% 이내의 오차범위에 들기 때문에 자탄의 1차 낙하기구의 시험결과는 매우 합당한 것으로 사료된다.

3. 자탄주위의 유동장 해석

모탄으로부터 분리된 자탄의 유동현상 특성 규명을 목적으로 자탄 주위의 유동의 압력분포와 속도 변화 등을 계산하기 위해서 Fluent Inc.에서 개발한 Fluent프로그램을 사용하였다. 이 프로그램에서 운동량 방정식을 푸는 방법은 Patankar와 Spalding^[4]의 SIMPLER 해법을 Pratap과 Spalding^[5]이 포물선형 (parabolic) 유동을 해석할 수 있도록 수정한 방법을

사용하였다. 이 방법은 타원형 해법(elliptic procedure)에 비하여 소요되는 전산기의 기억용량은 대단히 적은 반면 정확도는 거의 비슷하다.

가. 유동장과 격자설계



[그림 7] ballute의 형상모델

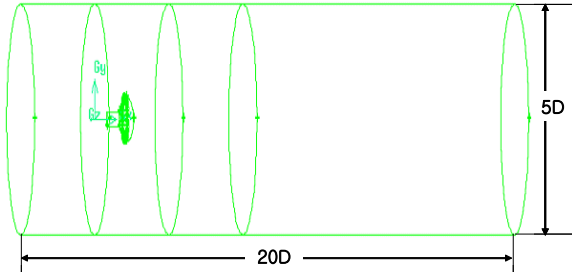
그림 7은 본 연구에서 사용된 자탄과 ballute 결합체에 대한 형상모델이다. 수치해석에 적용된 세부 낙하산 및 자탄의 제원은 표 4와 같다.

[표 4] 낙하산 및 자탄의 제원

ballute	직경	35cm
	높이	20cm
	두께	0.3cm
ballute의 공기 흡입구	직경	5cm
	개수	12개
	간격	30° 등간격
자탄	직경	11.7cm
	길이	17.7cm

그림 8에서 보는 바와 같이 형상 모델을 포함한 유동해석 영역은 직경이 5D인 원기둥으로써 주 유동방향은 유동이 완전히 발달한 영역에 이르도록 길게 덕트(20D)를 형상화하였다. 즉, 입구에서 형상모델까지 5D와 형상모델에서 출구까지 15D를 적용함으로써 유동이 충분히 발달할 수 있도록 하였으며, 비압축성 유동해석을 위해 입구조건은 입구속도를 20m/s, 30m/s

그리고 40m/s로 변화시켜가며 수치해석을 실시하였고 고 레이놀즈수 영역인 만큼 실제적인 유동현상을 알아보고자 전체 유동장을 3차원으로 해석하였다.



[그림 8] 형상모델을 포함한 유동해석 영역

낙하산 주변의 강력한 3차원 난류유동은 레이놀즈 응력의 비등방성 때문에 복잡한 유동특성을 갖는다. 난류유동을 풀기 위해서 평균유동방정식(식 5, 6)을 사용하면 난류요동 상관관계를 나타내는 레이놀즈 응력 $\overline{u_i u_j}$ 를 평균유동과 난류 상관관계의 상대량들로 모형화해야 한다.

$$\frac{\partial}{\partial x_i}(\rho U_i) = 0 \quad (5)$$

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho U_i U_j) = -\frac{\partial P}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\mu \left(\frac{\partial U_i}{\partial x_j} + \frac{\partial U_j}{\partial x_i} \right) - \rho u_i u_j \right] \quad (6)$$

(i = 1, 2, 3)

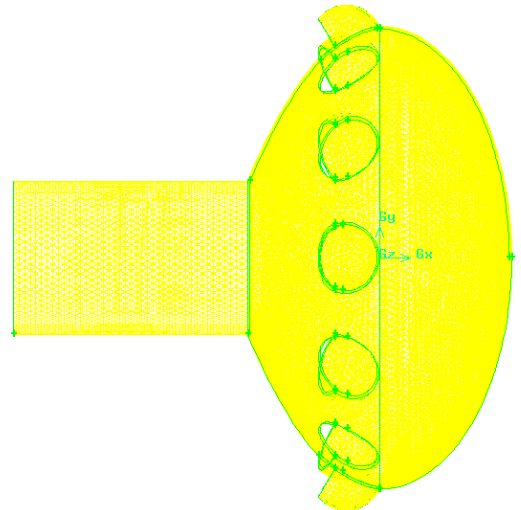
본 연구에서는 비등방성은 미흡하나 벽면유동을 포함한 3차원 난류유동을 경제적인 시간내에 비교적 정확하게 예측해 낼 수 있는 표준 $k-\epsilon$ 모형을 사용하였다^[6~15]. 즉, 본 모형에서는 식 (7)~(9)와 같이 레이놀즈 응력 방정식의 항들을 모형화하였다.

$$u_i \left(\frac{u_i u_j}{2} + \frac{P}{\rho} \right) = \frac{\nu_t}{\sigma_k} \frac{\partial k}{\partial x_i} \quad (7)$$

$$u_i \epsilon = -\frac{\nu_t}{\sigma_\epsilon} \frac{\partial \epsilon}{\partial x_i} \quad (8)$$

$$2\nu \frac{\partial u_i}{\partial x_k} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} \frac{\partial u_i}{\partial x_i} - 2(\nu \partial^2 \frac{u_i}{\partial x_i \partial x_i})^2 = (C\epsilon_1 \frac{P}{\epsilon} - C\epsilon_2) \frac{\epsilon^2}{k} \quad (9)$$

또한, 그림 9에서 보는 바와 같이 거친 격자구역과 미세 격자구역으로 나누어 해석하였는데 이와 같이 미세격자를 사용한 이유는 유동과 자탄이 접하는 부분에서는 급격한 유동의 변화가 생기며 특정부위에서 2차유동이 강력히 일어나 2차유동의 최대속도점이 벽면에 인접해 있기 때문이다. 따라서 속도의 변화가 급격한 자탄 주위에는 미세한 격자를 형성시켰으며 출구로 나갈수록 격자를 거칠게 형성시켰으므로 전체적으로 격자수를 줄여 유동해석이 용이하도록 하였다.



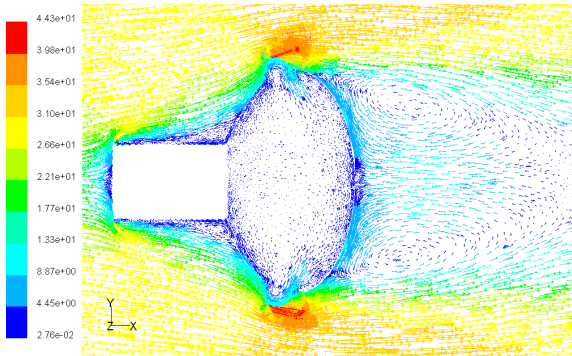
[그림 9] 형상모델의 3차원 격자 구조

4. 해석 결과

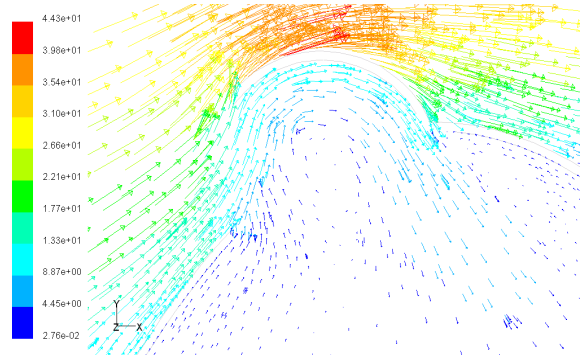
자탄의 대략적인 평균 낙하속도인 30m/s에서의 유동특성과 입구속도를 20m/s, 30m/s, 40m/s로 변화시키며 자탄주변의 유동특성을 고찰하였다.

가. 입구속도가 30m/s인 조건에서 자탄주변의 유동 특성

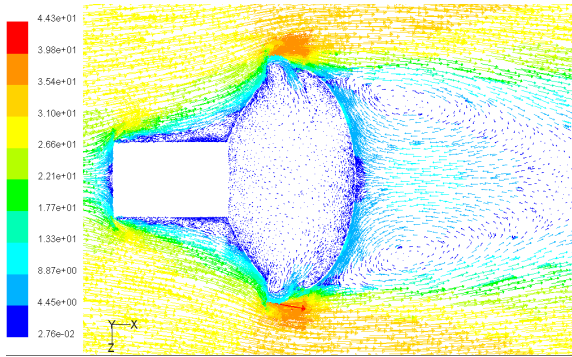
입구속도가 30m/s인 조건에서 자탄주변의 속도, 압력 등의 유동특성을 살펴보았다.



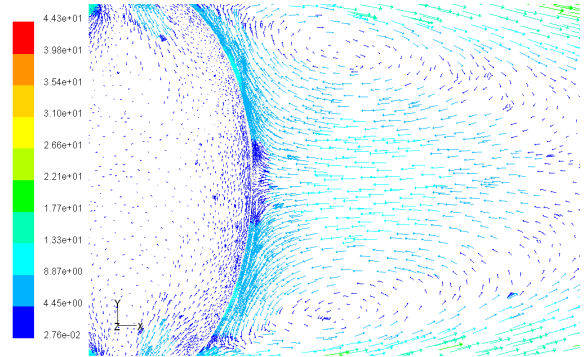
[그림 10] X-Y평면의 완전발달영역에서의 속도 벡터



[그림 12] Ballute 흡입구 주위의 속도 벡터



[그림 11] X-Z평면의 완전발달영역에서의 속도 벡터



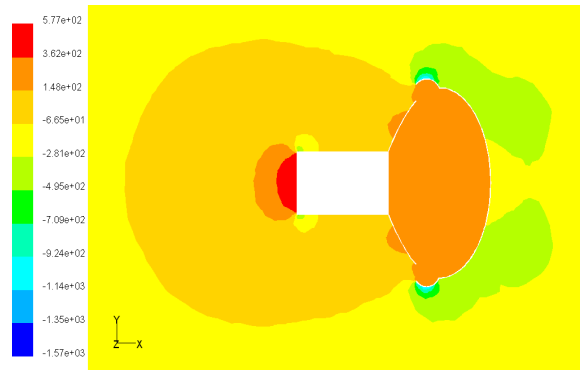
[그림 13] Ballute 후면의 속도 벡터

그림 10과 그림 11은 주 유동 방향에 대한 x-y 평면과 x-z 평면의 속도 벡터를 나타낸 것으로 두 그림의 일치된 속도 분포를 통해 유동이 대칭적으로 잘 해석되었음을 알 수 있다. 일반적으로 표준 $k-\epsilon$ 모형은 등방성으로 인해 곡면이 있는 비등방성 유동 해석에 정확성이 부족한 것으로 알려져 있으나 축대칭 저속유동에 대한 본 수치해석에서는 비교적 양호한 결과를 얻을 수 있음을 알 수 있다.

그림 12는 ballute 흡입구에서의 속도 벡터로써 모탄으로부터 분리된 자탄이 낙하하면서 공기가 ballute 흡입구를 통해 유입되어 ballute가 완전하게 팽창되면 압력이 높아져 더 이상 공기의 유입이 없이 유동이 내부에서 순환됨을 볼 수 있다.

그림 13은 ballute 후면의 속도 벡터로써 일반적인 구의 주위 유동과 유사한 2차 유동 분포를 확인할 수 있었다.

압력 분포 또한 3차원 유동 전체에서 대칭적으로



[그림 14] Ballute 주위의 압력 분포

잘 분포되었음을 확인 하였으며 그림 14로부터 자탄 주위의 압력 분포를 살펴보면 먼저, 유동이 형상모델과 주 유동방향으로 부딪히는 지점에서 압력이 높게 나타남을 확인 할 수 있다. 즉, 최초 자탄 앞부분에선 주 유동방향과 수직하므로 가장 큰 압력을 받게 되고

비스듬하게 유동이 작용하는 ballute 측면 또한 압력이 높게 나타난다. 그리고, ballute 후면에선 2차 유동이 발생하여 유동방향과 반대로 작용하므로 주위보다 상대적으로 높은 압력분포가 나타난다. 가장 주목할 점은 ballute 내 압력 분포로써 ballute 외부보다

압력이 높게 형성되어 공기가 유입될 수 없음을 나타내며 ballute 내부와 흡입구 주위의 유동 형성의 원인이 된다.

나. 입구조건에 따른 유동특성 변화

자탄의 평균 낙하속도가 30m/s 내외임을 고려하여 입구조건 중 입구속도가 20m/s, 30m/s 그리고 40m/s 인 조건에서 속도변화에 따른 자탄주변의 속도, 압력 등의 유동특성을 살펴보았다. 일반적으로 마하 0.1 이하의 유동은 비압축성 유동으로 볼 수 있다.

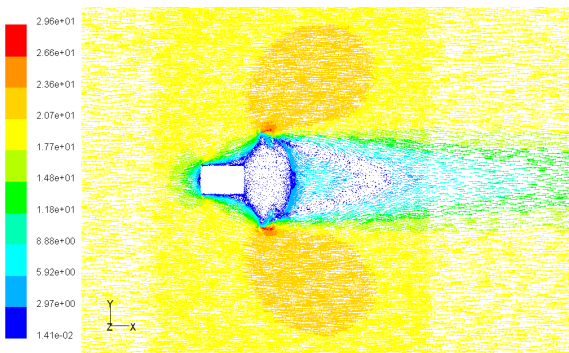
그림 15는 각 입구속도에 따른 속도의 분포를 수치 해석한 결과로서 입구속도 증가에 따른 자탄 주위와 ballute 후면에서의 2차유동의 크기 변화와 전 영역에서의 속도분포 변화를 알 수 있다.

그림 16은 각 입구속도에 따른 압력의 분포를 수치 해석한 결과로 입구속도가 증가함에 따라 형상모델 주위 압력이 크게 변화함을 알 수 있다. 또한, 2차 유동의 영향을 확인 할 수 있는데 20m/s에서 30m/s로 입구속도가 증가시 자탄 주위에서 압력분포의 차이를 나타내었으며 ballute 후면에서는 입구속도 증가시마다 압력분포의 확연한 차이를 알 수 있다.

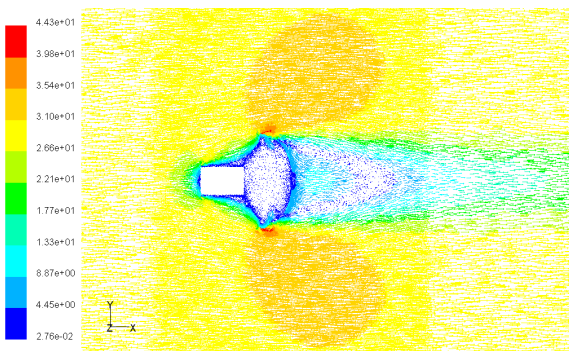
입구속도가 20m/s, 30m/s 그리고 40m/s인 조건에서 속도변화에 따른 자탄표면에 작용하는 힘의 관계를 살펴본 결과를 표 5에 나타내었다.

[표 5] 속도변화에 따른 자탄표면에 작용하는 힘

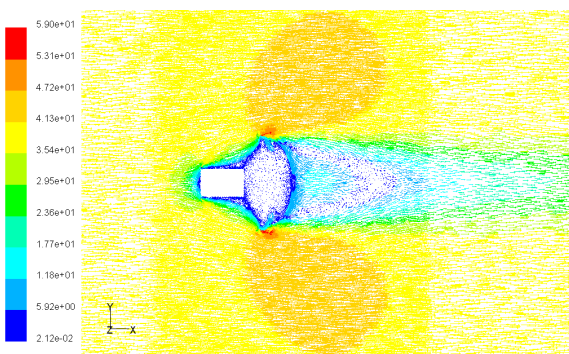
Inlet Velocity	Dp, Pressure Drag(N)	Dv, Viscouse Drag(N)	F_D , Total Drag(N)	CD, Drag Coefficient
10m/s	4.7944	0.0782	4.8726	0.830664
20m/s	17.4081	0.2334	17.6415	0.751865
30m/s	38.0295	0.4616	38.4911	0.729092
40m/s	66.4145	0.7616	67.1761	0.715746



a) 입구속도 20m/s의 속도 분포



b) 입구속도 30m/s의 속도 분포



c) 입구속도 40m/s의 속도 분포

[그림 15] 입구속도 변화에 따른 자탄주변의 속도 분포

$$\text{여기서 } C_D = \frac{F_D}{\frac{1}{2}\rho v^2 s}$$

$$F_D = D_p + D_v \text{로 계산 하였다.}$$

ρ : 공기밀도

s : 단면적
 F_D : Total Drag
 D_p : Pressure Drag
 D_v : Viscous Drag

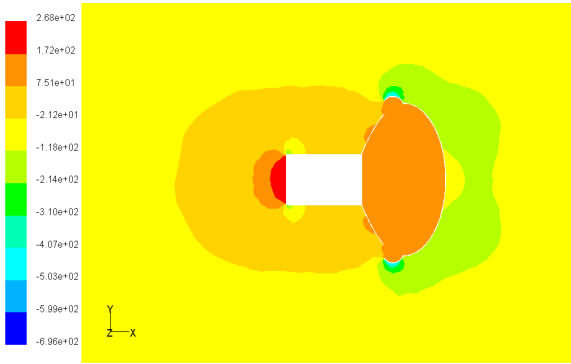
이때, 실제 주유동방향에 작용하는 단면적은 ballute의 흡입구를 고려해야하나 계산의 용이성을 위해 s는 ballute의 직경만을 적용하였다.

표 5에 나타난 바와 같이 속도증가에 따라 항력계수 값이 감소하는 것을 볼 수 있는데 이는 일반적으로 마하수가 낮은 유동에서는 항력계수가 레이놀즈수에 크게 영향을 받음을 반증하는 수치해석 결과이다.

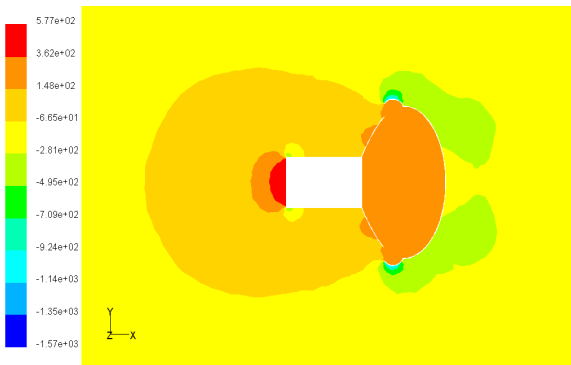
5. 결론

운행형 지능자탄의 방출시 고속 및 고회전을 감소시키기 위한 ballute형 낙하산의 설계특성을 조사하고 분석하였다. 이를 토대로 한국형 지능자탄 체계에 적합한 유사한 낙하기구의 모델을 설정하고 실험용 자탄에 적용할 ballute형 낙하산의 형상모델을 설계하였다. 또한, 질점해석법에 의한 자탄의 탄도해석을 실시하였고, 이를 시험모델의 낙하시험 자료와 비교하였다. 낙하산(RAID : Ram Air Inflated Decelerator)의 공력특성을 연구하기 위하여 ballute와 자탄의 결합체에 대한 3차원 비압축성 난류유동 전산유체역학 해석을 실시하여 압력 분포, 유동특성 및 항력 등 설계를 위한 변수들의 상관관계와 필요한 실험 조건 등을 규명하였다.

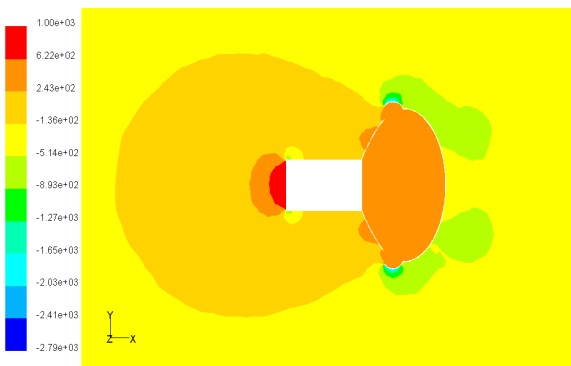
본 연구를 통하여 도출된 결론은 다음과 같다. 질점해석법에 의한 자탄의 탄도해석을 실시하였고, 이를 시험모델의 낙하시험 자료와 비교한 결과 ballute의 일반적 하강탄도 특성과 잘 부합하였다. 모탄으로부터 분리된 자탄이 낙하하면서 공기가 ballute 흡입구를 통해 유입되어 ballute가 완전하게 팽창되면 압력이 높아져 더 이상 공기의 유입이 없이 유동이 내부에서 아주 약하게 순환되며 대략적으로 대칭된 속도 분포를 보여주고 있다. 압력 분포 또한 3차원 유동 전체에서 대칭적으로 잘 분포되었음을 확인하였으며 ballute 및 자탄 주위에서 압력차이가 크음을 알 수 있었다. 낙하속도가 $M=1$ 이상인 경우에 대하여는 압축성유동에 대한 전산해석을 통하여 유사한 결과를 도출할 수 있을 것으로 기대되며, 또한 형상을 변화시켜 가면서 전산해석을 통하여 항력계수 등의 설계 변수를 예측할 수 있을 것으로 사료된다.



a) 입구속도 20m/s의 압력 분포



b) 입구속도 30m/s의 압력 분포



c) 입구속도 40m/s의 압력 분포

[그림 16] 입구속도 변화에 따른 자탄주변의 압력 분포

참 고 문 헌

- [1] 이상길, 최서원, “차세대 지능포탄 핵심기반기술 도출/획득대안 연구”, ADD 연구보고서, 1999.
- [2] K-F. Doherr, D. Münscher and C. Saliaris, “Teuer und Stabilisierungsmechanismen von Submunition”, Internal Report IB 111-86/9, DFVLR Institut für Flugmechanik, Braunschweig.
- [3] 강준구, 이상길, “회전 안정탄의 6자유도 운동해석에 관한 연구”, 육사논문집 제52집, pp. 475~496, 1997.
- [4] Patankar, S. V., Spalding, D. B., “A Calculation Procedure for Heat, Mass and Momentum Transfer in Three-Dimensional Parabolic Flows”, International Journal of Heat and Mass Transfer, Vol. 15, pp. 1787~1806, 1972.
- [5] Pratap, V. S, Spalding, D. B., “Numerical Computations of the Flow in Caused Ducts”, Aeronautical Quarterly., Vol. 26, pp. 219~228, Aug. 1975.
- [6] H. K. Myong and N. Kasagi, “Application of an Anisotropic k-e Model to the Fully-Developed Channel Flows”, Proc. 2nd Symp. on Numerical Fluid Dynamics, Tokyo, pp. 421~424, 1988.
- [7] H. K. Myong and N. Kasagi, “Toward an Anisotropic k-e Turbulence Model Taking into Account the Wall-Limiting Behavior of Turbulence”, Proc. Int. Symp. on Computational Fluid Dynamics-NAGOYA, Nagoya, Japan, pp. 269~274, 1989.
- [8] H. K. Myong, N. Kasagi and T. Kobayashi, “A New k-e Turbulence Model and its Application”, (in Japanese), 38th Japan National Congress for Applied Mechanics, Tokyo, pp. 241~244, Dec., 1989.
- [9] T. Kobayashi, M. Ohmachi and H. K. Myong, “Numerical Simulation of the Flow Past a Backward-Facing Step Using an Anisotropic k-e Model”(in Japanese), Proc. 3rd Symp. on Numerical Fluid Dynamics, Tokyo, pp. 343~346, 1989.
- [10] H. K. Myong, “Prediction of Turbulence-Driven Secondary Flow in a Square Duct With an Anisotropic Low-Reynolds-Number k-e Model”, Eighth Symp. on Turbulent Shear Flows, Munich, Germany, Vol. 2, pp. III-10-1~III-10-2, September 9~11, 1991.
- [11] H. K. Myong, and T. Kobayashi, “Numerical Simulation of Three-Dimensional Developing Turbulent Flows in a Square Duct with the Anisotropic Model”, FED-Vol. 117, Advances in Numerical Simulation of Turbulent Flows, ASME, pp. 17~23, 1991.
- [12] T. S. Park, N. Hur and H. J. Sung, “A Numerical Study on Fully Developed Turbulent Secondary Flows in an Equilateral Triangular Duct by an Anisotropy k-e Model”, International Symposium on Turbulence, Heat & Mass Transfer, Lisbon, Portugal, pp. 1~6, August 9~12, 1994.
- [13] H. J. Sung, H. C. Jang and C. H. Cho, “Curvature Dependent 2-Equation Model for Recirculating Flows”, International Symposium of the Engineering Turbulence Modeling and Measurements, Dubrovnik, Yugoslavia, pp. 33~42, September 24~28, 1990.
- [14] G. H. Rhee, S. S. Lee and H. J. Sung, “Numerical Analysis of Backward-Facing Step Flow”, The 3rd Workshop of CFD Depart. of KSME, Seoul, Korea, pp. 51~60, March, 1995.
- [15] C. S. Kim, C. Kim and O. H. Rho, “Sensitivity Analysis for the Navier-Stokes Equations with Two-Equation Turbulence Models”, AIAA Journal accepted for publication in 2000.