

하이브리드탄의 항력 및 유동해석

A Drag and Flow Characteristics around the Hybrid Projectile

이상길* 이동현**
 Lee, Sang-Kil Lee, Dong-Hyun

ABSTRACT

Three dimensional, compressible, mass weighted averaging of Favre, Navier-Stokes system with $k-\epsilon$ turbulence, is numerically discretized to compute three dimensional multiple jet interaction flow fields for a hybrid projectile containing three rocket motors in the ogive section. Numerical flow field computations have been made for angled nose jets and rockets at supersonic speed using multiblock structured grid. The jet conditions include very high jet to free stream pressure ratio and high temperature. It is shown that the strength of nozzle stagnation pressure affects the flow field near the side nozzle and the high stagnation pressure increases total amount of drag by a few percent. However, minor drag loss due to the pressure drag might be fully overcomed by an additional axial thrust. The results of present study can be applied for the design of future hybrid projectile.

주요기술용어 : Flux Difference Splitting(유속차 분리법), Upwind Schemes(풍상차분법), Drag Coefficient(항력계수), Hybrid Projectile(혼합추진탄), Scarfed Nozzle(경사노즐)

1. 머리말

1.1. 개요

미래의 포병 탄약 개발 방향은 적 중심에 대하여 정확하게 목표를 타격할 수 있는 탄 능력 향상에 중점을 두고 있다. 사거리 연장탄은 이 목표를 달성할 수 있는 한 수단이 된다. 사거리 연장탄의 사거리 증대는 무기성능 개량, 탄도학적 계수 개량, 탄 발사 후 추진에 의한 방법 등에 의하여 이루어진다. 최근에는

이러한 방법들을 활용하여 탄저부에 항력을 감소시키기 위한 BBU탄(탄저항력 감소탄)과 발사 후 추가적인 추력을 제공하기 위한 RAP탄(로켓 보조 추진 탄)을 혼합한 Hybrid탄에 대한 연구가 활발히 진행중이다.

초음속으로 비행하는 탄자 주위의 유동은 압축성 난류 유동의 특징을 지니는데, 선단에서의 충격파 및 탄저부에서의 팽창파로 대표되는 비점성 영역과 탄자 표면을 따라 발달되는 경계층 및 후류의 점성 영역으로 대별된다. 이러한 압축성 유동이 난류 유동과 함께 고려될 경우에는 여러 가지 복잡한 현상을 일으키게 된다.

* 군사과학대학원 무기공학과 교수

** 군사과학대학원 무기공학과 석사과정

본 연구에서는 탄자의 오자이브 부분에 측면분사 노즐을 설치하여, 측면 제트분사로 인하여 나타나는 탄자주위의 유동장을 관찰하였고, 측면 분사 노즐의 유무에 따른 항력계수(C_d)값을 비교함으로써, 측면 분사 노즐이 탄도에 미치는 영향을 분석하였다.

1.2 난류 모형

일반적으로 난류 모형에는 0-방정식 모형, 1-방정식 모형, 2-방정식 모형 및 레이놀즈 응력 모형이 있다. 0-방정식 모형과 1-방정식 모형은 공학적인 문제를 해석하는데 있어서 유동에 따라 많은 경험적인 방법이 요구되며 레이놀즈 응력 모형은 2-방정식 모형보다 설계 상에 너무 많은 시간이 요구되기 때문에, 공학적인 문제에서 가장 많이 사용하는 모형은 2-방정식 모형이라 할 수 있다. 본 연구에서는 2-방정식 모형의 하나인 $k-\varepsilon$ 난류 모형을 사용하였다.

1.3 수치기법

압축성 난류현상을 해석하는데 있어서는 난류 모형의 정교함 못지 않게 수치해법의 정확성이 요구된다.

압축성 난류 유동은 레이놀즈 평균 또는 질량 평균된 Navier-Stokes 방정식을 시간과 공간 이산화를 통해 수치 적분하여 해석하며, 여기에는 여러 가지 수치기법이 존재하는데 본 연구에서는 Favre 의 질량 가중 평균화를 채택하였다⁽¹⁾.

시간 이산화 방법은 시간에 무관한 정상상태의 해석에 주로 사용되는 내재적 기법⁽²⁾을 사용하였으며, 공간 이산화 기법으로는 유한체적법을 사용하였으며, 차분 방법으로는 중앙차분이 갖는 이산오차의 취약점을 극복하기 위하여 단조증가(monotone) 성향을 갖는 풍상차분 기법을 도입하였다.

풍상차분⁽³⁾⁻⁽⁴⁾⁻⁽⁵⁾⁻⁽⁶⁾ 기법은 MUSCAL 형과 non-MUSCAL

형으로 나뉘며, MUSCAL 형은 다시 Steger-Warming, Van-Leer의 유속 벡터 분리법(FVS; Flux Vector Splitting), 그리고 Roe의 근사화 리만 해법(approximate Riemann solver)을 응용한 유속차 분리법(FDS ; Flux Difference Splitting)으로 분류된다. 본 연구에서는 Roe의 유속차 분리법을 사용하여 수치해석을 실시하였다.

수치 알고리즘에서 비접성 수치플럭스 (numerical flux)의 계산은 충격파와 같은 불연속의 포획, 접성영역의 정확성, 계산 안정성 등을 결정하는 중요한 요소이다. 널리 사용되어온 풍상차분 기법들은 문제에 따라 장단점을 보여주고 있는데, Roe 기법이 갖고 있는 대표적인 문제점은 고속 유동장 영역에서의 수치적 불안정성이며, 이를 제거시키기 위해 본 연구에서는 엔트로피 보정을 통한 수치 해석을 수행하였다. 정렬 격자계에서 다차원 문제는 풍상차분 기법으로 계산할 때 1차원 문제의 조합으로 근사시켜 2방향(2차원) 또는 3방향(3차원)으로 나누어서 풀게 된다.

1.4 비행하는 탄자 주위에 작용하는 항력

비행하는 탄자 주위의 항력은 세 가지로 분류되는데, 1) 압력항력(pressure drag excluding base region), 2) 마찰항력(skin friction drag), 그리고 3) 기저항력(base drag)이 그것이다. 탄자 주위의 항력 가운데 기저항력은 총항력(total drag)의 50%를 차지하는 것으로 알려져 있다. 따라서 비행하고 있는 탄자의 총항력(total drag)을 계산하기 위해 탄두부 및 탄저부를 포함하는 전 영역에 대해 계산할 필요가 있다. 탄저부 유동에 대한 연구를 위해 지난 수 년동안 Navier-Stokes 방정식을 사용하여 기저부의 유동을 해석하려는 노력이 있어왔다. 본 논문에서는 탄자 주위의 전 영역에 대하여 Navier-Stokes 방정식을 지배방정식으로 하여 수치해석을 실시하였다.