

論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 46(9), 752-759(2018)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2018.46.9.752

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

유도포탄 저속 회전 시 안정성 분석

김영주*, 방효충**, 서송원***, 박장호***, 김진원***, 서일원***

Stability Analysis on Guided Munition at Slow Spin

Youngjoo Kim*, Hyochoong Bang**, Songwon Seo***, Chang-Ho Pak***, Jin-Won Kim***
and Ilwon Seo***Korea Advanced Institute of Science and Technology*,**
Poongsan R&D Institute***

ABSTRACT

This paper presents methods and results of nonlinear simulations for a guided munition for verifying stability at slow spin. The munition is launched by an artillery and it deploys the rear fins to reduce its spin. While the spin speed command is set to 1 rps and 3 rps, wind gusts of 3m/s, 7m/s, 10m/s, and 15m/s in amplitude, and 26 different directions were generated as disturbance for each simulation run. Whereas the munition with the spin speed of 3 rps didn't flip, that with 1-rps spin flipped under some gusts. However, the gusts which increase airspeed in the flight direction didn't introduce harmful effect. Most importantly, all the flips of the munition was observed near the end of the simulation where the munition is going down. No problem was observed near the summit of trajectory.

초 록

본 논문에서는 비선형 모델 시뮬레이션을 통해 저속 회전 중인 유도포탄의 비행 모습을 확인하고 외란으로써 여러 가지 방향과 크기의 돌풍을 작용하여 유도포탄의 비행 안정성을 분석한 방법과 결과를 소개한다. 돌풍은 3m/s, 7m/s, 10m/s, 15m/s 네 가지의 속력을 가지고 26가지의 방향에서 탄도 정점 부근부터 작용하도록 설정하였다. 초당 1회전 및 3회전으로 회전하는 경우에 대해 총 208회의 시뮬레이션을 수행한 결과를 분석하였다. 초당 3회전으로 회전할 때는 탄체가 전복되지 않았지만, 초당 1회전으로 회전할 때는 7m/s 이상의 돌풍이 작용할 때 비행 후반부에 탄체가 전복되는 경우가 발견되었다. 탄체 비행 방향 반대쪽으로 작용하여 비행 방향 대기속도를 증가하는 돌풍은 해로운 영향을 주지 않았다. 탄체 전복은 모두 탄체가 하강하는 후반부에 발생하였으며, 탄도 정점 부근에서는 자세가 크게 진동하거나 탄체가 전복되지 않았다.

Key Words : Guided Munition(유도포탄), Slow Spin(저속 회전), Flight Stability(비행 안정성), Gust(돌풍)

† Received : May 10, 2018 Revised : July 24, 2018 Accepted : July 30, 2018

** Corresponding author, E-mail : hcbang@ascl.kaist.ac.kr

1. 서 론

지상 화력체계의 곡사포는 지대지 공격용의 유도무기에 비해 상대적으로 저렴한 비용으로 효과를 달성할 수 있으나, 사거리 면에서 열세인 단점이 있다. 사거리 연장을 위해 탄의 포구 속도를 증가시키거나 발사 후 보조추진을 통해 비행 속도를 증가시키는 방법 등이 사용되었다.

유도포탄은 기존의 곡사포탄과는 달리 유도비행을 통해 사거리를 연장하도록 설계된 시스템이다. Fig. 1은 유도포탄이 비행 중 후방 조종날개를 전개하는 모습을 보여준다. 지상 발사 후 회전 감쇠, 유도, 타격까지 기존의 무기체계보다 다양한 비행영역 및 동역학 특성을 거치게 되므로, 공력의 영향을 분석하고 상황에 적합한 항법·유도·제어 시스템을 개발하는 것이 타격 정밀도 향상에 중요한 요소가 된다. 이를 위해 본 연구팀은 공력 분석 결과를 기반으로 6자유도 시뮬레이션을 구축하고 항법·유도·제어 알고리즘을 구현하여 유도포탄의 전체 비행 과정을 모사하는 시스템을 개발하고[1,2], 무인기를 이용한 비행시험으로 항법 알고리즘을 검증한 바 있다[3]. 개발된 유도제어 알고리즘은 유도포탄 시제기 항공투하 시험에 활용되고 있으며, 현재 항공투하 시험 결과를 기반으로 시뮬레이션 환경을 다시 점검하는 단계에 있다.

유도포탄은 후방 조종날개를 이용해 회전 감쇠를 한다. 설계 요구조건상 초당 약 1-3회전 정도로 비행이 가능해야 하는데, 이는 기존 무기체계에서 볼 수 없었던 비행 형태다. 이러한 저속 회전 구간에서 유도포탄의 비행 안정성에 대한 우려가 제기되었다. 유도포탄 주요설계검토를 위해 저속 회전 시 비행특성에 대한 상세한 정보가 요구되고 있다. 그러나 저속 회전 구간을 직접 확인하기 위해서는 포 발사 시험을 수반해야 하므로 위험성과 비용이 매우 크다. 특히 포 발사 시험 시 도플러 센서로 탄체 자세 변화를 측정하는데 한계가 있으며, 탑재 관성센서의 회전 시 무결성 검증에 많은 비용이 소모되고 있다.

본 논문은 6자유도 시뮬레이션을 통해 유도포탄 저속 회전 시 안정성을 확인한 방법과 결과를 제시한다. 보통 회전 안정화는 고속 회전 중인 탄약이나 공기가 없는 환경의 인공위성 시스템에서 사용되던 개념으로, 6자유도 비선형 모델에서 해석적으로 표현하는 데에 한계가 있다.

본 연구에서는 해석적 안정성보다는 저속 회전 중에 비행을 지속할 수 있는지를 확인하고자 했다. 따라서 시뮬레이션을 통해 탄도 점점 부근에

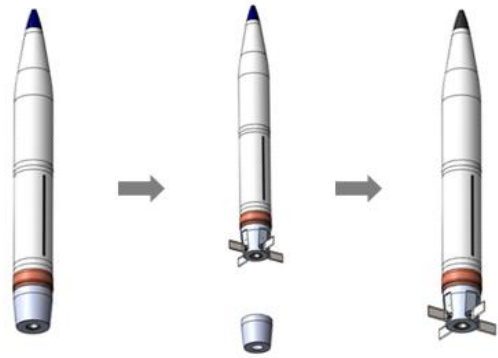


Fig. 1. Deployment of the rear fin of the guided munition

서 돌풍(gust)을 가하여 저속 회전 중인 포탄의 자세 진동과 전복 여부를 확인하였다. 실제 유도포탄 운용 시나리오를 모사하고, 다양한 크기와 방향의 돌풍을 외란으로 적용하였다.

다음 장에서는 시뮬레이션 환경을 간단히 소개한다. 비선형 동역학 모델 구성 형태와 공력 데이터 획득 방법에 관해서 기술하였다. 3장에서는 시뮬레이션 방법 및 결과를 제시한다. 비행 시나리오와 돌풍 생성 방법을 주로 설명한 후, 시뮬레이션 결과에 대해 자세히 논의할 것이다. 이후 결론에서 논문 내용을 요약하였다.

II. 시뮬레이션 환경

2.1 비선형 동역학 모델

유도포탄의 비행을 모사하기 위해 비선형 동역학 모델을 MATLAB Simulink로 구현하였다. 여기서는 동역학 공식을 제외하고 유도포탄 모델 구성 형태를 주로 설명하고자 한다.

유도포탄은 발사 후 10000rpm 이상의 회전 속도로 고속 회전하며 탄도 비행을 하므로 룰각이 제외된 일반적인 5자유도 동역학 모델을[4] 사용하여야 한다. 그러나 이후 후방 조종날개를 전개하여 초당 1-3회전 정도로 회전을 감쇠한 후 비행하는 형태를 띠므로, 다양한 비행 상태를 시뮬레이션 모델에서 모사할 수 있어야 한다. 이에 초기 탄도 고속 회전 시에는 5자유도 모델을 사용하다가 회전 속도가 초당 8회전(약 50 rad/s) 이하일 때 6자유도 모델로 전환하여 룰각을 계산하도록 했다. 실제 운용 시 해당 회전 속도 근처에서 항진 장비에 전원을 인가하게 된다.

이 동역학 모델에서 계산할 수 있는 위치, 자

세, 이들의 시간변화율 등은 공력에 의한 힘과 모멘트에 비선형적으로 연관되어 있다. 공력은 받음각, 마하수, 대기압, 조종면 입력 등을 변수로 공력계수를 계산함으로써 얻어진다. 공력계수는 받음각, 마하수, 조종면 입력에 따라 Look-up Table에서 선형 보간법을 이용해 참조된다.

유도포탄의 상태변수들은 센서 모델로 전달되어 센서 출력을 계산하는 데에 사용된다. 이 센서 출력은 유도포탄의 항법·유도·제어 모듈이 참조하게 된다. 유도포탄의 제어 모듈이 상황 판단 결과 및 제어 입력을 동역학 모델에 전달하면 이를 바탕으로 다음 시간 스텝의 상태변수 시간변화율을 계산한다. 본 연구에서는 유도포탄이 저속 회전 중인 모습을 모사하고 있기 때문에 항법·유도·제어 모듈 중의 일부만 사용한다: 저속 회전 시 자세 추정[1] 및 회전 속도 제어. 본 연구팀은 유도포탄에 대해 3-Loop 자동 조종 장치 구조가 적용된 제어기를 설계 개발한 바 있으며 [2], 본 연구에서는 해당 설계 결과를 활용한다. 특히 유도포탄 저속 회전 시에 여러 방향 및 크기의 돌풍이 존재하는 상황에서도 비행을 지속할 수 있는지를 자세각 진동 및 전복 여부를 기준으로 분석하고자 한다.

2.2 공력계수

본 연구에서 사용하는 동역학 모델을 계산하기 위해서 ‘탄체’, ‘탄체+조종날개’, 두 가지 비행체의 공력계수가 필요하다. 공력계수로 풍동시험이나 컴퓨터 유체역학(Computational Fluid Dynamics, CFD)자료를 일부 사용할 수 있으나, 본 논문은 Missile DATCOM[5]에서 산출한 공력계수를 이용한 결과를 서술한다. Missile DATCOM을 이용하면 탄체의 잦은 설계 변경이 있어도 넓은 비행영역에 대한 데이터를 즉시 얻을 수 있으며, 동적 공력계수(dynamic aerodynamic coefficient)를 얻을 수 있다는 장점이 있다.

Missile DATCOM에 입력한 유도포탄 외형 정보는 Fig. 2와 같다. 치수는 보안상 생략하였다. 각 형태의 비행체의 공력계수 데이터는 해당 비행영역 내에서 마하수 0.1마다, 받음각 1°마다, 타면각 0°, 20°에 대해 산출하여 Look-up Table



Fig. 2. Configuration of the guided munition as an input to Missile DATCOM

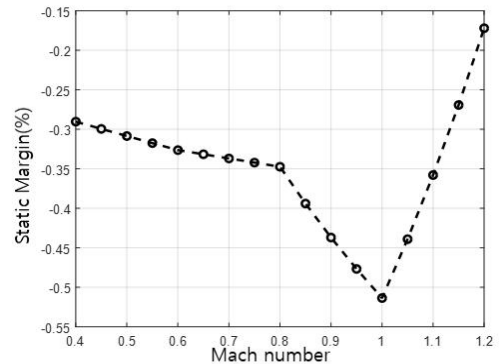


Fig. 3. Static Margin of Guided Munition (body+fin)

의 형태로 저장하였다. M‘탄체’ 상태의 회전 감쇠율을 결정하는 clp (롤각속도에 따른 롤 모멘트 계수)를 얻을 수 없으므로 이는 포 발사 시험 결과로부터 역추정된 계수를 사용하였다. 해당 계수는 각속도의 시간 변화율을 탄체 x축 관성 모멘트와 롤 각속도로 나누어 수치적으로 획득하였다.

‘탄체’ 형태에서는 받음각을 입력으로 하는 피칭 모멘트 계수 함수의 기울기가 양수이며 정적 안정하지 않음을 의미한다. 조종날개 전개 후 ‘탄체+조종날개’ 형태에서는 기울기가 음수로, 정적 안정하다는 것을 알 수 있다. 현 설계도에 따른 ‘탄체+조종날개’ 상태의 정적 여유는 비행영역 내에서 탄체 지름에 대해 -17%에서 -50% 수준이다. ‘탄체+조종날개’의 상태에서 속도에 따른 정적 여유를 Fig. 3에 나타내었다.

고속 회전 중인 탄약이 회전으로 인해 안정성을 얻는 데에 반해, ‘탄체+조종날개’ 형태에서는 조종날개로 인해 회전이 거의 제거된 상태로 비행하게 된다. 본 연구팀은 선행 연구에서 무게중심 위치에 따라 ‘탄체+조종날개’ 형태가 정적 안정하나 저속 회전 시 자세가 50도 이상 진폭으로 크게 진동하거나 전복되는 경우를 시뮬레이션을 통해 확인하였다. 정적 안정성이 저속 회전 비행 안정성을 보장하지 않았다. 그리고 본 연구에서 사용한 유도 포탄 설계에 따라 공력계수를 산출했을 때는 일반적인 상황에서 저속 회전 시 크게 진동하거나 전복되는 모습을 보이지 않았다. 이 같이, 저속 회전 시 비행 안정성을 이론적으로 평가하거나 적정 진동 크기를 제시할 수 없으므로 본 논문에서는 외란(돌풍)이 있을 때 시간에 따른 비행 모습 및 전복 여부를 분석한 결과를 소개하고자 한다.

III. 시뮬레이션 결과

3.1 시뮬레이션 방법

3.1.1 시나리오

유도포탄 비행 시나리오는 실제 유도포탄 운용 조건에 부합하도록 설정되었으며, Fig. 4에 표현되어 있다. 보안상 시나리오 상세 수치는 생략하였다. 유도포탄은 지표면에서 정북 방향으로 발사된다. 상승 중에 조종날개를 전개하여 회전을 감쇠한 후, 에일러론을 구동하여 회전 감쇠율을 높였다. GPS 및 관성센서의 작동 범위 이내로 회전이 감쇠되면 물각속도 추정치를 이용해 회전 속도 제어를 하도록 했다. 회전속도 명령이 초당 1회전 및 초당 3회전인 두 가지 경우에 대해 단도 정점을 지나 하강할 때까지 회전속도를 유지하면서 비행하는 모습을 확인하고자 했다.

3.1.2 돌풍 생성

유도포탄이 ‘탄체+조종날개’ 상태로 저속 회전 중 외란이 작용할 때 비행 모습을 확인하기 위해 돌풍을 적용하였다. 돌풍은 MATLAB 라이브러리에서 제공하는 Discrete Wind Gust Model을 사용하여 생성하였다. 이 돌풍 모델은 돌풍 크기 및 방향, 비행체 대기속도, 시작 시간을 입력으로 돌풍을 생성한다. 돌풍 시작 시간은 50초 근방으로 유도포탄이 초당 약 3회전의 저속 회전 구간에 돌입하는 시간으로 설정했다. Fig. 5는 한 축에 대하여 돌풍 크기 10m/s일 때 시간에 따른 돌풍 속도를 그린 것이다.

돌풍은 항법좌표계에서 3축 방향으로 생성하였으며 동역학 모델에서 유도포탄의 대기속도에 반영된다. 항법좌표계의 x축은 북쪽, y축은 동쪽, z축은 아래쪽을 향한다. 돌풍의 크기는 3m/s, 7m/s, 10m/s, 15m/s 네 가지를 시험하였다. 돌풍 크기 벡터는 3차원 공간에서 여러 가지 단위 벡

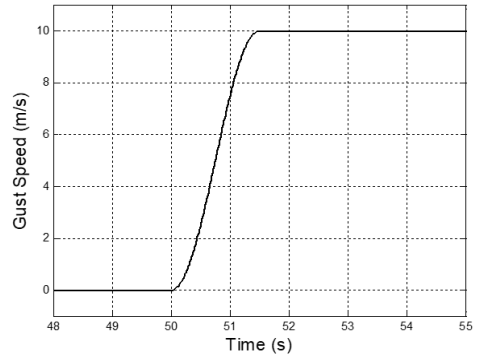


Fig. 5. Time history of the gust speed with an amplitude of 10m/s generated by Discrete Wind Gust Model

터에 각 돌풍 크기를 곱하여 생성하였다. 단위 벡터는 각 축마다 -1, 0, 1 중 한 가지 숫자를 가지는 3³가지 경우에서 단위 벡터가 [0, 0, 0]인 경우를 제외한 26가지 벡터를 정규화하여 얻었다. 예를 들어, 단위 벡터가 [-1, 0, 0]인 경우 -x 축으로 돌풍이 생성되며 이는 발사 방향의 반대 쪽으로 돌풍이 작용함을 의미한다. 이렇게 구성된 총 104번의 돌풍 종류를 각각 초당 1회전, 3회전의 회전속도 명령을 입력한 두 가지 경우에 적용하여 시뮬레이션을 수행하였다.

본 시뮬레이션에서 돌풍 벡터 및 회전속도 명령을 제외한 다른 변수는 결과에 영향을 주지 않도록 했다. 매 시뮬레이션마다 발사 시 물각, 관성센서의 오차 및 편향이 다르게 생성되나 회전속도 추정 및 제어 모듈의 결과가 비행 상태에 가시적인 영향을 주지 않았다. 특히, 시뮬레이션 환경에 고도에 따른 수평 방향 풍속 모델이 포함되어 있으나 여기서는 사용하지 않았다. 특정한 풍향을 설정하여 유지하거나 시뮬레이션마다 임의로 선택하는 것은 돌풍에 의한 경향성을 파악하는 데 방해가 되기 때문이다.

3.2 시뮬레이션 결과

3.2.1 기준 결과

본 절에서는 돌풍이 작용하지 않을 때의 결과를 바탕으로 주요 시간에 따른 각종 상태변수를 설명하고자 한다. 이 기준 결과를 토대로 돌풍의 영향을 쉽게 파악할 수 있을 것이다.

Figure 6은 시간에 따른 고도, 마하수, 회전속도, 에일러론각을 나타낸 그래프다. 발사 후 32초에 조종날개가 전개되어 회전속도가 급격히 감소하기 시작하며, 37초부터는 에일러론각을 20°로

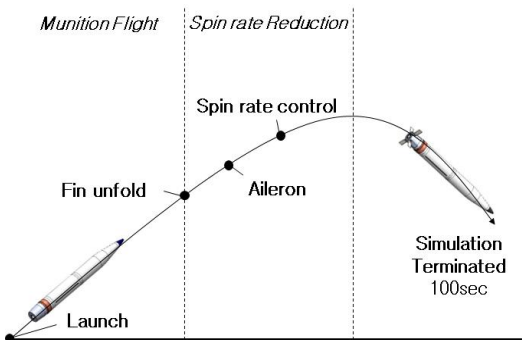


Fig. 4. Illustration of the simulation scenario

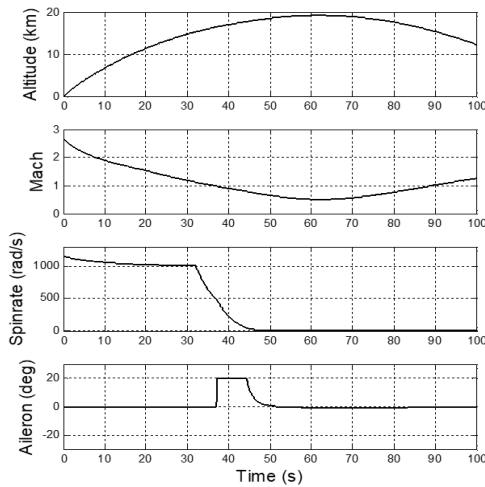


Fig. 6. Time history of altitude, mach number, spinrate, and aileron angle where there is no gust

유지하여 회전 감쇠를 가속한다. 이후 약 45초경부터는 회전속도 제어를 시작하여 에일러론각이 현재 회전속도에 따라 변화하여 0에 가깝게 유지된다. 이 경우는 초당 1회전을 회전속도 명령으로 입력한 결과이다. 초당 3회전을 명령으로 주어졌을 경우에는 회전속도와 에일러론각에 미세한 차이가 있을 뿐 유사한 궤적을 가진다. 약 60초에 유도포탄이 최고 고도에 도달하며 ‘탄체+조종날개’ 상태에서 100초까지 비행하도록 했다.

Figure 7은 같은 상황에서 시간에 따른 롤각, 피치각, 요각을 그린 그래프다. 값을 자세히 보기 위해 각 축마다 스케일이 다르니 유의하자. 여기서 회전속도가 50 rad/s 이상인 약 45초 이전에는 롤각을 계산하지 않는 5자유도 모델 상태이기 때문에 이때 롤각은 의미 없는 값이다. 6자유도 모델로 변경 시 롤 초기값은 GNSS 속도 정보를 사용하여 추정 가능하다[1]. 회전속도가 충분히 감소된 약 40초 이후부터 요각과 피치각이 흔들리기 시작함을 확인할 수 있다. 물축으로 회전 중이면서도 세차운동(precession)을 한다고 볼 수 있다. 롤 회전속도가 초당 1회전인 약 45초 부근에서부터 요각과 피치각이 약 40°의 진폭을 가지고 진동하는 것을 Fig. 7에서 확인할 수 있다. Fig. 8은 돌풍이 없는 상태에서 회전속도를 초당 3회전으로 제어했을 때 시간에 따른 자세각을 나타낸 그래프이다. 초당 1회전의 경우와 비교하여 요각과 피치각의 진폭이 20° 수준으로 감소한 것을 확인할 수 있다. 회전 속도에 상관없이 돌풍이 없을 때 유도포탄은 탄도 정점을

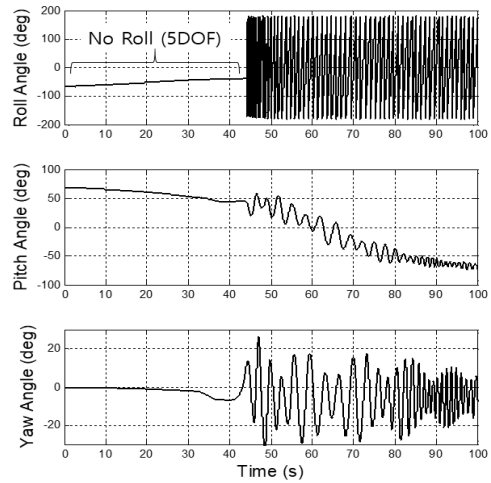


Fig. 7. Time history of roll, pitch, and yaw angles where the spinrate is 1 rps and there is no gust

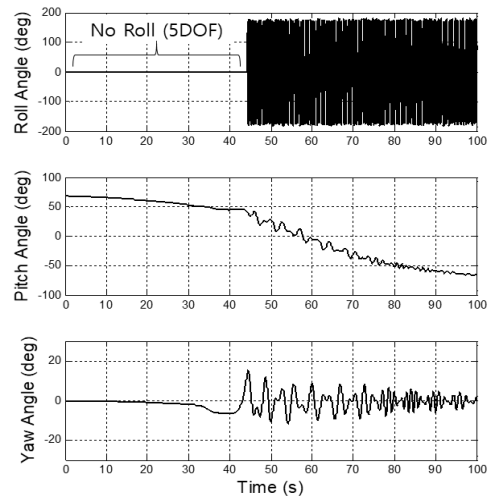


Fig. 8. Time history of roll, pitch, yaw angles where the spinrate is 3 rps and there is no gust

지나 약 40초간 더 비행할 때까지 진동이 증가하거나 탄체가 전복되는 모습을 보이지 않았다.

3.2.2 돌풍 적용 결과

3.1.2절에서 기술한 것과 같이 여러 가지 크기와 방향의 돌풍을 시뮬레이션에 적용하였을 때 시뮬레이션 후반부에 진동이 커지거나 탄체가 전복되는 경우를 발견하였다. Fig. 9는 예시로서 초당 1회전 시 $[0, -4.95, 4.95]$ m/s 속도를 가지는 돌풍(속력 7m/s)이 작용했을 때 결과를 보여준

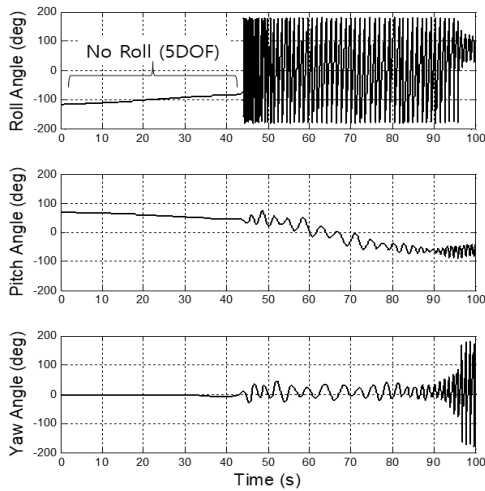


Fig. 9. Time history of roll, pitch, yaw angles the spinrate is 1 rps and the gust amplitude is [0, -4.95, 4.95] m/s

다. Fig. 10은 시간에 따른 돌풍 속도를 보여준다. Fig. 6에서 보여주는 고도, 마하수, 회전속도, 에일러론각은 모든 경우에서 유사하므로 생략하였다. Fig. 9에서 돌풍 작용 시점인 약 50초 부근에서는 특이점을 발견하기 어려우나 90초 이후 요각의 진동이 크게 증가하는 것을 볼 수 있다. 요각이 $\pm 180^\circ$ 부근에 반복적으로 도달하였다는 것은 요각 방향으로 회전한다는 것을 의미한다. 이때 롤각도 비정상적인 값을 보여준다. 이와 유사하게 요각이 크게 증가하는 시물레이션은 모두 50초 부근이 아닌 후반부에 비정상적인 비행을 보였다.

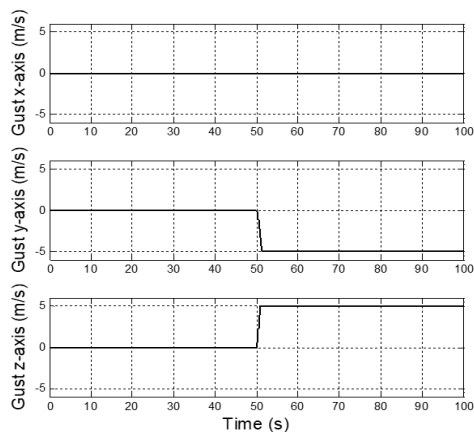


Fig. 10. Time history of gust in three axes in the navigation frame

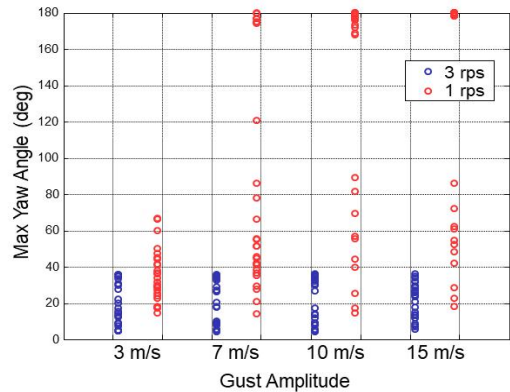


Fig. 11. Maximum yaw angle under each gust amplitude for each spinrate

Figure 11은 경향성을 파악하기 위해 돌풍의 방향과 크기가 다른 각 시물레이션마다 100초간 최대 요각을 표시한 것이다. 파란색 원은 초당 3회전일 때, 붉은색 원은 초당 1회전일 때 결과를 표시한다. 각 돌풍 크기마다 결과가 표시되어 있다. 초당 3회전일 때는 최대 요각이 40° 를 넘은 경우가 없었지만, 초당 1회전일 때는 전체적으로 최대 요각이 증가하며 180° 에 도달하는 경우가 다수 발견되었다. 최대 요각이 90° 이상인 경우를 탄체가 전복됐다고 판단할 수 있다. 그 경우의 수의 비율은 Table 1과 같다. 각 돌풍 크기 및 회전속도마다 시물레이션은 26번씩 수행되었으므로 탄체가 전복된 경우의 수를 각각 26으로 나눈 비율을 나타낸다. 돌풍 크기가 3m/s일 때는 탄체가 전복된 경우가 없었지만 7m/s일 때는 30.8%, 10m/s일 때는 65.4%, 15m/s일 때는 61.5%의 시물레이션에서 탄체가 전복되었다.

또한, 돌풍의 방향에 따라 다른 결과를 얻을 수 있었다. Table 2-4는 초당 1회전 시 항법좌표계에서 돌풍 속도의 x,y,z축 성분의 유무와 방향에 따라 탄체가 전복된 경우의 비율을 나타낸다. 예를 들어, x+는 돌풍의 x축 성분이 양수, x-는 돌풍의 x축 성분이 음수인 경우를 나타내며, x0는 돌풍의 x축 성분이 0인 경우를 나타낸다. 해

Table 1. Proportion of the simulation runs with the flipped munition for each spin speed and gust amplitude.

	3m/s	7m/s	10m/s	15m/s
3 rps	0%	0%	0%	0%
1 rps	0%	30.8%	65.4%	61.5%

Table 2. Proportion of the simulation runs with the flipped munition to three sets of simulation runs where the sign of the x component of the gust amplitude is -, 0, and +, respectively.

	x-	x0	x+
1 rps	2.8%	59.4%	58.3%

Table 3. Proportion of the simulation runs with the flipped munition to three sets of simulation runs where the sign of the y component of the gust amplitude is -, 0, and +, respectively.

	y-	y0	y+
1 rps	44.4%	31.3%	41.7%

Table 4. Proportion of the simulation runs with the flipped munition to three sets of simulation runs where the sign of the z component of the gust amplitude is -, 0, and +, respectively.

	z-	z0	z+
1 rps	44.4%	25.0%	47.2%

당 회전 속도에서 각 축에 대해 돌풍 속도 성분이 양수인 시뮬레이션은 4가지 돌풍 크기를 포함하여 36가지, 음수인 시뮬레이션은 36가지, 0인 시뮬레이션은 32가지다. x축 돌풍 속도 성분에 따라 결과가 큰 차이를 보였다. x축 반대 방향으로 돌풍이 발생할 때는 1번의 시뮬레이션에서만 탄체가 전복되었으나, x축 돌풍 성분이 없거나 x축 방향으로 돌풍이 발생할 때는 60%에 가까운 시뮬레이션에서 탄체가 전복되었다. x축 방향은 탄체가 발사된 방향으로, x축 대기속도를 감소하게 만드는 돌풍이 탄체의 불안정한 비행을 더 유발하는 것으로 판단된다. y축과 z축의 돌풍 성분은 유무나 방향에 따라 큰 차이를 보이지는 않았지만 y축과 z축의 돌풍 성분이 없을 때 다른 경우보다 탄체가 전복된 시뮬레이션이 비교적 적게 발생한 것으로 파악하였다.

특이한 사항은 탄체 전복은 모든 경우에서 90초 이후의 비행 후반부에서 발견되었다는 점이다. Fig. 9와 유사하게 모두 90초 부근에서 진동이 커지는데, 이는 비행속도가 마하 1을 통과하는 시점이다. 마하 1일 때는 다른 속도 영역에 비해 ‘탄체+조종날개’ 모델의 정적 여유가 가장 작았는데, 이 비행영역에서 감소된 정적 안정성 때문에 돌풍의 영향이 크게 작용한 것으로 판단된다. 반면에 탄도 정점인 60초 부근에서는 돌풍의 영향에 의해 자세 진동이 증가하지 않았으며 기존 결과와 유사한 비행 모습을 보여주었다.

IV. 결 론

본 논문에서는 유도포탄이 저속 회전 중일 때 비행 모습을 비선형 모델 시뮬레이션을 통해 확인하고 돌풍의 영향을 분석하였다. 모든 경우에서 탄도 정점 부근에서는 돌풍에 의해 자세 진동이 커지지 않았다. 그러나 초당 1회전으로 회전하는 유도포탄은 7m/s 이상의 돌풍이 작용할 때 시뮬레이션 후반부에 하강 중에 돌풍 방향에 따라 요각이 90° 이상이 되어 전복되는 것을 확인하였다. 유도포탄이 비행하는 방향 반대방향으로 돌풍이 작용하는 경우에는 전복률이 크게 줄어들었다. 또한, 초당 3회전으로 회전할 때에는 시뮬레이션 후반부에 하강 중일 때도 탄체가 전복되지 않는 것을 확인할 수 있었다.

후 기

본 연구는 “유도포탄 비행역학 해석 연구” 과제의 일환으로, ㈜풍산 방산기술연구원의 지원으로 수행되었습니다.

References

- 1) Lim, S. H., Pak, C. H., Cho, C. Y., and Bang, H. C., “Development of Flight Control System for Gliding Guided Artillery Munition - Part I: Operational Concept and Navigation,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 42, No. 3, 2014, pp. 221~228.
- 2) Lim, S. H., Pak, C. H., Cho, C. Y., and Bang, H. C., “Development of Flight Control System for Gliding Guided Artillery Munition - Part II: Guidance, Control,” *Journal of The*

Korean Society for Aeronautical and Space Sciences, Vol. 42, No. 3, 2014, pp. 229~236.

3) Kim, Y. J., Lim, S. H., Bang, H. C., Kim, J. H., and Pak, C. H., "Verification of Navigation System of Guided Munition by Flight Experiment," *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 44, No. 11, 2016, pp. 965~972.

4) Ilg, M. D., "Guidance, Navigation, and Control for Munitions," Ph.D. Thesis, Drexel University, 2008.

5) Blake, W. B., "Missile Datcom: User's Manual-1997 FORTRAN 90 Revision," No. AFRL-VA-WP-TR-1998-3009, AIR FORCE RESEARCH LAB WRIGHT-PATTERSON AFB OH AIR VEHICLES DIRECTORATE, 1998.