

텔레메트리 시험을 이용한 날개안정형 발사체의 회전감쇠 공력계수 실험적 산출 방법

김진석^{*,1)} · 김경훈¹⁾ · 최재현¹⁾

¹⁾ 국방과학연구소 제5기술연구본부

An Experimental Method for Obtaining Aerodynamic Roll Damping Coefficients of Fin Stabilized Projectile from Telemetry Experiments

Jinseok Kim^{*,1)} · Gyeonghun Kim¹⁾ · Jaehyun Choi¹⁾

¹⁾ The 5th Research and Development Institute, Agency for Defense Development, Korea

(Received 8 June 2018 / Revised 7 August 2018 / Accepted 5 October 2018)

ABSTRACT

Accurate aerodynamic characterization of projectile is crucial for successful development of munition. The aerodynamic characterization of fin stabilized projectile is more difficult than characterization of traditional symmetric ballistic projectile. Instrumented free flight experiments were conducted to quantify rolling behavior of fin stabilized projectile. The instrumented projectiles were launched from a rifled tube and the onboard sensor data were acquired through a telemetry transmitter. Roll rate was measured for fin stabilized projectile by means of an angular rate sensor. And, roll damping coefficients were estimated from onboard sensor data acquired during gun firing and trajectory analysis of mathematical model.

Key Words : Roll Damping Coefficient(회전감쇠 계수), Projectile(발사체), Fin Stabilized Projectile(날개안정형 발사체)

1. 서론

발사체의 비행거동을 정밀하게 분석하기 위해서는 정확한 공력계수의 산출이 필요하다. 유도조종형 발사체는 비행안정성을 확보하기 위해 Fig. 1과 같이 일반

적으로 발사체의 뒷부분에 꼬리날개를 부착한 날개 안정형 발사체 형태를 갖고 있다. 발사체의 공력계수는 풍동실험^[1], 반실험적 기법^[2,3] 또는 전산유체역학 활용 방법^[4] 등을 이용하여 산출할 수 있다. 회전감쇠 공력계수의 경우 풍동실험 오차는 일반적으로 20~30 %, 반실험적 기법의 오차도 20~30 % 수준으로 알려지고 있다^[3]. 날개안정형 발사체의 공력특성은 대칭형 무유도 발사체의 공력특성 보다 복잡하여 정확한 공력계

* Corresponding author, E-mail: jskimadd@add.re.kr
Copyright © The Korea Institute of Military Science and Technology

수의 산출에 어려움이 있으며, 특히, 자유회전 꼬리날개가 부착된 발사체의 경우 회전에 다양한 요소가 복합적으로 작용하여 정확한 회전감쇠 공력계수 산출에 어려움이 있다.

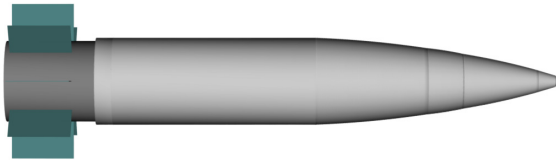


Fig. 1. Fin stabilized projectile configuration

본 연구에서는 텔레메트리 비행시험 데이터와 발사체의 수학적 운동 모델을 이용한 회전감쇠 계수 산출 방법을 연구하였다. 회전감쇠 계수는 발사체의 회전속도 및 회전각 해석, 비행안정성 및 원심력 분석 등에 필요하다. 회전특성을 계측할 수 있는 회전센서를 발사체에 탑재하고 비행시험을 통해 비행 과정에서의 회전속도 데이터를 계측하였다. 계측된 회전속도 데이터는 텔레메트리 송신장치를 통해 지상의 수신기로 전송되며, 발사체 전비행과정의 회전속도 데이터를 계측하였다. 발사체의 수학적 운동 모델은 질점 운동을 고려한 비행탄도 모델¹⁵⁾을 사용하였으며, 비행시험 계측 데이터와 비행탄도 모델을 이용한 회전속도 해석 결과 간의 오차를 최소화하는 회전감쇠 공력계수를 산출하기 위하여 최적화 기법¹⁶⁾을 적용하였다.

2. 회전속도 계측 시험

회전속도 계측장치 센서 모듈은 각속도 센서, 센서 보드, 신호처리 보드, 슈퍼커패시터 충전 전자보드 및 충격 스위치로 구성하였으며, 각속도 센서가 발사체의 회전축 상에 위치하도록 회전속도 계측장치를 발사체 내부에 탑재하였다. 회전속도 계측장치는 Fig. 2와 같이 센서 모듈, 축전기 및 전지로 구성하였으며, 시험조건을 고려하여 각속도 측정범위 $\pm 20,000$ deg/sec 센서를 사용하였다.

각속도 센서의 계측 데이터 수집 시작점을 확인하기 위하여 발사체의 비행 시작 시점을 탐지할 수 있는 충격 스위치를 사용하였으며, 고충격 시험환경에서 안정적이고 지속적인 전력을 공급하기 위해 슈퍼커패시터에 충전한 전원을 사용하였다.

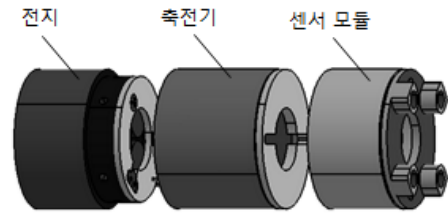


Fig. 2. Onboard recorder configuration

각속도 센서 데이터는 신호처리 보드에서 아날로그-디지털 변환과정을 거친 후 텔레메트리 송신장치로 전송하였으며, 발사체 비행 중에 지상의 텔레메트리 수신장치에서 각속도 센서 데이터를 받아 기록장치에 저장하였다. 각속도 센서 데이터는 2 kHz 주기로 측정하였으며, 계측 데이터를 메모리에 저장한 후 일정 주기로 텔레메트리를 통해 전송하는 방식¹⁷⁾으로 비행 초기부터 전비행과정의 회전속도 데이터를 계측하였다. Fig. 3은 회전속도 계측장치를 발사체에 탑재하여 계측한 회전속도이며, 동일한 시험조건에서 2차례의 비행시험을 수행하였다. 두 번째 비행시험은 텔레메트리가 10초 이후의 데이터를 송신하도록 설정되어서 10초 이후부터 회전속도 데이터를 계측하였다.

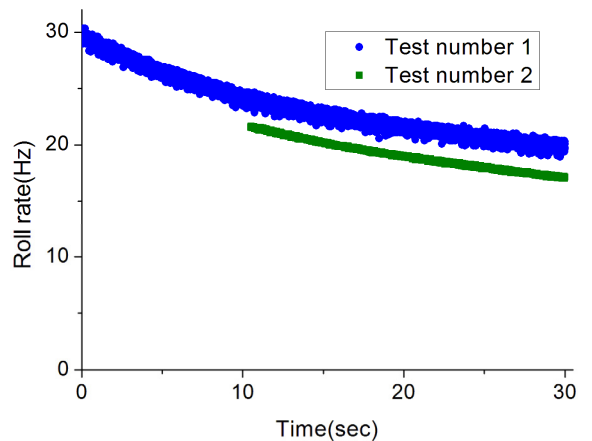


Fig. 3. Experimental roll rate data of telemetry test

발사체의 회전속도는 비행시간이 경과함에 따라 점진적으로 감소하는 경향을 보였으며, 슬립형 회전밴드를 사용함으로써 화포 발사시에 고정형 회전밴드보다 발사체의 회전속도가 감소됨을 알 수 있었다. 화포 발사의 경우 슬립형 회전밴드의 조립 유격, 외경 및 폭 등에 따라 비행 초기에 발사체의 회전속도에 차이가

발생할 수 있다. 2차례의 회전속도 시험결과를 비교해 보면 동일한 시험조건에서도 발사 초기에 회전속도에 차이가 발생하였으며, 회전속도의 감소 경향은 유사함을 알 수 있었다.

발사체의 회전감쇠 계수는 비행속도와 연계되므로, 비행속도 감소 경향을 보기위해 지상에서 도플러레이더를 이용하여 측정한 발사체의 비행속도를 Fig. 4에 도시하였다. 비행속도는 마하수로 나타냈으며, 비행속도가 감소함에 따라 비행속도 감소 비율이 완만하게 변화함을 알 수 있었고, 2차례의 비행속도 시험결과를 비교해 보면 발사체의 비행속도는 유사한 감소 경향을 보임을 알 수 있다.

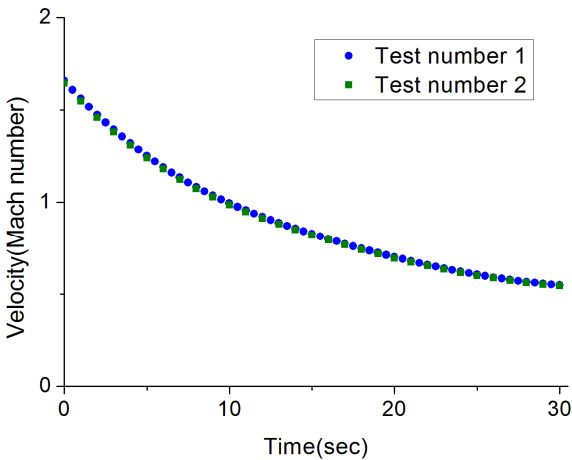


Fig. 4. Experimental velocity data

3. 비행탄도 분석 모델

발사체 무게 중심에 대한 질점 운동을 고려할 경우 식 (1) ~ 식 (6)의 비행탄도 모델^[5]로 나타낼 수 있다.

$$\frac{du}{dt} = \frac{F_{axial}}{m} - g \sin\theta \tag{1}$$

$$\frac{dv}{dt} = \frac{F_{side}}{m} \tag{2}$$

$$\frac{dw}{dt} = \frac{F_{normal}}{m} + g \cos\theta \tag{3}$$

$$\frac{dp}{dt} = \frac{M_x}{I_{xx}} \tag{4}$$

$$\frac{dq}{dt} = \frac{M_y}{I_{yy}} \tag{5}$$

$$\frac{dr}{dt} = \frac{M_z}{I_{zz}} \tag{6}$$

u, v, w 는 발사체에 대한 이동 좌표계의 속도 성분이며, p, q, r 는 회전속도 성분을 나타낸다. F 는 힘, m 은 발사체의 질량, M 은 모멘트, I 는 관성모멘트이고, g 는 중력가속도이며, θ 는 고정좌표계에서 지표면에 대한 발사체 속도 벡터의 각도이다. 발사체에는 비행 중에 회전을 감쇠시키는 회전감쇠 모멘트가 작용하며, 회전 중심축에 대한 회전감쇠 모멘트는 비행속도 V 와 회전속도 p 의 관계식으로 식 (7)과 같이 나타낼 수 있다^[8].

$$M_x = \frac{1}{2} \rho V^2 S d \left(\frac{pd}{V} \right) C_{lp} \tag{7}$$

C_{lp} 는 발사체의 회전감쇠 공력계수, S 는 단면적, d 는 외경, ρ 는 공기밀도이며, 회전감쇠 공력계수는 비행속도 V 와 밀접하게 연계됨을 알 수 있다.

4. 회전감쇠 공력계수 산출

발사체의 회전감쇠 공력계수를 산출하기 위해 비행탄도 모델의 회전속도 해석 결과와 텔레메트리 비행시험 회전속도 계측 데이터 간의 오차를 최소화하는 방식으로 회전감쇠 공력계수를 산출하였다. 발사체의 수학적 비행탄도 모델은 식 (1)에서 식 (7)의 비행탄도 모델을 사용하였으며, 회전감쇠 공력계수를 제외한 다른 공력계수는 풍동실험에서 획득하고 비행시험을 통해 보정한 데이터를 사용하여, 비행탄도 모델 해석 결과의 신뢰성을 높였다. 텔레메트리 비행시험에서 획득한 회전속도 계측 데이터는 Fig. 5와 같이 약간 분산된 형태로 나타나므로, Savitzky-Golay Filter 기법^[9]을 이용하여 비행시간별 회전속도 값을 산출하였다.

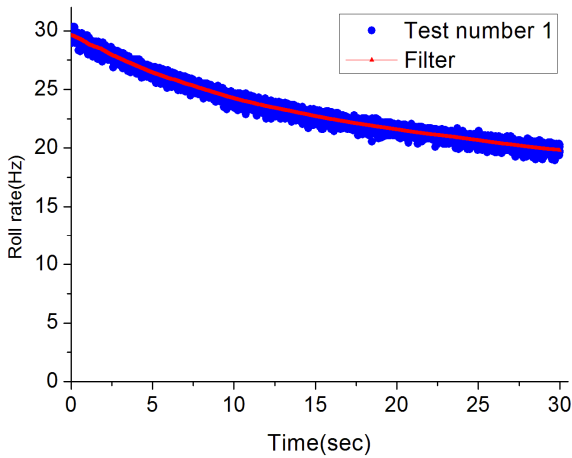


Fig. 5. Experimental roll rate data of telemetry test and smoother filter

텔레메트리 비행시험에서 시간별로 측정한 회전속도 데이터와 발사체의 수학적 비행탄도 모델을 이용하여 계산한 회전속도를 비행속도 마하수별로 비교하였으며, quasi-Newton method 최적화 기법^[6]을 적용하여 텔레메트리 비행시험 결과와 비행탄도 모델 해석 결과 간의 오차를 최소화하는 회전감쇠 계수를 산출하였다.

발사체 비행탄도 모델의 회전속도 해석을 수행하기 위해서는 비행 초기에 회전감쇠 계수의 산출이 필요하다. Fig. 5에서 회전속도의 변화가 크지 않음을 알 수 있으므로, 비행 초기 두 구간의 짧은 시간 동안 회전감쇠 계수가 변화하지 않는 것으로 가정하여 각 구간에서의 회전감쇠 계수를 계산한 후 외삽방법으로 비행 시작 시점에서의 회전감쇠 계수를 산출하였다.

비행 시작 시점에서 초기 0.5초와 1.0초 동안 회전감쇠 계수가 일정한 것으로 가정하고, 짧은 두 구간에서 각각 회전속도 변화 값과 일치하는 회전감쇠 계수를 최적화 기법을 적용하여 산출하였다. 최적화 기법 계산에 적용하는 최초 회전감쇠 계수를 0으로 시작할 경우 반복 계산 횟수 증가에 따라 회전감쇠 계수가 Fig. 6과 같이 산출되었다. 15회 수준의 최적화 기법 적용 반복 계산으로 회전감쇠 계수가 일정한 값에 수렴하였으며, 텔레메트리 비행시험 회전속도와 비행탄도 모델의 회전속도 해석 결과가 일치되는 회전감쇠 계수를 얻을 수 있었다.

Fig. 6에서 비행 초기 0.5초와 1.0초 동안의 회전감쇠 계수는 큰 차이가 없이 근접함을 알 수 있으며, 초

기 0.5초와 1.0초 동안의 회전감쇠 계수에 대해 각각의 중간 시간을 기준점으로 하여 외삽방법으로 비행 시작 시점에서의 회전감쇠 계수를 산출하였다.

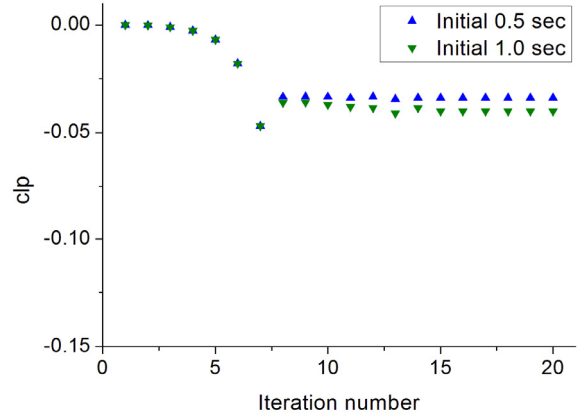


Fig. 6. Roll damping coefficients for initial time

비행 초기부터 회전감쇠 계수를 산출하기 위해서는 비행 초기부터 전비행과정의 회전속도 측정이 필요하며, 측정 데이터를 메모리에 저장한 후 일정 주기로 텔레메트리를 통해 전송하는 방식^[7]을 적용하여 비행 초기에 손실되는 부분이 없이 전비행과정의 비행시험 회전속도 데이터를 획득 할 수 있었다.

발사체의 비행속도는 마하수로 환산할 수 있으며, 비행시간별 회전속도는 마하수별 회전속도로 정리할 수 있다. 비행탄도 모델의 회전속도 해석을 수행하기 위해서는 마하수별 회전감쇠 계수가 필요하므로, 발사체 비행속도의 마하수를 대략 0.2 간격으로 구분한 후 각 구간에서의 회전감쇠 계수를 산출하였다.

비행 시작 시점에서의 회전감쇠 계수는 앞에서 비행 초기 짧은 두 구간의 값을 이용하여 외삽방법으로 산출한 계수를 사용하였으며, 이후 세분화된 비행속도 마하수 구간에서는 최적화 기법을 적용한 반복 계산을 통해 각 구간에서 텔레메트리 비행시험 회전속도와 비행탄도 모델의 회전속도 해석 결과가 일치하는 회전감쇠 계수를 산출하였다.

텔레메트리 비행시험 회전속도 측정 데이터를 이용하여 마하수별로 산출한 회전감쇠 계수의 유효성을 확인하기 위해 발사체의 회전운동 관계식^[11]에 매우 짧은 시간 동안 비행속도와 회전속도가 일정하다는 가정을 적용한 회전감쇠 계수 근사식을 도출하고, 본 연구에서 제안한 방법과 근사식의 계산결과를 비교하여

Fig. 7에 나타내었다. 회전감쇠 계수 근사식에는 각 계산 시점에서의 비행속도와 회전속도 계측 데이터를 사용하였으며, 본 연구에서 제안한 방법과 근사식을 이용한 계산결과가 매우 유사함을 알 수 있었다.

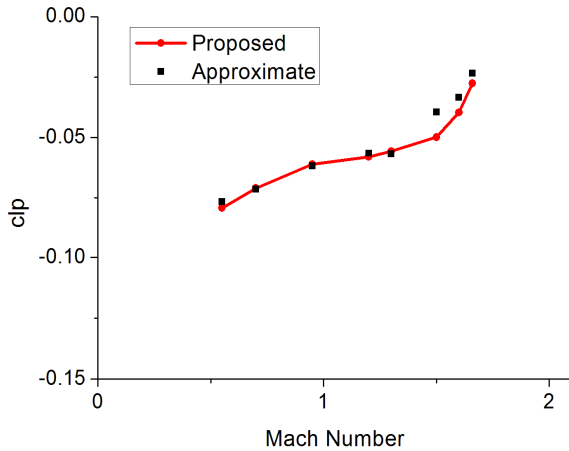


Fig. 7. Estimated roll damping coefficients

Fig. 7은 최적화 기법을 적용하여 비행시험 속도 구간에서 마하수별로 산출한 회전감쇠 계수와 근사식을 이용한 회전감쇠 계수 계산결과를 나타내며, 아음속 구간에서 회전감쇠 계수가 초음속 구간보다 크게 나타나는 경향이 동일함을 알 수 있다.

텔레메트리 비행시험 회전속도 계측 데이터를 이용하여 마하수별로 산출한 회전감쇠 계수를 사용하여 발사체의 회전속도 분석을 수행하기 위해, 비행탄도 모델에 Fig. 7의 회전감쇠 계수를 적용하여 회전속도를 해석하고 텔레메트리 비행시험 계측 데이터와 비교하였다. 비행탄도 모델에 본 연구를 통해 산출한 회전감쇠 계수를 적용하여 해석한 회전속도와 비행시험 계측 데이터를 비행시간별로 비교하면 Fig. 8과 같으며, 비행시험 회전속도 계측 데이터와 비행탄도 모델에 Fig. 7의 회전감쇠 계수를 적용하여 해석한 회전속도가 잘 일치함을 알 수 있다.

본 연구를 통해 산출한 회전감쇠 계수와 근사식을 이용하여 계산한 회전감쇠 계수가 매우 유사하게 일치하고, Fig. 7의 회전감쇠 계수를 적용하여 해석한 회전속도와 비행시험 계측 데이터도 잘 일치하므로, 본 연구의 회전감쇠 계수 산출 방법은 정확도가 높고 텔레메트리 비행시험 회전속도 계측 데이터를 직접 이용하는 유용한 실험적 방법임을 알 수 있다.

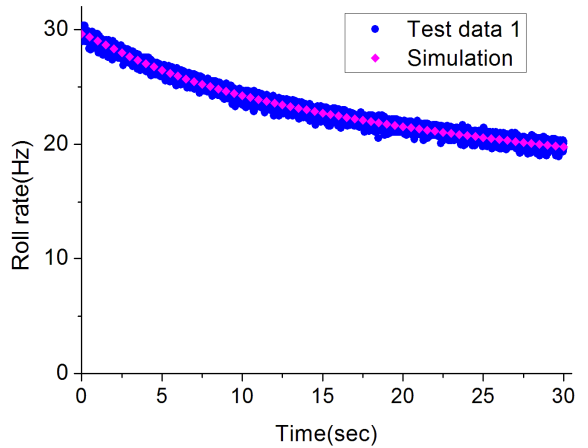


Fig. 8. Experimental and calculated roll rate data for the first flight telemetry test

동일한 시험조건에서 수행한 두 번째 텔레메트리 비행시험의 회전속도 계측 데이터와 비행탄도 모델에 본 연구를 통해 산출한 Fig. 7의 마하수별 회전감쇠 계수를 적용하여 해석한 회전속도를 비교하면 Fig. 9와 같다. 텔레메트리 비행시험 회전속도 데이터는 10초 이후부터 계측되어 비행 시작 시점에서의 회전속도는 고속카메라를 이용하여 산출한 회전속도를 사용하였으며, 첫 번째 비행시험에서 본 연구를 통해 산출한 회전감쇠 계수를 두 번째 비행탄도 모델 해석에 적용하여 계산한 회전속도와 텔레메트리 비행시험의 회전속도 계측 데이터가 잘 일치함을 알 수 있었다.

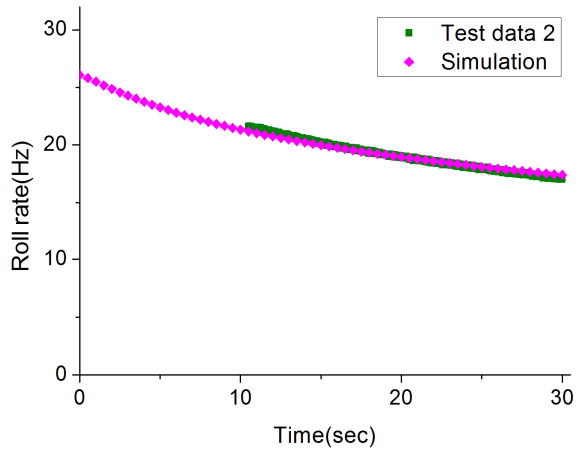


Fig. 9. Experimental and calculated roll rate data for the second flight telemetry test

초기에 텔레메트리 비행시험 데이터를 획득하지 못했을 경우에도 비행 시작 시점에서의 회전속도 데이터만 확보되면 본 연구에서 산출한 회전감쇠 계수를 사용하여 비행시간별 회전속도의 모사분석이 가능하며, 첫 번째 비행시험 데이터를 이용하여 산출한 회전감쇠 계수를 두 번째 비행탄도 모델 회전속도 해석에 사용하여 텔레메트리 비행시험 회전속도 데이터와 잘 일치하는 결과를 확인하였다.

5. 결론

본 연구는 텔레메트리 비행시험 회전속도 데이터와 발사체의 수학적 비행탄도 모델 해석 결과를 일치시키는 회전감쇠 공력계수 산출 방법을 연구하였다. 발사체의 비행속도를 여러 구간의 마하수로 구분한 후 각 구간에서의 회전감쇠 계수를 산출하였으며, 각 마하수 구간에서 비행탄도 모델의 회전속도 해석 결과와 비행시험 회전속도 데이터를 일치시키기 위해 최적화 기법을 적용하는 회전감쇠 계수 산출 방법을 연구하였다.

비행 초기부터 회전감쇠 계수를 산출하기 위해서는 전비행과정의 회전속도 계측이 필요하며, 계측 데이터를 메모리에 저장한 후 일정 주기로 텔레메트리를 통해 전송하는 방식을 적용하여 비행 초기에 손실되는 부분이 없이 전비행과정의 비행시험 회전속도 데이터를 계측하여 회전감쇠 계수 산출에 활용하였다.

텔레메트리 비행시험 회전속도 계측 데이터를 이용하여 마하수별로 산출한 회전감쇠 계수의 유효성을 확인하기 위해 회전감쇠 계수 근사식을 사용한 계산 결과와 비교하였고, 비행탄도 모델의 회전속도 해석 결과와 비행시험 계측 데이터를 비교하였다. 본 연구를 통해 산출한 회전감쇠 계수와 근사식을 이용하여 계산한 회전감쇠 계수가 매우 유사하게 일치하고, 첫 번째 비행시험 데이터를 이용하여 산출한 회전감쇠 계수를 두 번째 비행탄도 모델 회전속도 해석에 사용하여 텔레메트리 비행시험 회전속도 데이터와 잘 일치함을 확인하였다.

따라서, 텔레메트리 비행시험 회전속도 계측 데이터

를 직접 이용하는 본 연구의 회전감쇠 계수 산출 방법은 정확도가 높고, 유사 발사체의 텔레메트리 비행시험 회전속도 자료 분석에 광범위하게 사용할 수 있는 유용한 실험적 방법이다.

References

- [1] C. H. Ng and S. Han, "Wind Tunnel Spin Data Reduction to Obtain Aerodynamic Spin Damping Coefficients by Using Nonlinear Equation of Motion," U.S. Army Armament Research, Development and Engineering Center, 1992.
- [2] R. H. Whyte, "An Updated Version of the Spinner Computer Program," U.S. Army Armament Research, Development and Engineering Center, 1973.
- [3] "PRODAS V3 User Manual," Arrow Tech, pp. 3-27, 2010.
- [4] J. Sahu, "Computations of Unsteady Aerodynamics of a Spinning Body at Transonic Speeds," U.S. Army Research Laboratory, 2009.
- [5] P. Chusilp, W. Charubhun and N. Nutkumhang, "A Comparative Study on 6-DOF Trajectory Simulation of a Short Range Rocket using Aerodynamic Coefficients from Experiments and Missile DATCOM," The Second TSME International Conference on Mechanical Engineering, pp. 2-5, 2011.
- [6] "DOT Users Manual," VR&D, Inc., pp. 17-20, 1995.
- [7] J. S. Kim, M. K. Park, S. J. Shin, D. P. Han and J. H. Woo, "Remote Measurement Method of Internal and External Ballistic Records of Artillery Ammunition," Patent Number 10-1837350, Korean Intellectual Property Office, 2018.
- [8] R. L. McCoy, "Modern Exterior Ballistics," Schiffer Publishing Ltd., pp. 33-35, 1999.
- [9] A. Savitzky and M. J. Golay, "Smoothing and Differentiation of Data by Simplified Least Squares Procedures," Analytical Chemistry, pp. 1627-1639, 1964.