98 Journal of the Korean Society of Propulsion Engineers
Vol. 21, No. 1, pp. 98-103, 2017

Technical Paper DOI: http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2017.21.1.098

항력감소분석을 위한 항력산출에 대한 연구

김한준[a] · 신경훈[a] · 한혁섭[b,*]

Study on the Drag Determination for Analyzing Base Bleed Effects

Hanjun Kim[a] · Kyung-Hoon Shin[a] · Houkseop Han[b,*]
[a]*Propulsion Technology 1 Team, Daejeon Plant, Hanwha Corporation, Korea*
[b]*Propulsion Technology 2 Team, Daejeon Plant, Hanwha Corporation, Korea*
[*]*Corresponding author. E-mail: andrew.han@hanwha.com*

ABSTRACT

In this paper, determination method for drag force and drag coefficient from results of firing test is described. The drag force and drag coefficient are determined through inverse operation of 2-dimensional projectile equation of motion. Determination method was verified by comparing analytical drag coefficient with data from flight test. Analysis of drag coefficient and drag reduction was performed with the data of flight test using artillery projectiles with base bleed unit.

초 록

본 논문은 비행시험의 결과를 이용하여 항력 및 항력감소 분석을 위한 항력계수 산출기법에 대하여 기술하였다. 2차원 탄도운동방정식의 역산을 통하여 비행시험을 이용한 항력계수 산출방법에 대하여 정리하였으며 155 mm 탄의 비행시험을 통하여 이론적인 항력계수와 시험결과로부터 산출된 항력계수를 비교하여 항력계수 산출 기법에 대한 검증을 수행하였다. 항력감소제가 적용된 탄의 비행시험결과를 이용하여 항력계수 산출 및 항력감소 양상을 분석하였다.

Key Words: Drag Force(항력), Drag Coefficient(항력계수), Base Bleed Unit(항력감소제)

1. 서 론

탄약은 미사일의 개발 이후 재래식 무기로 인식이 되었으나 성능개량이 꾸준히 이루어져 탁월한 비용대비 효과의 측면에서 중요성이 대두되었다. 또한 지능형 포탄 등의 개발로 인하여 탄의 정확도 및 탄두의 위력이 증가하여 광범위한 적의 타격을 위하여 사거리 연장이 중요한 기술 중의 하나가 되었다.

탄약의 사거리 연장을 위하여 항력감소제(Base

Received 8 December 2015 / Revised 21 December 2016 / Accepted 26 December 2016
Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers
pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548
[이 논문은 한국추진공학회 2015년도 추계학술대회(2015. 11. 25-27, 경주 현대호텔) 발표논문을 심사하여 수정 · 보완한 것임.]

This is an Open-Access article distributed under the terms of the Creative Commons Attribution Non-Commercial License(http://creativecommons.org/licenses/by-nc/3.0) which permits unrestricted non-commercial use, distribution, and reproduction in any medium, provided the original work is properly cited.

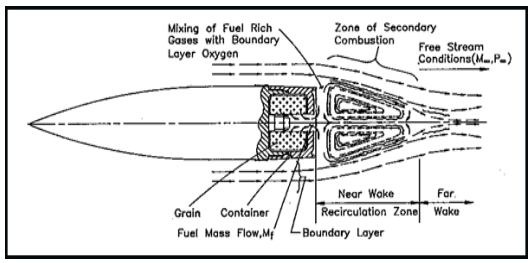

Fig. 1 Concept of Base Drag Reduction With Base Bleed Unit.

Bleed Unit)를 사용하는 사례가 늘고 있다. 탄저부의 기저압력(Base Pressure)에 의한 항력이 비행체의 전체 항력의 50%이상을 차지한다[1]. 이를 줄이기 위한 방법으로 연구가 진행이 되었으며 스웨덴에서 고체추진제 연소에 의한 고온 가스를 이용한 방법을 채택하였으며 현재 항력감소의 방법으로 사용되어 진다[1].

Fig. 1은 탄에서 항력감소제의 작동 개념에 대한 그림이다. 항력감소제의 연소에 의해 탄미에 가스가 발생하면 이곳의 진공발생도를 감소시킨다. 이는 Base Drag를 감소시킨다. 일반적으로 연료과잉(Fuel-rich)의 추진제를 적용하며 이때의 불완전 연소가스는 탄의 후미에서 2차 연소를 일으키기도 한다. 2차 연소는 탄미의 압력을 상승시켜 Base Drag 감소에 영향을 준다.

항력감소량의 정량적 분석을 위하여 CFD를 이용하기도 하지만 결과를 검증할 만한 시험적 방법이 필요하다. 이를 위해 항력감소제가 적용된 고회전의 탄을 풍동시험 설비 등을 이용하여 항력을 구하기에는 설비의 구축과 높은 시험 비용이 요구될 것이다. 이러한 이유로 항력 및 항력감소량을 시험적으로 구하기 위해 비행시험결과를 이용하는 방법을 적용하였다. 항력감소제가 비활성인 탄과 활성인 탄의 교차사격 후 결과의 분석을 통해 정량적인 항력감소분석이 가능할 것이라고 판단된다. 본 논문에서는 155 mm 곡사포탄의 비행시험 결과를 통해 항력계수를 산출하였으며 이론값과 비교 분석하여 분석방법의 타당성을 검증하였으며 항력감소제 적용된 탄의 비행시험을 통하여 항력감소량의 분석가능성을 확인하였다.

2. 비행시험 결과를 이용한 항력계수산출

21 항력계수 산출 이론

탄의 항력계수는 비행시험 시 얻어지는 도플러 결과를 이용하여 구할 수 있다. 이와 같이 비행시험결과를 통한 항력계수의 산출은 비행에 의한 운동방정식을 역해로 산출이 가능하다[2].

$$\vec{u} = \vec{D} + \vec{L} + \vec{M} + \vec{g} + \vec{\Lambda} \tag{1}$$

Eq. 1은 탄에 가해지는 운동방정식을 나타내며 좌측의 항은 탄의 가속도를 나타내며 우측의 항은 순서대로 항력(Drag Force, $\vec{D}$), 양력(Lift Force, $\vec{L}$), 마그너스력(Maguns Force, $\vec{M}$), 중력(Gravity Force, $\vec{g}$)에 의한 가속도와 지구자전에 의한 코리올리(Coriolis, $\vec{\Lambda}$) 가속도이다. 155 mm 곡사탄은 비교적 사거리가 짧으므로 코리올리(Coriolis)가속도는 무시하고 충분히 안정 성을 갖는 탄에서는 yaw효과가 크지 않으므로 회전에 의한 yaw of repose를 무시하면 항력과 중력만으로 나타낼 수 있다. 여기서 항력에 의한 가속도$\vec{D}$와 중력가속도$\vec{g}$은 아래 식과 같이 나타낼 수 있다.

$$\vec{D} = -\frac{\pi \rho d^2}{8m} \cdot C_d \cdot v\vec{v} \tag{2}$$

$$\vec{g} = -g_0 \frac{R^2}{r^3} \vec{r} \tag{3}$$

Eq. 2[2]에서 ρ는 공기의 밀도, d는 탄의 직경, C_d는 항력계수, v는 탄과 대기의 상대 속도를 나타내며 Eq. 3에서 g_0는 중력가속도, $\vec{r}$은 지구중심을 원점으로 하는 탄의 위치벡터, R은 지구의 반지름으로 약 6,370 km이다.

Fig. 2는 비행 중 탄에 가해지는 중력가속도를 Eq. 3을 이용하여 산출한 값을 나타낸 그래프이다. 중력가속도의 최대값은 비행시간 40 초에서 9.789 m/s^2 이며 최소값은 비행시간 19 초에서 9.782 m/s^2 이다. 최소와 최대의 차이는 0.1% 이

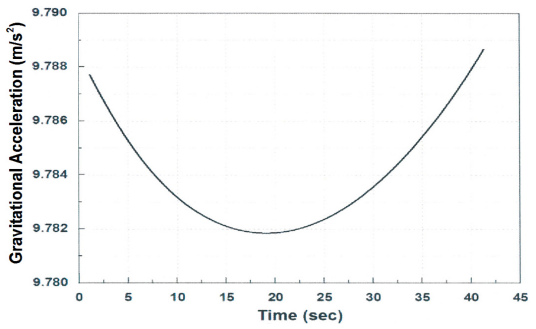

Fig. 2 Gravitational Acceleration of Projectile for Flight.

내의 차이로 민감도가 작은 것을 알 수 있다.

항력계수를 구하기 위하여 Eq. 1과 Eq. 2를 정리하면 아래와 같다.

$$\frac{\pi\rho d^2}{8m} \cdot C_d \cdot v\vec{v} = -(\ddot{\vec{u}} - \vec{g}) \tag{4}$$

여기서 탄과 대기의 상대 속도 벡터는 아래와 같이 나타낼 수 있으며 Eq. 5와 6에 사용된 $\overrightarrow{W}$는 탄의 비행 중 탄에 가해지는 바람의 속도 벡터를 나타낸다.

$$\vec{v} = \vec{u} - \overrightarrow{W} \tag{5}$$

Eq. 4에서 항력계수를 산출하기 위해 Eq. 5를 양변에 내적하면 Eq. 6으로 정리 된다[2].

$$C_d = -(\vec{u} - \overrightarrow{W}) \cdot (\ddot{\vec{u}} - \vec{g}) \frac{8m}{\pi\rho d^2 v^3} \tag{6}$$

Eq. 6을 이용하여 2차원 탄도 방정식을 역산하면 항력계수를 구할 수 있다. 일반적으로 회전에 의해 안전성을 갖는 탄의 경우 4자유도를 갖는 수정질점(Modified Point Mass) 운동방정식으로 탄도해석을 수행하고 특별한 경우를 제외하고는 상당히 정확한 탄도 해석이 가능하다. 그러나 항력계산은 2차원 탄도 방정식에 의해 지배적인 영향을 받으므로 2차원 탄도방정식의 역해를 이용하면 항력계수의 오차가 크지 않을 것으로 판단된다.

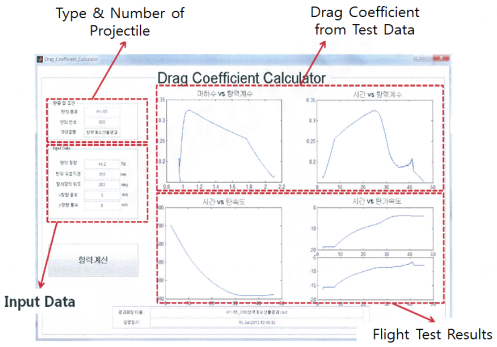

Fig. 3 GUI of Drag Coefficient Calculator.

항력계수는 마하수의 함수로 나타내야 하기 때문에 고도별 마하수의 계산이 필요하다. 도플러 데이터에서 제공되는 탄의 변위와 속도로 각 시간단계별 마하수를 계산하였다. 마하수를 구하기 위한 음속은 Eq. 7을 이용하여 계산할 수 있으며 γ는 비열비로 1.4를 사용하고 R_{air}은 기체상수로 287.07 J/kg*K를 사용하였으며 이는 국제표준대기에서 사용하는 일반공기에 대한 수치이다. T는 대기의 온도이다.

$$M = \sqrt{\gamma R_{air} T} \tag{7}$$

공기의 밀도는 고도별 압력 및 온도를 이용하여 구할 수 있으며 고도별 대기의 압력 및 온도는 측정할 수 있다.

2.2 항력계수 산출 프로그램 개발

탄의 비행시험을 하게 되면 도플러 장치 및 Range Instrumental Radar (RIR)을 이용하여 각 시간대별 탄의 가속도, 속도, 변위를 측정할 수 있다. 이 결과를 바탕으로 시간대별 마하수, 항력계수, 항력감소량에 대한 분석을 위하여 프로그램을 개발하였다. Fig. 3은 개발된 프로그램의 GUI를 나타내면 이를 통하여 탄 종 및 시험조건에 대한 문자 입력, 탄의 질량, 탄의 직경, 바람의 속도를 입력할 수 있다. 탄의 제원 및 특성은 GUI를 통하여 입력하였으나 비행시험결과나 대기조건과 같이 결과가 행렬의 형태로 나타나는 입력값은 정해진 양식의 파일을 만들어 입력하

였다.

입력파일은 비행시험결과로 2차원 탄도 결과, 고도별 대기조건, 마하수별 비활성 탄의 항력계수의 3가지 파일을 입력하도록 하였다.

비활성탄의 항력계수는 시간대별 항력감소량을 구할 때 기준 값으로 사용되며 이 값은 PRODAS에 포함된 Spinner2004 코드와 McDrag Code[4]에 의한 이론적 방법과 비행시험 결과를 이용한 실험적 방법으로 구할 수 있다.

3. 비행시험 분석

3.1 비활성 탄의 항력계수 산출 및 프로그램 검증

항력계수 산출은 155 mm 탄의 사거리 연장을 위한 모델을 적용하였으며 비활성 모델을 통하여 항력계수에 대한 이론적 계산결과와 비행시험을 통해 분석된 항력계수산출 결과를 비교하여 개발된 프로그램의 정확도를 검증하였다. Fig. 4는 탄의 형상을 PRODAS에서 모델링한 결과이며 본 논문에서는 항력감소제 분석만을 위하여 보조추진장치는 모두 비활성이 적용되었다.

PRODAS 프로그램의 공기역학(Aerodynamics) 모듈에 적용된 Spinner 2004 Code와 McCoy가 개발한 McDrag Code[4]를 이용하여 탄의 항력계수의 계산을 수행하였다.

PRODAS의 Spinner 2004 Code는 6자유도 해석에 필요한 모든 공기역학 계수들의 산출이 가능한다. 이 프로그램에 내장된 탄의 데이터 베이스를 이용하여 유사한 형상의 값을 계산하는 프로그램으로 알려져 있으며 계산결과와 함께 유사한 형상의 수를 제공한다. 개발자에 의하면 유사한 형상의 수가 30개 이상이면 굉장히 정확한 값을 제공하고 10개 이하면 오차가 존재할 가능성이 있다고 한다. 여기서 사용된 유사모델은 4개였으며 결과의 오차가 약간은 날 수 있을 것으로 판단된다. McDrag Code는 탄의 헤드, 보트테일(Boattail), 몸통(Blunt Base), 회전밴드(Rotating Band) 등의 부분적인 형상함수를 이용하여 항력계수를 산출할 수 있다[3]. 최근 버전의 PRODAS의 경우 McDrag Code를 이용한 항력계수의 계산결과를 동시에 제공하고 있으며 본

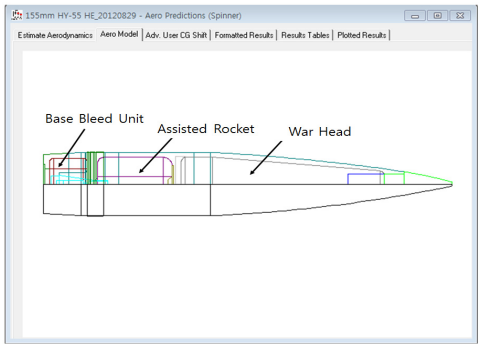

Fig. 4 Aerodynamic Model in PRODAS.

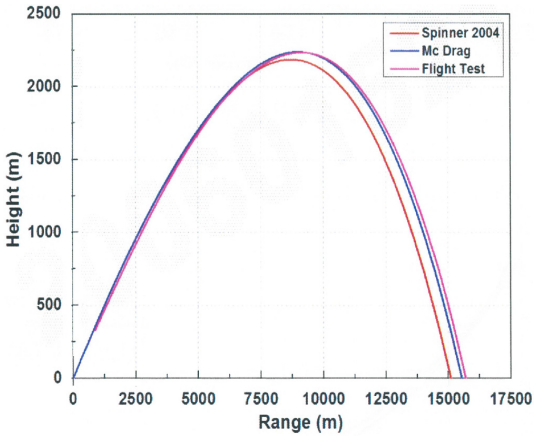

Fig. 5 Trajectory Result of Analysis and Fight Test (130311-001).

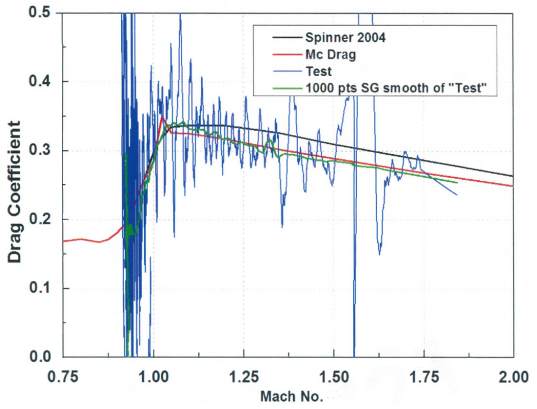

Fig. 6 Drag Coefficients from Theory and Test Results(130311-001).

논문에서도 이 결과를 이용하였다. 비활성 항력 감소제를 갖는 155 mm 탄의 탄도해석하여 시험 결과와 비교분석하였다. 시험 조건은 추진제 장약 4호와 발사고각은 400 mil 이다.

Fig. 5는 6자유도 탄도해석과 비행시험결과 중 탄의 2차원 궤적을 비교한 그래프이다. 공력계수는 Spinner 2004를 통하여 계산을 하였으며 McDrag의 경우 Spinner 2004의 계산 값에서 항력계수만을 치환하여 탄도 해석을 수행한 결과이다. Fig. 6은 이론적 항력계수의 결과와 시험결과를 통하여 계산된 항력계수의 결과를 비교한 그래프이다. Spinner 2004를 이용한 항력계수의 값이 높게 계산되었으며 McDrag의 결과와 시험값이 상당히 유사한 것으로 나타났다. 시험결과를 1000포인트에 대한 Savitzky-Golay 방법을 이용하여 분석한 결과를 보면 마하 1.25 이상에서 McDrag결과보다 다소 낮게 계산되었다. 이러한 결과가 Fig. 5의 탄 궤적결과에서 나타나 시험결과 McDrag의 결과보다 사거리가 다소 높게 나타난 것으로 판단된다.

이론적 항력계수와 비행시험을 통하여 계산한 항력계수를 비교 분석하여 유사함을 확인하였으며 정확한 오차는 알 수 없지만 외탄도 해석의 결과로 미루어보아 시험분석의 정확도는 확보된 것으로 판단된다.

3.2 항력감소제를 적용한 탄의 비행시험 결과 분석

항력감소제에 대한 효과를 보기 위하여 고체 추진제로 제작된 항력감소제를 적용한 155 mm 탄의 비행시험을 수행하였다. 시험 조건은 4호 장약에 발사고각은 250 mil로 하였으며 재현도 확인을 위해 3기(130312-20~22호기)를 동일조건으로 시험하였다. 최대 사거리에서 효과를 확인하는 것이 항력감소제 분석으로 가장 좋은 방법이다. 그러나 개발일정과 시험장의 사정으로 진행하지 못하였다. Fig. 7은 비행시험결과로부터 얻은 탄의 궤적에 대한 결과이며 3기 모두에서 결과가 거의 일치하는 재현성을 확인할 수 있었다.

Fig. 8은 도플러 측정에 의한 탄의 변위, 속도, 가속도의 결과를 Eq. 6을 이용하여 항력계수결과와 비활성에 대한 이론값을 비교한 그래프이

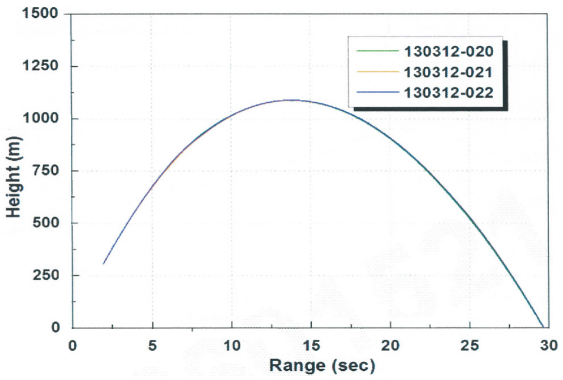

Fig. 7 Trajectory Results from Fight Tests with Base Bleed Unit.

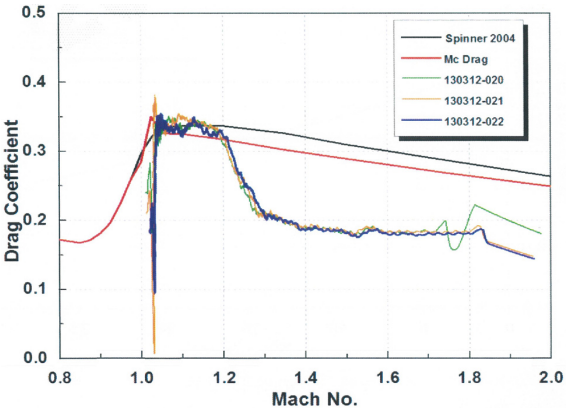

Fig. 8 Drag Coefficients from Test Results with BBU.

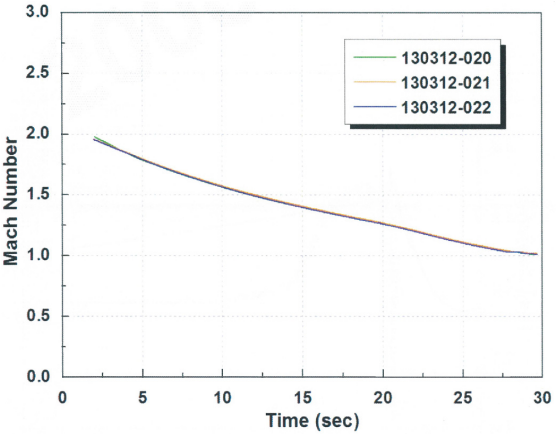

Fig. 9 Mach No. for Flight Test.

다. 마하수 1.2 이상에서 항력계수가 급격하게 떨어지는 것을 확인할 수 있다. 항력감소제는 탄이 상승하는 시점에서 작동하는 것이 사거리 연장에 가장 효율적이며 이러한 이유로 발사 초기부터 연소를 시작한다. 초기 발사시 항력감소제의 연소로 인하여 마하수가 높은 부분에서의 항력계수가 상당히 낮은 것을 볼 수 있으며 이는 연소가스에 의해 항력감소가 일어나는 것을 말해준다.

항력감소제의 연소시간을 확인하기 위하여 비행 중 탄의 마하수를 계산하였으며 그 결과는 Fig. 9와 같다. 마하수 결과만으로는 비행 중에 항력감소제의 연소의 여부를 판단하기 힘드나 항력계수결과에서 마하수가 1.2 이상에서 항력감소효과가 나타나는 것으로 미루어보아 항력감소제의 연소시간이 약 21.8 초인 것을 확인할 수 있었다.

비행시험에서 항력감소제 연소가스의 질유량에 대한 부분의 측정이 불가능하여 항력감소제의 연소에 의한 탄의 질량변화에 대한 부분은 고려하지 못하였다. 155 mm 탄에서 탄의 초기 중량은 약 42 kg이며 항력감소제의 설계가 약 1.2 kg으로 되어있어 연소함에 따라 약 40.8 kg까지 탄의 중량이 감소한다. Eq. 6을 이용하면 연소종료 후 탄의 중량에 의해 약 3%정도의 오차를 갖을 것이다.

항력감소제 연소가스의 유출량은 항력감소에 영향을 주어 정량적 판단을 위해서는 항력감소제에 의한 연소가스 유출량과 항력감소량을 상관관계에 대한 분석을 해야한다. 항력감소제의 연소가스 유출량은 추진제 종류 및 형상, 추진제의 회전에 의한 연소속도 증가, 탄의 기저부압력에 영향을 받는다. 고회전에서 원심력에 의해 추진제의 연소속도가 증가하여 회전연소시험 분석이 수반되어하나 현재까지는 수행되지 못하였다. 향후 위에 제시된 방법에 회전연소특성에 대한 부분을 적용하여 분석을 수행한다면 정확한 탄도해석을 위한 기초자료로 사용되어 질 수 있을 것으로 판단된다.

4. 결 론

항력감소제가 적용된 155 mm 탄의 비행시험 분석을 위하여 항력계수에 대한 산출 이론을 바탕으로 항력계수 산출 프로그램을 개발하였다. 비활성 항력감소제가 적용된 탄의 비행시험 결과분석과 이론적 항력계수를 비교하여 항력계수 산출 프로그램에 대한 정확성을 검증하였으며 항력감소제가 적용된 탄의 항력계수를 산출하였다. 4호 장약에 발사고각은 250 mil의 시험조건에서 항력감소제의 연소시간은 21.8 초이며 이때 마하수는 1.2로 나타났다. 본 논문에서 수행된 방법으로 비행시험분석을 유용하게 사용되어 질 것으로 판단되면 항력감소제의 연소특성에 관한 부분을 포함하여 분석을 한다면 정확한 탄도해석의 기초자료로 사용되어 질 수 있을 것으로 판단된다.

References

1. Nils-Erik, G., Kurt, A. and Rune, H., “Base-Bleed Systems for Gun Projectile,” *Gun Propulsion Technology*, Vol. 109, Chapter 16, 1988.
2. Robert, F.L., “Determination of Aerodynamic Drag and Exterior Ballistic Trajectory Simulation for The 155 mm, DPICM M864 Base-Burn Projectile,” BRL-MR-3768, 1989.
3. Robert, L.M., “A Computer Program for Estimating The Drag Coeffcients of Projectiles,” ARBRL-TR-02293, 1981.