研究論文

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2013.17.1.042>

카나드에 의하여 방향조종 되는 탄의 공력특성에 관한 실험적 연구

박영하* · 제상언** · 조수용***†

Aerodynamics Characteristics on a Canard-Controlled Projectile

Young-Ha Park* · Sang-Eon Je** · Soo-Yong Cho***†

ABSTRACT

An experimental study was conducted on a subsonic wind tunnel to obtain aerodynamic coefficients for various situations in order to control the direction of a projectile. The angle of attack on the projectile was varied from -5° to 15° and the roll angle of canard was changed from 0° to 90° . The angle of attack on the canard was adjusted from -20° to 20° and various inlet velocities were applied. Maximum Reynolds number based on the diameter of projectile was 5.5×10^5 . The measured aerodynamic coefficients showed the same results for the various inlet velocities, and the highest effect on the canard was shown when the canard was set to the roll angle of 0° .

초 록

카나드에 의하여 방향조정 되는 탄에서, 여러 상황에 대응하는 공력계수의 값을 획득하기 위한 실험적인 연구를 아음속 풍동에서 수행하였다. 탄의 받음각은 $-5^\circ \sim 15^\circ$ 까지 변경하였으며, 카나드의 롤각은 $0^\circ \sim 90^\circ$ 까지 변경하였다. 방향 전환을 위한 카나드의 받음각은 $-20^\circ \sim 20^\circ$ 까지 변경하였다. 여러 입구유속에서 시험을 수행하였으며, 모델의 직경을 기준으로 최대 레이놀즈수는 5.5×10^5 였다. 측정된 공력계수의 값들은 유속의 변화에 대하여 동일한 결과를 보여주었으며, 카나드 롤각이 0° 인 경우에 방향 전환을 위한 카나드의 효과가 가장 크게 나타났었다.

Key Words: Projectile(탄), Canard-Controlled(카나드 제어), Aerodynamic-Coefficient(공력계수), Direction-Control(방향조정), Performance Test(성능시험)

접수일 2012. 3. 5, 수정완료일 2012. 12. 13, 게재확정일 2012. 12. 20

* 학생회원, 경상대학교 대학원 항공우주공학과

** 정회원, (주)한화 종합연구소

*** 종신회원, 경상대학교 항공기부품기술연구센터

† 교신저자, E-mail: sycho@gnu.ac.kr

1. 서 론

현대전에서는 제공권의 확보와 아울러 원거리에서 적지를 정밀타격 할 수 있는 기술의 확보

에 따라 전세가 좌우되고 있다. 이러한 예는 걸프전이나 최근에 진행되고 있는 전쟁에서 상대방의 핵심표적을 원거리에서 무력화시킴으로써 전세의 주도권을 잡고 있음을 보여주고 있다. 따라서 국내에서도 포탄 탄체의 경우 개발 및 수량확보의 방식에서 최근에는 정밀화 및 지능화의 연구가 진행되고 있다[1-4].

탄의 정밀성을 향상하기 위하여서는 비행중에도 지속적으로 탄도의 수정이 가능하여야 하는데, 이를 위하여 GPS장치를 장착하여 탄의 방향을 유도제어하거나, 탄의 앞부분에 카나드를 부착하여 제어하거나, 추력장치를 사용하는 등 여러 가지 방식의 연구가 수행되고 있다[5]. 하지만 이러한 제어를 위하여서는 운용되고 있는 탄의 공력계수를 파악하는 것이 우선적으로 수행되어야 한다.

최근에는 CFD 기술의 발달에 따라 탄뿐만 아니라 미사일형상에서도 공력계수를 예측한다[6-8]. 하지만 받음각이 큰 경우에는 동체에서의 유동박리와 카나드에서 형성된 와류와 혼합으로 복잡한 유동이 된다. 따라서 최적의 난류모델을 적용하기가 어려움이 있으므로 동시에 실험을 수행하고 있다[9-11].

탄과 관련한 실험으로는 Schwind[12]는 50° 의 받음각에서 롤 및 카나드의 각도를 45° 와 15° 까지 변경하면서 공력계수를 측정하였다. 155 m탄의 회전안전탄에 대한 풍동실험을 Wernert et al[13]이 수행하였으며, 실험에서는 초음속 상태에서 받음각과 핀의 피치 변화에 따른 힘과 모멘트를 6축 발란스를 사용하여 측정하였다. Washington et al[14]은 격자형 핀을 장착한 탄에 대한 천음속에서의 공력계수에 대한 실험적 연구를 수행하였으며, 뒷부분에 장착된 핀의 다양한 두께 및 크기에 따라 공력계수를 측정하였다.

DeMar[15]는 탄의 형상 변화에 따른 항력계수의 분석을 위하여 실험을 수행하였으며, Pettersson et al[16]은 천음속 풍동에서 최상의 CCF(Course Correcting Fuze)형상과 공기역학적 계수를 향상하기 위한 탄도수정탄 실험을 수행하였다. 공력계수는 5축 발란스를 이용하여 다양

Fig. 1 Picture of a projectile model installed in the test section

한 형태의 회전하는 스피네에 대해 측정하였으며, 신관 외부 형상은 공기 흐름의 변화에 상당한 영향을 미치고 있음을 보여주었다. 아울러 신관 외부 형상은 탄의 동적안정성, 공력계수 및 탄착 정확도를 결정함을 보여주었다. 이상의 여러 실험 결과에서 탄의 공력계수는 형상과 실험조건에 따라서 각기 다른 결과를 보여주었다. 따라서 기존의 실험결과는 탄의 공력계수 변화에 대한 경향은 제시하지만 실제 제어를 위한 결과로는 적용할 수가 없다. 본 연구에서는 탄의 앞부분에 카나드를 부착하여 탄도 수정을 위한 공력계수의 확보를 위하여 모델의 받음각을 $-5^\circ \sim 15^\circ$ 까지 변경하고, 카나드의 롤각은 $0^\circ \sim 90^\circ$ 까지 변경하였다. 방향 전환을 위한 카나드의 받음각은 $-20^\circ \sim 20^\circ$ 까지 변경하면서 아음속 풍동에서 실험을 수행하였으며, 아울러 CFD의 계산을 위한 자료로 제공하고자 한다.

2. 실험장치 및 모델

실험장치로는 132 kW의 순환식 아음속 풍동을 사용하였으며 풍동 측정부의 단면은 정사각형으로 $1\text{ m} \times 1\text{ m}$ 이며, 길이는 3 m이다. 측정부에서의 최대 유속은 60 m/sec이며, 난류강도는 0.2% 이내였다. 또한 측정부에서 유속의 변화량은 평균유속의 1% 이내였다. 측정부의 상하에는 스텝핑 모터에 의하여 360° 회전이 가능한 원

Fig. 2 Configuration of canard and kit

Table 1. Specification of 6-components balance

Maker	CasKorea
Model	MS-CSKB18-K006
Rated Capacities	$F_x=F_y=F_z=6 \text{ kgf}$ $M_x=M_y=M_z=0.6 \text{ Kg}\cdot\text{m}$
Non-linearity	$\pm 0.5\%$ at F.S
Hysteresis	$\pm 0.5\%$ at F.S
Allowable Overload	$\pm 150\%$ at F.S
Degree of Interface	$\pm 3\%$ at F.S/F.S

형의 턴테이블이 설치되어 있으므로, 본 실험에서는 이를 이용하여 모델의 받음각을 조절하였다. Fig. 1은 모델이 측정부에 장착되어 있는 형상을 보여주고 있다.

실험에 사용된 모델은 운용되는 탄과 동일한 크기로 제작하였으며, 탄의 방향조정을 위하여 Fig. 2와 같이 탄도조정 키트의 주위에 4개의 카나드를 90° 간격으로 설치하였다. 4개의 카나드 중에서 마주하는 두 개의 카나드는 고정날개로 각각 반대방향으로 4° 씩 회전각을 주어서 롤링 모멘트가 형성되도록 하였으며, 나머지 두 개의 마주하는 카나드는 방향조정을 위하여 탄의 축 방향을 기준으로 상하로 $-20^\circ \sim 20^\circ$ 까지 변경되도록 하였다. 실험에서 각도를 정확히 조정하기 위하여 카나드는 슬롯에 설치되며, 이 슬롯은 5° 씩 변경되도록 정밀가공하여 장착하였다.

모델의 공력계수를 측정하기 위하여 6축 발란스를 제작하였으며, Table 1은 사용된 발란스의 사양을 보여주고 있다. 발란스에서 힘과 모멘트의 최대 스패값은 CFD의 계산결과를 바탕으로 선정하였다. 발란스의 정밀도를 향상하기 위하여

(a) Axial force

(b) Pitching moment

Fig. 3 Calibration result of the six-axis component balance

발란스의 외경을 110 mm 까지 증대하였으며, Fig. 3은 6축에 대하여 교정작업을 수행하였을 때 얻어진 힘과 모멘트의 결과를 각각 하나씩 참고로 보여주고 있으며, 3축 방향의 힘과 모멘트들 간의 상호간섭이 미미하게 발생되고 있음을 보여주고 있다. 최대간섭도는 8% 이하이었으며 상호선형적인 관계를 갖고 있으므로 보정매트릭스를 구하여 힘과 모멘트를 구하였다.

미사일형상 모델의 공력실험에서는 내장형 발란스를 모델내부에 장착하는 경우에 발란스의 축방향과 모델의 축방향이 일치되게 설치하는 것이 통상의 방식이다. 하지만 본 실험에서는 Fig. 4에서 보여주는 것처럼 모델의 자중방향이 발란스의 축방향과 일치하도록 설치하였다. 이러

Fig. 4 Cross-sectional view of projectile model

한 이유는 축방향 힘의 예상값에 비하여 예측되는 모멘트의 값이 적었기 때문이다. 만일 통상의 방식으로 장착한다면 6축 발란스에서 각 축의 최대 측정 스펙값을 예상값에 적합하도록 제작하기에 어려움이 있다. 따라서 모델의 자중점에 발란스를 설치하고, 모델내부에서 발란스의 축방향이 중력방향과 일치되도록 하는 방식을 채택하였다. 아울러 발란스는 모델내부에 있는 지지대 위에 설치되고, 이 지지대는 모델의 뒷부분으로 나와서 측정부 하단에 있는 고정장치에 설치되도록 하였다. 또한 실험에서 모델의 뒷부분에서 발생하는 후류에 의한 영향을 제거하기 위하여 모델의 단면과 동일한 원통형의 카바를 제작하여 고정장치를 감싸도록 하였다.

3. 결과 및 검토

Figure 5는 모델에서의 좌표축을 보여주고 있다. 모델의 길이방향을 x축으로 나타내었으며, 이 축에서 측정되어지는 힘은 축력(axial force; F_x)이 되며, 모멘트는 롤링모멘트(rolling moment; M_r)가 된다. 자중의 반대방향을 z축으로 정하였으며, z축에서 측정되는 힘은 모델에서는 측력(side force; F_s)이 된다. 실험에서 모델에 형성되어지는 받음각은 z축의 회전에 의하여 형성된다. 따라서 z축에서 측정되어지는 모멘트는 피칭모멘트(pitching moment; M_p)가 된다. 나머지 y축에서 측정되어지는 힘은 받음각을 기준으로 보면 법선력(normal force; F_n)되고, 측정되는 모멘트는 요잉모멘트(yawing moment; M_y)가 된다.

측정된 힘을 입구유동의 동압($\rho_\infty U_\infty^2/2$)으로 무차원하여 축력, 측력, 법선력의 계수를 C_x , C_s ,

Fig. 5 Coordinates on the projectile model

C_n 으로 나타내었으며, 모멘트의 경우는 입구유동의 동압과 탄의 축방향 단면에서의 직경(D)을 사용하여 무차원한 롤링모멘트, 피칭모멘트, 요잉모멘트계수를 C_r , C_p , C_y 로 나타내었다.

실험에서 받음각(α)은 유동의 방향과 x축과의 사이각이 되며, z축의 회전에 의하여 모델의 앞부분이 y축 방향으로 향하게 되면 양(+)의 받음각 된다. 탄의 방향전환을 위한 카나드의 경우에는 x축에 대하여 상호대칭으로 장착되어 있지만 이들이 z축이나 y축에 대한 상대적인 위치에 따라 다른 특성을 나타낼 수 있다. 방향 조정용 두 카나드의 연결선이 z축과 일치할 경우 카나드롤각(β)을 0° 로 설정하며, 오른손 좌표계를 기준으로 x축에서의 회전으로 카나드에 형성되어지는 회전각을 양의 카나드롤각으로 설정한다.

방향 조정용 두 카나드는 동일한 움직임으로 유동에 대하여 받음각을 형성하여 방향을 조정하게 된다. 따라서 방향 조정용 카나드의 받음각(γ)에 대한 정의가 필요하다. 본 실험에서 γ 각도는 카나드롤각이 0° 인 경우를 기준으로 두 개의 조정용 카나드 중에서 z축의 방향과 일치하는 카나드를 기준으로 카나드 받음각을 설정하였다. Fig. 6에서처럼 이 카나드의 전단이 y방향으로 향하게 되면 γ 각도를 양으로 설정하였다. 이렇게 설정하면 $\beta=0^\circ$ 인 경우에 카나드의 받음각(γ)은 모델의 받음각(α)방향과 일치하여 전체 받음각을 증대를 하게 된다. 또한 $\beta=90^\circ$ 인 경우에는 양의 γ 각도는 모델의 측력을 증대하는 역할을 하게 된다.

모델의 공력계수를 측정하기 위하여 모델의 받음각(α)은 $-5^\circ \sim 15^\circ$ 까지 변경하였으며, 카나

드의 물각(β)은 0° , 45° , 90° 의 세 경우에 대하여 측정하였으며, 카나드 받음각(γ)은 $-20^\circ \sim 20^\circ$ 의 범위에서 5° 씩 변경하였다. 측정은 모델의 직경

Fig. 6 Coordinates on the canard

(a) Force and moment

(b) Coefficients

Fig. 7 Forces and moments with various inlet velocities at $\alpha=15^\circ$, $\beta=0^\circ$, $\gamma=0^\circ$

기준으로 레이놀즈수가 5.5×10^5 이하에서 수행하였다.

Figure 7은 카나드의 물각과 받음각을 0° 로 설정하고 모델의 받음각이 15° 일 때 입구의 유동속도를 변경하면서 측정한 힘과 모멘트의 결과를 보여주고 있다. 유속의 증가에 축력과 법선력이 증가하고 이에 따라 롤링모멘트와 피칭모멘트의 변화가 증대함을 알 수 있다. 하지만 Fig. 7(b)에서 보여주는 공력계수는 유속의 변화에 대하여 일정한 값을 나타내고 있음을 알 수 있다.

Figure 8은 입구유속의 레이놀즈수를 5.46×10^5 정하고, 카나드의 물각과 받음각을 0° 로 설정한 후에 모델의 받음각을 변경하였을 때에 측

(a) Force and moment

(b) Coefficients

Fig. 8 Variation of forces and moments for the different angle of attack at $Re=5.46 \times 10^5$, $\beta=0^\circ$, $\gamma=0^\circ$

정된 힘과 모멘트를 보여주고 있다. 모델의 받음각이 음으로 변하게 되면 축력을 제외하고 동일한 양의 받음각에서의 측정 결과와 반대의 힘과 모멘트가 형성되어짐을 보여주고 있다. 이러한 이유는 카나드의 롤각과 받음각을 0° 로 고정하였으므로 모델의 받음각이 0° 인 경우를 기준으로 대칭인 실험이 되기 때문이다. Fig. 8(b)는 공력계수를 나타내고 있는데 Fig. 7과 마찬가지로 레이놀즈수의 변화에도 동일한 결과를 보여주었다.

Figure 9는 방향 조정용 카나드의 영향을 보기 위하여 모델의 받음각과 카나드의 롤각을 0° 로 하고 카나드의 받음각을 변경하였을 때의 결과를 나타내고 있다. 카나드의 받음각이 0° 인 경우에는 유동에 대하여 모델이 축대칭이 되므로 고

정카나드에 의한 미세한 롤링모멘트와 모델에 의하여 형성된 항력인 축력만이 측정되어진다. 만일 카나드의 받음각을 양이나 음의 각도로 설정하였을 경우에 카나드 의한 항력의 증가가 발생되어지므로 카나드 받음각의 절대크기에 따라 모델의 항력은 증가한다. 아울러 카나드에서의 양력 증가에 따라 피칭모멘트가 발생되어짐을 보여주고 있다. 피칭모멘트와 법선력의 방향은 카나드 받음각의 방향에 따라 다르게 형성되어지나, 카나드 받음각의 동일한 절대값에서는 동일한 공력계수의 결과가 얻어짐을 보여주고 있다.

카나드의 롤각만 0° 로 하고 모델과 카나드의 받음각을 동시에 변경하여 측정되어진 공력계수의 값들을 Fig. 10에서 보여주고 있다. Fig. 9에서의 결과는 Fig. 10에서의 결과 중에서 $\alpha=0^\circ$ 에서 일직선 상에 있는 결과에 속하게 된다. 따라서 카나드 받음각이 양과 음으로 변하는 경우에 C_n , C_p , C_r 은 $\gamma=0^\circ$ 를 기준으로 직선적인 변화를 얻게 되었음을 알 수 있으며, C_x 의 경우는 $\gamma=0^\circ$ 와 $\alpha=0^\circ$ 에서 최소의 값이 얻어지고 있음을 보여주고 있다. 이 최소값의 축력은 모델의 받음각이나 카나드의 받음각이 변화하면 증대하게 되나 모델의 받음각이 15° 의 영역에서는 카나드의 받음각이 큰 영향을 미치고 있음을 알 수 있다. 피칭모멘트의 계수는 모델의 받음각의 변화에 대한 영향이나 카나드의 받음각의 영향이 비슷하게 미치고 있음을 알 수 있으며, C_n 과 C_r 은 경우는 카나드의 받음각의 변화에 대한 영향보다는 모델의 받음각의 변화에 더 큰 영향을 갖게 됨을 알 수 있다.

Figure 11의 경우는 카나드의 롤각을 90° 로 하여 측정한 결과이다. 이 때 방향 조정용 카나드들의 연결선은 수평방향을 이루어 y 축과 동일하게 된다. 따라서 카나드의 받음각을 변경하게 되면 축력의 발생에 영향을 미치게 된다. 따라서 축력계수를 보면 모델의 받음각이 0° 인 경우에 카나드의 받음각을 증대하면 양의 축력이 형성되고 반대로 카나드의 받음각을 음으로 하면 음의 축력이 형성됨을 알 수 있다. 이러한 변화는 모델의 받음각이 증대하게 되면 카나드 받음각

(a) Force and moment

Fig. 9 Variation of forces and moments for the different angle of attack on the control canard at $Re=5.46 \times 10^6$, $\alpha=0^\circ$, $\gamma=0^\circ$

Fig. 10 Variation of forces and moments at $Re=5.46 \times 10^6$ and $\gamma=0^\circ$

의 영향이 더 크게 나타남을 알 수 있다. 카나드의 롤각을 90° 인 경우는 카나드 롤각이 0° 인 경우와는 달리 방향조정 카나드의 받음각 변화에 따른 힘의 변화는 C_n , C_p , C_r 의 성분과는 수직하므로 C_n , C_p , C_r 의 성분에 영향을 미치지 못한다. 따라서 Fig. 10에서 공력계수의 값의 분포는 카나드 받음각에 독립적으로 나타나고 있음을 보여주고 있다.

카나드의 롤각을 45° 로 설정하고 모델의 받음각과 방향조정용 카나드의 받음각을 변경하였을

때 측정된 공력계수의 분포를 Fig. 12에서 보여주고 있다. 카나드의 받음각을 0° 로 하였을 경우에는 카나드 롤각이 0° 인 경우와 90° 인 경우와 같이 모델에서 미세한 롤링모멘트가 발생되며 항력인 축력이 동일하게 발생된다. 만일 카나드의 롤각을 45° 로 설정하고 카나드의 받음각을 조정하게 되면, 카나드에서 발생하는 힘은 축력(z축방향)과 양력(y축방향)의 분력으로 발생된다. 따라서 카나드의 롤각이 0° 인 경우와 90° 인 경우에 측정된 결과값들의 중간에 해당하는 결과

Fig. 11 Variation of forces and moments at $Re=5.46 \times 10^6$ and $\gamma=90^\circ$

를 보이게 된다. 따라서 측정된 측력은 카나드 롤각이 90° 인 경우보다는 카나드 받음각의 변화에 대하여 완만한 변화율을 나타내었다. C_n , C_p , C_r 의 측정값들은 카나드 롤각이 0° 인 경우보다는 동일한 모델의 받음각에서 카나드 받음각의 변화에 대하여 공력계수의 변화율은 상당히 완화된 변화를 보여주고 있다.

4. 결 론

탄의 방향전환을 위하여 노즈부에 카나드를 부착하여 조정하는 모델에 대하여 모델의 받음각, 카나드의 롤각, 카나드의 받음각을 변경하면서 공력계수의 값들을 측정하였다. 카나드의 롤각을 0° 로 하여 측정하였을 경우에는 모델의 받음각과 카나드의 받음각이 동일한 방향에 있으므로 카나드의 받음각 조정에 따라 피칭모멘트나 롤링모멘트의 공력계수값의 변화율이 가장 크게 나타났었다. 반면에 카나드 롤각을 90° 로 하고 측정한 경우에는 카나드 받음각의 변화와

Fig. 12 Variation of forces and moments at $Re=5.46 \times 10^6$ and $\gamma=45^\circ$

모델의 받음각이 변화하는 방향이 수직한 관계를 가지므로 방향전환을 위한 카나드의 효과가 가장 미미하게 나타났었다. 마지막으로 카나드의 돌각을 45° 로 설정한 경우에는 앞서 수행한 두 실험에서 측정된 공력계수의 변화율에 비하여 중간정도에 해당하는 효과를 보여주었다. 따라서 본 실험을 통하여 카나드의 조정을 통하여 비행중인 탄의 방향전환을 위한 자료를 확보하였다.

후 기

본 연구는 (주)한화 종합연구소의 지원으로 수행되었습니다.

참 고 문 헌

1. 오세운, 김성철, 이도관, 최준호, 안승기, “회전발사체용 마그네스 효과 측정기법의 개

- 발," 한국항공우학회지, 제35권, 제1호, 2007, pp.79-86
2. 제상언, "조종면을 가진 회전 안정탄에 대한 공력특성연구," 경상대학교 박사학위논문, 2009
3. 김기표, "1D CCM 탄도수정 성능예측 및 알고리즘 구현 연구," 한국군사과학기술학회지, 제10권, 제1호, 2007, pp.5-13
4. 김기표, 정명지, 홍종태, "2D 탄도수정탄의 형상설계 연구," 한국군사과학기술학회지, 제11권, 제4호, 2008, pp.5-12
5. Corriveau, D., Berner, C. and Fleck, V., "Trajectory Correction using Impulse Thrusters for Conventional Artillery Projectiles," 23rd Int. Symp. on Ballistics, Tarragona, Spain, April, 16-20, 2007
6. Despirito, J. and Heavey, K. R., "CFD Computation of magnus Moment and Roll Damping Moment of a Spinning Projectile," AIAA 2004-4713, Providence, Rhode Island, USA
7. Platzer, M. F., Tuncer, I. H. and Vandyken, R. D., "A Computational Study of Subsonic Flowfields over A Missile Configuration," AIAA-97-0635, Reno, Nevada, USA
8. Kokes, J., Costello, M. and Sahu, J., "Generating an Aerodynamic Model for Projectile Flight Simulation Using Unsteady, Time Accurate Computational Fluid Dynamics Results," ARL-CR-577, Army Research Lab., 2006
9. Lamont, P. J., "Pressure Around an Inclined Ogive Cylinder with Laminar, Transitional or Turbulent Separation," J. AIAA, Vol. 22, No. 11, 1982, pp.1492-1499
10. Smith, E. H., Hebbar, S. K. and Platzer, M. F., "Aerodynamics Characteristics of a Canard-Controlled Missile at High Angle of Attack," J. Apacecraft and Rockets, Vol. 31, No. 5, 1994, pp.766-772
11. Bak, K. M., "Experimental Investigation and Computational Fluid Dynamics Analysis on Missile with Grid Fin in Subsonic Flow," Int. J. of Eng. Science and Technology, Vol. 2, No. 11, 2010, pp.6214-6220
12. Schwind, R. G. "High Angle Canard Missile Test in the Ames 11-Foot Transonic Wind Tunnel," NASA-CR-2993, 1978
13. Wernert, P., Leopold, F., Bidino, D. and Juncker, J., "Wind tunnel tests and open-loop trajectory simulations for a 155 mm canards guided spin stabilized projectile," AIAA-2008-6881, Honolulu, Hawaii, USA
14. Washington, W. D., Miller, M. S., "Experimental Investigations on Grid Fin Aerodynamics: A Synopsis of Nine Wind Tunnel and Three Flight Tests," RTO-MP-5, RTO AVT Symp. Sorrento, Italy, 1998
15. DeMar, J. S., "Model Rocket Drag Analysis Using A Computerized Wind Tunnel," NAR-52094, NAR R&D Report, 1995
16. Pettersson, T., Buretta, R., and Cook, D. "Aerodynamics and Flight Stability for a Course Corrected Artillery Round," 23rd Int. Symp. on Ballistics, Tarragona, Spain, April, 16-20, 2007