

論文

Semi-Empirical 기법을 이용한 미사일 형상의 공력특성 해석

한명신*, 명노신*, 조태환*, 황종선**, 박찬혁**

Analysis of the Aerodynamic Characteristics of Missile Configurations Using a Semi-Empirical Method

Myung Shin Han*, Rho Shin Myong*, Tae Hwan Cho*, Jong Son Hwang**
and Chan Hyeok Park**

ABSTRACT

An efficient estimation of the aerodynamic characteristics for missile configurations is essential in the preliminary stage of a missile design. In this study, a Missile DATCOM family code based on the semi-empirical method was utilized for this purpose. In order to check the accuracy and reliability of the code several test cases have been considered: subsonic flow with high angles of attack and supersonic flow with moderate angles of attack. It turned out that the code in general provides prediction in qualitative agreement with the experimental data and results by other works. Finally, the code was applied to a more complicated missile configuration with canard and freely spinning tail fins.

초 록

미사일 형상의 공력특성을 효율적으로 계산하는 문제는 예비설계 단계에서 아주 중요하다. 본 연구에서는 반 실험적 기법에 기초한 Missile DATCOM 계열 코드를 이용하여 공력특성에 관한 계산을 수행하였다. 코드의 정확도와 신뢰도를 점검하기 위해, 고양각 아음속 유동과 중간 정도의 받음각을 갖는 초음속 유동장 해석에 적용하였다. 실험이나 다른 연구자의 결과와 비교적 정성적으로 일치하는 예측결과를 얻을 수 있었다. 마지막으로 캐나드와 자유롭게 회전하는 꼬리날개를 갖는 보다 복잡한 미사일 유동장 해석에 적용하였다.

Key Words : Semi-Empirical Method(반 실험적 코드), Aerodynamic Design(공력설계), Aerodynamic Coefficients(공력계수), Missile Configuration(미사일 형상)

1. 서 론

미사일 형상의 공력계수 및 안정미계수에 관한 정보[1-8]는 미사일의 형상, 추진, 유도, 중량 및

† 2004년 8월 31일 접수 ~ 2005년 1월 11일 심사완료

* 정회원, 경상대학교 기계항공공학부 및 항공기부품 기술연구센터(ReCAPT)

연락처, E-mail : myong@nongae.gsnu.ac.kr

경남 진주시 가좌동 900번지

** 정회원, (주)한화 대전공장

케적 설계 문제에서 아주 중요하다. 설계 단계에 따라 부분합성법(Component Build-up Method)을 바탕으로 하는 단순 공학적 기법, Euler 또는 Navier-Stokes 방정식의 수치적 해를 이용하는 CFD 기법[9,17], 풍동이나 비행시험을 이용하는 실험적 기법[13,14]을 이용하여 구해진다. 이 중에서 CFD 코드를 이용한 예측은 초기에 막대한 투자가 필요하고 계산 시간이 많이 소요되어 시스템 예비설계 도구로서는 적절하지 못한 편이다. 또한 실험이나 비행시험은 설계 후반의 극히 제

한된 설계공간에 대한 검증연구 형태로 이루어지는 것이 대다수이며, 다수의 반복적 계산을 수행하는 예비설계 단계에는 효율적이지 못하다. 반면, 부분합성법에 기초한 반 실험적(Semi-Empirical) 기법은 구성이 간단하고 투자된 비용과 시간에 비해 예측 결과의 정확도가 높아 예비설계 단계 해석도구로서 적합하다고 할 수 있다. 현재 많이 사용 중인 코드로는 미공군의 Missile DATCOM 코드 계열[4-6,11], 미해군의 AP 코드 계열[3,7], Nielson 회사의 미사일 공력예측 코드 [2,16] 등이 있다.

부분합성법 코드는 미사일 형상을 구성하는 동체, 날개, 핀(Fin) 등의 단순한 하부형상과 하부형상 사이의 상호작용에 관한 공력이론과 실험 자료를 바탕으로 개발되어 졌다. 예비설계 단계의 효율적인 해석도구가 주된 목적이어서 전형적인 형상의 저 받음각 비행인 경우에 관한 이론 및 실험자료가 내재되어 있다. 그러나 최근 다양한 형태의 고성능 미사일이 요구됨에 따라 고양각 비행, 캐나드 또는 회전 테일핀을 갖는 미사일의 공력특성을 계산할 필요가 대두되었다.

본 연구에서는 이론적 접근이 쉽지 않은 고양각 유동, 천음속 유동, 복잡한 형태의 미사일 유동에 관한 최신 연구 결과를 기존의 Missile DATCOM 코드를 사용한 벤치마크 문제 해석과정에 적용하여 Semi-Empirical 코드의 미사일 예비설계 도구로서의 신뢰도를 향상시키려고 시도하였다.

II. 본 론

본 연구에서는 Semi-Empirical 부분합성법의 기본 코드로 Missile DATCOM 97 코드를 사용하였다.

2.1 Semi-Empirical 공력해석 코드

Semi-Empirical 부분합성법이 미사일 공력계산 문제에서 성공적인 이유로는 대부분의 미사일이 정형화된 형태를 띠는 것과 예비설계 단계에서의 예측 정확도가 그리 높지 않은 점을 들 수 있다. 일반적으로 형상은 원형 또는 타원형 단면의 Cone-Cylinder 모양, (+) 또는 (x) 핀 정렬, 직선으로 처리된 핀 형태가 대부분이며, 운용되는 미사일의 75퍼센트 이상이 받음각 $-20 \sim 30$ 도, 요잉각 $-20 \sim 20$ 도, 최대 마하수 6, 레이놀즈수 $3 \cdot 10^5 \sim 2 \cdot 10^7$ 영역에 속한다. 또한 예비설계 단계에서는 사거리 및 하중배수에 관련된 수직방향 힘계수, 핀 크기와 정적여유에 관련된 피칭

모멘트 계수인 경우 대략 20퍼센트, 사거리에 직접적으로 영향을 미치는 축방향 힘계수인 경우 대략 10퍼센트 정도 이내의 정확도를 요구하므로 단순 부분형상에 관한 이론적 결과와 전체형상 합성에 관련된 실험 자료를 접목시키는 부분합성법이 장점을 갖게 된다.

부분합성법의 기본원리[6]는 아래 식과 같이 몸체(Body) 및 핀(Fin)으로 구성된 전체 형상에 관한 공력값(C_{FB})을 각 부분에 관한 결과(C_F, C_B)와 이들 사이의 상호작용 효과($K_{F(B)}, K_{B(F)}$)로 나누는 것인데, 설계변수에 대한 공력값 변화가 선형적인 경우에 적합하다.

$$C_{FB} = C_B + [K_{F(B)} + K_{B(F)}]C_F \quad (1)$$

비선형 항이 중요한 경우 C_F, C_B 는 선형과 비선형 항으로 다시 나누어지며, 보통 비선형 항은 실험적 방법으로 결정한다. 대표적인 비선형 현상으로 몸체에서 발생한 와류가 테일핀과 상호작용하는 경우를 들 수 있다. 기본 형상 공력값을 계산하는 기법은 퍼텐셜 수직방향 힘계수 및 압력·조파 저항인 경우 마하수 1.2 이하의 아·천음속 영역에서는 차트, 유선형 동체(Slender Body) 이론 또는 천음속 면적 법칙, 초음속 영역에서는 2차 충격파-팽창파 이론, van Dyke의 Hybrid 이론, 수정 Newton 이론 등이 이용된다. 점성 수직방향 힘계수인 경우 Jorgensen의 점성 Crossflow 이론이 흔히 사용된다.

이와 같은 원리에 기초한 본 연구의 Semi-Empirical 코드는 약 376개의 서브루틴으로 구성되어 있다. 현재 사용하고 있는 코드의 크기는 비교적 큰 편이며, 펜티엄 PC로 계산할 경우 수 초 가량의 계산 시간이 소요된다. 코드의 입력인 자료는 속도, 고도, 레이놀즈수, 받음각, 미사일 형상 그리고 핀의 변위각 등이다. 출력은 핀, 몸체, 공기흡입구(Inlet) 등에 관한 압력중심, 공력

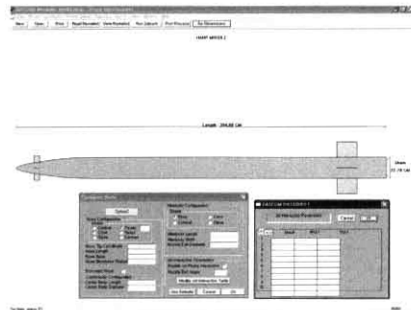


Fig. 1. Graphic user interface environment of the present code

계수, 안정 미계수 등이다. Fig. 1과 같이 입력 및 출력은 사용자의 편의를 위해서 GUI(Graphic User Interface) 환경을 지원하도록 개발하였다.

2.2 아음속 고양각 영역 코드 검증

일반적으로 그 해석이 간단하지 않는 고양각 유동을 본 코드의 검증을 위해 고려하였다. 사용된 미사일 모델은 Fig. 2에 나타난 것과 같은 캐나다 제어 Sidewinder 형태이며, Smith등의 실험과 계산[10]에서 사용된 1/3 축소 모델을 사용하였다. 캐나다와 꼬리날개의 에어포일 형상은 Modified Double Wedge 형태이다. 기준길이와 면적은 미사일 모델의 몸체 지름과 단면적으로 정하였고, 힘과 모멘트 중심은 19.18 인치 지점에 위치하는 것으로 가정하였다. 비행조건은 마하수 0.2, 레이놀즈수 2×10^5 이며, 받음각을 0도에서 50도까지 10도씩 변화시켰다. 캐나다 변위각은 0, 20, (-)20도 세 가지 경우, 꼬리날개 형태는 영도를 각인 (+)와 45도를 각인 (x) 두 가지 경우를 고려하였다. 비교와 분석을 위해 풍동실험 자료, DATCOM 85, DATCOM 91, 그리고 현 코드를 사용하였으며, 그 결과의 한 예(변위각 영도 및 (+) 형태)를 Fig. 3에 나타내었다. 전체적으로 현 코드의 고양각 예측능력이 이전 코드보다 향상되었음을 확인할 수 있다. 이는 받음각 30도 이상인 경우 축력 계산이 이론적으로 보다 정확한 Jorgensen 방식[11,12]을 도입한 것에 기인한다.

$C_{N,M,A}$ 은 수직방향 힘, 피칭 모우멘트, 축방향 힘에 관한 무차원 공력계수를 나타낸다. 수직방향 힘 계수 분포는 받음각 30도 부근까지는 동일한 경향을 보여주지만, 그 이상의 고양각 영역에서는 DATCOM 85 코드는 실험과 기타 예측 결과와 차이가 있음을 보여준다. 비행 안정성에서 중요한 역할을 하는 피칭 모우멘트 분포는 현 코드가 고양각 영역에서 실험과 가장 근사한 결과를 제공함을 알 수 있다. 또한 최소값을 갖는 받음각(약 40도)을 비교적 잘 예측하였으며, 축방향 힘 분포에서도 이전 코드에 비해 실험에 보다 가까운 결과를 보여주는 것을 확인할 수 있다.

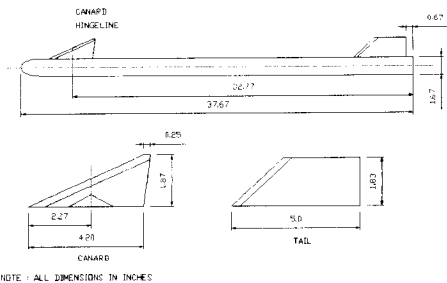


Fig. 2. Model configuration of Sidewinder missile model at high angles of attack

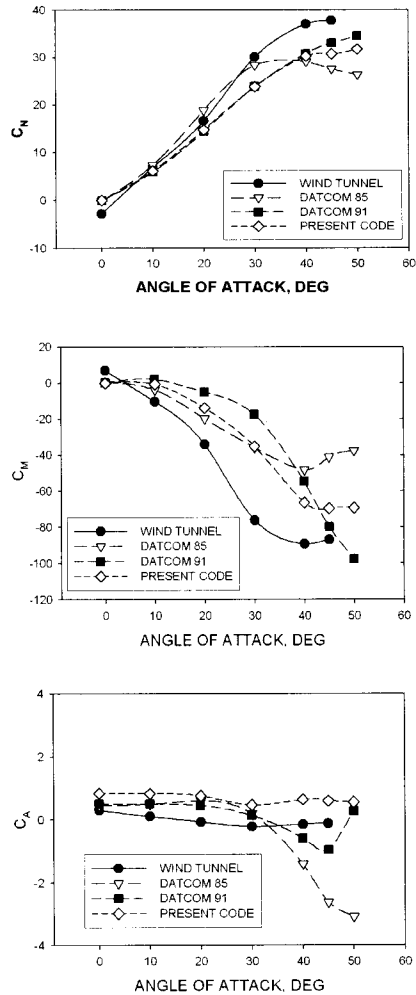


Fig. 3. Force and moment coefficients for 0-degree roll and deflection angle

2.3 초음속 영역 코드 검증

초음속 유동 검증을 위해 조태환 등[14]의 초음속 비행영역의 풍동 실험 결과와 비교하였다. 미사일 모델은 Fig. 4와 같은 두 가지 형상이며, 미사일 선두부 곡면은 von Karman Ogive 형태이다. 날개 및 꼬리날개 단면은 Modified Double Wedge 이며, 비행조건은 마하수 1.2, 1.8, 2.6, 받음각은 -2도에서 20도 까지 2도씩 변화시켰다. 공력계수 측정에 사용된 풍동은 불어 내기식 삼중음속 풍동이고 실험가능 마하수는 0.2~4.0, 작동 시간은 15~20초이다.

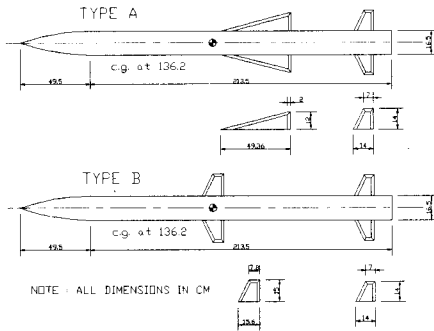


Fig. 4. Missile model configuration in supersonic flight

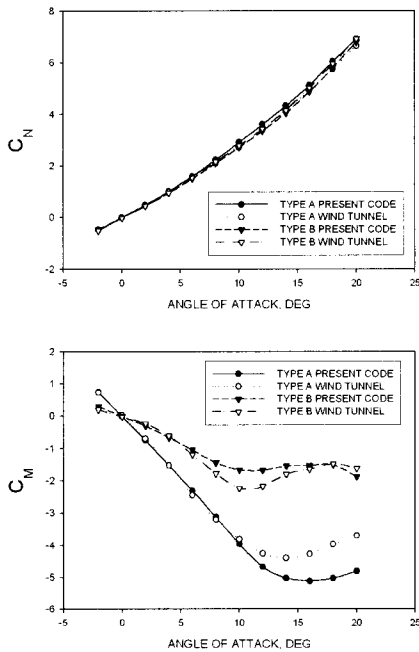


Fig. 5. Normal force and pitching moment coefficients at Mach number 1.8 and roll angle 45 degree

비교와 분석을 위해 풍동실험 자료와 현 코드를 사용하였으며, 그 결과의 한 예(마하수 1.8 및 (x) 형태)를 Fig. 5에 나타내었다. 수직방향 힘계수 C_N 값은 A, B 형상 모두 풍동실험 값과 거의 일치함을 알 수 있다. 한편 피칭 모멘트 C_M 값은 실험 결과와 비교할 때, 반응각 10도 부근까지는 매우 잘 일치하고 있으며 그 이후에는 절대값은 차이가 보이지만 기울기는 유사함을 알 수 있다.

2.4 천음속 영역 해석능력 개선

본 연구에 이용된 기본 코드에 관한 간단한 수

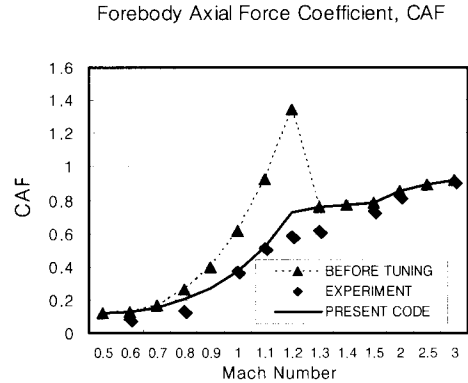


Fig. 6. Comparison of forebody axial force coefficient in transonic flow around a hemispherical nose

정을 통해 코드의 성능을 향상시키고자 반구형 선두부(Hemispherical Nose)의 천음속 영역에서의 축방향 힘계수를 분석하였다. 부분합성법에서는 선두부의 힘계수를 계산할 때 선두부의 단면 직경에 대한 길이 비율인 노즐 세장비(Fineness Ratio)에 따른 수정계수(Correction Factor) 변화가 중요한 역할을 차지한다. 수정계수는 높은 세장비 경우에 적합한 이론을 낮은 세장비인 경우에도 적용될 수 있도록 하기 위해 도입된 일종의 실험적 계수라 할 수 있다. Neely 등에 의한 최신 연구[15]를 참조하여 천음속 유동의 선두부 세장비 효과를 보다 정확히 감안하는 수정계수를 코드에 적용시켰다. 수정에 의한 코드의 천음속 영역 축방향 힘계수 예측 능력을 보기 위해 전체 길이 5.4인치, 직경 1.2인치인 반구 형태의 미사일 선두부 유동을 해석하였다. Fig. 6에서 보듯이 마하수 1~1.3 사이의 천음속 영역에서 실험값에 보다 근접하는 예측을 보임을 알 수 있다.

2.5 캐나드 및 회전 꼬리날개를 갖는 미사일에 적용

선두부의 소형 캐나드와 자유롭게 회전하는 Wrap-Around 형태의 꼬리날개를 갖는 유도 미사일에 대한 공력해석을 수행하였다. 이러한 형태의 미사일 공력특성을 현 코드로 해석하기 위한 사전 단계로서 Lesieutre 등[16]에 의해 연구된 캐나드와 회전 꼬리날개를 갖는 Fig. 7과 같은 미사일 형상을 고려하였다. 꼬리날개는 (x)형상의 고정된 C(+)_T(x) 경우와 자유회전(Free-to-Spin)이 가능한 C(+)_T-free 두 가지 경우를 검토하였다. 현 계산에서는 캐나드 뱅크 각이 0도이고 꼬리날개 뱅크 각이 45도로 고정된 C(+)_T(x) 상태로 예측하였다. Fig. 8로 부터 수직방향 힘계

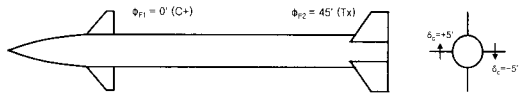


Fig. 7. A missile configuration with freely spinning tail fins and definition of a rolling movement

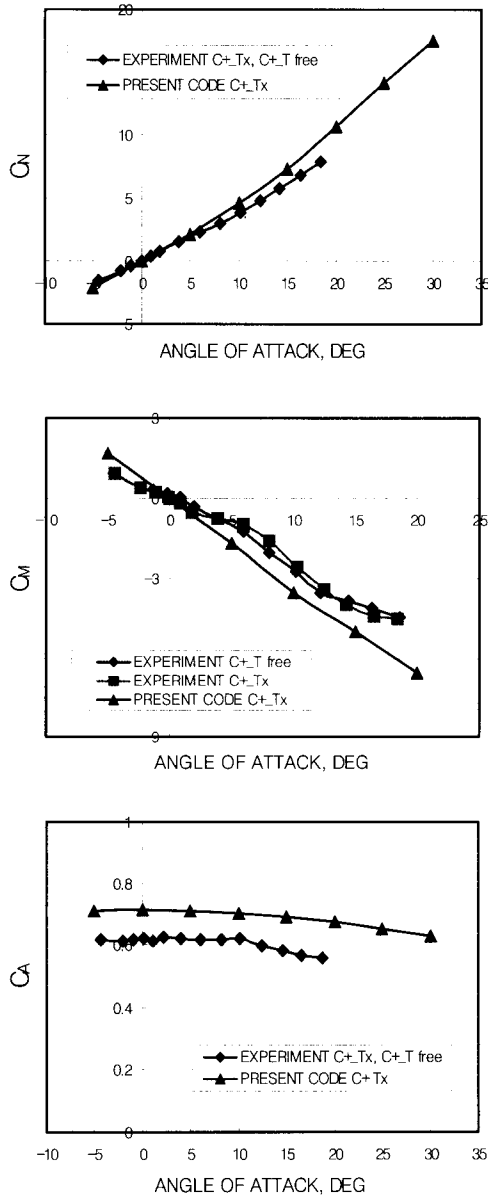


Fig. 8. Force and moment coefficients at Mach number 1.7

수와 피칭 모우멘트 계수의 반응각에 따른 변화는 실험결과와 거의 일치함을 알 수 있다. 꼬리

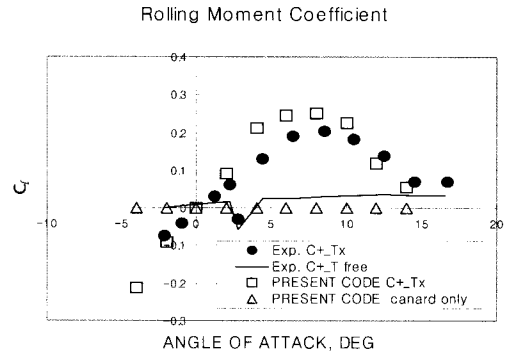


Fig. 9. Rolling moment coefficient at Mach number 1.7

날개의 회전이 위 공력계수에 미치는 영향이 미미함을 보여준다. 한편 축방향 힘계수 분포는 위 공력계수에 비해 절대값에서 차이를 보여주나 실험과 유사한 경향을 나타내고 있다. 마지막으로 롤링 모멘트(C_l)에 대한 회전 꼬리날개 효과를 분석하였다. 이 효과에 관한 정보로부터 아래 식을 사용하여 회전 꼬리날개의 회전율(p)을 예측할 수 있기 때문에 아주 중요하다고 할 수 있다. 꼬리날개와 본체사이의 베어링 효과를 무시한 경우[16],

$$\frac{pl_r}{2V_\infty} = -\frac{C_l}{C_{l_p}} \quad (2)$$

여기서 l_r , V_∞ , C_{l_p} 는 각각 기준길이, 비행속도, 롤 댐핑 계수를 나타낸다. Fig. 8의 롤 기동과는 달리 Fig. 9에서는 캐나드의 요(yaw) 기동을 다루었다. 먼저 회전 꼬리날개의 효과를 Fig. 9의 실험 자료[16]에서 알 수 있는데, 꼬리날개가 회전함으로 인해 캐나드에서 생성된 후류의 영향을 흡수하여 거의 롤링 모멘트를 발생시키지 않음을 보여준다. 이런 이유로 회전 꼬리날개 효과를 묘사하지 못하는 현 코드에서는 꼬리날개를 제거한 상태에서 계산을 수행하였다. Fig. 9에서 반응각 변화에 따른 롤링 모멘트 분포를 실험값에 근접하게 예측하는 것을 확인할 수 있다.

III. 결 론

복잡한 형상을 갖는 로켓 비행체의 공력특성을 분석하기 위해 부분합성법에 기초한 Semi-Empirical 기법을 연구하였다. 코드의 예측 능력을 검증할 목적으로 먼저 아음속 고안각, 천음속, 초음속 비행 영역에서의 벤치마크 문제를 고려하

였다. 아음속과 초음속 영역에서 비교적 높은 받음각까지 실험에 근접하게 예측함을 확인하였다. 또한 캐나드 기동과 자유롭게 회전하는 꼬리날개가 특징인 미사일 형상에 대한 힘과 모멘트 계수, 롤링 모멘트 계수 등의 공력계수를 계산하여 실험과 비교하였다. 검증연구를 통해 Semi-Empirical 코드의 공력예측에 관한 신뢰성을 확인하였고, 예비설계 단계에서 강력한 미사일 공력예측 코드로 사용될 수 있음을 확인하였다.

그러나 초음속 고양각 유동에서 캐나드 변위각과 꼬리날개 형태에 따라 고양각 영역에서 피칭 모우멘트 계수의 기울기나 축방향 힘계수의 절대값이 차이를 보여 보완이 필요하다고 할 수 있다. 또한 회전 꼬리날개의 회전을 롤링 모멘트와 뎀핑 정보로부터 예측하고 그 결과를 실험자료나 CFD 및 동적 시뮬레이션 결과와 비교하는 것이 향후의 추가적인 연구주제가 될 것으로 여겨진다.

후 기

본 연구는 (주)한화, BK21 지역대학육성사업단의 지원에 의해 수행되었으며, 이에 감사를 드립니다.

참고문헌

- 1) E. L. Fleeman, *Tactical Missile Design*, AIAA Education Series, 2001.
- 2) J. N. Nielsen, *Missile Aerodynamics*, Nielsen Engineering & Research, 1988.
- 3) F. G. Moore, *Approximate Methods for Weapon Aerodynamics*, AIAA, 2000.
- 4) S. R. Vukelich and J. E. Jenkins, "Missile DATCOM: Aerodynamic Prediction on Conventional Missile Using Component Build-up Techniques", *AIAA Paper 84-0388*, 1984.
- 5) S. R. Vukelich et al., *Missile DATCOM Volume 1-Final Report*, McDonnell Douglas Missile Systems Company, 1988.
- 6) W. B. Blake, *Missile DATCOM User's Manual-1997 Fortran 90 Revision*, USAF, 1998.
- 7) F. G. Moore, T. Hymer, and R. McInville, "An Improved Version of the Naval Surface

Warfare Center Aeroprediction Code (AP93)", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 31, No. 5, p. 783, 1994.

- 8) 오범석, 박정주, 김인선, 오정권, "중형 과학 로켓의 캐나드편에 의한 공력특성", *한국항공우주학회지*, 제27권, 제6호, p. 148, 1999.

- 9) 박수형, 권장혁, "정상 운동을 이용한 발사체의 동적 감쇠계수 계산", *한국항공우주학회지*, 제31권, 제8호, p. 19, 2003.

- 10) E. H. Smith, S. K. Hebbar and M. F. Platzer, "Aerodynamic Characteristics of a Canard-Controlled Missile at High Angle of Attack", *Journal of Spacecraft and Rockets*, Vol. 31, No. 5, p. 766, 1994.

- 11) J. M. Simon and W. B. Blake, "Missile DATCOM: High Angle Of Attack Capabilities", *AIAA Paper 99-4258*, 1999.

- 12) L. H. Jorgensen, "Prediction of Static Aerodynamic Characteristics for Slender Bodies Alone and with Lifting Surfaces to Very High Angles of Attack", *NASA TR-R-474*, 1977.

- 13) W. J. Monta, "Supersonic Aerodynamic Characteristics of a Sparrow III Type Missile Model with Wing Controls and Comparison with Existing Tail-Control Results", *NASA TP 1087*, 1977.

- 14) 조태환, 김무도, 현재수, "Wind Tunnel Investigation of the Effect of Lifting Surface Shapes on a Wing-Body-Tail Missile at Supersonic Speed", *International Conference on Method and Means for Experimental Investigation in Aerodynamics*, Russia, 1993.

- 15) A. Neely, L. M. Auman and W. B. Blake, "Missile DATCOM Transonic Drag Improvements for Hemispherical Nose Shapes", *AIAA Paper 2003-3668*, 2003.

- 16) D. J. Lesieutre, J. F. Love and M. F. E. Dillenius, "Prediction of the Nonlinear Aerodynamic Characteristics of Tandem-Control and Rolling-Tail Missile", *AIAA Paper 2002-4511*, 2002.

- 17) S. M. Murman and M. J. Aftosmis, "Cartesian-Grid Simulations of a Canard-Controlled Missile with a Spinning Tail", *AIAA Paper 2003-3670*, 2003.