

삼각 Ballute이 부착된 발사체의 수치적 공력해석 연구

Numerical Study on the Aerodynamic Behavior of a Projectile with a Triangular Ballute

양영록* 정성기* 박지혁** 안성호***
 Young-Rok Yang Sung-Ki Jung Ji-Heok Park Sung-Ho Ahn
 김병수**** 조태환****
 Byoung-Soo Kim Tae-Hwan Cho

Abstract

Numerical flow-field computations have been conducted around a projectile with a triangular ballute at Mach numbers of 0.3 ~ 0.9 and angles of attack of 0° ~ 30°. The expansion shape of a triangular ballute has been determined from both the manufacturing dimensions and the wind tunnel test results. It has been assumed that the shape does not alter after the ballute has been expanded completely. The computed results showed a good agreement with the wind tunnel test results. A sensitivity analysis on the aerodynamic coefficients has been performed to evaluate the quantitative effects on the flight performance. Trajectory simulation results were also in good agreement with the flight test results.

Keywords : Aerocapture, Aerodynamic Decelerator, Ballute, CFD

1. 서론

Ballute은 Balloon과 Parachute의 기능과 형태를 결합한 합성어이며 주로 비행체에 장착되어 항력의 증가를 통한 감속 기능과 비행체의 안정성을 증가시키는 기

능을 한다^[1,2]. 이러한 Ballute은 Fig. 1과 같이 크게 세 가지의 기본 형태를 가지고 있다. 첫 번째로 Ballute 내부에 비행체를 감싸고 있는 고치형태(Cocoon Ballute)와 비행체에 직접 연결되어 그 기능을 수행하는 부착형태(Attached Ballute), 마지막으로 Towed Ballute이라 하여 비행체의 뒤쪽에 밧줄로 연결되어 그 기능을 수행하는 형태가 있다^[3,4]. 사용 용도에 따라서는 원형, 원추형, 도넛형, 삼각형 등 다양한 형태의 Ballute이 사용되고 있다.

Ballute은 얇은 천 형태의 탄력적인 재질을 사용하므로 비행체 중량의 큰 증가 없이 높은 항력을 얻을 수 있으며, 비행체에 접어 넣을 수 있기 때문에 적재

† 2009년 7월 6일 접수~2009년 10월 9일 게재승인
 * 경상대학교(GNU)
 ** 한국항공우주산업주식회사(KAI)
 *** 국방과학연구소(ADD)
 **** 경상대학교 & 항공기부품기술연구소(GNU & Research Center for Aircraft Parts Technology)
 책임저자 : 양영록(yang@gnu.ac.kr)

측면에서도 장점을 가진다. 반면 Ballute에 대한 공력 해석 및 제작은 매우 복잡하여 현재에도 Ballute에 대한 기술적 쟁점과 불확실성(Uncertainties)에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 주요 쟁점으로는 Ballute의 최적형상, 내구성, 유동 안정성, 비행탄도, 전개 및 팽창, 풍동시험의 검증과 불확실성 등이 있다^{15~9)}.

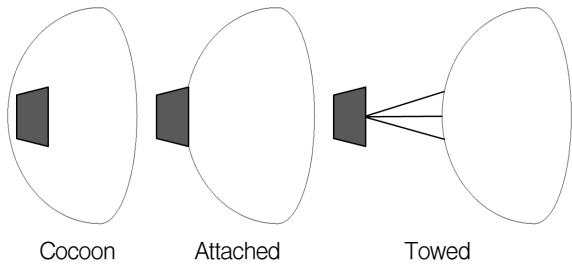


Fig. 1. Ballute의 기본 형태

본 연구의 발사체 형상은 Fig. 2와 같이 원통형의 몸체에 삼각 Ballute이 부착되어 있는 형태이다. Ballute은 발사체 전체의 항력을 증가시켜 속도를 감소시키며, 비행 안정성을 확보하여 적절한 비행탄도의 확보를 가능하게 한다. Ballute은 끝 부분의 공기 유입부를 통해 공기가 유입되어 전개된 후 팽창되는 구조로 되어 있다. 정확한 팽창 형상 예측을 위해서는 비행조건에 따른 공기의 속도, 받음각 및 측각, Ballute 내부로 유입되는 공기의 양 및 압력 변화, Ballute 재질에 의한 특성 등을 정확히 예측하는 것이 중요하다. 이러한 모든 조건에 대한 형상 변형을 고려한 해석은 앞서 기술한 기술적 문제점으로 인해 많은 시간과 비용을 필요로 한다.



Fig. 2. 발사체 및 삼각 Ballute 형상

본 연구에서는 삼각 Ballute을 가진 발사체의 비행 성능 예측 특히, 종말단계에서의 속도와 비행자세 등을 예측하기 위한 사전 연구 단계로 발사체의 공력특

성을 확보하기 위한 수치적 연구가 수행되었다. 발사체의 공력특성은 전산유체역학(CFD) 기법을 사용하여 발사체 주위의 전체 유동장을 수치적으로 계산하여 획득되었다. Ballute의 완전 팽창 형상은 제작치수와 풍동시험 결과 등을 고려하여 결정되었으며, 팽창 후 Ballute의 형상 변화는 없다고 가정하였다^{10,11)}. 해석결과 획득된 공력 계수의 민감도 해석을 통해 공력 계수 변화에 의한 탄도특성 변화를 정량적으로 평가하였으며, 탄도 예측결과와 비행시험 결과를 비교하였다. 삼각 Ballute 발사체에 대한 풍동시험은 국방과학연구소의 소형 아음속 풍동에서 수행되었다. 시험에서는 발사체에 작용하는 힘과 모멘트 측정이 이루어졌으며, Ballute의 전개와 팽창 현상 등도 고찰되었다. 시험 속도는 30 ~ 100m/sec이었으며, 받음각의 범위는 -30° ~ +30°이었다. 또한, Bank Angle은 0°, 15°, 및 30°인 경우를 시험하였다.

2. Ballute의 형상 모델링

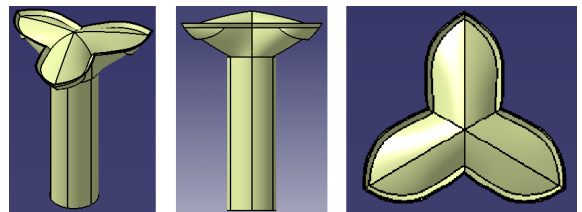


Fig. 3. Ballute의 초기 팽창 형상

삼각 Ballute의 초기 팽창 형상은 Ballute의 제작치수와 풍동시험에서 고찰된 팽창 형상 등을 고려하여 Fig. 3과 같이 결정되었다. 팽창된 삼각 Ballute을 포함한 발사체 주위의 전체 유동장 해석과 최종 팽창 형상 결정을 위해 아래와 같은 추가 가정을 하였다.

첫째, Ballute은 완전 팽창된 후 공기 유입부로 부터 공기의 유출입은 없고 형상이 고정됨으로 강체로 가정한다. - 완전 전개 후 Ballute은 제작치수 기준으로 팽창되며, Ballute 내부의 압력이 외부의 압력보다 높게 형성되어 공기의 유입은 없다¹⁰⁾.

둘째, 발사체의 몸체와 Ballute의 접합부는 완전 일체형으로 가정한다. - 발사체 몸체와 Ballute 접합부 사이에는 전개를 위한 구멍 및 공간이 존재한다. 완전 전개 후에는 구멍 및 공간을 통한 공기의 유출입은 적으며 공력특성에 미치는 영향이 작을 것으로 판단

된다.

셋째, Ballute의 천을 통한 공기의 유출입은 없는 것으로 가정한다. - Ballute의 천은 공기의 유출입이 없도록 코팅되어 있으므로 Ballute의 천을 통한 공기의 유출입은 매우 적다.

이러한 가정을 바탕으로 CFD를 통한 공력해석을 수행하여 풍동시험 결과와 비교하였다. CFD 해석은 풍동시험과 동일한 조건으로 Fig. 4와 같이 격자를 생성하여 공력해석을 수행하였으며, 시행착오를 통해 풍동시험과 가장 유사한 결과가 나타나는 형상을 최종 형상으로 선정하였다. 풍동시험을 재현한 CFD 해석의 경계조건으로 유입류는 100m/sec이며 받음각은 0°이다. 풍동시험과 CFD 계산에 의한 항력 계수는 각각 3.4, 3.6으로 약 5.8%의 결과 차이를 나타내었다. 풍동시험과 CFD 계산을 통한 항력 계수 차이에 대한 영향은 공력 계수의 민감도 분석을 통해 평가되었다.

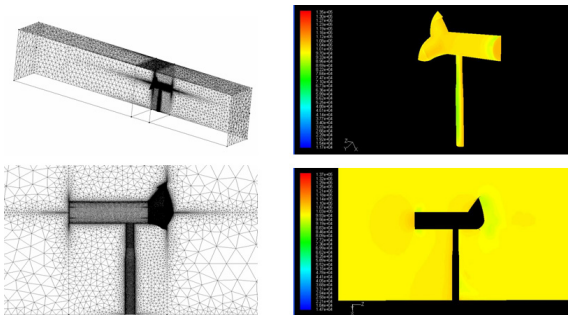


Fig. 4. 풍동시험 재현을 통한 CFD 해석결과

3. 격자생성 및 수치해석

본 연구의 발사체는 최대 비행 마하수가 0.9이며, 비행특성상 고 받음각 영역까지의 공력해석 결과가 요구되었다. 따라서 넓은 범위의 마하수 변화와 Bank Angle 및 받음각을 고려한 공력 데이터베이스 구축을 위해서는 해석 시간 대비 계산 정확도 효율이 우수한 격자생성이 중요하다.

효율적인 해석결과를 얻을 수 있는 격자 선정을 위해 격자수 변화를 통한 다수의 시험 계산을 수행하였다. 이러한 연구를 바탕으로 계산 정확도 대비 시간 효율이 우수한 격자 모델링을 선정하였으며, 전 비행 영역으로 확장하여 발사체에 대한 수치계산을 수행하였다. 격자수는 약 70만개로 비정렬 격자(Unstructured

Grid)를 사용하였으며 압력 변화가 큰 Ballute 주위에 많은 격자를 집중하였고 Ballute에 의한 후류의 영향을 충분히 모사하기 위해 Fig. 5와 같이 전체 유동장의 크기는 발사체의 몸체 길이 기준 10배로 구성하였다.

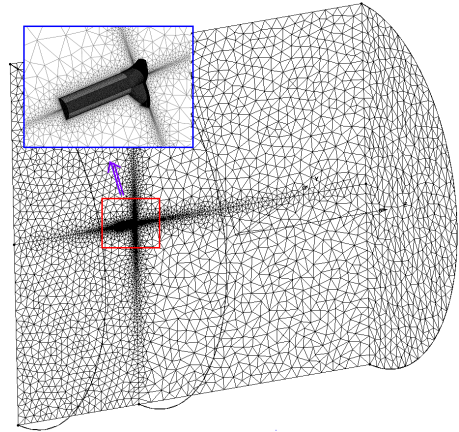


Fig. 5. 공력해석을 위한 격자 구성

지배 방정식으로 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였으며 수치기법으로 Cell 기반 유한 체적법, 난류모델은 $\kappa\text{-}\epsilon$ (Wall Function)을 이용하였다. 2차 풍상기법(Upwind Scheme), 내재적(Implicit) 시간 전진법, Roe의 FDS(Flux Difference Scheme) 기법을 사용하였으며 해석효율 및 정확도를 높이기 위해하여 저속에서 예조건화(Preconditioning) 기법을 이용하였다. 수치해석은 상용 프로그램인 FLUENT6.2와 CFD-FASTRAN 2008을 이용하였다. Fig. 6은 마하수 0.3 받음각 0° Bank Angle 0°에 대한 압력분포를 나타내며 Fig. 7은 풍동시험과 CFD 해석결과를 비교한 것이다.

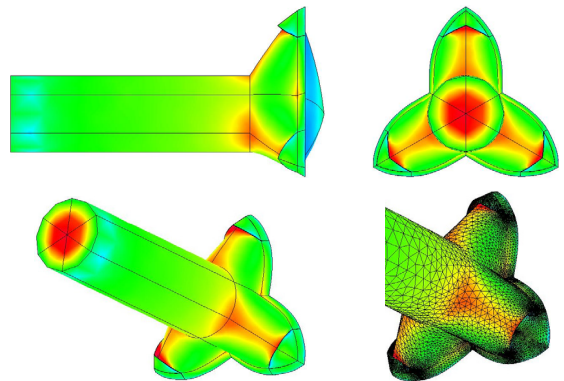
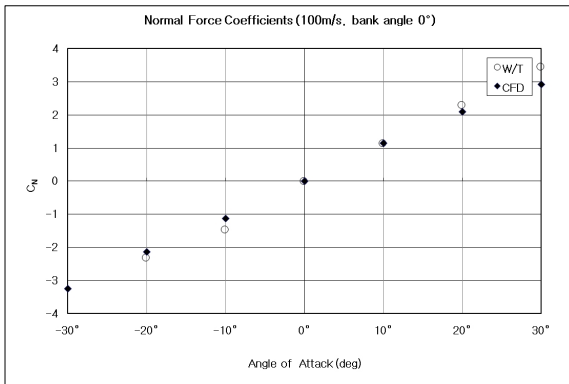
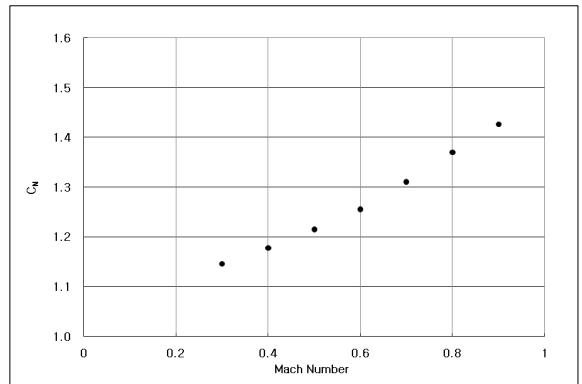


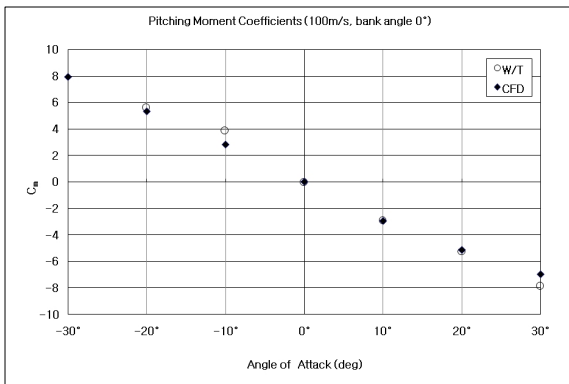
Fig. 6. 발사체-Ballute의 최종 형상 및 해석결과



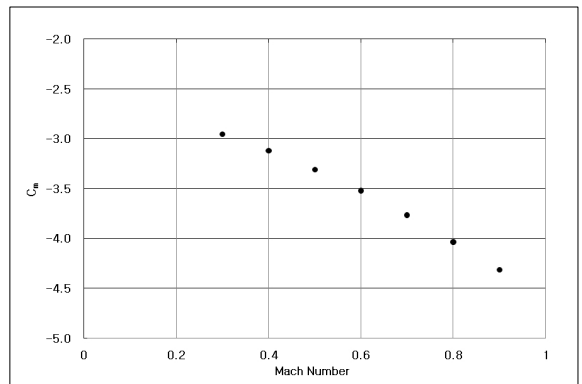
a) 수직력 계수 결과 비교



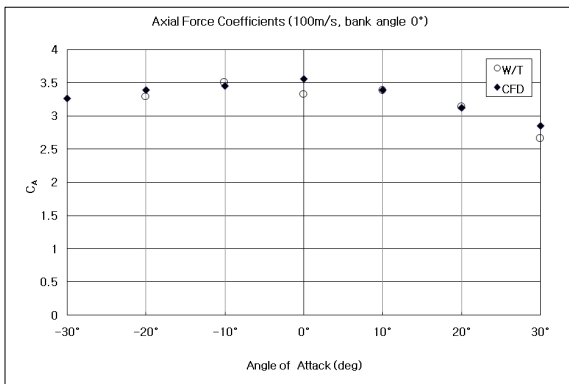
a) 마하수에 따른 수직력 계수 변화



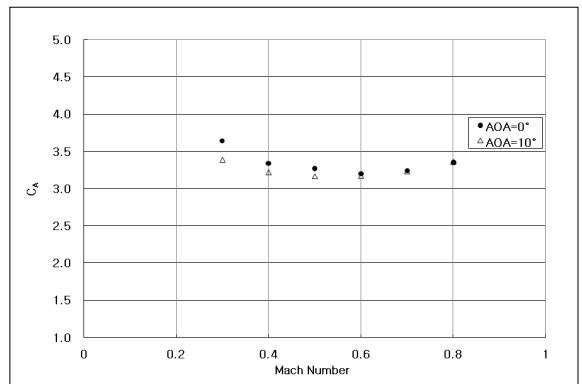
b) 피칭 모멘트 계수 결과 비교



b) 마하수에 따른 피칭 모멘트 계수 변화



c) 축력 계수 결과 비교



c) 마하수에 따른 축력 계수 변화

Fig. 7. 공력해석 결과 비교(Bank Angle 0°)

Fig. 8. 마하수에 따른 공력 계수 변화(Bank Angle 0°)

풍동시험과 CFD 해석결과가 정성적·정량적으로 유사한 경향을 나타냄에 따라 Ballute의 팽창 형상모델에 대한 전 마하수 영역, 받음각 및 Bank Angle에 대하여 CFD 계산을 통한 공력 데이터베이스를 구축하였다.

였다.

압축성 효과를 고려한 공력 데이터베이스 구축을 위하여 마하수 0.3에서 0.9까지 0.1간격으로 받음각 0°와 10°에 대해 공력해석을 수행하였다. Fig. 8은 마하

수 변화에 따른 공력 계수 변화를 나타낸 것이다. Fig. 8의 c)와 같이 마하수 0.3 ~ 0.6의 범위에서는 마하수가 증가함에 따라 축력 계수는 감소하였으나, 수직력 계수 및 피칭 모멘트 계수의 경우는 Fig. 8의 a), b)와 같이 마하수가 증가함에 따라 증가되는 것을 확인할 수 있었다.

축력 계수의 경우 Fig. 9에서 보듯이 풍동시험 결과 또한 속도가 증가함에 따라 감소하는 것으로 나타났다. 이는 레이놀즈수 효과로 속도가 낮은 저 레이놀즈수 유동에서는 속도가 감소함에 따라 항력이 증가함을 나타낸다^[12]. 마하수 0.6 ~ 0.9의 범위에서는 압축성 효과에 의해 축력 계수가 증가하였으며 마하수 0.6을 전후하여 경향이 바뀌는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 공력 데이터베이스 구축을 위한 최종 마하수는 0.3, 0.5, 0.6, 0.7, 0.9로 설정하였다.

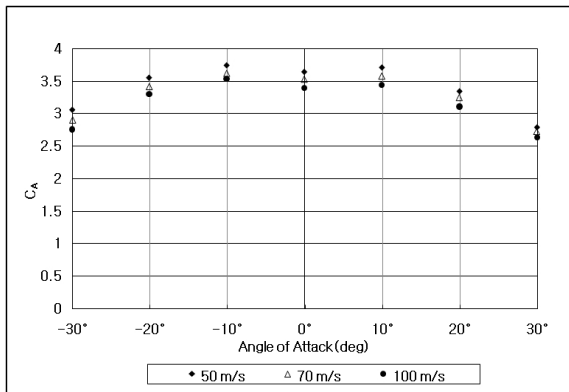


Fig. 9. 속도에 따른 풍동시험의 축력 계수 변화(Bank Angle 0°)

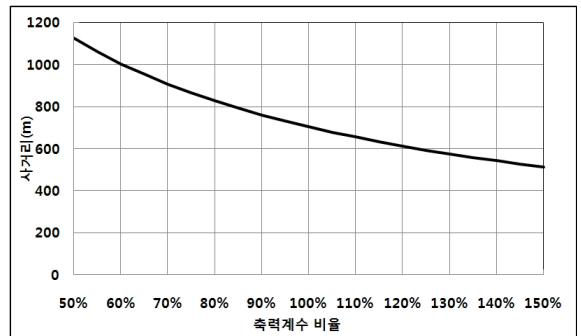
발사체의 Ballute는 삼각형 형태로 120° 간격으로 주기대칭(Cyclic Symmetric)형상이다. 따라서 Bank Angle 은 0°, 30°, 60°에 대해 해석을 수행하였고 받음각은 0° ~ 30° 범위에서 10° 간격으로 해석을 수행하여 공력 데이터베이스를 구축하였다. 축각에 대해서는 Bank Angle과 받음각을 조합하여 해당하는 값을 사용할 수 있도록 하였다.

4. 공력 계수의 민감도 분석 및 비행시험 결과 비교

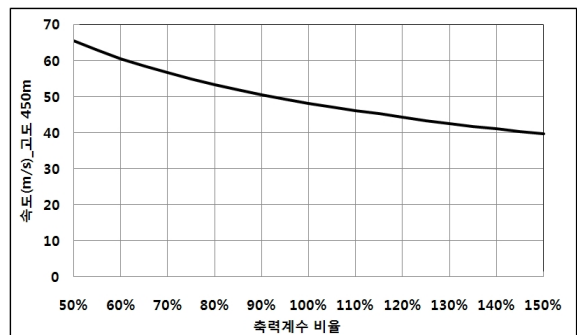
수치해석을 통해 획득된 공력 계수의 오차가 비행 특성에 미치는 영향을 정량적으로 평가하기 위해 비

행탄도 계산에 가장 영향이 큰 축력 계수 값을 50% ~ 150%로 변화시키며 비행탄도 계산을 수행, 그 결과를 분석하였다. Fig. 10의 a)는 축력 계수 변화에 따른 사거리 변화를 나타낸다. 비행탄도 계산결과에서 축력 계수를 50% 감소시킨 경우 사거리가 약 60%, 축력 계수를 150% 증가시킨 경우 사거리가 약 30%의 오차를 나타냈다.

발사체의 최종 비행고도는 450m 지점으로 설정되어 이 부근에서의 속도가 중요하다. Fig. 10의 b)는 고도 450m 지점에서의 공력 계수 변화에 따른 속도 변화를 나타내었다. 결과 그림에서 보듯이 축력 계수를 50%로 감소시킨 경우 고도 450m 지점에서의 속도가 36%의 오차를 나타내었으며 축력 계수를 150%로 증가시킨 경우 고도 450m 지점에서의 속도가 18%의 오차를 나타내었다.



a) 축력 계수 비에 따른 사거리 변화



b) 축력 계수 비에 따른 속도의 변화

Fig. 10. 축력 계수 비에 따른 오차 분석

Fig. 10의 결과에서 축력 계수의 오차는 50% 감소한 경우가 150% 증가한 경우보다 큰 오차를 나타냄을 확인할 수 있었다. 마하수 0.3에서 CFD 해석결과

는 풍동시험 결과 보다 최대 약 5.8%의 차이를 나타냈으며, 실제 비행 시 공력 불확실성을 고려하여 10% 정도의 차이를 가정한다면, 사거리는 최대 8%, 고도 450m 지점에서 속도는 최대 2%의 범위를 가질 것으로 예측된다. Fig. 11은 CFD 계산을 통해 구축된 공력 데이터베이스를 이용하여 계산한 비행탄도 계산 결과이다.

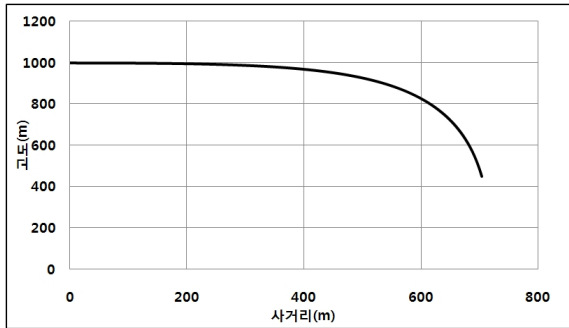


Fig. 11. 비행탄도 해석결과

본 연구를 통해 획득된 공력 계수의 신뢰성을 확인하기 위하여 발사체의 비행시험을 국방과학 연구소에서 수행하였다. 비행시험은 에어건을 사용하여 수행되었으며, 초기 고도 6m, 사격고각 3.9°, 초속 225m/sec로 비행시험을 수행한 결과 사거리는 320m 이었다. 본 연구에서 획득된 공력 계수를 사용하여 비행시험과 같은 조건으로 비행탄도 해석을 수행한 결과, Fig. 12와 같이 사거리는 316m로 나타났다. 비행시험과 본 연구를 통해 획득된 공력 계수를 이용한 비행탄도 사거리 해석 결과의 오차는 1.25%에 불과하여 예측된 공력 계수의 신뢰성을 다시 한 번 확인할 수 있었다.

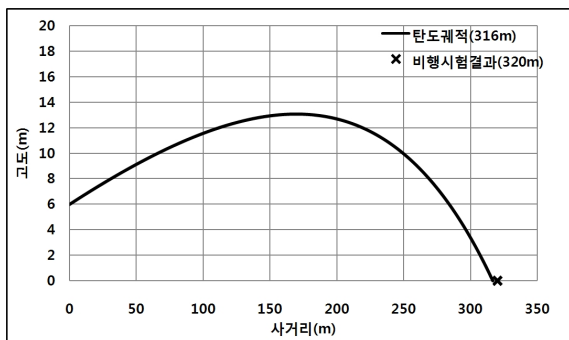


Fig. 12. 탄도계적 해석 결과 및 비행시험 결과 비교

5. 결론

본 연구의 발사체는 원통형의 몸체에 삼각형 형태의 Ballute이 부착되어 있는 형태이다. Ballute은 발사체 전체의 항력을 증가시켜 속도를 감소시키며, 발사체의 비행 안정성을 확보하여 적절한 비행탄도를 가능하게 한다. 이 같은 삼각 Ballute이 부착된 발사체의 비행특성을 예측하기 위한 사전 연구단계로 저비용의 공력해석 연구가 요구되어 전산유체역학 기법을 사용한 발사체의 공력해석 연구가 수행되었다. 발사체의 공력특성은 발사체 주위의 전체 유동장을 수치적으로 계산하여 획득되었으며, 풍동시험 결과 정성적·정량적으로 유사한 결과를 나타내어 획득된 공력 계수들의 신뢰성을 확인할 수 있었다. 공력해석은 마하수 0.3 ~ 0.9, 받음각 0° ~ 30°, Bank Angle 0°, 30°, 60°의 범위에서 수행되었다. 해석결과 얻어진 공력 계수의 민감도 분석을 통해 비행탄도에 미치는 영향을 정량적으로 평가하였으며, 실제 비행시험의 사거리와 비교한 결과 만족할 수준의 예측결과를 얻을 수 있었다.

본 연구를 통해 Ballute의 최종 전개형상을 예측하여 공력해석을 수행함으로써 저비용으로 비행탄도 해석을 위한 공력 데이터베이스 구축이 가능함을 확인할 수 있었으며 그 적용 가능성을 확인할 수 있었다. 향후 보다 정밀한 연구를 위해 비행조건에 따른 Ballute의 형상 변형을 고려한 추가 연구가 필요할 것으로 판단된다.

후 기

본 연구는 국방과학연구소 및 한국학술진흥재단 중점연구소(KRF-2008-005-J01002)의 지원 의해 수행되었으며, 이에 감사드립니다.

References

- [1] Nebiker, F. B., "Feasibility Study of an Inflatable Type Stabilization and Deceleration System for High Altitude and High Speed Recovery", USAF Report WADD-TR-60-182, 1961.
- [2] Fallon, E. J., "Supersonic Stabilization and

- Deceleration Ballutes Revisited”, 13th AIAA Aerodynamic Decelerator Systems Technology Conference, Clearwater Beach, FL, May 15~18, 1995, pp. 299~313.
- [3] Gross, F. R., “Buoyant Probes into the Venus Atmosphere”, Journal of Spacecraft and Rockets, Vol. 3, No. 4, pp. 582~587, 1966.
- [4] Akiba, R., Hinada, M. and Matsuo, H., “Feasibility Study of Buoyant Venus Station Placed by Inflated Balloon Entry”, XXVII Congress of the Inter. Astronautical Federation, Anaheim, CA, Oct. 10~16, 1976.
- [5] Hall, J. L., “A Review of Ballute Technology for Planetary Aerocapture”, 4th AIAA Conference on Low Cost Planetary Missions, Laurel, MD, May 2~5, 2000.
- [6] Yavrouian, A., Yen, S. P. S., Plett, G. and Weissman, N., “High Temperature Materials for Venus Balloon Envelopes”, 11th Lighter Than Air Systems Technology Conference, Clearwater, FL, May 16~18, 1995.
- [7] Yavrouian, A., Yen, S. P. S., Plett, G., Cutts, J. and Baek, D., “Evaluation of Materials for Venus Aerobot Applications”, 13th AIAA Lighter Than Air Systems Technology Conference and AIAA International Balloon Technology Conference, Norfolk, Virginia, June 28~July 1, 1999.
- [8] Freeland, R. E., Bilyeu, G. D., Veal, G. R., Steiner, M. D. and Carson, D. E., “Large Inflatable Deployable Antenna Flight Experiment Results”, 48th Congress of the International Astronomical Federation, Turin, Italy, Oct. 6~10, 1997.
- [9] Hornung, H. G., “Performance Data of the New Free-Piston Shock Tunnel at GALCIT”, 17th Aerospace Ground Testing Conference, Nashville, TN, July 6~8, 1992.
- [10] 이상길, 이상승, “지능형 자탄의 별루트형 낙하산 설계 해석 및 시험에 관한 연구”, 한국군사과학기술학회지, 제11권, 제2호, pp. 23~31, 2008.
- [11] Turk, L. A., “Pressure Measurements on Rigid Model of Ballute Decelerator at Mach Numbers from 0.56 to 1.96”, NASA TN D-3545, 1966.
- [12] Hoerner, S. F., Fluid-Dynamic Drag, Hoerner Fluid Dynamics, 1965.