



무인비행체 풍동시험과 공력해석의 비교 연구

김 현 일,^{*1} 김 재 성,¹ 이 상 민,¹ 김 규 태,² 김 맹 수²

A COMPARISON STUDY OF WIND TUNNEL TEST AND AERODYNAMIC ANALYSIS FOR TARGET DRONE

H.I. Kim,^{*1} J.S. Kim,¹ S.M. Lee,¹ K.T. Kim² and M.K. Kim²

An aerial target system is used for the purpose of experimental test and fire training of missile that newly developed and in mass production. Since the target drones of aerial target systems are monopolized by several major countries so that they are selling at a high price. In this paper, we present the CFD simulation results on a new target drone that Kyungan co. ltd is developing with their own technologies. The presented CFD simulation was conducted in the same conditions of a wind tunnel tests and we could obtain the simulation results of the lift and drag values were in errors by less than 15 percent compared to the experiment. The simulation results were used to determine the modified shapes of new prototype target drone that could fly safely.

Key Words : 무인 비행체(Target Drone), 자율비행무인표적시스템(Aerial Target System), 유도탄(Missile)

1. 서 론

자율비행무인표적시스템(Aerial target System)은 새로 개발된 유도탄(Missile)의 시험평가 및 양산되어 납품된 유도탄의 사격훈련용으로 사용된다. 현재 선진국들은 물론이고 우리 한국에서도 다양한 목적의 다양한 기능을 보유한 지대공 또는 공대공 유도탄이 운용되고 있고 새로운 유도탄들이 개발 중이다. 그러나 이런 유도탄의 사격훈련이나 시험평가를 위한 표적기들은 몇몇 선진국들이 독점하고 있기 때문에 공급자 위주의 높은 가격이 형성되어 있다. 따라서 군 사격훈련의 적시 지원, 유도탄 개발 지원, 실질적인 사격훈련 효과를 확보하기 위해서는 무인표적기의 개발이 절실하고 수입대체를 통한 외화절감을 위해서도 국내개발이 시급하다. 본 연구에서는 (주)경안전선에서 제작한 무인비행체에 대해 한국과학기술정보연구원(주)경안전선에서 보유한 슈퍼컴퓨터 IBM P5 595(GAIA)를 사용하여 전산유체역학(CFD) 해석 상용소프트웨어인 FLUENT6.3을

활용하여 전산해석을 수행하였다. 무인 비행체의 형상은 비정렬 격자의 생성과 다수의 격자를 필요로 하기 때문에 슈퍼컴퓨터를 사용하여 해석 시간을 단축하고 무인 비행체의 개발 시간을 단축하는 결과를 얻을 수 있었다. 본 논문에서는 향후 고속 무인비행체 개발 시에 풍동시험장의 한계로 인한 시험이 불가능할 경우에 대처하기 위해 풍동시험장에서 가능한 속도에 대해 풍동시험과 전산해석의 결과를 비교하는 연구를 수행하였다. 본 해석에서의 결과 오차를 줄이고 최적의 해석방법을 찾아낸다면, 향후 고속비행체의 운항 시 정안정성 예측을 위한 전산유체역학 해석을 수행할 수 있을 것이다.

2. 본 론

2.1 무인 비행체 형상 모델링 및 격자 생성

무인 비행체의 전체 길이는 약 3 m이고, 주익의 길이는 약 2.3 m이다. 동체는 원통형이고 날개는 주익과 보조 수직익으로 구성되어 있으며, 후미에 2개의 제트엔진을 장착한 형상이다. 형상은 Fig. 1에 나타내었다. 격자는 ansys mesh를 사용하여 비정렬 격자를 생성하였으며, 전체 격자의 수는 약 230만 개이고 전체 유동장의 크기는 12×12×12 m³이다.

전산해석은 유동해석 상용소프트웨어인 FLUENT6.3을 이

1 한국과학기술정보연구원 슈퍼컴퓨팅본부 응용지원실

2 (주)경안전선 기술연구소

* TEL : 042) 869-0844

* Corresponding author, E-mail: hikim@kisti.re.kr

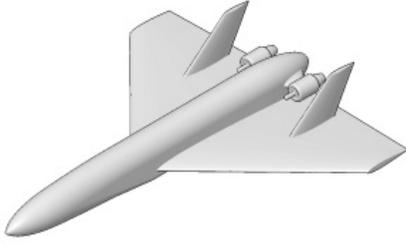


Fig. 1 Configuration of target drone

용하여 공력해석을 수행하였다. 벽면의 경우 no slip 조건을 적용하였고, 풍동시험과 비교를 위해 시험과 동일한 조건으로 수행하였다. 또한, 유동해석은 FLUENT에 내재되어 있는 pressure-based solver를 사용하였고, 수렴되는 해의 정확도를 위해 residual continuity를 1e-09으로 설정하였다. Fig. 2에서는 전산해석을 위해 생성된 격자를 나타내고 있다.

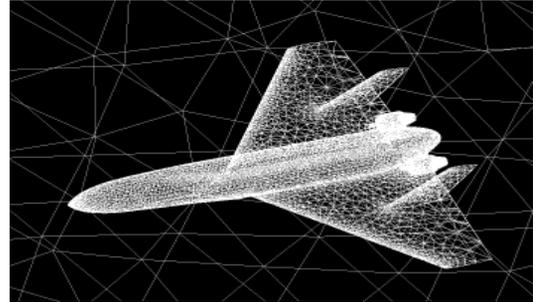


Fig. 2 The tetrahedral mesh of configuration

2.2 전산유체역학(CFD)

본 전산해석은 무인비행체의 풍동시험과의 비교를 위해 시험과 같은 조건에서 수행되었다. 풍동시험에서는 받음각과 공기의 유입속도가 다양하게 변경되었으며, 이 중 받음각 0°와 5°에 대해 공기의 유입속도 30 m/s, 55 m/s 의 경우에 대해 전산해석을 수행하였다. 무인 비행체의 경우 발사대에 의해 추진력을 얻어 비행하게 되고, 비교적 낮은 고도에서 운행되기 때문에 정안정성에 대한 공력해석을 목적으로 하였다. 공기의 유입속도가 30 m/s, 55 m/s는 각각 108 km/h, 198 km/h로 운항하는 비행체로 볼 수 있다. 비행 속도는 약 200 km/h 이기 때문에 비압축성유체로 가정하여 전산해석을 수행하였다. 난류영역의 해석을 위해 k-ε standard 모델을 사용하였다. 식(1)은 난류에 관한 운동에너지 방정식이고, 식 (2)는 속도 변화에 다른 난류 운동에너지의 발생을 표현하는 방정식이며, FLUENT에 내재되어 사용되는 기본적인 방정식이다.

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho k) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho k u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_k} \right) \frac{\partial k}{\partial x_j} \right] + G_k + G_b - \rho \epsilon - Y_M + S_k \quad (1)$$

$$\frac{\partial}{\partial t}(\rho \epsilon) + \frac{\partial}{\partial x_i}(\rho \epsilon u_i) = \frac{\partial}{\partial x_j} \left[\left(\mu + \frac{\mu_t}{\sigma_\epsilon} \right) \frac{\partial \epsilon}{\partial x_j} \right] + C_{1\epsilon} \frac{\epsilon}{k} (G_k + C_{3\epsilon} G_b) - C_{2\epsilon} \rho \frac{\epsilon^2}{k} + S_\epsilon \quad (2)$$



Fig. 3 The target drone for wind tunnel test

2.3 풍동시험

풍동시험은 무인비행체에 대해 전체 형상, 엔진 제외, 수직익 제외한 3가지에 대해 진행하였고, 받음각의 경우 -2°에서 5°까지 변경하였으며, 공기의 유입속도는 30 m/s, 55 m/s, 60 m/s로 변경하여 진행하였다. Fig. 3에서는 풍동시험에 사용된 기체를 보여주고 있다.

3. 결 과

3.1 전산해석 결과

Fig. 4-7에서는 전산해석의 결과를 보여주고 있다. 전산해석에서는 풍동시험과 동일한 조건으로 수행되었으며, 받음각은 0°와 5°에 대해 수행되었다. 또한, 각각 공기의 유입속도는 30 m/s와 55 m/s에 대해 수행되었으며, 이는 비행체의 속도로 약 108 km/h에서 198 km/h에 해당된다. 전산해석은 전체 형상에 대해 수행되었으며, 전체 격자는 약 230만개이다.

3.2 풍동시험과의 결과 비교

풍동시험에서는 양력, 항력 및 피칭 모멘트 등 다양한 결과를 통해 무인비행체의 안정성이 대체적으로 양호한 것으로 확인되었다. 이 중 4가지의 경우에 대해 전산해석을 수행하였으며, 양력과 항력을 비교하였다. 풍동시험과 전산해석 결과

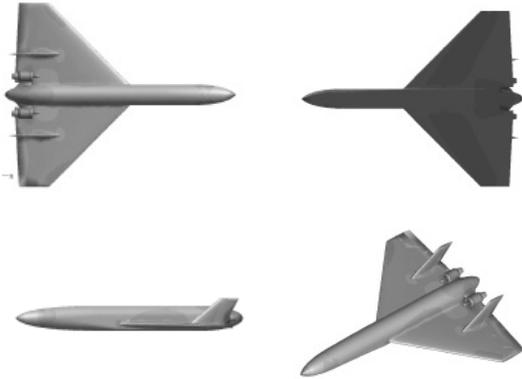


Fig. 4 The results of AoA 0°(30 m/s)

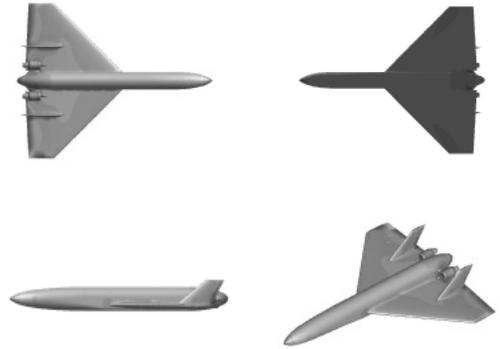


Fig. 6 The results of AoA 0°(55 m/s)

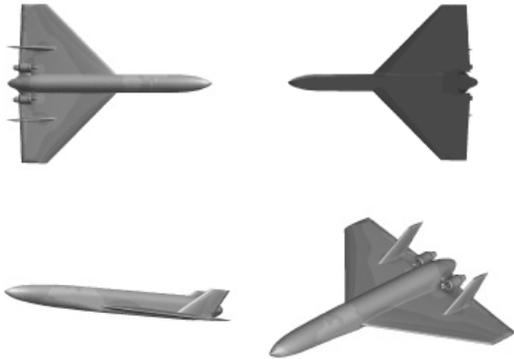


Fig. 5 The results of AoA 5°(30 m/s)

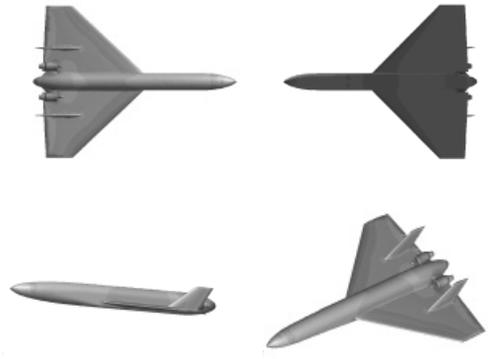


Fig. 7 The results of AoA 5°(55 m/s)

를 Table 1에 나타내었다. 결과에서 확인할 수 있듯이 전산해석 결과에서 풍동시험의 결과보다 양력은 높게 나오고, 항력

은 적게 발생하는 결과를 확인하였다. 오차의 경우 전체 약 15% 이내로 나타났지만, 양력 및 항력의 세기는 유사한 경향성을 가지고 있고, 공기의 유입속도가 증가할수록 오차는 줄어드는 것으로 확인되었다. 향후 모델 개선을 통해 오차를 줄일 수 있을 것으로 판단된다.

Table 1 The results of comparison about analysis

	풍동시험		전산해석		양력 오차 (%)	항력 오차 (%)
	양력 (N)	항력 (N)	양력 (N)	항력 (N)		
0° 30 m/s	105.31	32.30	83.53	37.30	20.6	13.4
5° 55 m/s	405.88	48.23	372.10	59.62	8.3	19.1
0° 30 m/s	327.90	105.16	275.80	112.27	15.8	6.3
5° 55 m/s	1301.16	152.21	1213.84	181.75	6.7	16.2

4. 결론 및 토의

본 연구의 목적은 무인 비행체 운항 시 정안정성을 확보할 수 있는지 경향성을 확인하기 위해 수행되었다. 무인 비행체의 풍동시험과 전산해석 결과의 비교를 통해 다음과 같은 결론을 도출하였다.

(1) 설계된 비행체에 대해 풍동시험과 전산해석을 통해 공력특성을 파악하였으며, 비행체의 정안정성을 확인하였다.



(2) 풍동시험과 전산해석의 결과에서는 전체 오차가 약 15% 정도로 나타났다. 이는 전체 검사체적에 비해 격자가 조밀하지 못하여 발생하였을 것이라 판단된다.

(3) 비교된 모든 결과에서 값들은 유사한 경향을 가지고 있으며, 공기의 유입속도가 빠를수록 오차가 감소하는 것을 확인하였다.

무인 비행체는 발사대를 사용하여 발사되므로 비행고도에 도달하는 추력이 상대적으로 적게 필요하며, 비행의 경우 정안정성이 중요시 된다. 따라서 본 연구에서는 풍동시험과의 비교를 통해 전산해석의 결과를 검증하고 무인 비행체의 공력특성 경향을 파악하였다. 향후 500 km/h의 속도로 운항하는 고속 무인비행체 개발을 위해 전산해석을 수행할 예정이며, 본 논문에서 고려하지 못한 압축성기체 유동에 대한 해석을 추가할 것이다.

또한, 난류 모델의 경우도 $k-\epsilon$ standard 모델과 함께 다른 난류 모델에 대해 전산해석을 수행할 것이다. 향후 연구에서는 다양한 모델 수정의 결과를 바탕으로 수렴도가 높고 정확

한 해를 도출할 수 있는 전산해석을 수행 할 것이다.

후 기

중소기업청 첨단장비활용 기술개발 사업과 한국과학기술정보연구원의 슈퍼컴퓨터 자원을 활용하여 수행되었습니다.

참고문헌

- [1] 2008, 김철환 외2인, “저레도 재진입 비행체의 공력해석,” 한국전산유체공학회지, 제 13권 제2호.
- [2] 2008, 정성기 외5인, “항공기 공력특성 예측을 위한 Navier-Stokes 방정식 기반의 정적 유체-구조 연계 해석 시스템,” 한국항공우주학회지, 제 36권 제6호.
- [3] 2005, 김동화 외3인, “근접감시용 무인항공기 풍동시험,” KSAS05-2128.
- [4] 2004, 김철환 외1인, “CRW 무인 항공기의 공력 해석 및 항력 감소 방안,” 한국항공우주학회지, 제32권 제10호.