

회전 운동하는 비행체의 외부 유동장 해석을 통한 공력데이터베이스 구축 연구

강태우*, 안종무, 이희랑, 최재호
국방기술품질원 항공센터

A study on establishing the aerodynamic database though the external flow method of a rotating vehicle

Tae-Woo Kang*, Jong-Moo Ahn, Hee-Rang Lee, Jae-Ho Choi
Aeronautical systems Center, Defence Agency for Technology and Quality

요약 새로운 기술의 도입과 정교함이 더해진 최근의 지상무기가 지능형 포탄의 발달로 이어졌으며 주요 선진국의 관심을 이끌었다. 본 연구에서는 회전운동을 하는 비행체에 대한 공력 데이터를 확보하기 위해 BLU-103 모델을 통한 전산유체역학 해석을 수행하였다. 먼저 회전하는 비행체의 정상해석 기법을 모사하기 위해 동체는 고정시키고 주변의 공기를 회전시켜 동체가 회전 하는 것과 같은 원리를 이용하였다. 회전운동 하는 비행체의 공력 타당성을 검토하기 위해 단순형상에 대해 받음각 0도에서 90도, 옆 미끄럼각 0도에서 90도까지 각각 30도 간격으로 고려하여 해석을 수행하였다. Drag book에 제시되어 있는 항력 값을 통해 단순모델에 대한 항력계수가 1.0 ~ 1.2의 정량적 결과를 만족한다는 사실을 확인하였다. 단순형상에서의 해석조건을 통해 검증된 유효한 입력 값을 동일하게 실제형상에 적용하여 회전 유무에 따른 공력데이터베이스를 구축하였고 경향성을 분석하였다. 분석 결과 단순모델 뿐 아니라 실제 모델의 회전 시 축력계수, 수직력 계수, 측력 계수가 증가한다는 사실을 확인 하였고 특히 수직력 계수의 영향이 크게 작용되어 비행에 유리할 것이라 판단하였다.

Abstract With the introduction of new technologies, ground weapons have led to the development of artificial intelligence and the attention of major developed countries. In this study, CFD was performed through the BLU-103 model to obtain aerodynamic data for aircraft that are subjected to rotational motion. To simulate the steady-state of a rotating body, the body was fixed and the principle of rotating the body by rotating the surrounding air was used. In order to examine the aerodynamic feasibility of the rotating aircraft, the analysis was carried out at intervals of 30 ° angle from 0 ° to 90 ° for the simple shape and the side slip angle. It was confirmed that the drag coefficient for the simple model satisfies the quantitative results of 1.0 ~ 1.2 through CD presented in "Drag Book". The aerodynamic data was constructed by applying the valid input verified through the simple type analysis conditions to the actual shape, and the tendency was analyzed. The analysis confirmed that CX, CZ and CY increase not only in the simple model but also in the rotation of the actual model. Especially, the influence of CZ was judged to have contributed to the flight.

Keywords : Aerodynamic, Multiple Reference Frame, Smart munition, Steady-state, Wide Area Mine

1. 서론

1.1 연구배경

근대의 지상무기는 전차 및 장갑차를 이용한 침범에 대비하여 방어를 위한 꽤 효율적인 수단이었다. 하지만

최근에 새로운 기술의 도입과 정교한 지상 무기의 개발은 공격을 위한 목적으로 사용되고 있다. 지상무기체계에서 기술의 진화는 지상지능형 포탄의 발달로 이어졌으며 Armament Research and Development Establish (ARDE)는 MK-I과 MK-II와 같은 지상지능형 포탄의

Corresponding Author : Tae-Woo Kang(Defence Agency for Technology and Quality. DTaQ)

Tel: +82-55-751-5818 email: twkang12@dtaq.re.kr

Received May 15, 2017

Revised (1st June 12, 2017, 2nd June 30, 2017)

Accepted August 17, 2017

Published August 31, 2017

비약적인 발전을 이루었다. 이 밖에도 프랑스의 HPDF1 및 HPDF2, 오스트리아의 ATM 200E, 스웨덴의 FFV028, 이탈리아의 SBMV1, BAT/7, VS-HCT 는 지상지능형 포탄의 성공적인 개발을 이루었다. 최근 지상지능형 포탄의 관심사는 Self-healing munitions (SHM) 분야와 Wide area munition (WAM), Spider, Modular pack munitions system 이다.[1]이러한 미래의 지상지능형 무기는 자동화를 기반으로 한다.

그 중에서 미국군에 의해 개발된 Fig.1 과 같은 지능형 지뢰[2]는 세차운동 하며 발사된 발사체가 비행하면서 적외선을 탐지하고 기동중인 탱크나 장갑차의 상부를 공격함으로써 기동성 저지와 화력을 감소시킨다.[3]



Fig. 1. Wide Area Mine (BLU-108)

본 연구에서는 세차 운동 하는 비행체의 공력특성을 분석하기 위해 정상해석 기법을 이용하였다. 정상해석을 고려한 회전을 구현하기 위해 동체를 고정시키고 주변의 공기를 회전시켜 물체가 회전 하는 것과 같은 원리를 이용하였다. 이미 국내 문헌[4-5] 및 국외의 문헌[6]에서는 회전하는 물체에 대한 정상해석기법의 타당성을 설명하였다.

본 연구에서는 상용 전산해석 프로그램인 FLUENT 를 이용하여 단순 비행체의 회전 및 비 회전에 대한 공력 데이터베이스를 구축하였고 실제 비행체의 공력 데이터베이스를 구축하여 특성을 분석하였다.

2. 본론

2.1 대상모델

본 연구에 사용된 비행체는 Fig.1인 BLU-108의 형상 및 해석 검증을 위해 사용한 단순한 형태이다.

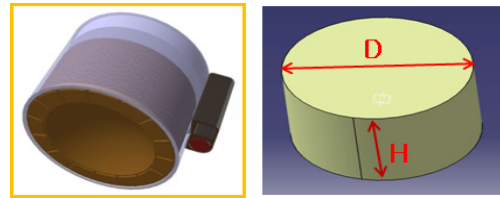


Fig. 2. Final configuration and simple mode

단순 모델은 센서를 고려하지 않은 원형 실린더의 형상이고 실제 형상의 직경과 높이를 동일하게 적용하였다. 최종 형상 모델은 x축 방향으로 직사각형 모양의 센서를 가진다. 먼저 공력 타당성을 확인하기 위해 원형 실린더 모델을 통하여 비회전하는 비행체의 공력특성을 확인해 보았다. Fluid Dynamic Drag[7]을 통해 원형 실린더의 항력계수의 범위가 0.8~1.2사이에 들와 와야 한다는 정량적 수치를 확인하였다.

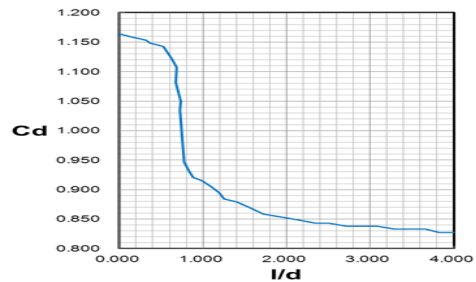


Fig. 3. Drag coefficient of circular cylinder

원형 실린더의 fineness ratio가 4보다 작은 범위일 때는 항력계수의 결과가 0.8~1.2 사이에 나와야 한다는 사실을 알 수 있다. Fig. 4는 해석을 통한 원형실린더의 항력계수를 나타낸 것이다.

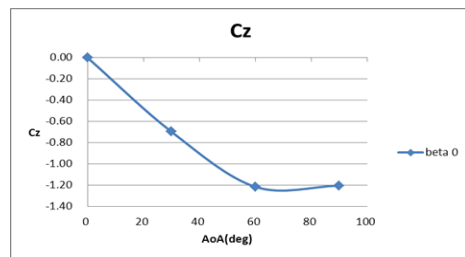


Fig. 4. Calculated drag coefficient

현재의 원형 실린더에서는 받음각 90도, 옆 미끄럼각 0도 일 때 참고문헌 결과와 동일해야한다는 것을 알 수 있었고 CFD 해석을 통해 축력 계수가 실험범위 안에 들어온다는 사실을 확인하였다. 이러한 결과2가 유효하다는 사실을 확인하고 회전하는 실린더의 공력 데이터 비교 및 실제 형상에서의 회전 및 비 회전에 대한 공력 데이터를 분석하였다.

2.2 수치해석 기법

Fluent 매뉴얼을 통해 회전체에 대한 해석 기법에는 SRF(Single Reference Frame), MRF(Multiple Reference Frame), MPM(Mixing Plane Model), SMM(Sliding Mesh Model), DM(Dynamic Mesh) 모델들이 사용된다는 것을 알 수 있다.

본 연구에서는 MRF 기법을 이용하여 수치해석을 진행하였다. MRF 기법은 유동장을 회전영역과 비회전 영역으로 나눈 후, 회전 영역에 대해서 비 관성 좌표계에서의 가상 힘을 운동량 방정식에 추가하여 계산하는 기법이다. 회전 좌표계와 비 회전 좌표계 각각의 영역에 대해서 해석을 수행하고, 회전 좌표계에서 계산된 속도에 비행물체의 회전속도를 벡터 합하는 방식이다. 이 방법은 정상 해석이 가능하고 단순 회전체의 형상을 고려 할 수 있으며 계산시간 대비 정확성의 관점에서 우수하다. 상대운동을 하는 두 영역의 경계에서 유동특성이 일치할 경우 매우 정확한 결과를 보여주는 것으로 알려져 있다. MRF 기법은 비정상상태 해석 기법인 Sliding mesh, Dynamic mesh 보다 추가적인 source나 User Define Function(UDF)를 사용하지 않으며, 계산시간이 효율적인 장점이 있다. MRF 기법을 통한 해석 결과는 특정 시점에서의 유동 장으로 이해되어야 한다. 문헌[4]에서와 같이 Fig. 5 은 $\vec{\omega}$ 의 각속도로 회전하는 고정좌표와 회전좌표를 나타낸다.

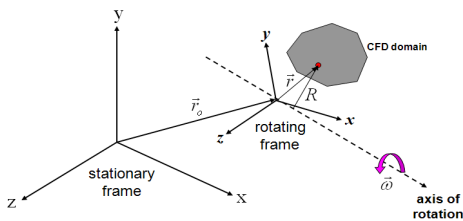


Fig. 5. Coordinate system

지배방정식은 Navier-Stokes 방정식이며, 사용된 절대 속도 관계식에 기초한 질량과 운동량, 에너지 보존 관계식은 아래와 같다.

연속 방정식

$$\frac{\delta \rho}{\delta t} + \nabla \cdot \rho \vec{v}_r = 0 \tag{1}$$

운동량 방정식

$$\begin{aligned} \frac{\delta}{\delta t} \rho \vec{v} + \nabla \cdot (\rho \vec{v}_r \vec{v}) + \rho (\vec{\omega} \times \vec{v}) \\ = -\nabla p + \nabla \cdot \vec{\tau} + \vec{F} \end{aligned} \tag{2}$$

에너지 방정식

$$\begin{aligned} \frac{\delta}{\delta t} \rho E + \nabla \cdot (\rho \vec{v}_r H) + p \vec{u}_r \\ = \nabla \cdot (k \nabla T + \vec{\tau} \cdot \vec{v}) + S_h \end{aligned} \tag{3}$$

본 해석에서는 상용 CFD 코드인 Fluent 6.3.26과 Ansys 12.1[8]를 병행하여 사용하였다. 전처리 프로그램인 Gambit을 통한 격자 형상 및 좌표축을 Fig. 6에 제시하였고 불필요한 격자수를 줄이기 위해 size function 기능을 이용한 tetrahedral, triangular grid를 사용하여 필요한 영역에 격자를 집중시켰다. 받음각 및 옆 미끄럼각을 각각 고려하여 0도에서 90도까지 30도 간격으로 해석을 수행하였으며 3 rps의 회전 조건을 적용하였다.

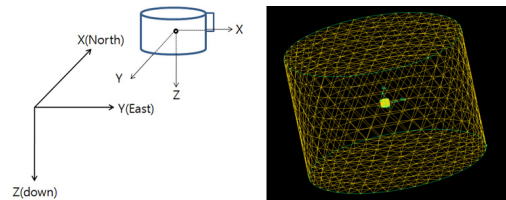


Fig. 6. Coordinate and grid generation

또한 후류의 영향을 충분히 고려하기 위해 전체 유동장의 크기는 비행체의 동체 길이(D)를 기준으로 15배로 구성하였다. 지배방정식으로는 압축성 Navier-Stokes 방정식을 사용하였으며 수치기법으로는 Cell 기반 유한 체적법, 난류 모델은 k-e(Wall function)을 이용하였다. 그리고 내재적(Implicit) 시간 전진법, Roe의 FDS(Flux Difference Scheme) 기법을 이용 하였다.

2.3 단순비행체 형상에 대한 공력 DB 구축

2.3.1 회전하지 않는 단순비행체의 공력DB

단순 비행체에 대한 공력데이터베이스를 획득하기 위해 회전유무에 따른 외부 유동장 해석을 수행하였다. 먼저 회전을 하지 않고 일정한 속도($v=00$ m/s)를 가지는 단순 비행체에 대한 공력계수를 Table 1과 Fig. 7에 제시하였다.

Table 1. Aerodynamic coefficients (not rotate)

α	β	C_X	C_Z	C_Y	cm_x	cm_z	cm_y
0	0	0.692	-0.001	-0.006	-0.001	0.000	0.000
	30	0.601	0.002	0.343	-0.001	0.000	-0.001
	60	0.347	0.003	0.598	0.001	0.000	0.001
	90	0.001	0.002	0.693	0.000	0.000	0.001
30	0	0.933	-0.697	-0.005	0.000	0.000	-0.001
	30	0.806	-0.696	0.473	0.000	0.000	-0.001
	60	0.463	-0.692	0.812	0.001	0.000	0.000
	90	0.010	-0.696	0.934	0.001	0.000	0.000
60	0	0.525	-1.214	0.002	0.000	0.000	0.006
	30	0.452	-1.214	0.265	-0.003	0.000	0.005
	60	0.261	-1.216	0.454	-0.005	0.000	0.003
	90	0.002	-1.217	0.522	-0.006	0.000	0.000
90	0	0.000	-1.204	-0.001	0.000	0.000	0.000

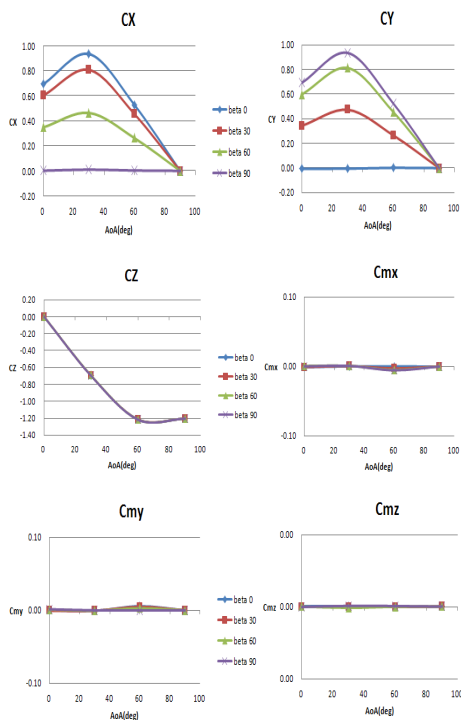


Fig. 7. Aerodynamic graph (Non spinning)

C_X , C_Z , C_Y 는 축방향의 힘, cm_x , cm_z , cm_y 는 각 롤링, 요잉, 피칭 모멘트를 나타내며 받음각이 90도 일 때는 옆 미끄럼각에 관계없기 때문에 한번만 해석을 수행하였다.

2.3.2 회전을 고려한 단순비행체의 공력DB

회전을 고려한 해석에서는 MRF 기법을 적용하여 단순 비행체에 대한 공력해석을 수행하였다. 초기조건은 단순모델과 동일하게 하고 wall 주변의 유동을 회전시키기 위해 rotate zone을 추가하였다.

Table 2. Aerodynamic coefficients (Spinning)

α	β	C_X	C_Z	C_Y	cm_x	cm_z	cm_y
0	0	0.712	-0.001	0.066	0.001	0.000	0.000
	30	0.582	-0.001	0.414	0.001	0.000	0.001
	60	0.299	0.001	0.648	-0.001	0.000	-0.001
	90	-0.070	-0.001	0.713	0.000	0.000	0.001
30	0	0.940	-0.734	0.035	0.000	0.000	0.000
	30	0.795	-0.732	0.508	0.000	0.000	0.000
	60	0.438	-0.729	0.837	0.000	0.000	0.000
	90	-0.039	-0.731	0.942	0.000	0.000	0.000
60	0	0.530	-1.232	0.043	0.000	0.000	0.006
	30	0.438	-1.232	0.304	-0.003	0.000	0.005
	60	0.226	-1.233	0.481	-0.005	0.000	0.003
	90	-0.041	-1.234	0.531	-0.006	0.000	0.000
90	0	0.000	-1.224	-0.001	0.000	0.000	0.000

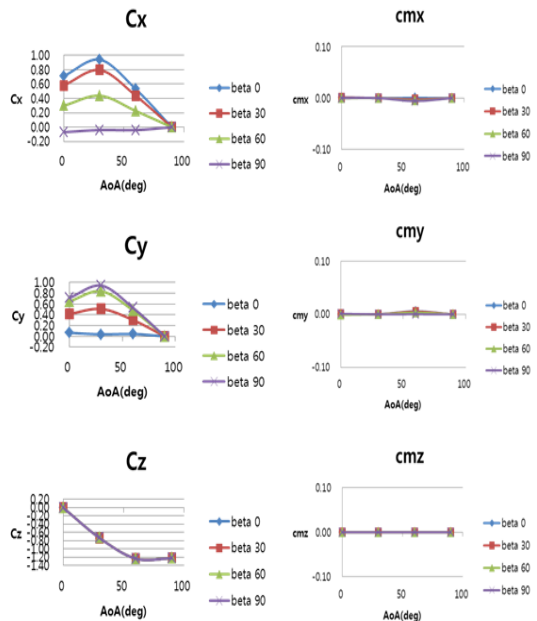


Fig. 8. Aerodynamic graph (spinning circular cylinder)

2.4 실제비행체 형상에 대한 공력 DB 구축

2.4.1 회전하지 않는 실제비행체의 공력DB

먼저 MRF기법을 적용하지 않은 실제비행체에 대한 해석을 수행하였다. Fig. 6처럼 진행방향에 장착물이 부착되어 있고 아랫부분에 일정한 라운드가 있는 형상이며 초기 조건은 단순비행체와 동일하다. 해석결과 Table. 3을 통해 Fig. 9에 6분력을 나타내었다.

Table 3. Aerodynamic coefficients

α	β	C_x	C_z	C_y	cmx	cmz	cm_y
0	0	0.614	-0.007	-0.03	0.014	0.000	0.047
	30	0.544	-0.007	0.439	-0.043	-0.13	0.034
	60	0.578	-0.015	0.597	-0.034	-0.13	0.010
	90	0.505	-0.053	0.958	-0.029	-0.04	0.019
30	0	0.884	-0.753	0.003	-0.001	-0.00	0.064
	30	0.759	-0.732	0.674	-0.001	-0.13	0.056
	60	0.441	-0.722	1.064	-0.008	-0.16	0.026
	90	0.264	-0.694	1.106	-0.017	-0.06	-0.001
60	0	0.474	-1.284	0.006	0.001	0.000	0.115
	30	0.416	-1.289	0.378	-0.035	-0.06	0.099
	60	0.203	-1.286	0.644	-0.052	-0.09	0.070
	90	0.000	-1.236	0.641	-0.079	-0.04	0.011
90	0	0.029	-1.178	0.000	0.001	0.000	-0.010

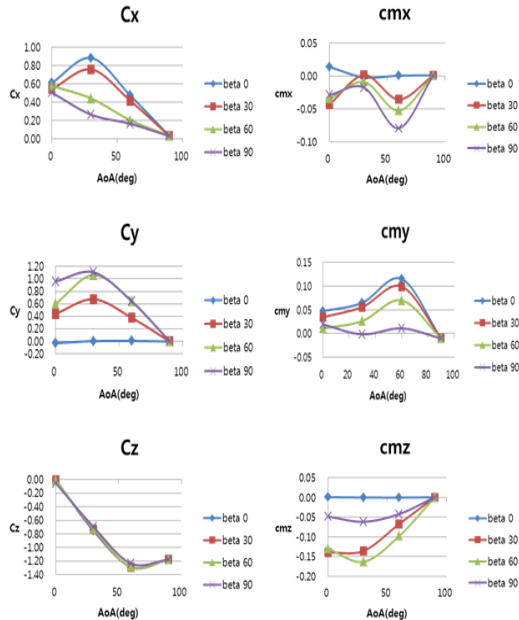


Fig. 9. Aerodynamic graph (real model-non spinning)

2.4.2 회전을 고려한 비행형상 공력 해석 결과

동일한 조건으로 MRF 기법을 적용하여 실제비행체

에 대한 공력해석을 수행하였으며 Table. 4와 Fig. 10에 결과를 제시하였다.

Table 4. Aerodynamic coefficients(MRF)

α	β	C_x	C_z	C_y	cmx	cmz	cm_y
0	0	0.673	-0.011	0.097	-0.001	-0.00	0.004
	30	0.536	-0.006	0.447	-0.002	-0.01	0.004
	60	0.656	-0.016	0.621	-0.003	-0.01	0.002
	90	0.472	-0.045	0.975	-0.002	-0.00	0.001
30	0	0.863	-0.863	0.057	-0.000	0.000	0.007
	30	0.751	-0.763	0.671	-0.000	-0.01	0.005
	60	0.342	-0.796	1.082	-0.002	-0.01	0.003
	90	0.183	-0.797	1.020	-0.002	-0.00	0.000
60	0	0.494	-1.301	0.033	-0.000	-0.00	0.010
	30	0.408	-1.293	0.439	-0.002	-0.00	0.009
	60	0.173	-1.281	0.691	-0.005	-0.01	0.006
	90	0.140	-1.249	0.644	-0.007	-0.00	0.000
90	0	0.030	-1.201	0.005	-0.000	-0.00	-0.001

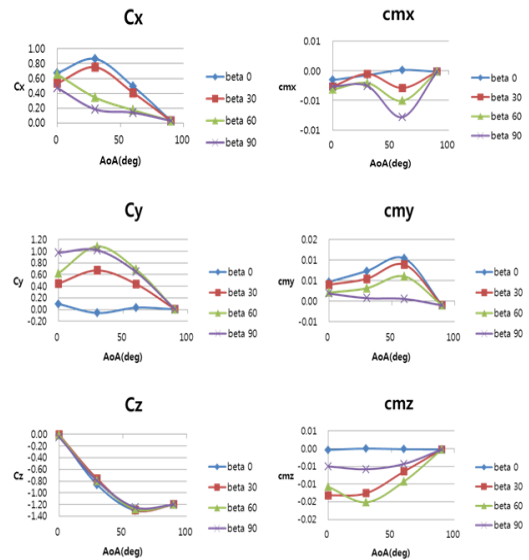


Fig. 10. Aerodynamic graph (spinning real model)

2.5 결과 분석

2.5.1 단순모델 공력해석 결과 분석

CFD를 통해 단순 실린더의 비회전 및 회전에 대한 공력해석을 수행 하였다. Fig. 11은 fineness ratio에 대한 회전하지 않는 원형 실린더의 항력계수 예측범위이며, blunt body의 항력 계수가 0.8~1.2 사이인 것을 확인할 수 있다. 현재 해석 모델의 형상에서는 받음각 90도, 옆 미끄럼각 0도 일 때의 양력계수가 Fig. 11의 항력계수의 범위 안에 들어야 한다.

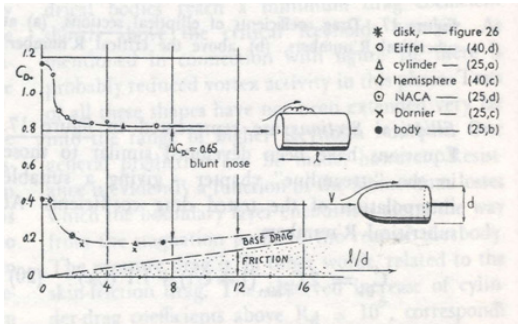


Fig. 11. Drag coefficient of circular cylinder

Table 1의 양력계수 값을 통하여 결과 값의 타당성을 확인 하였다. 축력계수는 받음각 30도, 옆 미끄럼각 0도 일 때 축력(side force) 계수는 받음각 0도, 옆 미끄럼각 90도 일 때 그리고 수직력 계수는 받음각 60도, 옆 미끄럼각 90도에서 가장 크다는 것을 확인 하였다. 모멘트의 값의 미소한 변화는 비정렬 격자 분포의 비대칭성으로 인한 수치적 에러로 판단되지만 결과 값 에는 영향을 미치지 않는다. Fig. 8을 통해 회전하는 단순 비행체의 공력 그래프를 확인 할 수 있으며 비행체가 회전 할 때 회전하지 않는 상태 보다 축력계수, 수직력 계수, side force coefficient가 증가한 것을 확인 할 수 있다. 또한 회전 할 경우 축력계수의 증가영향 보다 수직력 계수의 영향이 크게 작용되어 비행에 유리하다고 판단된다.

2.5.2 비행형상 공력해석 결과 분석

단순 형상의 결과와 비교했을 때 가장 큰 차이점은 최대 축력 계수는 작아졌지만, 받음각 0도, 옆 미끄럼각 60도와 90도 일 때의 축력 결과가 약 20 % 증가 했다는 사실이다. 이것은 비행 형상의 장착물로 인한 영향으로 축력계수가 증가했다고 판단된다. 또한 양력계수의 약 4 %의 증가는 아랫부분의 라운드의 영향인 것으로 판단된다. 단순 모델과는 다르게 형상차이로 인한 모멘트 값의 변화가 있었지만 전체 경향성에는 큰 변화가 없었고 공력데이터의 변화도 크게 나타나지 않았다.

3. 결론

본 연구의 비행체는 원통형의 몸체에 직사각형 형태의 센서가 부착되어 있는 형태이다. 본 연구에서는 회전 운동을 하는 비행체의 공력데이터를 구축하고 특징을 분

석하였다. 참고문헌[3-5]를 통해 간단한 형상에 대해서는 MRF 기법이 타당하다고 설명 하고 있기 때문에 받음각 과 옆 미끄럼각을 고려하여 MRF 기법을 통해 정상해석을 수행하였다. Fluid Dynamic Drag 을 통해 해석 모델의 공력특성을 검증해본 결과 항력계수 0.8 ~ 1.2 범위 안에 있다는 것을 확인하였고 이를 회전(3 rps) 유무에 따른 실제 모델에 적용해본 결과 6분력에 대한 유동의 경향성이 유사하다는 것을 확인하였다. 특히 회전 시 축력계수 보다 수직력 계수의 영향이 크게 작용되어 비행에 유리하다고 판단하였다. 본 연구의 결과는 회전 운동하는 비행체 공력계수의 참고자료가 되리라 생각되며 향후 지능형 포탄의 개발에 도움이 되리라 판단된다.

References

- [1] C. P. Mahajan, V. C. Motghare, "Smart Munitions" Defence Science Journal, vol. 60, no. 2, pp. 159-163, March 2010.
DOI: <https://doi.org/10.14429/dsj.60.334>
- [2] "Unmanned Aircraft Systems Roadmap 2005-2030", Office of the Secretary of Defense, US, 2005.
- [3] Bruce F, "Optimization Of Intelligent Munition Warfare Using Agent-Based Simulation Software And Design Of Experiments Methodology", Defense Technical Information Center, 2006.
- [4] J. H. Park, L. S. Jo, J. S. Jo, "Flow Field Analyses of the VTOL Ducted Fan UAV using the MRF Method" KSAS09-2503, pp. 509-512, 2009.
- [5] W. Choi, J. H. Kim, K. T. Lee, C. W. Park, "The Study On The Propeller Aerodynamic Characteristic Of Micro Aerial Vehicle Using The Mrf Method" Korean Society of Computational Fluids Engineering, pp 32-36, 2010.
- [6] G. V. Shankaran, M. B. Dogruoz, "Validation Of An Advanced Fan Model With Multiple Reference Frame Approach", the Institute of Electrical and Electronics Engineers, pp 1-9, 2010.
DOI: <https://doi.org/10.1109/itherm.2010.5501404>
- [7] S. F. Hoerner, "FLUID-DYNAMIC DRAG", 1965.
- [8] ANSYS FLUENT 12.0, Theory Guide, 2009.

강 태 우(Tae-Woo Kang)

[정회원]



- 2012년 2월 : 경상대학교 항공우주 특성화 대학원 항공우주공학과 (항공학석사)
- 2012년 12월 ~ 현재 : 국방기술 품질원 항공센터 감항인증팀

<관심분야>

국방, 항공우주공학, 공기역학

최 재 호(Jae-Ho Choi)

[정회원]



- 2015년 8월 : 연세대학교 정보산업공학과 (공학석사)
- 2015년 9월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

<관심분야>

품질경영시스템, 산업공학, 서비스사이언스

안 종 무(Jong-Moo Ahn)

[정회원]



- 2014년 2월 : 한국기계연구원 부설 재료연구소 연구원
- 2014년 2월 : 경상대학교 기계공학과 (공학석사)
- 2014년 8월 ~ 현재 : 국방기술품질원 연구원

<관심분야>

국방, 기계/재료, 항공우주공학

이 희 랑(Hee-Rang LEE)

[정회원]



- 2013년 2월 : 경상대학교 항공우주 특성화 대학원 항공우주공학과 (항공학석사)
- 2013년 2월 ~ 현재 : 국방기술품질원 항공센터 감항인증팀

<관심분야>

국방, 항공우주공학, 비행제어