

원반형 비행체와 전익기의 공력특성 분석

Aerodynamic analysis of disc type flying-object and flying-wing

이영준^{1*}, 안현진¹, 김병수¹

충남대학교 항공우주공학과¹

초 록

전익기는 전쟁 중 등장해 활약했다는 점과 그 독특한 형태로 유명세를 타기 시작한 비행체의 한 종류이다. 공기역학적으로 동일한 속도로 비행할 때 일반적인 항공기와 비교해서 적은 동력으로 더 멀리 날 수 있는 전익기의 특성과 그 발전방향을 보았을 때 동체의 익면적이 넓어 생기는 특성을 극대화 시키면서 더욱 독특한 형태의 비행체로 나타나는 모습이 원반형 비행체이다. 본 연구는 EDISON Simulation을 활용한 두 비행체의 공력특성 비교를 통해 실제로 원반형 비행체가 많이 쓰이지 않는 이유와 그 장단점에 대한 데이터를 확보했으며 특히 원반형 비행체의 경우 Cockpit 유무와 그 크기에 따라 실속각이 커지는 것을 확인하였다.

Key Words : 원반형 비행체 (Disk type flying-object), 전익기 (Flying-wing), 공력특성 (Aerodynamics), 전산유체역학 (Computational fluid dynamics)

1. 서 론

원반형 비행체는 2차 세계 대전, 독일에서부터 사람들의 입에 많이 오르내리게 된 형태이다. 이 형상의 장단점은 차치하더라도 그 형태의 독특함과 신비로움에서 오는 마력에 사람들은 원반형 비행체에 꾸준한 관심과 노력을 지속적으로 기울였다. 원반형 비행체에 대한 기록은 2차 세계 대전 이전으로 훨씬 더 거슬러 올라가지만 비행체로서의 연구기록이 남아있는 것 중 많이 알려진 것은 전쟁 중 독일에서의 기록으로 하우니브 (Haunebu) 시리즈를 만들었다고 하는 설이다. 이에 대한 배경은 매우 다양하며 명확한 것은 없고 비현실적인 면이 많아 본 논문에 언급하지 않았지만, 한 가지 확실한 점은 예로부터 많은 공학자들이 원반형 비행체에 과학적으로 접근하며 그에 대한 큰 관심을 가지고 있었던 것이다. 원반형 비행체는 전후좌우 어떠한 방향으로든 기동이 가능하다는 것과 항력이 작고 상승한도가 높아지며 고고도에서의 기동성이 우수해진다는 장점을 가지고 있는 반면, 형 안정성의 불안함과 동체가 없으므로 탑재용량이 적다는 단점이 있다. 우리는 이런 장단점을 규합해 최종적으로 전익기와 원반형 비행체의 비교 데이터를 통한 차이를 분석하려한다.

2. 본 론

2.1 비교 모델 설정

현재까지 전익기는 다양한 종류가 발명되었고 또 그만큼 각종 분야에서 뚜렷한 성과를 보이며 큰 활약을 하고 있다. 그 중 전익기로 유명한 회사인 미국의 Northrop과 독일의 Horten의 모델들 위주로 참고했다. 2D 형상을 해석하기 때문에 전익기의 삼면도를 사용하는 것보다는 전익기에 사용된 Airfoil을 사용하는 것이 형상 해석에 용이할 것으로 판단되어 대표적인 전익기에 사용된 Airfoil 몇 가지를 해석에

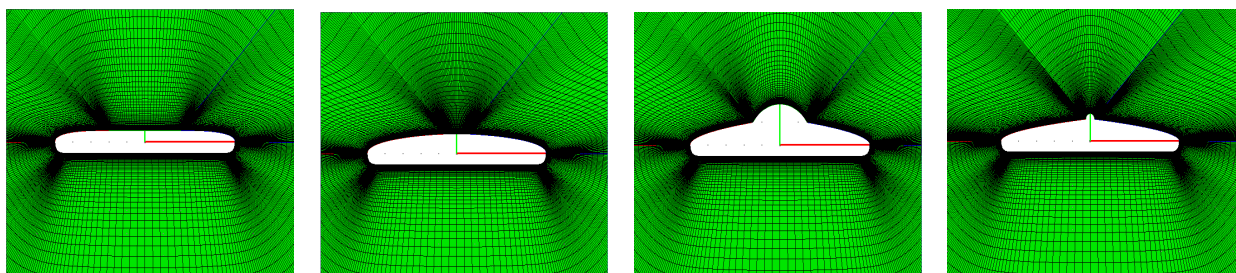
사용 했다. 그 중 본 연구에서 활용한 것은 Northrop N-1M의 NACA 0025와 NACA 0015, Horten Ho-VI의 NACA 0010 익형이다. Northrop XB-35의 NACA 65-019, NACA 65-018이나 Horten Ho-XII의 NAA/NACA 45-100같은 익형은 해당 익형의 특성을 찾는 것이 쉽지 않고 Northrop B-2같은 경우는 항공기 자체의 특수한 익형을 사용했기 때문에, 다른 항공기에서도 많이 쓰이며 Symmetric한 것 때문에 원반형 비행체와 비교하기 쉽다는 점을 고려해 NACA 0010, 0015, 0025를 채택했다.

2.2 원반형 비행체 격자 생성

원반형 비행체의 경우 정확한 설계 제원은 없었지만 다양한 대상의 대략적인 형상이 있었기에 가장 단순하고 널리 알려진 형상을 참고해 격자를 만들었다. Lower Surface는 평판으로 그렸고 Upper Surface의 경우 Cockpit의 형태는 Arc를 이용해 Table 1.과 같이 크기를 변경하면서 제작하여 Mesh를 생성했다. 격자 생성 시 원반형 비행체의 표면은 Viscous Adiabatic Wall로 생성하였으며 Block의 개수는 Lower 1개, Upper 3개로 총 4개의 Block으로 구성을 했다. 또한 Potts와 Crowther의 논문을 참조하여 원반형 비행체의 양 끝을 부드럽게 하면서 대칭인 형태로 제작해 보았다.⁽¹⁾

Table 1. 원반형 비행체 격자

Name	Center	Arc point	Radius	격자 개수
No Cockpit	Null			44,000
Smooth Cockpit	NURBS Curve			44,000
Normal Cockpit	(0 , 0)	(0.15, 0.1)	0.18	44,000
Normal Cockpit (XL)	(0 , 0)	(0.3, 0.1)	0.316	44,000
Flat Cockpit (L)	(0 , 0)	(0.05, 0.1)	0.112	44,000
Flat Cockpit (S)	(0 , 0)	(0.025, 0.1)	0.103	44,000
Small Cockpit	(0 , 0.1)	(0.05, 0.1)	0.05	47,000
Mini Cockpit	(0 , 0.1)	(0.025, 0.1)	0.025	47,000



(a) No Cockpit

(b) Smooth Cockpit

(c) Normal Cockpit

(d) Mini Cockpit

Fig. 1. 원반형 비행체의 형상과 격자 시스템

2.3 해석 방법

실제 전익기에 사용되는 Airfoil인 NACA 0010, 0015, 0025의 유동을 먼저 시험해본 후 원반형 비행체와 공력 특성을 비교했다. 이 시뮬레이션을 수행하기 위하여 Table 2.와 같은 조건에서 작업을 수행하였다.

Table 2. 유동 해석 조건

Solver	Reynolds No.	Flow Type	AOA	Steadiness	Iteration
2D_Incomp-2.1_P	3,200,000	Turbulent flow	0°~24°	Steady flow	250,000

우선 비교 대상인 Airfoil에 관한 논문⁽²⁾을 참고하여 Mach Number 0.07과 Reynolds Number 3,200,000이라는 조건을 얻을 수 있었다. 이를 토대로 유속이 낮음에 따라 비압축성 유동조건에 해당하는 2D_Incomp-2.1_P Solver를 사용했다. 비교대상 Airfoil의 제원을 보면 Stall이 16°~20°에서 발생하므로 원반형 비행체도 최대한 같은 조건으로 비교하기 위해 받음각을 24°까지 분석했다.

2.4 전익기 Airfoil의 공력 특성 분석

본 연구에서 비교 대상으로 선정한 Airfoil의 공력 특성을 EDISON CFD를 이용하여 계산을 해본 결과 다음과 같은 결과를 얻을 수 있었다.

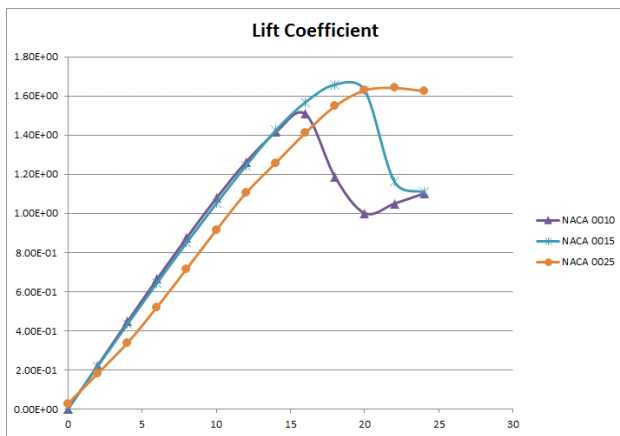


Fig. 2. Airfoil별 C_L 비교

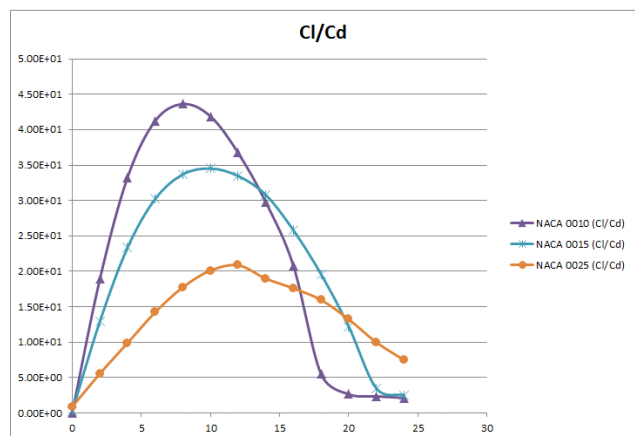


Fig. 3. Airfoil별 양항비 비교

NACA 0010, 0015, 0025의 경우 받음각이 각각 약 16, 18, 22도일 때 실속이 발생하는 것을 보아 Airfoil의 두께가 두꺼워 질수록 실속각이 커지는 점과 양항비가 전체적으로 작아져 효율이 떨어짐을 알 수 있었다. 최대양력계수는 NACA 0015가 18도에서 약 1.66으로 가장 높게 나타났으며 NACA 0025의 경우 다른 두 Airfoil에 비해 $C_{L\alpha}$ ($= \frac{dC_L}{d\alpha}$) 가 낮게 나타났다.

2.5 원반형 비행체의 공력 특성 분석

원반형 비행체의 경우 일반적인 Airfoil의 공력특성 그래프와는 다른 형태를 나타내고 있었다. 아래의 그림들(Fig. 4에서 Fig. 7)은 네 가지 원반형 비행체의 받음각 0도에 대한 유동장 계산 결과를 압력장과 x-축 방향 유속에 대한 Contour plot으로 보여주고 있다.

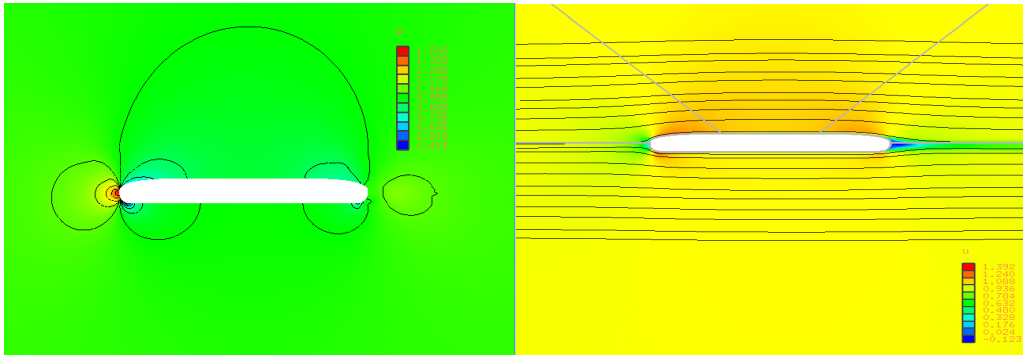


Fig. 4. No Cockpit 주변의 Pressure(좌)와 x축 방향 유속(우)

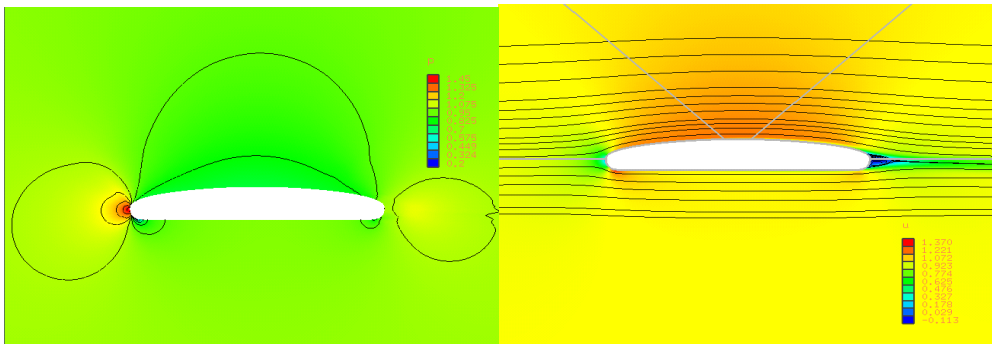


Fig. 5. Smooth Cockpit 주변의 Pressure(좌)와 x축 방향 유속(우)

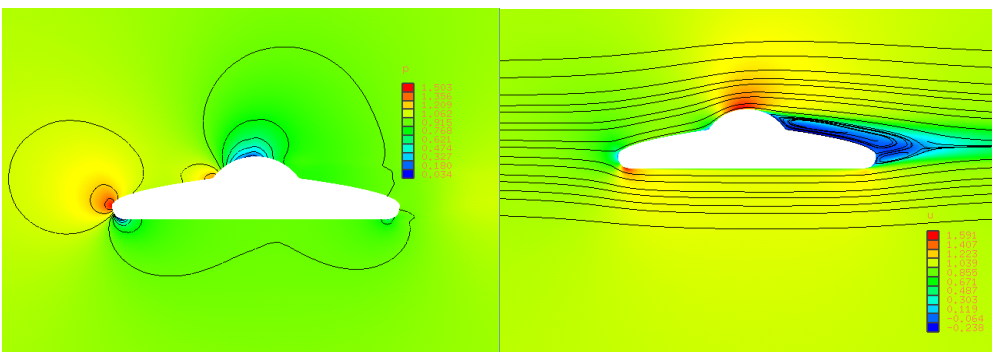


Fig. 6. Normal Cockpit 주변의 Pressure(좌)와 x축 방향 유속(우)

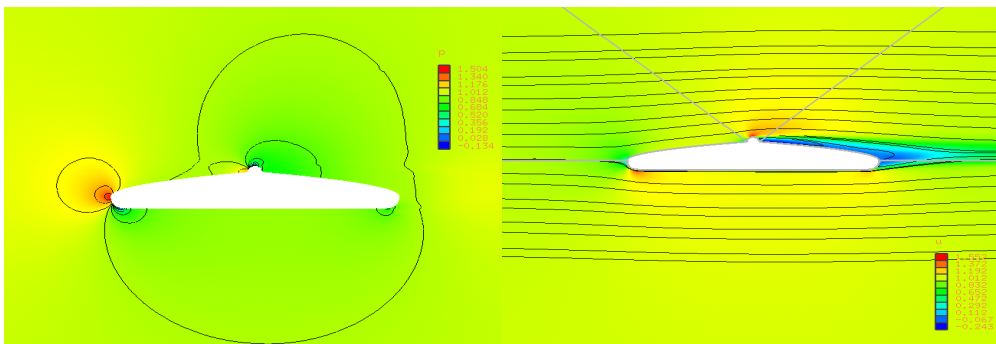


Fig. 7. Mini Cockpit 주변의 Pressure(좌)와 x축 방향 유속(우)

eDAVA를 이용하여 해석 결과를 가시화해본 결과 Cockpit의 크기에 따라 유동의 형태가 두드러지게 차이나는 것을 확인할 수 있었다. Cockpit이 있는 경우 Cockpit의 뒷부분에 Vortex가 발생하여 전체적으로 양력계수가 감소하는 형태를 보였으며 항력 또한 증가하여 결과적으로 양항비가 감소하는 특징이 있음을 알게 되었다. 반면 받음각을 24도까지 올리는 과정에서 실속이 발생하지 않은 점으로 보아 Cockpit의 존재가 실속의 발생을 늦춰주는 효과가 있음을 알 수 있었다. Cockpit의 유무와 그 크기에 따른 공력 특성의 변화를 확인하기 위하여 추가적인 Simulation을 수행해본 결과 다음과 같은 결과를 얻을 수 있었다.

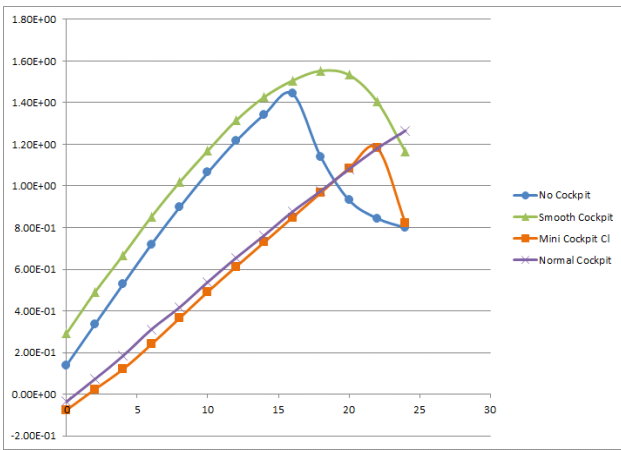


Fig. 8. Cockpit별 C_L 비교

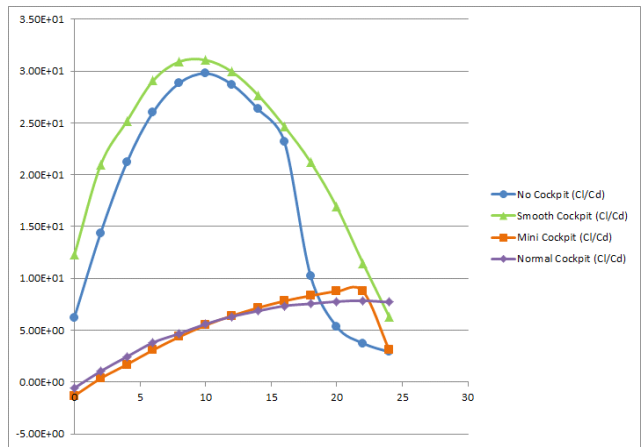


Fig. 9. Cockpit별 양항비 비교

시뮬레이션 결과 실속은 No Cockpit < Smooth Cockpit < Mini Cockpit < Normal Cockpit 순으로 높은 받음각에서 발생하는 것을 확인하였으며 양항비는 Smooth Cockpit > No Cockpit > Mini Cockpit & Normal Cockpit 순으로 좋을 수 있다. Mini Cockpit은 Cockpit이 크기가 작더라도 Cockpit이 없는 원반형 비행체 보다 있는 쪽에 가까운 공력특성이 보였다.

2.6 전익기의 Airfoil과 원반형 비행체의 공력특성 비교 분석

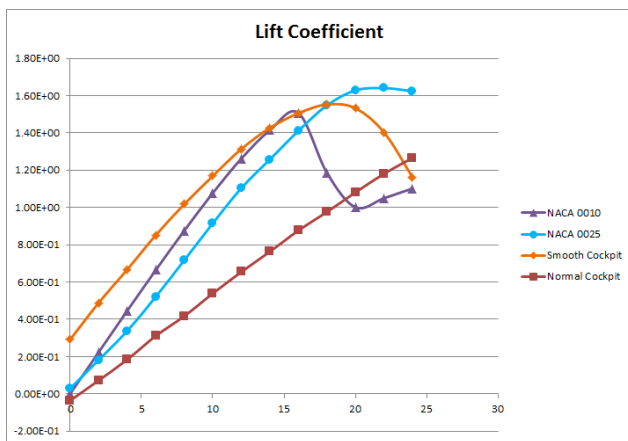


Fig. 10. Airfoil과 Cockpit C_L 비교

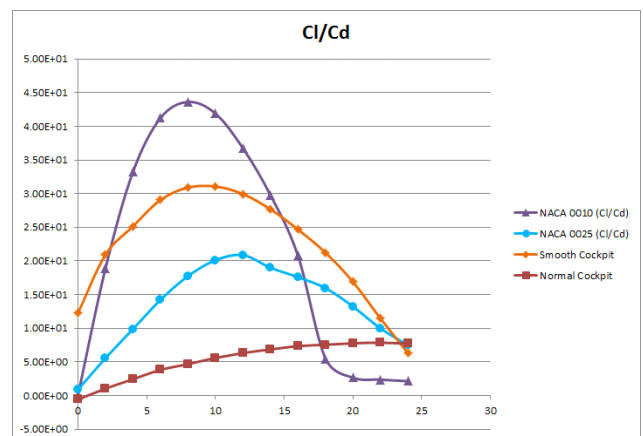


Fig. 11. Airfoil과 Cockpit 양항비 비교

Upper Surface와 Lower Surface가 대칭인 No Cockpit의 경우 Stall Angle은 약 16도, C_L Max는 약 1.4로 비교 대상 전익기 Airfoil에 비해 낮은 값을 보이므로 좀 더 좋은 비교를 위해 Smooth Cockpit을 비교

했다. 그 결과 최대 양력계수 및 실속각은 Cockpit이 없거나 Smooth할 때 보다 NACA 0025의 값이 크게 나타났으나 Cockpit의 크기가 커질수록 실속각은 24도 이상으로 높게 상승함을 알 수 있었다. Fig. 11의 양항비 그래프에서와 같이 원반형 비행체 자체로는 NACA 계열의 Airfoil보다 효율이 좋지 않은 사실을 확인하였다.

3. 결 론

본 연구는 원반형 비행체가 갖는 공기역학적인 특성을 분석하여 기존의 전익기가 갖는 특징과 비교하기 위하여 진행되었다. 원반형 비행체의 격자 생성 시 Upper Surface의 Cockpit 크기를 다양하게 바꾸어 보며 계산을 진행하였으며 이를 통하여 Cockpit의 유무, 그리고 형태에 따라 실속각이 변하며 최대 양력계수, 양항비 등이 변하는 것을 확인했다. 기존의 전익기에 사용되는 Airfoil의 경우 실속이 약 22도 이전에서 발생하나 Cockpit이 장착된 원반형 비행체의 경우 받음각 24도에서도 실속이 일어나지 않음을 알 수 있다. 하지만 연구 초기 예상과는 다르게 양항비가 매우 낮아지는 점으로 보아 원반형 비행체의 형태를 항공기에 바로 적용시키기에는 그 효율이 나쁘다는 잠정 결론에 도달하였다. 그러나 원반형 물체의 좌우 대칭이라는 형상적 특징과 실속 각도가 높아지는 특징을 적용할 수 있는 특수한 종류의 비행체 개발에 적용할 수 있는 여지는 있다고 생각되고, 추후 이에 대한 장기적인 관점에서의 연구를 지속할 계획이다.

후 기

본 연구는 미래창조과학부의 지원 사업인 첨단 사이언스 교육 허브 개발 사업의 지원으로 수행되었으며 이에 감사드립니다.

참고문헌

- (1) J.R. Potts & W.J. Crowther, 2001, "Flight Control of a Spin Stabilised Axi-symmetric Disc-wing," AIAA, 2001-0353, pp. 2~4.
- (2) W. Kenneth Bullivant, 1941, "National Advisory Committee for Aeronautics," Report No. 708, pp. 5~6.