

지면효과를 고려한 비행체에 따른 공력 특성 분석

김 태 옥^{1*}, 박 다 운¹

¹건국대학교 항공우주정보시스템공학과

본 연구에서는 지면효과 영향의 비행체의 형상에 따라 비교하기 위해 에어포일, 플랩을 장착한 에어포일 그리고 플라잉디스크를 EDISON_CFD를 통해 해석하고자 한다. 받음각 0°, 5°, 10°에 대하여 마하수 0.18, 단위 길이 당 레이놀즈수 $3.78 \times 10^5/m$ 의 유동조건에서 2차원 범용 소프트웨어인 KFLOW_EDISON_13의 S-A Turbulent Model을 이용하여 지면과의 높이를 형상 코드길이를 기준으로 0.25c, 0.5c, 1c, 3c로 변경하면서 해석을 수행하였다. 그 결과 세 형상 모두 일반적인 지면효과인 지면과 가까울수록 양력계수는 증가, 항력계수는 감소하여 양항비가 증가하는 경향을 보여주었다. 하지만 일부 예외적인 부분을 확인하여 분석을 실시하였다.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 정상유동(Steady Flow), 지면효과(Ground Effect), 플라잉디스크(Flying Disc), 에어포일(Airfoil), 고양력장치(High Lift Device), 플랩(Flap)

1. 서 론

지면효과란 비행체가 지면과 가까운 고도에서 비행을 할 때, 비행체 아랫면과 지면사이에서 공기의 흐름이 변경되어 압력 변화로 인하여 공력 특성이 변화하는 현상을 말한다. 비행 상태에서 지면과 필연적으로 가까워지는 위그선, 헬기, 항공기 등 많은 분야에서 지면효과를 고려한 연구가 진행되고 있다.[1]

항공기의 경우 지면효과가 고려된다면 양력은 증가, 항력은 감소하는 특성을 보인다. 이 효과를 이용하면 항공기가 이륙에 필요한 활주로 거리를 줄이는 것이 가능하여 운용비용을 절감할 수 있으며, 이착륙을 위한 활주로의 제약이 비교적 줄어들게 된다. 또한 최근 레저스포츠로 주목받고 있는 플라잉디스크 역시 비행 상태에서 지면과 가까워지면 지면효과가 작용된다. 이로 인해 위로 솟구치게 되어 비행거리가 증가되는 것을 확인 가능하다. 이처럼 지면과 필연적으로 가까운 비행을 하게 되는 비행체는 지면효과가 작용됨으로써 비행거리 증가 및 궤도가 변경된다. 반대로 말하면 비행 성능 및 궤적을 정확히 예측하기 위해서는 지면효과를 반드시 고려해야 한다.

본 연구에서는 비행체에 따른 지면효과 영향력의 차이를 확인하기 위해 비행체의 종류를 에어포일, 고양력장치가 부착된 에어포일 그리고 플라잉디스크를 선정하였으며, 지면과의 높이를 변화하여 해석을 실시하였다.

2. 본 론

2.1 격자 형상

본 연구에서 사용된 에어포일은 NACA2412를 사용하였으며, 고양력장치를 장착한 형상은 임의로 플랩을 부착시켰다. 또한 플라잉디스크는 Potts, J.R.의 풍동실험 연구에서 사용된 형상을 이용하였다.[2] 세 가지 형상에 대해서 코드길이를 기준으로 형상 중심으로부터 지면의 높이를 0.25c, 0.5c, 1c, 3c로 변화하여 공력 특성을 비교하였으며, 형상 표면은 단열 벽면 경계 조건을 주었고, 지면은 경계층으로 인한 효과가 적다고 가정하여 비점성 대칭면 경계 조건을 사용하였다. 또한 유동의 수렴성을 고려하여 지면을 제외한 모든 원방 경계까지의 거리는 코드길이의 40배로 설정하였고, 지면효과 영향력이 큰 아랫면에 격자를 밀집시켜 격자를 생성하였다. 사용된 격자는 약 55000개이다.

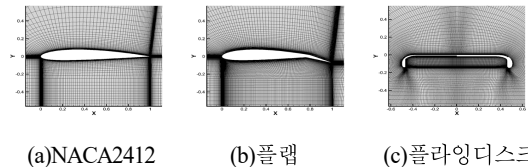


Fig 1. 각 형상에 대한 생성된 격자

2.2 수치해석 모델

해석을 수행하기 위해 EDISON_CFD에서 2차원 범용 소프트웨어인 KFLOW_EDISON_13을 사용하여 각 형상의 공력 특성 비교하였다. 자유류 조건은 정상상태 유동이며, 마하수 0.18, 받음각 0°, 5°, 10°에서 단위 길이 당 레이놀즈수 $3.78 \times$

10⁵/m로 계산을 수행하였다. 비점성 유속(inviscid flux)을 계산하기 위하여 Roe 상류차분법과 MinMod 제한자를 적용하였으며, 난류 모델로는 Spalart-Allmaras 표준모델을 사용하여 해석을 실시하였다.

Table 1 시뮬레이션 변수 입력값

Variable Name	Value
Solver	KFLOW_EDISON_13
Flow Type	Steady
Mach Number	0.18
Reynolds Number	378000
Turbulent Model	S-A Turbulent model
Flux Scheme	Roe Scheme
Limiter	MinMod Limiter
Total Iteration	50000
Error Tolerance	0.0000001
CFL Number	3
AOA	0°, 5°, 10°

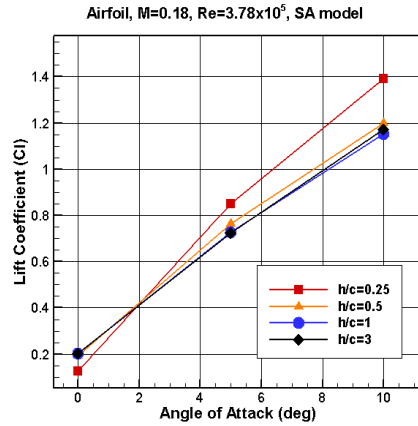
2.3 해석결과

2.3.1 에어포일

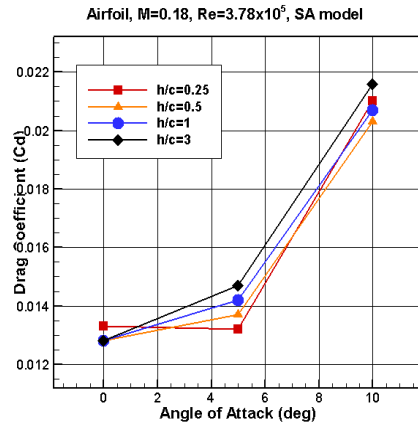
에어포일의 해석결과 공력 계수는 Fig. 2 (a)-(c)에 나타나 있다. 받음각 0°를 제외하면 일반적인 에어포일에 작용하는 지면효과인 양력은 증가하고, 항력은 감소하는 현상을 보여주고 있다.[3] Table 2는 에어포일의 지면과의 높이와 받음각에 따른 양항비를 표시하였다. 받음각 5°, 10°에서 지면과 가까워질수록 양항비가 증가하는 현상을 보여주며 이를 통해 5°, 10°에서는 지면과 가까울수록 비행성능이 향상됨을 알 수 있다. 하지만 모멘트 계수의 경우 받음각 10°의 조건에서 지면효과가 크게 영향을 미치는 h/c=0.25가 되는 순간 급격한 모멘트 계수의 변화가 발생한다. 이와 같은 급격한 모멘트 계수의 변화는 항공기 조종에 큰 문제점을 발생시킬 수 있다. 실제로 항공기 운행 중 비행사고가 가장 많이 발생하는 순간이 이착륙 지점인 것을 생각하면 고 받음각상태에서 지면효과에 의한 모멘트 계수의 급격한 변화가 조종에 문제를 일으킴을 알 수 있다.

Table 2 에어포일 해석 결과 양항비

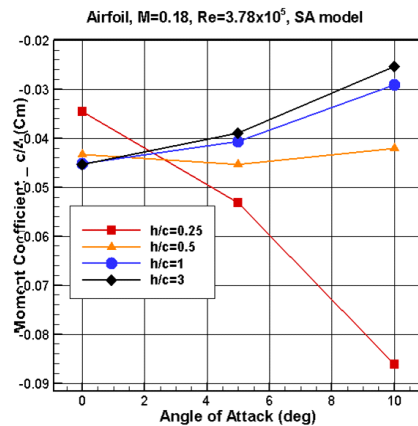
AOA(°)	h/c	L/D
0	0.25	9.412
	0.5	14.94
	1	15.98
	3	15.87
5	0.25	64.17
	0.5	55.75
	1	51.36
	3	49.05
10	0.25	66.38
	0.5	59.00
	1	55.83
	3	54.17



(a) Lift coefficient



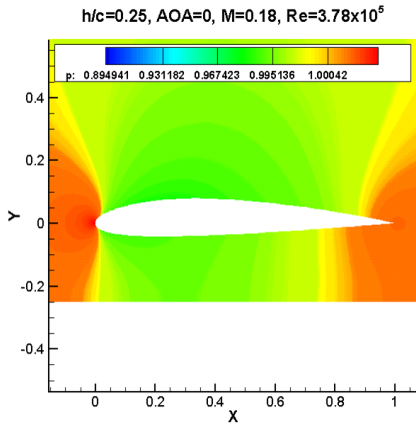
(b) Drag coefficient



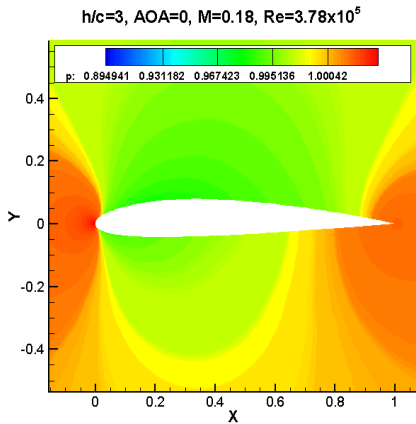
(c) Moment coefficient

Fig 2. 에어포일 공력계수 그래프

받음각 0°, h/c=0.25 조건에서 양력계수가 감소하는 현상을 분석하기 위해 Fig 3에 받음각 0°에서 h/c=0.25, 3일 때의 에어포일 주변의 압력분포를 나타냈다. h/c=3에서는 에어포일 아랫면에서는 압력이 낮지만 지면과 가까워지는 부근에서는 지면효과로 인해 압력이 다시 상승하는 것을 확인 가능하다. 하지만 h/c=0.25에서는 에어포일 아랫면과 지면사이의 압력이 전 구간에 걸쳐 낮다. 이러한 현상에 의해 h/c=0.25에서는 윗면과 아랫면의 압력차가 줄어들어 양력계수가 감소하는 원인이 된다.



(a) h/c=0.25



(b) h/c=3

Fig 3. 에어포일 압력분포(AOA 0°)

2.3.2 플랩

플랩을 장착한 형상의 공력 계수의 결과는 Table 3에 정리되어 있다. 플랩을 장착하게 되면 받음각 10°에서 플랩의 끝부분이 지면과 맞닿게 되어 지면을 모사하기 어렵기 때문에 해석에서 제외시켰다. 해석결과 0°의 조건에서는 지면과의 거

리가 h/c=0.5일 때 최대 양항비를 가지며, 일반적인 항공기가 이륙할 때의 받음각인 5°에서는 지면과 가장 가까운 h/c=0.25에서 양항비가 가장 크다.

Fig 4에 받음각 5°에서 높이에 따른 에어포일과 플랩을 장착한 형상의 양항비를 비교해 놓았다. 플랩을 장착하게 되면 계산을 수행한 모든 높이에서 에어포일에 비해 양항비가 증가된 것을 확인 할 수 있다. 이를 통해 항공기가 비행 중 지면과 가장 근접하며, 받음각 5°의 조건을 가지고 있는 이륙 상황에서 플랩을 장착 한다면 비행성능이 향상되는 이점을 가진다.[4]

Table 3 플랩 해석 결과

AOA(°)	h/c	C_l	C_d	C_m	L/D
0	0.25	1.2811	0.0220	-0.226	58.18
	0.5	1.0857	0.0168	-0.177	64.72
	1	1.0901	0.0182	-0.179	59.73
	3	1.1182	0.0193	-0.184	57.91
5	0.25	1.5473	0.0225	-0.185	68.67
	0.5	1.4559	0.0228	-0.157	63.87
	1	1.4368	0.0274	-0.152	52.47
	3	1.5077	0.0293	-0.159	51.40
10	0.25
	0.5	1.8480	0.0555	-0.178	33.27
	1	1.4572	0.0544	-0.096	26.79
	3	1.7743	0.0430	-0.121	41.252

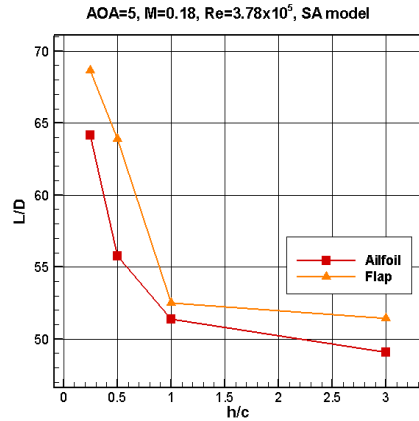


Fig 4. 에어포일과 플랩의 양항비(AOA 5°)

2.3.3 플라잉디스크

플라잉디스크 해석 결과는 에어포일과 반대로 10°를 제외하고는 지면에 가까울수록 양력 계수는 증가, 항력 계수는 감소하는 경향을 뚜렷하게 보여준다. 특히 받음각 0°에서 h/c=0.25의 양력 계수는 h/c=0.5의 양력 계수보다 약 3배가 더

큰 값으로 계산이 된다. 즉 비행속도가 줄어들어도 지면과 가까워지면서 지면효과로 인해 양력 계수가 급증함으로 양력 또한 증가하게 되고, 그 결과 플라잉디스크가 다시 상승을 하게 된다. 실제 플라잉디스크의 비행경로를 보면 비행 중 속도가 감소하여 지면과 일정거리 까지 가까워지다가 다시 상승을 하는 경로가 나타난다.

Table 4 플라잉디스크 해석 결과

AOA(°)	h/c	C_l	C_d	C_m	L/D
0	0.25	0.435	0.074	0.022	5.81
	0.5	0.116	0.079	0.013	1.461
	1	-0.029	0.077	0.010	-0.37
	3	-0.084	0.077	0.007	-1.09
5	0.25	1.621	0.054	0.149	29.69
	0.5	1.465	0.064	0.137	22.68
	1	1.378	0.074	0.128	18.49
	3	1.385	0.082	0.127	16.82
10	0.25	1.644	0.145	0.097	11.33
	0.5	1.836	0.076	0.261	24.06
	1	1.876	0.087	0.263	21.56
	3	2.050	0.100	0.282	20.34

하지만 h/c=0.25, 받음각 10°에서 일반적인 지면효과와 방향과 반대로 양력 계수는 감소, 항력 계수는 증가 하게 된다. Fig 6은 받음각 10°에서 플라잉디스크 주변의 압력분포와 유동흐름을 표시하였다. (a) h/c=0.25에서는 격자를 생성하는 과정에서 플라잉디스크의 뒷전 부분이 지면에 근접하여 구현되면서 형상 내부에 갇혀있는 유동흐름에 큰 간섭을 주면서 공력 특성이 변하기 때문에 위와 같이 일반적인 지면효과와 특성과는 반대 현상이 발생하였다.[5] h/c=0.25를 제외한 다른 높이에서는 지면과 뒷전의 영향에 의한 간섭이 적기 때문에 지면에 가까울수록 일반적인 지면효과로 인한 양항비의 상승을 보인다.

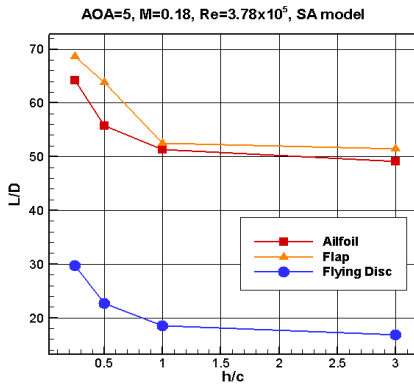
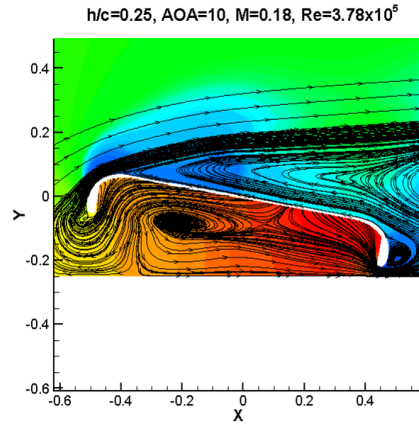
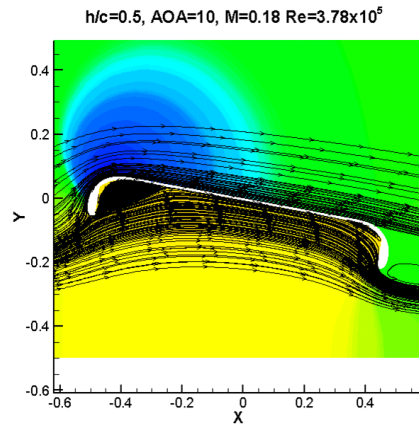


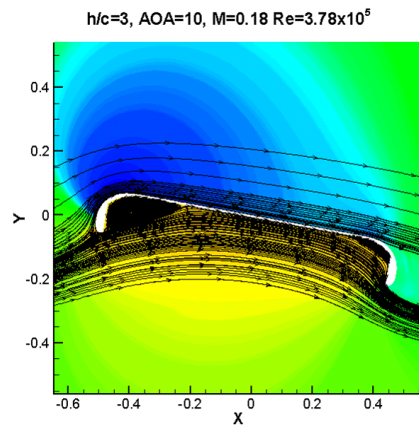
Fig 5. 에어포일, 플랩, 플라잉디스크의 높이에 따른 양항비(AOA 5°)



(a) h/c=0.25



(b) h/c=0.5



(c) h/c=3

Fig 6. 플라잉디스크 압력분포(AOA 10°)

결론

본 연구에서는 지면효과를 고려한 비행체에 따른 공력 특성을 분석하기 위해 에어포일, 플랩을 장착한 에어포일 그리고 플라잉디스크를 선택하여 세 가지 형상에 대해 지면과의 높이를 변화시키면서 해석을 실시하였다. 그 결과 전반적으로 지면과 가까울수록 양력 계수는 증가하고, 항력 계수는 감소하여 양항비가 증가하는 해석 결과를 확인하였다. 특히 플랩을 장착하게 된다면 지면과 근접한 상황인 $h/c=0.25, 0.5$ 에서 에어포일보다 양항비 증가한다. 그 결과 이륙상황에서는 플랩을 작동시키는 것이 비행성능 향상에 도움이 된다고 예상 할 수 있다. 또한 고 받음각에서 지면에 높이에 따라 모멘트 계수가 급변하게 되어 안정성에 큰 영향을 미친다.

후기

본 논문은 2016년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 첨단 사이언스·교육 허브 개발 사업의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF-2016M3C1A6937383)

References

- [1] 2011, 유영현, 이주희, 신재호, 이상환, “지면효과가 있는 3차원 날개의 익단와류 거동 해석,” 대한기계학회 춘추학술대회, 1935-1940.
- [2] 2005, Potts, J.R., "Disc-wing Aerodynamics," Doctoral dissertation, The University of Manchester, Manchester.
- [3] 2001, 조정현, 김윤제, “지면효과를 받는 2차원 에어포일 주위 유동에 대한 연구,” 한국항공우주학회지, 29(5), pp.17-24.
- [4] 2012, Jay Gundlach, "*Designing Unmanned Aircraft Systems :A Comprehensive Approach*," AIAA EDUCATION SERIES.
- [5] 2001, Potts, J.R., and Crowther, W.J., “Flight control of a spin stabilised axi-symmetric disc-wing,” 39th Aerospace Sciences Meeting, Reno, Nevada, USA.