

Wing Spoiler 전개 각도에 의한 공력특성 변화와 Lift Dumping Effect 분석

이 영 준¹, 김 태 군²

¹충남대학교 항공우주공학과

²한동대학교 기계제어공학부

항공기의 착륙 과정에서 지면효과에 의해 기체가 원하는 위치에 착지하지 못하는 경우가 있다. 이러한 현상들로 인해 항공기의 착륙 실패 또는 활주로 이탈로 인한 인명피해로 이어질 수 있다. 본 연구에서는 이러한 착륙과정에서 쓰이는 날개의 부품중 하나인 Spoiler에 대한 공력 해석을 EDISON 전산열유체 시스템을 이용하여 진행해 보았다. 특히 Spoiler의 전개 각도를 다양하게 변화시켜가며 그 전개 각도에 의한 Lift dumping effect에 초점을 맞추어 연구를 진행하였다. 예상과 동일하게 전개각도가 커질수록 양력은 감소하였으며 항력의 경우 선형적으로 증가하는 양상을 보였다. 또한 전개각도가 20도보다 커지는 구간부터는 양력이 음수로 작아지는 현상을 확인할 수 있었다.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 스포일러(Spoiler), 양력(Lift), 익형(airfoil), 항력(Drag)

1. 서 론

여객기의 날개 창 측 자리에 앉아 밖을 바라보면 항공기의 착륙 시 날개의 뒷면이 일어나 있는 모습을 볼 수 있다. 이때 전개되어있는 부분은 흔히 Air brake로도 불리는 Spoiler이다. Spoiler는 항공기의 착륙 과정에서 기체가 지면효과에 의해 활주로에 착지하지 못하는 현상을 방지하기 위하여 양력을 줄이고 또한 기체를 누르는 역할까지도 하며 동시에 항력을 증가시켜 착륙 속도를 감소시키는 일종의 브레이크 역할을 하기도 한다. Spoiler는 항공기의 착륙 과정에만 쓰이는 것은 아니다. 급격한 경로 선회를 해야 하는 전투기의 경우가 Spoiler의 감속 기능을 이용하여 급기동을 하는 경우도 있다. 본 연구에서는 EDISON 열유체 시스템을 이용하여 이러한 다양한 기능을 갖는 Spoiler의 공력 특성을 분석해 보았다.

2. 본 론

2.1 Case의 설정

일반적인 항공기의 Spoiler 전개 각도는 최대 50°이다. 본 연구에서는 Spoiler의 전개 각도에 따른 공력 특성을 알아보기 위하여 Spoiler가 전개되지 않은 0°부터 최대 전개각도인 50°까지 10° 간격으로 순차적으로 변화시켜 가면서 분석을 해보기로 하였다. 본 연구의 참고 논문의 연구 자료를 참조하여 기본 익형 형상은 NACA 2415로 선정하였으며 Spoiler 형상의 경우 Fig. 1과 같은 방식으로 설정을 하였다. Spoiler는

날개의 Chord length의 0.7배인 위치에 놓이게 되며 이때 수평면과 Spoiler upper surface와의 각도를 Spoiler angle로 설정하였다. Spoiler의 길이는 전체 Chord length의 0.15배로 고정시켰으며 본 연구에서 설정한 6가지 Case의 경우 모두 동일한 크기로 설정되 Spoiler angle만을 변화시키며 격자를 생성하였다.



Fig. 1 Wing spoiler definition

2.2 격자의 생성

이번 연구에 사용된 격자 생성 프로그램은 EDISON 전산 열유체 시스템의 전처리 프로그램인 eMEGA(v3.4)를 사용하여 제작을 하였다. 격자의 형태는 모두 정렬격자로 제작을 하였으며 Fig. 2에서와 같이 총 격자의 개수는 약 65000개, 블록의 개수는 7개로 구성이 되어 있다.

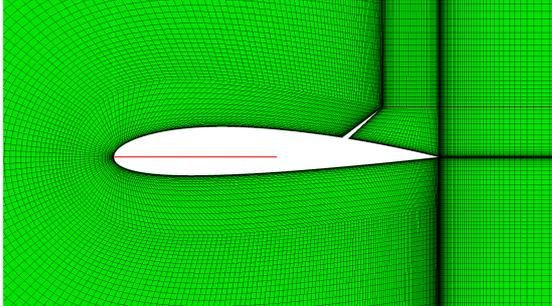


Fig. 2 Wing spoiler grid generation

유동해석에 사용되는 2D_Incomp_P 해석자의 경우 k-w SST 난류 모델을 사용하기 때문에 이 경우에는 첫 격자 간격인 y^+ 를 1로 설정해 주어야 한다. 따라서 본 연구에 사용된 격자의 경우에도 첫 격자의 간격을 그에 맞게 설정하여 제작하였으며 익형 유동 해석 시 주로 사용되는 C-type 형태로 제작하여 해석을 진행하였다.

2.3 해석자 설정

Spoiler는 보통 항공기의 착륙 과정에서 많이 쓰이는 보조 날개이다. 따라서 유동조건을 설정하는 데 있어 경항공기의 일반적인 착륙 속도인 약 50 [m/s]와 받음각 5° 를 기준으로 두고 해석을 진행하게 되었다. 이때 Reynolds number는 대략 333만이 되며 완전 난류 유동인 것을 가정하였다. 이에 따라 비압축성 해석자를 이용한 계산이 가능할 것으로 판단하여 서울대 개발의 2D_Incomp_P 솔버를 사용하여 연구를 진행하게 되었다. 이 해석자의 경우 기본적으로 k-w SST 완전난류 모델을 적용하여 해석을 진행할 수 있다.

3. 해석 결과

3.1 양력과 항력의 변화

Table 1 Aerodynamic characteristics of wing

| Spoiler angle[°] | C_l | C_d | L/D |
|------------------|---------|--------|---------|
| 0 | 0.7009 | 0.0107 | 65.6022 |
| 10 | 0.2480 | 0.0319 | 7.7729 |
| 20 | -0.0067 | 0.0464 | -0.1455 |
| 30 | -0.2008 | 0.0651 | -3.0868 |
| 40 | -0.3699 | 0.0829 | -4.4626 |
| 50 | -0.5042 | 0.1014 | -4.9724 |



Fig. 3 Lift coefficient



Fig. 4 Drag coefficient

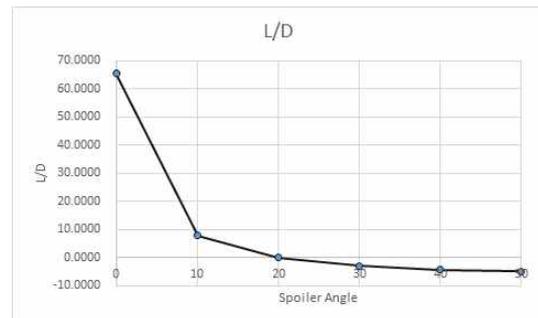


Fig. 5 Lift/drag ratio

2D_Incomp_P Solver를 이용하여 도출된 공력계수의 값은 Table.1 에서와 같이 나타나는 것을 알 수 있었다. 위의 표에서 Spoiler angle이 0° 인 case는 NACA2415 airfoil만 있는 경우의 해석 결과이다. 모든 해석case에 대하여 전체적으로 양력은 감소하고 항력은 증가하는 양상을 보였다.

특히 Spoiler 전개 각도가 20° 보다 커지는 경우부터는 양력계수가 음의 값을 나타내고 있는데 이는 마치 수직방향으로 누르는 힘이 발생한 것과 같다고 볼 수 있다. 착륙과정에서 지면효과에 의해 발생하는 양력을 Spoiler의 전개를 통하여 억제할 수 있는 셈이다.

항력의 경우 10° 간격으로 Spoiler의 각도를 변화시켜 보았

을 때 거의 선형적으로 증가하는 모습을 보였는데 최대 각도로 전개가 된 경우에는 전개되지 않았을 때 보다 10배가량의 항력이 발생한 것을 확인할 수 있었다. 이러한 항력의 증가는 항공기의 속도를 늦추어 착륙거리를 줄여주는 기능도 해줄 것으로 판단된다.

3.2 후처리 가시화

후처리에 사용된 소프트웨어는 EDISON 열유체시스템의 후처리 프로그램인 eDAVA(v3.2)를 이용하여 진행하였다. 우선 날개 주변에서의 압력 변화가 나타날 것으로 판단하여 Pressure coefficient를 가시화하여 나타내본 결과 Fig. 6과 7에서와 같이 서로 상이한 압력 분포를 나타냄을 알 수 있었다. 두 경우의 contour는 동일한 범위 제한을 주어 가시화한 모습이다. Spoiler가 전개되지 않은 NACA 2415의 해석에서는 upper surface의 압력이 lower surface에 비해 더 낮고 이로 인해 양력이 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 하지만 Fig. 7에서와 같이 Spoiler가 50°로 전개된 경우에는 lower surface의 압력이 upper보다 낮아져 결국 양력의 경우에도 음의 값을 나타냈다.

또한 Spoiler의 뒷부분 압력이 lower surface와 마찬가지로 낮은 것으로 보아 항력을 증가시키는 요인으로도 작용하였을 것으로 판단이 된다.

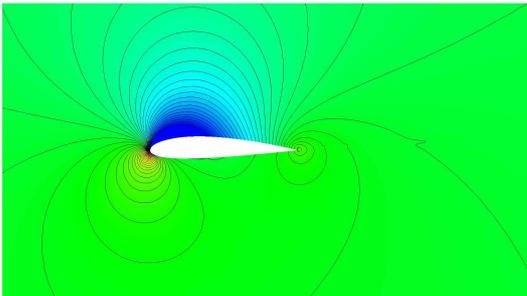


Fig. 6 NACA 2415 pressure contour

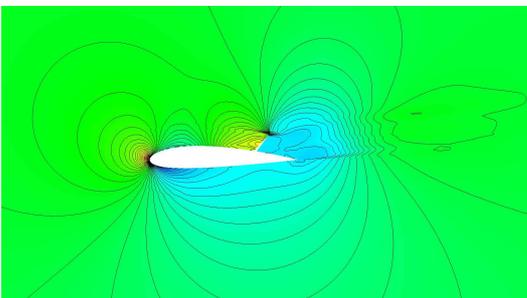


Fig. 7 Spoiler angle 50° pressure contour

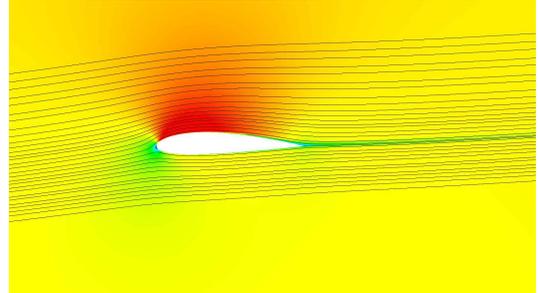


Fig. 8 NACA 2415 velocity contour

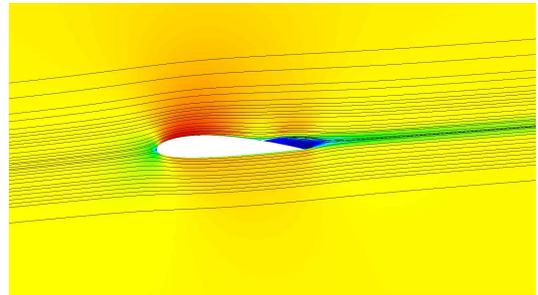


Fig. 9 Spoiler angle 10° velocity contour

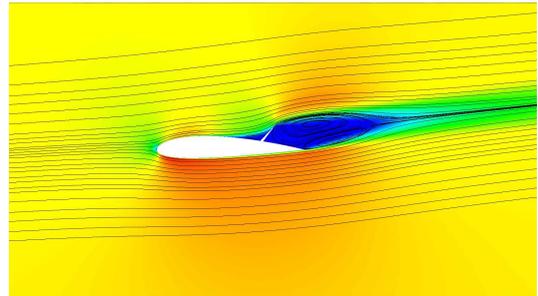


Fig. 10 Spoiler angle 50° velocity contour

Fig. 8과 9는 동일한 값으로 제한을 하여 나타낸 속도분포 contour이다. 이를 따라 streamline을 그려본 결과 기본 익형 형상에서는 보이지 않던 재순환 영역이 Spoiler의 뒤쪽으로 발생하는 것을 확인할 수 있었다. 이때 전개 각도에 따라 각기 다른 흐름 형상을 보이는데, Spoiler 각도를 10°로 설정한 case의 경우 Spoiler의 앞쪽으로는 유동이 큰 변화 없이 흐르는 것을 확인할 수 있었으나 그보다 큰 각도에서는 재순환영역이 발생하는 것을 볼 수 있었다. 이는 airfoil을 따라 흐르는 유동이 Spoiler의 전개로 인해 흐름의 방해로 받아 발생하는 현상으로 판단된다.

4. 결 론

본 연구는 EDISON 전산열유체 시스템을 이용하여 항공기의 날개에 장착되는 Wing spoiler에 대한 공력 특성을 알아보고자 진행되었다. 일반적인 Spoiler의 전개 각도인 50°를 기준으로 10° 간격으로 0°부터 총 6가지 case를 생성하여 공력해석을 수행하였다. 그 결과 Spoiler의 전개 각도가 커질수록 양력은 감소하고 항력은 선형적으로 증가하는 것을 확인할 수 있었다. 양력의 경우 전개각도가 20° 이상인 부근에서 그 값이 음의 값을 나타내는데 이는 upper surface보다 lower surface의 압력 분포가 더 낮아져 발생하는 것으로 분석된다. 또한 Spoiler의 전개에 의해 뒷부분에 재순환영역이 발생하였고 그 크기는 전개각도에 비례하여 커졌다.

후 기

본 논문은 2015년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 첨단 사이언스·교육 허브 개발 사업의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF-2011-0020557)

References

- [1] 2012, Mohammad Mashud , Mausumi Ferdous and Shahriar Hossain Omee, "Effect Of Spoiler Position On Aerodynamic Characteristics Of An Airfoil," IJMME-IJENS Vol.12, No.6.
- [2] 1947, James E. Fitzpatrick and G. Chester Furlong, "EFFECT OF SPOILER-TYPE LATERAL-CONTROL DEVICES ON THE TWISTING MOMENTS OF A WING OF NACA 230-SERIES AIRFOIL SECTIONS", Langley Memorial Aeronautical Laboratory, Washington, NACA TN No. 1298
- [3] 1997, R.A. Stuckey, "A Comparison of Spoiler Aerodynamic Characteristics as Estimated from Flight", IAC-97 International Aerospace Congress Proceedings, Vol. 2. Sydney, NSW, 1997 pp. 721-731.
- [4] 2011, Sven Geisbauer, "Numerical Spoiler Wake Investigations at the Borders of the Flight Envelope" 29th AIAA Applied Aerodynamics Conference, AIAA 2011-3811