

슬랫에 의한 항공기 주날개 공력특성변화 연구

이영준^{1*}, 김정훈¹, 서영득¹
충남대학교 항공우주공학과¹

초 록

항공기 운항 중에 가장 연료가 많이 소모될 때는 순간 고출력이 필요한 이륙 순간이다. 항공기가 이륙 시 보다 적은 연료를 이용하여 효율적인 비행을 위해 고양력 장치를 사용하고 있다. 본 연구에서는 항공기가 이륙 시 사용되는 고양력 발생 장치 중 하나인 Slat을 이용하여 Slat의 각도 변화에 따라 가장 효율적인 공력특성을 찾아보았다. Slat의 각도를 15°, 20°, 25°, 30°로 변화시켜 보면서 공력 특성 값들을 확인한 결과 Slat이 있는 경우 NACA2415만 있는 경우보다 양력계수가 좋아졌으나 Slat 뒷전의 와류에 의해 항력계수가 약간 증가 하는 모습을 보였다. 본 실험 case 중에서는 Slat 각도가 30°일 때 Slat 뒷전의 와류가 사라져 가장 우수한 공력 특성을 보였다.

Key Words : 슬랫(Slat), 고양력장치(High Lift Device), 양력계수(Lift Coefficient)
항력계수(Drag Coefficient)

1. 서 론

항공기는 양력에 의해 뜨고 양력은 날개가 넓을수록, 동시에 항공기 속도가 빠를수록 커지기 때문에 이·착륙 시에 날개 면적을 최대화하여 양력을 증가시킨다. Slat은 주익의 앞부분에 장착이 되는 고양력 장치로 높은 압력의 공기를 날개 윗면으로 유도함으로써 날개 윗면을 따라 흐르는 공기 와류 영역을 뒤쪽으로 밀어내어 실속받음각을 증가 시키는 동시에 최대양력을 증가시키는 장치이다. 본 연구에서는 항공기가 이륙 시에 slat의 각도를 15°, 20°, 25°, 30°로 변화시켜 보면서 각도에 따라 공력특성이 어떠한 변화를 가지는지, 어느 각도에서 가장 효과적인 양력 값을 가지는지에 대해 EDISON_CFD를 통해 분석하려 한다. R.Jozwiak와 K.Kubrynski가 진행한 연구^[1]를 토대로 주 날개의 airfoil을 NACA2415로 지정하고 Slat은 NACA0010, 길이는 주 날개 Chord Length의 10% 길이로 선정하여 연구방안을 모색하였다.

2. 본 론

2.1 날개 형상 및 실험 설계

본 연구에서는 Slat의 각도와 위치에 따라 다양한 연구 결과가 나와 있는 R.Jozwiak와 K.Kubrynski의 연구 논문을 참조하였고 이를 토대로 주 날개를 NACA2415, Slat을 주 날개 Chord Length의 10% 길이로 NACA0010으로 선정하였다. 이륙 각은 Airfoil Tools에 있는 Airfoil

data information의 Cl/alpha 그래프를 통해 확인하여 NACA2415가 최대의 양력을 갖는 16°로 고정시켰고 유속의 경우 주 날개에 NACA2415를 사용한 Cessna 1034 XMC와 가장 흡사한 규격의 CESSNA MODEL 162 GARMIN G300항공기의 Manual^[2]을 참고하여 130km/h로 설정하였다. Slat의 각도는 15°, 20°, 25°, 30°로 결정하였고 EDISON_CFD를 이용하여 시뮬레이션을 진행하였다.

2.2 Airfoil 형성 및 격자 생성

주 날개의 앞부분에 장착이 되는 Slat은 일반적인 형태의 C-type 격자로 Mesh를 생성 할 경우 정확하지 못한 data를 추출하거나 실험이 값이 수렴되지 못할 우려가 있었다. 격자의 질을 향상하고 Slat에 의한 주익의 공력변화를 정밀하게 확인해 보기 위하여 그림 1. 과 같은 형상으로 Block을 생성 해 보았다.

위의 mesh에 생성된 격자의 총 개수는 51698개 이며 Block은 총 8개를 생성하였다. Spacing 시 적용된 ds_first 값은 3×10^{-5} 이었으며 Slat과 주익 주변의 유동을 자세히 관찰하고자 두 형상 사이 및 주변에 추가적인 Block을 생성하였고 날개 주변은 Marching 기법을 사용하여 C-type의 격자 형태를 구현하였다. 위와 같은 형태를 유지하면서 다른 Slat 각도를 가지는 형상을 제작 하였으며 Slat의 효과를 비교해 보기 위하여 NACA 2415 Airfoil에 대한 C-Type 격자 또한 생성하여 함께 진행하게 되었다.

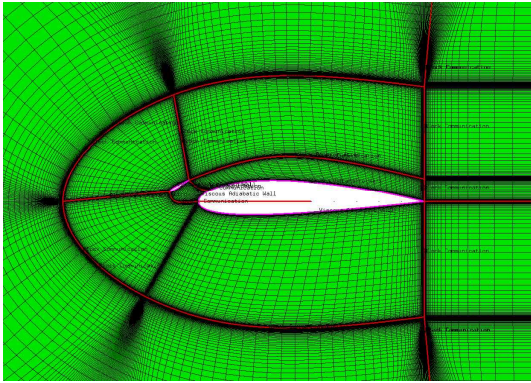


그림 1 격자의 생성

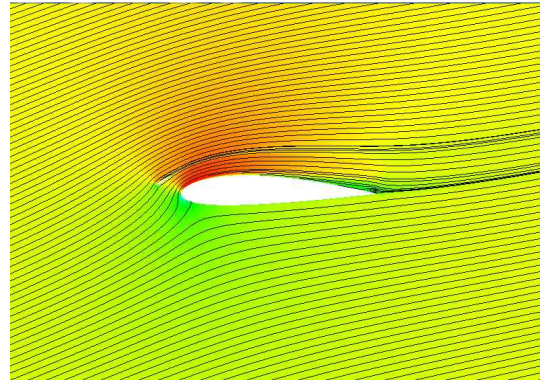


그림 2 Slat 30°가 장착된 날개의 유동해석 결과

표 1 주 날개 airfoil 유동 조건

Solver	Reynolds No.	Flow Type	AOA	Steadiness	Iteration
2D_Incomp-2.1_P	840,000	Turbulent flow	16°	Steady flow	100,000

2.3 유동 해석 진행

항공기의 크기와 목적 등에 따라 이륙 조건은 각기 다르지만 본 실험에선 앞서 선정된 CESSNA MODEL 162 GARMIN G300 항공기의 유속과 Slat의 효과를 극대화 하여 시각적으로 확인해 보기 위하여 NACA2415의 실속각을 유동조건으로 설정하여 유동 해석을 실행하게 되었다.

2.4 해석결과

EDISON_CFD를 이용하여 공력 해석 시뮬레이션을 실행 해 본 결과 eDAVA를 이용하여 후처리를 진행한 결과 그림2와 같이 유동 가시화를 해볼 수 있었다.

그림 3을 보면 NACA2415만 있는 경우 airfoil 뒷전에 와류가 크게 발생하는 것을 볼 수 있다. NACA2415에 각도 15°의 Slat을 장착 한 경우 NACA2415만 있는 경우와 달리 Slat 뒷전에 와류가 발생하고 주익 뒷전의 와류는 크게 감소함을 볼 수 있다. 또한 Slat을 장착 한

경우 NACA2415 윗부분의 유동이 더 빨리 흐름을 알 수 있다. 이론적으로 Slat이 높은 압력의 공기를 날개 윗면으로 유도하고 후류가 발생하지 않도록 도와주는 역할을 하는데 해석결과 그림 3에서 이론과 같은 현상을 보이는 것을 확인할 수 있었다. 그림 4를 보면 Slat의 각도가 커질수록 Slat 뒷전에 나타나는 와류는 작아짐을 확인할 수 있으나 주익의 뒷전의 와류 크기에는 크게 영향을 미치지 않는 것으로 보인다.

NACA2415만 있는 경우보다 Slat의 각도가 커질수록 양력계수의 값이 커짐을 수치적으로 확인할 수 있었다. 즉 고양력장치인 Slat이 항공기의 양력을 크게 증가시키는 역할을 하는 것을 확인할 수 있었다. 하지만 Slat이 있는 경우 항력계수의 값이 크게 증가하고 Slat의 각도가 커짐에 따라 항력계수의 값이 줄어들어 Slat의 각도가 30° 일 때는 NACA2415만 있는 Type과 항력계수가 거의 같아지는 것을 확인할 수 있었다. 따라서 수치적으로 Slat의 각도가 30° 일 때가 양력계수가 가장 크고 항력계수도 가장 작기 때문에 본 연구 Case 중에

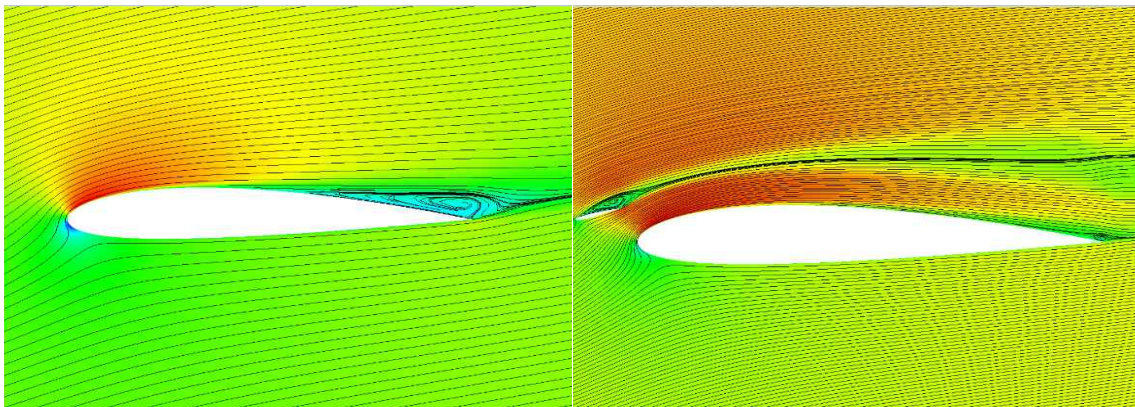


그림 3 NACA2415만 있는 경우와 NACA2415에 Slat이 15°로 장착되어 있는 경우의 streamline

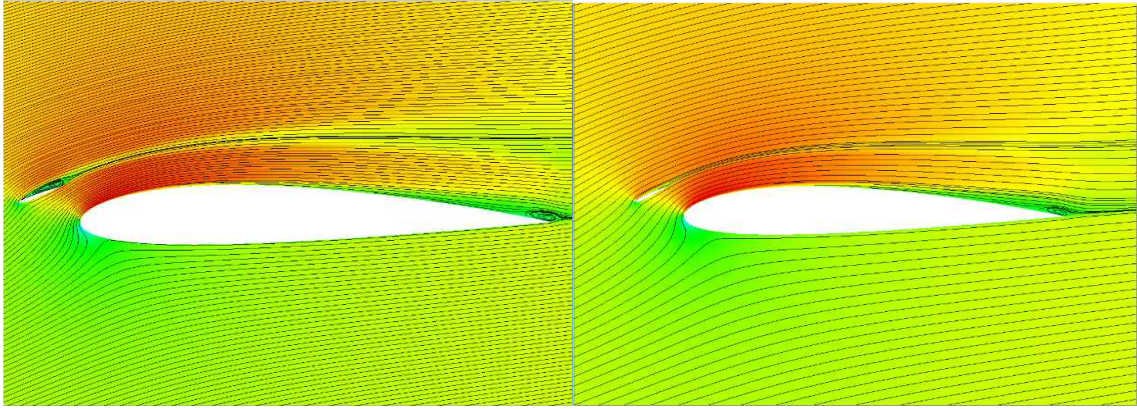


그림 4 NACA2415에 Slat이 25°로 장착되어 있는 경우와 30°로 장착되어 있는 경우의 streamline

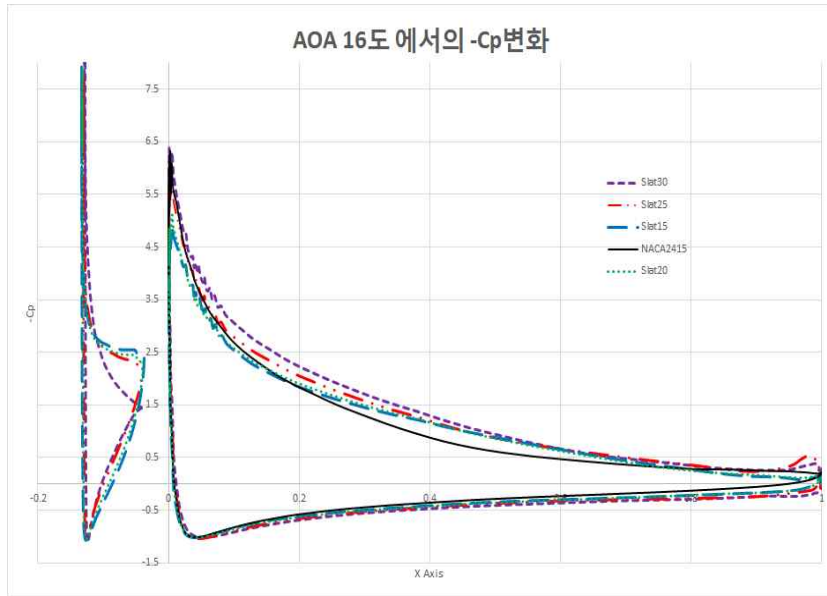


그림 5 NACA2415 AOA16°에서의 -Cp변화

표 2 Type에 따른 양력계수와 항력계수

Type	NACA2415	Slat 15	Slat 20	Slat 25	Slat 30
Lift coefficient	1.488	1.838	1.83	1.956	2.036
Drag coefficient	0.00758	0.15052	0.1313	0.120166	0.007864

서는 가장 효과적인 Type인 것으로 볼 수 있다.

그림 3에서 NACA2415만 있는 경우 airfoil 윗면, 아랫면의 Cp차이가 가장 작고 Slat의 각도가 커질수록 Cp의 차도 커짐을 확인할 수 있다. 즉 NACA2415만 있는 경우보다 Slat이 있는 경우, Slat의 각도가 커질수록 airfoil 윗면과 아랫면의 Cp차가 커져 양력이 커지는 효과를 일으키는 것을 확인할 수 있었다.

3. 결론

본 연구는 EDISON-CFD를 통하여 Slat의 유무에 대한 공력특성의 차이와 Slat 각도의 변화에 따른 공력특성의 변화를 알아보기 위하여 연구를 진행하였다. NACA2415만 있는 경우보다 Slat이 있을 때의 양력계수

가 증가하였으나, 항력계수도 같이 증가 하는 현상이 발생하였다. 이는 Slat이 장착됨에 따라 Slat 뒷부분에 발생하는 와류 영역으로 인해 생기는 현상으로 분석된다. 그러나 Slat의 각도를 점차 높였을 때 양력계수가 커지는 동시에 Slat 뒷부분의 와류가 감소하여 결과적으로 항력계수가 줄어들어 본 실험 Case 중에서는 Slat의 각도가 30° 일 때 가장 우수한 공력특성을 보였다. Slat 각도가 30°이상인 경우에 대한 실험을 추후 진행하여 Slat의 각도에 따른 주 날개의 공력 특성 변화를 관찰 해 볼 필요가 있을 것으로 사료된다.

후 기

본 논문은 2015년도 정부(미래창조과학부)의 재원으로 한국연구재단 첨단 사이언스·교육 허브 개발 사업

의 지원을 받아 수행된 연구임(No. NRF-2011-0020557).

참고문헌

- [1] R. Jozwiak and K. Kubrynski,, 2007 "New Slat Concept for Flow Control Over Airfoil," AIAA, 2007-1468
- [2] CESSNA AIRCRAFT COMPANY WICHITA, KANSAS, USA,, JULY 2009, "Pilot's Operating Handbook And Flight Training Supplement", CESSNA MODEL 162, Serials 16200001 AND ON, P A R T NUMBER : 162PHUS-04, pp. section 4-20