

스포일러가 장착된 BWB형상 UCAV의 이차원 유동해석

고아림¹, 정유리¹, 신동민¹

¹한서대학교 항공기계학과

본 논문은 EDISON CFD를 사용하여 스포일러가 장착된 무미의 BWB UCAV에 대하여 이차원 유동해석을 수행하였다. 무미의 형상은 일반적인 항공기보다 롤과 요 방향의 안정성과 조종성에 있어 불리한 특징을 갖는데 특히 이·착륙 시 고 받음각의 영역에서 발생하는 Pitch-up 현상이 항공기 안정성에 문제를 야기한다. 수직 미익 부재와 pitch-up 현상으로 인한 BWB형상의 UCAV가 지나는 단점을 보완하기 위해서 스포일러가 장착된 형상이 적용되기도 한다. 본 연구에서는 윗면과 아랫면에 스포일러가 장착된 경우에 대해 전산유동해석을 수행하였다. 해석결과 윗면의 스포일러는 양력의 감소와 항력의 증가를 야기했으며, 아랫면의 스포일러는 양력과 항력을 모두 증가시켰다. 피칭모멘트의 경우 아랫면의 스포일러가 저받음각에서 안정성을 증가시켰다.

Key Words : 전산유체역학(CFD), 연속일체형 날개-동체(Blended Wing Body), 무인전투기(Unmanned Combat Air Vehicle), 스포일러(Spoiler), 피칭 모멘트(Pitching moment)

1. 서 론

UCAV(Unmanned Combat Air Vehicle, 무인전투기)는 무인기 중 무기 장착 시스템을 갖추어 전술 임무를 수행할 수 있는 항공기다. 주로 장기 체공을 하며 정찰 임무에 치중하는 일반 무인기와는 달리 UCAV는 생존율을 높이기 위해 스텔스와 같은 저관측성과 높은 기동성이 요구된다. 최근 들어 UCAV 플랜 폼은 독일의 SACCON, 미국의 UCAV 시리즈와 같이 삼각익을 기본으로 램다, 다이아몬드 형의 조합으로 연속일체형 날개-동체(Blended Wing Body) 형태로 발전하는 추세다.[1,2]

이러한 형상에서 가장 지배적으로 나타나는 공기역학적 특징은 1, 2차의 앞전와류(Leading Edge Vortex)의 발달 및 붕괴이며, 이 와류는 실속을 지연시키고 최대 양력을 높이는 등의 장점이 있지만 갑작스런 붕괴로 예기치 못한 pitch-up 현상이 일어나는 것과 같은 비선형적인 공력특성을 보인다.[3]

또한 무미의 BWB 형상은 일반적인 항공기보다 롤과 요 방향의 안정성과 조종성에 있어 불리한 특징을 보인다. 일반적인 항공기가 주날개의 에일러론, 수평미익의 엘리베이터, 수직미익의 러더로 각각 롤, 피치, 요 방향의 운동을 제어하는데 반해 무미의 BWB 항공기는 양 날개에 엘레본(Elevon)이라 불리는 조종면이 항공기의 운동을 제어하게 된다. 엘레본은 엘리베이터(Elevator)와 에일러론(Aileron)의 합성어로, 양 날개의 좌·우 엘레본이 동시에 위아래로 구동될 때는 엘리

베이터의 역할을, 좌·우 엘레본이 각각 반대방향으로 움직일 때는 에일러론의 역할을 지니며 항공기의 롤 운동을 발생하게 한다. 그러나 수직 미익이 존재하지 않기 때문에 역요 현상 발생, 실속 회복성 불리 등 항공기의 안정성과 조종성에 있어 일반적인 항공기에 비해 불리한 특징을 지니며, 이러한 특징을 보완하기 위해 부가적인 장치나 방법이 필요하게 된다.[4]



Fig. 1 Airbus A380 during landing phase with spoilers and high lift devices fully deployed

수직 미익 부재로 인한 UCAV가 지나는 단점을 보완하기 위해서는 다양한 방법이 있다. 영국의 Taranis UCAV는 롤과 요 방향의 안정성과 조종성 향상을 위하여 엘레본과 스포일러를 사용하였다. 스포일러는 날개의 윗면에 장착되어 항공기

에서 양력을 감소시키고 항력을 증가시키는 역할을 한다. 비행 중 오른쪽으로 선회하기 위해 오른쪽의 윙 스포일러를 올리면 오른쪽 날개에 대한 양력은 감소하게 되고 항력은 증가하게 된다. 스포일러의 효과 때문에 오른쪽 날개는 내려가게 되고 항공기는 오른쪽으로 뱅크와 요가 생기기 때문에 스포일러를 이용한 선회는 에일러론만을 사용할 때와 달리 역요현상 또한 발생하지 않게 된다. 또한 스포일러를 사용한다면 수직 미익 부재로 인한 단점을 극복하는 것 외에도 날개 두쪽의 스포일러를 올림으로써 수평비행에서 느려지게 하거나 비행속도 증가 없이 빠르게 하강할 수 있으므로 급격한 기동이 가능하게 된다.[5]

본 연구에서는 UCAV에 사용되는 에어포일 NACA 64A210에 스포일러를 장착하여 이차원 전산유동 해석을 통하여 스포일러에 따른 pitch-up현상에 미치는 영향과 양력과 항력의 증감에 대한 영향을 알아본다.

2. 본론

2.1 계산 영역 및 형상 모델링

본 연구의 목적은 스포일러를 장착한 UCAV에 대해 이차원 전산유동 해석을 통하여 스포일러로 인한 영향을 확인하는 것이다. BWB형상 UCAV에 사용되고 있는 NACA 64A210 에어포일을 이용하여 이차원 전산유동 해석을 수행하였다.



Fig. 2 The UK Taranis

영국의 Taranis UCAV는 날개의 윗면과 아랫면에 스포일러가 장착되어있다. 본 연구에서는 Taranis UCAV를 모티브로 하여 각 날개의 윗면과 아랫면에 동시에 스포일러가 장착된 형상과 윗면, 아랫면에 따로 스포일러가 장착된 형상으로 스포일러의 각도는 0, 15°를 사용하여 총 4개의 형상에 대해 해석을 수행하였다.

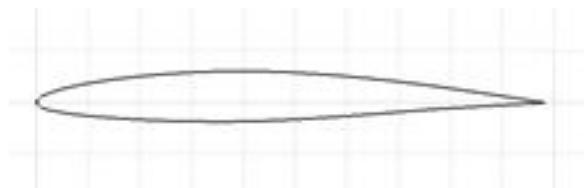


Fig. 3 NACA64A210 airfoil

2.2 격자 생성

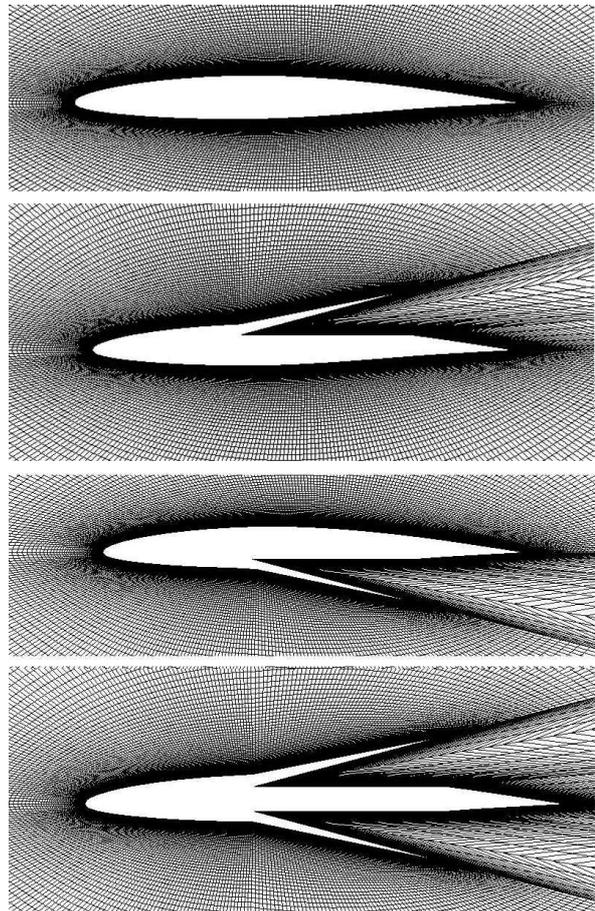


Fig. 4 Grid (4 cases)

본 연구에서는 EDISON CFD에서 제공하는 eMega를 사용하여 정렬 격자를 구성하였다. 에어포일 벽면에서 경계층을 모사하기 위해 격자 초기 간격을 0.0001로 하여 격자를 조밀하게 5×10^4 개의 격자를 생성했다. 각각 날개의 윗면과 아랫면에 스포일러가 장착된 형상으로 스포일러의 각도에 따른 영향을 살펴보기 위해 스포일러의 각도를 0, 15° 두 가지로 하여 Fig.3과 같이 총 4개의 격자를 생성했다.

2.3 전산해석

스포일러 크기가 이차원 단면상 차이가 있기 때문에 스포일러가 날개 단면상 차지하는 비율이 최대일 때 MAC의 길이를 0.7m로 풍속은 60m/s로 가정했고 이에 해당하는 레이놀즈수는 2.74×10^6 이다. 풍속 60m/s는 마하수 0.176이기 때문에 압축성 효과를 고려하지 않아도 되는 비압축성 유동이므로 해석식은 2D_incomp_P를 사용하였으며, CFL수는 1로 두어 계산을 수행하였다. 또한 정상상태로 해석하였으며 계산횟수는 12,000번으로 설정했다.

2.4 결과

격자 테스트를 통해 본 연구에서 사용된 격자의 적절성을 살펴보았다. Fig. 5, 6는 NACA 64A210의 격자 테스트 결과를 보여주고 있는데, 받음각에 따른 C_l , C_m 의 변화를 살펴보았다. C_l 을 살펴보면 세 가지 격자 모두 대체적으로 비슷한 경향을 보이지만 중간격자와 조밀한 격자에 비해 성긴 격자는 약간의 차이를 보인다. C_m 을 보면 중간 격자와 조밀한 격자는 받음각 12°에서 실험값과 유사한 경향을 보이며 큰 차이가 없다. 따라서 본 연구에서는 계산시간의 단축을 위해 중간 격자를 이용하여 계산을 수행하였다.

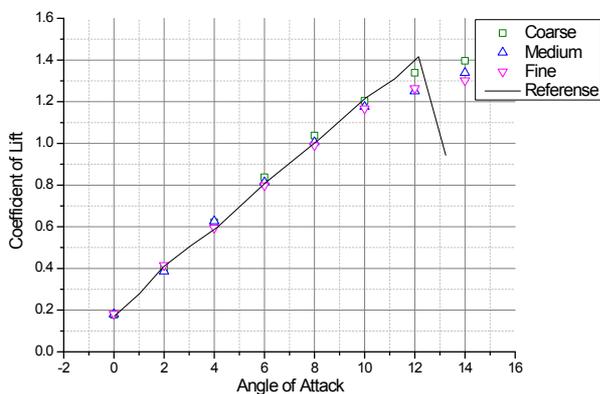


Fig. 5 Coefficient of lift

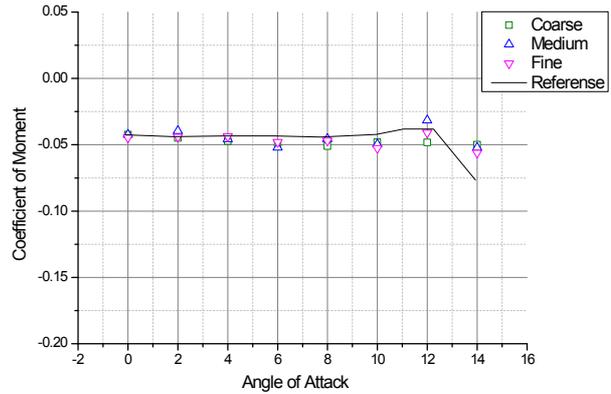


Fig. 6 Coefficient of moment

Fig. 7, 8, 9는 스포일러의 각도에 따른 네 가지 형상의 전산해석결과를 보여주고 있는데, 받음각에 따른 C_l , C_d , C_m 의 변화를 살펴보았다.

Fig. 7은 받음각에 따른 C_l 의 변화를 나타낸다. 받음각이 0°일 때 스포일러가 위쪽과 양쪽에 장착된 형상은 스포일러가 장착되지 않은 에어포일보다 양력계수가 작으며 아래쪽에 장착된 경우 양력계수가 더 큰 것을 알 수 있다. 또한 받음각 10°까지는 스포일러가 아래쪽에 장착된 경우의 양력계수가 장착되지 않은 에어포일의 양력계수보다 크지만 받음각 10° 이상부터는 실속으로 인해 양력계수가 감소함을 알 수 있다.

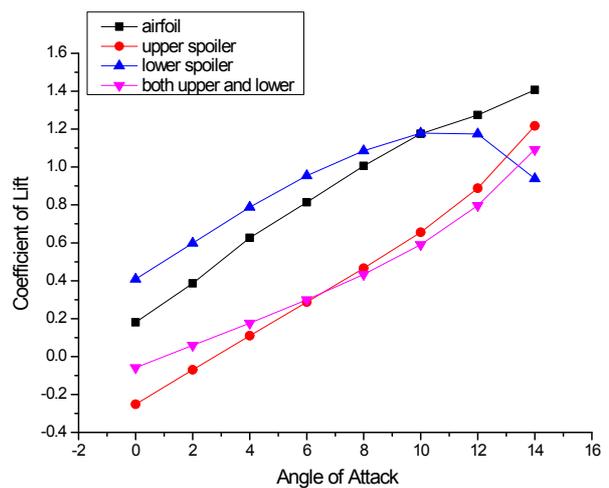


Fig. 7 Coefficient of lift

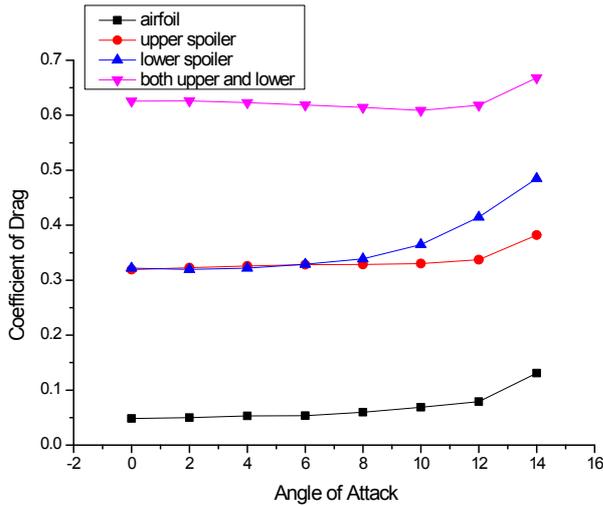


Fig. 8 Coefficient of drag

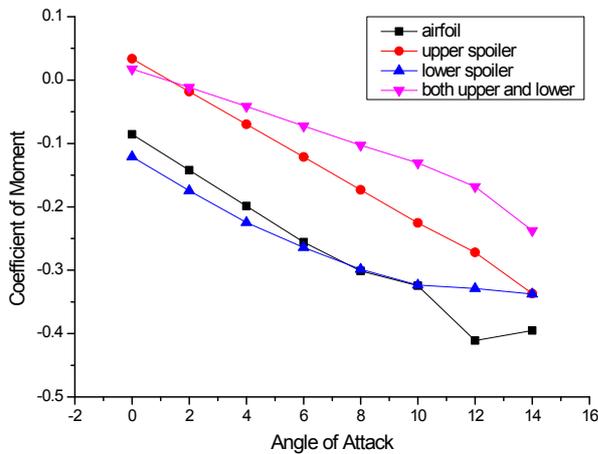


Fig. 9 Coefficient of moment

Fig. 8 받음각에 따른 C_d 의 변화를 나타낸다. 스포일러가 장착된 세 가지 형상 모두 스포일러가 장착되지 않은 에어포일의 항력계수보다 크다는 것을 알 수 있다. 또한 스포일러가 위, 아래에 동시에 장착된 형상은 에어포일의 항력계수보다 약 10배가 크다는 것을 알 수 있다. 스포일러가 위와 아래에 각각 장착된 두 가지 형상의 경우 받음각 6° 까지는 비슷한 값을 가지지만 받음각 6° 이상부터는 받음각 증가에 따라 스포일러가 위쪽에 장착된 형상에 비해 아래쪽에 장착된 형상이 항력이 더 높아진다. 받음각 증가에 따라 아래쪽에 장착된 스포일러의 단면적이 증가하게 되고 공기 유동을 크게 방해해 항력이 더 증가하는 것으로 보인다.

Fig. 9은 받음각에 따른 C_m 의 변화를 나타낸다. 모멘트 기준점은 에어포일의 앞전이다. 스포일러가 위쪽과 위, 아래에 동시에 장착된 형상은 에어포일보다 모멘트 계수가 크고 받음각 약 2° 이전에는 양수이고 이후에는 음수이다.

스포일러가 장착되지 않은 에어포일과 스포일러가 아래에 장착된 형상은 모멘트 계수의 값이 음수이다. 스포일러가 아래에 장착된 형상은 받음각 8° 이전에는 에어포일보다 모멘트 계수가 작지만 8° 이후에는 스포일러가 장착되지 않은 에어포일보다 모멘트 계수가 크다는 것을 알 수 있다. 에어포일보다 모멘트 계수의 값이 작다는 것은 에어포일의 받음각이 감소하는 방향으로 모멘트가 작용하고 있는 것이므로 받음각 8° 이전에는 아래에 장착된 스포일러를 사용해 안정성을 높일 수 있다.

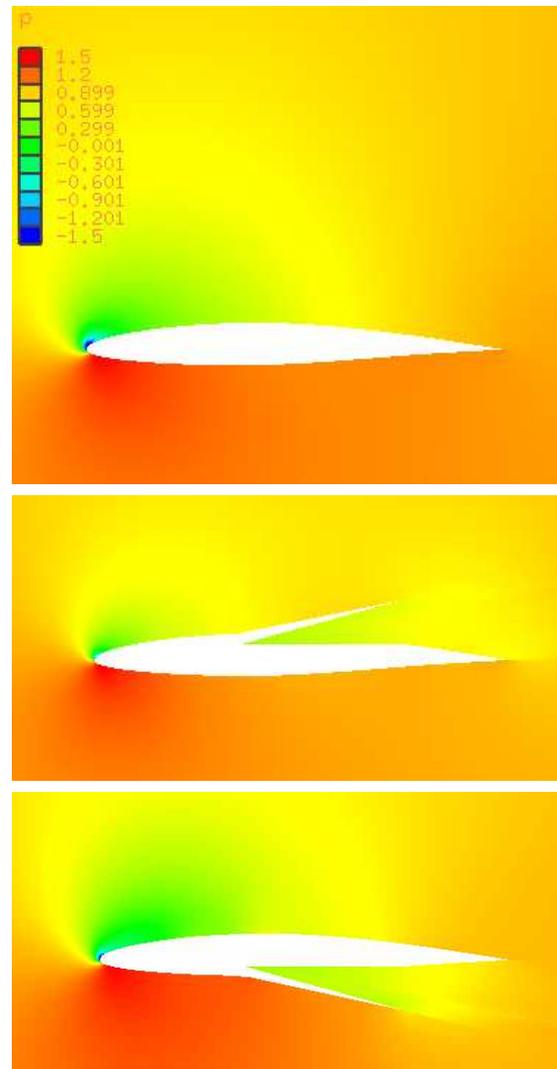


Fig. 10 Contour of pressure for AOA= 12°

Fig. 10은 스포일러가 위에 장착된 형상과 아래에 장착된 형상의 등압선도를 나타낸다. 두 형상의 스포일러의 앞면과 뒷면의 압력차로 인해 스포일러가 윗면에 장착된 형상은 받음각을 증가시키는 방향으로 모멘트가 작용하게 되고 스포일러가 아랫면에 장착된 형상은 받음각을 감소시키는 방향으로 모멘트가 작용하게 된다. 스포일러가 아래에 장착된 형상은 스포일러가 위에 장착된 형상에 비해 아랫면의 압력은 커지고 윗면의 압력은 낮아지므로 양력이 크게 작용한다.

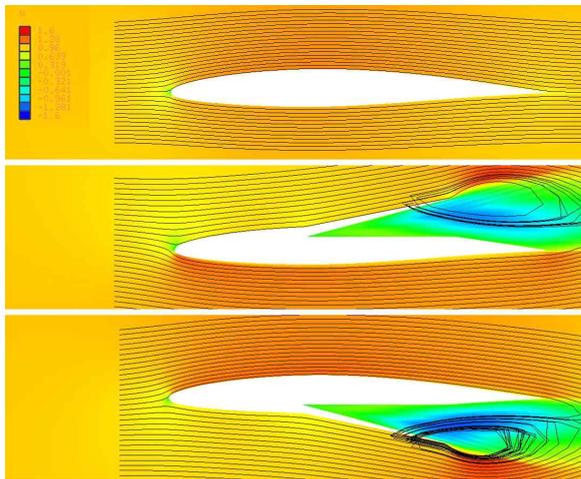


Fig. 11 Contour of U velocity and stream line for AOA=0°

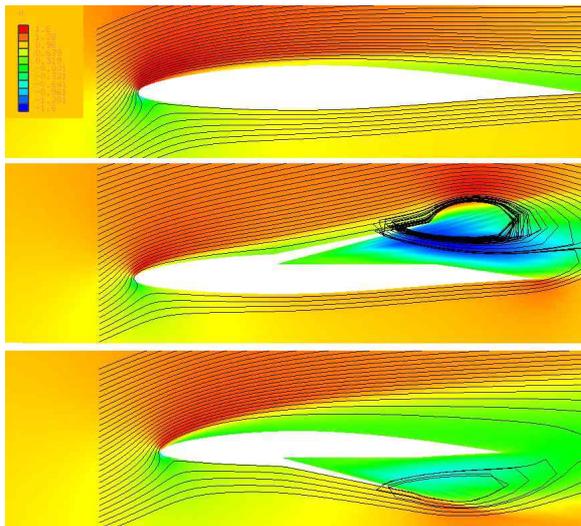


Fig. 12 Contour of U velocity and stream line for AOA=12°

Fig. 11, 12는 받음각 0, 12°에서의 등수평속도선도와 유선을 나타내는 그림이다. 두 그림을 비교해보면 스포일러가 위

에 장착된 경우 받음각이 증가함에 따라 와류의 세기가 증가하는 것을 확인할 수 있었고, 스포일러가 아래에 장착된 경우에는 받음각이 증가함에 따라 와류의 세기가 감소하는 것을 확인할 수 있었다.[6]

3. 결론

스포일러가 위, 아래, 양쪽에 장착된 에어포일에 대하여 이차원 전산유동 해석을 수행하여 스포일러에 의한 양력 및 항력의 변화를 살펴보았다. 위와 아래에 각각 장착된 스포일러의 효과를 살펴보면 아래에 장착된 스포일러는 받음각 10°까지는 에어포일보다 양력이 큰 것을 보인다.

양력감소와 항력증가의 효과로 스포일러를 이용한 선회를 하므로 선회를 위해 스포일러를 사용할 때에는 아래에 장착된 스포일러를 사용하지 않고 위에 장착된 스포일러를 사용하는 것이 효과적이다. 위, 아래에 장착된 스포일러 모두 사용하면 항력의 증가가 너무 커 급격한 속도의 감소 효과가 나타난다.

스포일러가 아래에 장착될 경우 받음각 8°이전에는 장착되지 않은 에어포일보다 피칭 모멘트 계수의 값이 작다는 것을 보았다. 본 연구는 이차원 유동해석이므로 삼차원 BWB 형상에서 나타나는 pitch-up 현상이 보이지 않았지만 스포일러를 아래에 장착할 때는 장착하지 않은 에어포일보다 모멘트 계수의 값이 작으므로 받음각이 감소하는 방향으로 모멘트가 작용해 안정성을 높일 수 있다. 따라서 3차원 UCAV에서 아래에 장착된 스포일러를 사용하면 모멘트 안정성을 높여 pitch-up 현상을 지연될 것으로 추정되며 추후 삼차원 전산해석을 실시할 예정이다.

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] 2008, Mahmood Khalid, Weixing Yua, Fengxian Zhang, "A CFD STUDY OF UCAV 1303 BASELINE MODEL AT CRUISE MACH NUMBERS", 26th International Congress of the Aeronautical Sciences.
- [2] 2005, I. Gursul, R. Gordnier, M. Visbal, "Unsteady aerodynamics of nonslender delta wings", Progress in Aerospace Sciences, vol.41 (2005), pp.515-557.

- [3] 2006, Stephan C. McParlin, Robin J. Bruce, Anthony G. Hepworth, Andrew J. Rae, "Low speed wind tunnel on the 1303 UCAV concept", 24th Applied Aerodynamic Conference, AIAA, pp.2006-2985.
- [4] 2011, 윤선희, 이학태, 심현철, "소형 무미익 BWB 무인 항공기의 안정성 및 조종성 증대", 한국항공 우주학회 학술발표회 논문집, pp.732-737.
- [5] 2012, Mohammad Mashud , Mausumi Ferdous and Shahriar Hossain Omeo , "Effect Of Spoiler Position On Aerodynamic Characteristics Of An Airfoil", International Journal of Mechanical & Mechatronics Engineering, vol. 12.
- [6] 1989, Lee, C. S. and Bodapati, S., "Experimental Investigations of the floweld of an Airfoil with Spoiler," AIAA Journal,Vol. 25, No. 11, pp. 1411-1416.