



J. Korean Soc. Aeronaut. Space Sci. 48(5), 335-342(2020)

DOI:https://doi.org/10.5139/JKSAS.2020.48.5.335

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

스포일러 동적 작동에 따른 에어포일 공력특성 역전현상 연구

정형석¹Computational Investigations of Adverse Effects of Deploying Spoilers
on Airfoil Aerodynamic CharacteristicsHyoung-Seog Chung¹

Department of Aerospace Engineering, Korea Air Force Academy

ABSTRACT

Tailless aircraft designed for stealth efficiency uses spoilers instead of rudders for the directional control. When the spoiler is rapidly deployed, highly nonlinear and unsteady aerodynamic characteristics can be generated, resulting in adverse effects on aircraft flight performance. This paper investigates the aerodynamic characteristics of an airfoil with moving spoiler using dynamic mesh CFD technique. The effects of spoiler operation speed, mounting location, and deployment scheduling are analyzed to reduce the adverse effects of the spoiler's dynamic operation. The results shows that the adverse effects of dynamic spoiler can be reduced by appropriate selection of the spoiler mounting location and deployment scheduling.

초 록

스텔스 성능을 향상시키기 위해 꼬리날개를 제거한 무미익 항공기는 러더(rudder)를 대체하여 스포일러(spoiler)를 활용하여 방향조종을 수행한다. 짧은 시간에 스포일러 작동을 반복하는 경우 비정상적(unsteady)이고 비선형적인 공력특성이 발생하여 항공기 비행성능에 역효과(adverse effect)를 초래할 수 있다. 본 연구에서는 dynamic mesh 기법을 적용한 전산해석을 통하여 스포일러 전개에 따른 에어포일의 비정상 공력 특성을 해석하였다. 스포일러 전개 속도, 장착 위치, 전개 스케줄(deployment scheduling) 변화에 따른 공력특성을 분석하여 스포일러의 동적 작동에 따른 역효과를 감소시킬 수 있는 방안을 검토하였다. 스포일러 장착위치 및 전개 방식의 적절한 선정을 통해 스포일러 동적 역효과를 감소시킬 수 있음을 확인하였으며, 에어포일 형상최적화를 통한 역효과 감소방안에 대한 추가적인 연구가 필요한 것으로 판단된다. 이러한 동적 공력 데이터는 향후 무미익 형태의 항공기 개발에 기초자료로 활용될 수 있을 것이다.

Key Words : Spoiler Aerodynamics(스포일러 공력특성), Computational Fluid Dynamics(전산유체 역학), Dynamic Mesh Technique(동적 격자 기법)

1. 서 론

현대전에서 스텔스 항공기 개발에 대한 필요성이 증가되고 있으며, 스텔스 성능을 극대화하기 위하여

꼬리날개가 없는 무미익 형상의 항공기 설계 기술에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 무미익 항공기는 항공기의 안정성을 유지시켜 주는 꼬리날개가 없기 때문에 불안정한 경향성을 가지며, 엘리베이터(elevator)

† Received : March 11, 2020 Accepted : April 14, 2020

¹ Professor

¹ Corresponding author, E-mail : kafachung@gmail.com

© 2020 The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences



Fig. 1. Spoiler examples on tailless aircraft [1]

와 러더(rudder)가 존재하지 않아 조종성 또한 떨어진 다. 이러한 안정성과 조종성 부족을 극복하기 위해 무미익 항공기에서는 플랩(flap), 스포일러(spoiler) 등을 복합적으로 적용하여 비행체를 제어한다(Fig. 1).

일반적인 항공기의 스포일러는 주 날개 윗면에 장착되어 전개 시 양력을 감소시키고 항력을 증가시키는 효과를 준다. 따라서 하강 각도를 증가시키고 접근 속도를 감소시키는 목적으로 주로 착륙접근 시대칭적으로 작동된다. 또한 스포일러는 고속에서 방향전환을 위한 조종면으로 활용되기도 한다. 고속비행 상황에서 날개 끝(wing tip)쪽에 위치한 에일러론(aileron)을 작동시키면, 날개의 구조물이 비틀리며 양력이 오히려 감소하여 롤링 운동이 반대로 발생하는 롤 역전현상이 발생할 수 있다. 중간 위치에 장착되어 있는 스포일러를 비대칭적으로 작동하면 날개의 구조적 변형을 최소화시키면서 항공기를 효과적으로 선회시킬 수 있다[2,3].

무미익기는 꼬리날개가 존재하지 않기 때문에 에일러론과 엘리베이터가 합쳐진 형태인 엘레본(elevon)을 사용하여 피칭과 롤링 운동을 조종하고, 스포일러를 비대칭적으로 작동하여 방향조종을 위한 조종면으로 활용한다. 무미익 항공기에서의 스포일러는 Fig. 1과 같이 크게 두 가지 방식으로 장착된다. X-47b와 같이 주 날개 위에 장착되는 방식이 주로 사용되며, B-2와 같이 날개 뒷전(trailing edge)에 장착되어 윗면과 아랫면으로 나뉘어 작동하는 split rudder 방식으로 사용되기도 한다.

방향조종을 위한 조종면의 역할을 담당하기 위해서는 스포일러가 매우 짧은 시간 내에 동적 작동을 반복해야하기 때문에, X-47b와 같은 방식의 경우 강한 와류유동(vortex flow)이 주 날개 위에 발생하게 된다. 와류유동이 생성되는 순간에는 급격히 양력이 증가하다가 와류유동이 날개 뒷전(trailing edge)을 빠져나간 이후에는 양력이 다시 급격히 감소하게 된다. 이러한 강한 비선형적 공력특성은 일반적인 스포일러 작동 효과와는 상반되는 역효과(adverse effects)를 초래할 수 있다.

B-2에 적용된 split rudder 방식은 스포일러가 날개 끝전에 위치하기 때문에 와류유동 생성에 따른 영향을 받지 않으며, 윗면과 아랫면의 대칭적 작동으로 인해 양력과 피칭모멘트의 변화를 최소화할 수 있다. 그러나 이 방식은 작동방식이 구조적으로 복잡하고 비용이 증가하며, 특히 split rudder를 날개 끝전에 장착하는 경우 피칭과 롤링 조종을 위한 엘레

본을 장착할 수 있는 여유 공간이 부족하게 되기 때문에 중, 소형 항공기에 적용하기에 적합하지 않다. 또한 아랫면 스포일러가 지상 레이더에 탐지될 가능성이 높다는 단점이 있다.

무미익 항공기에서 방향조종을 위해 스포일러를 사용하고자 할 때 이러한 스포일러의 동적 거동에 따른 무미익 항공기의 공력특성 변화에 대한 연구가 필요하며 장착방식, 장착 위치, 스포일러 형상 등에 대한 세밀한 검토가 필요하다.

Yeung[4]은 2차원에서 스포일러 전개 시 발생하는 역전현상과 조종에서의 지연(delay) 현상을 확인하였고, 풍동실험을 통해 base venting된 스포일러에서 역전현상이 감소됨을 확인하였다.

Choi 등[5]은 전산해석을 통해 빠르게 전개하는 2차원 스포일러에 대한 비정상 공력 특성을 연구하였다. 이 선행연구에서는 여러 가지 난류모델을 적용하여 각각의 효율성을 비교하였으며, 스포일러 위치와 힌지 갭에 의한 스포일러의 역효과에 대해 분석하였다.

Chow 등[6]은 전개하는 마이크로탭(microtab) 장치를 부착한 에어포일 주변의 비정상 유동을 전산해석을 통하여 분석하였다. NACA 0012 에어포일에 마이크로탭을 설치하여 탭의 전개시간, 전개높이 및 유동의 받음각에 대한 비정상 효과를 연구하였다.

본 연구에서는 dynamic mesh 기법을 적용한 전산해석을 통하여 스포일러 전개에 따른 에어포일의 비정상 공력 특성을 해석하였다. 기존 연구의 풍동시험 결과와의 비교를 통해 해석기법을 검증하였으며, 스포일러 작동 속도, 장착 위치, 전개 스케줄(deployment scheduling) 변화에 따른 공력특성을 분석하여 스포일러의 동적 작동에 따른 역효과를 감소시킬 수 있는 방안을 검토하였다.

II. 본 론

2.1 전산해석 기법

2.1.1 연구모델 및 격자계 생성

전산해석에 사용한 2차원 날개 모델은 Yeung et al.[4]이 수행한 풍동시험 결과와의 비교검증을 위해 NACA0012으로 선정하였다. 익형의 시위길이(chord)는 0.4m이며, 스포일러는 익형의 leading edge에서부터 70% 시위 후방에 위치한다. 스포일러 길이는 시위의 10%(0.04m)이다.

격자계 생성은 상용프로그램인 Gambit을 활용하였으며, 스포일러 운동을 동적격자(dynamic mesh) 기법으로 구현하기에 적합한 비정렬 격자계로 구성하였다. 점성경계층 격자가 생략된 격자계에 대한 비점성 해석을 먼저 수행하여 동적격자 작동 특성을 검증하였으며, 이후 점성경계층 격자를 포함한 격자계에 대한 점성해석을 수행하였다. 점성격자계의 첫 번째 격

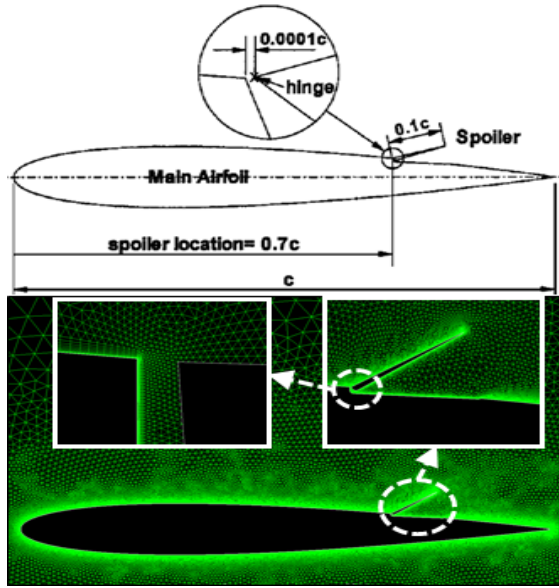


Fig. 2. model geometry definition and mesh topology

자 간격은 $Y^+=1$ 기준으로 선정하였으며 총 12층의 점성격자층을 구성하였다. Fig. 2는 에어포일 및 스포일러 제원과 동적격자 기법을 활용하여 스포일러를 전개한 격자계 topology를 보여준다.

2.1.2 동적격자 구현 및 전산해석

스포일러의 동적거동은 상용 해석코드인 Fluent의 dynamic mesh 기법과 UDF(User Defined Function) 기능을 활용하여 구현하였다. 시간에 따른 스포일러 변위각(δ)은 식 (1)과 같이 정의되며 이에 상응하여 UDF에 입력되는 각속도(ω)는 식 (2)와 같다.

$$\delta(t) = \delta_o + \frac{1}{2}(\Delta\delta)[1 - \cos(\frac{\pi}{\Delta t}t)] \quad (1)$$

$$\omega(t) = \dot{\delta}(t) = \frac{1}{2}(\Delta\delta)\sin(\frac{\pi}{\Delta t}t)(\frac{\pi}{\Delta t}) \quad (2)$$

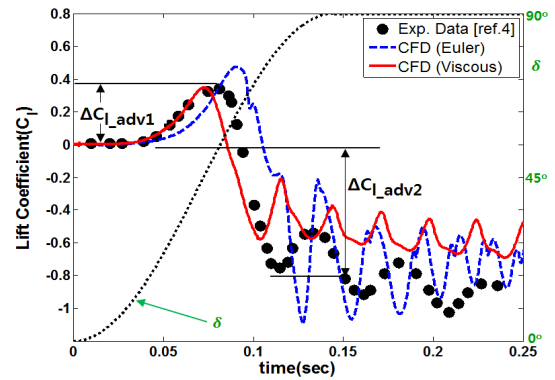
본 연구의 조건은 $\delta_o = 0^\circ$, $\Delta\delta = 90^\circ$, $\Delta t = 0.145\text{sec}$ 이며, 이는 0.145sec 동안 스포일러가 90° 전개되는 것을 의미한다. 이때 평균 각속도는 620deg/sec이다. 스포일러 전개 스케줄링 연구를 위해 스포일러를 한번에 90° 모두 전개하지 않고 구간을 나누어서 전개하는 거동을 구현하기 위해서는 $\Delta\delta$ 값을 분할하고, 이에 상응하는 Δt 값을 나누어 입력한 각속도식을 2번 반복하여 적용함으로써 구현할 수 있다.

전산해석은 Ansys Fluent 프로그램의 transient solver를 활용하여 스포일러의 동적거동에 따른 비정상 공력특성을 해석하였다. 해석 유속은 12m/sec에서 수행하였으며 저속 영역에서의 계산 효율성을 위해 비압축성(incompressible)을 가정하였다. Pressure-based coupled solver를 사용하였으며, 난류모델은 realizable $k-\epsilon$ 모델을 적용하였다.

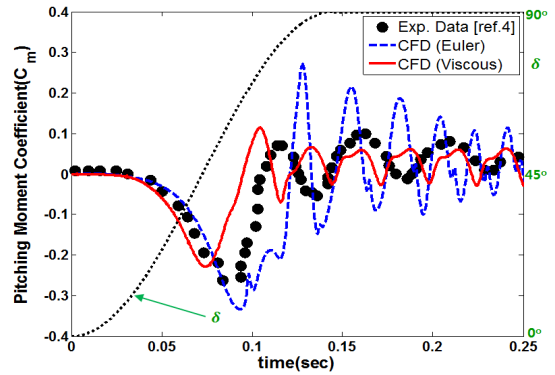
2.2 전산해석 결과

2.2.1 해석 결과 검증 및 스포일러 역효과

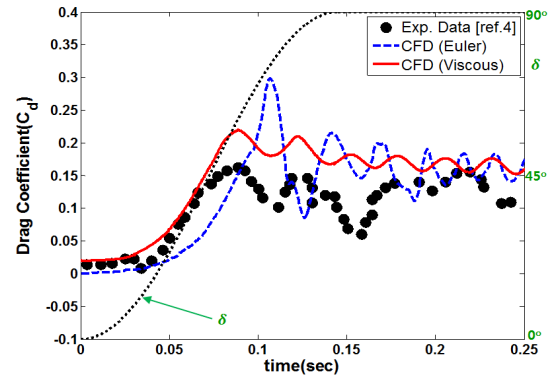
스포일러가 0.145sec 동안 90° 도 전개되고 이후 유동이 진동하는 구간의 비정상 전산해석 결과를 Fig. 3에 기존의 실험데이터[4]와 비교하였다. 비점성 해석과 점성 해석 모두 전체적인 동적 공력특성을 정확하게 예측하였으나, 비점성 해석 결과는 풍동시험 결과보다 크게 overshoot하며 진동하는 경향성을 보인다. 점성해석 결과는 약 0.08sec까지 스포일러가 전개되



(a) lift coefficient vs. time



(b) pitching moment coefficient vs. time



(c) drag coefficient vs. time

Fig. 3. Comparison between wind tunnel test and CFD analysis results (baseline config.)

는 과정에서의 공력 경향성을 비교적 정확히 예측하고 있다. 그러나 양력과 피칭모멘트 값이 시험결과보다 빨리 감소하기 시작하는 결과를 보이며, 스포일러가 완전히 전개된 이후 후류(wake)가 진동하는 구간에서는 실험결과와 다소 차이를 보인다. 이러한 차이는 격자 조밀도 부족에 따른 점성계산의 과다한 소산작용(dissipation) 문제와 난류유동 모델링 오차 등의 요인으로 인해 와류유동과 후류유동을 정확히 해석하는데 한계가 있기 때문인 것으로 추정된다. 전산해석의 항력계수는 전반적으로 풍동시험 결과보다 더 큰 값을 가지는 결과를 보인다. 풍동시험의 레이놀즈 수(Reynolds number)는 320,000으로서 에어포일 전체에 층류유동이 형성되는 것으로 예측되는 반면, 난류모델을 적용한 전산해석은 전체 유동 영역을 난류로 가정하여 해석하게 되므로 더 큰 항력계수 결과를 얻는 것으로 보인다. 보다 정확한 해석을 위해 transient 난류모델을 적용한 추가 연구가 필요하다.

Figure 3(a)에 표시된 $\Delta C_{L_{adv1}}$ 은 스포일러 전개 과정에서 발생하는 와류유동에 의해 공력변화 경향성이 일시적으로 역전되는 현상을 표시한 것이다. 일반적인 스포일러의 경우 항력을 증가시키고 양력을 감소시키는 목적으로 사용된다. 따라서 스포일러를 전개하는 과정에서 오히려 양력이 증가하는 현상은 항공기 운동을 의도하지 않았던 방향으로 유도하는 역효과(adverse effect)를 발생시킨다. 특히 스포일러를 방향조종을 위해 사용하는 경우, 스포일러의 on/off 작동이 빠른 시간 내에 반복되기 때문에 이러한 역효과의 영향이 더 커지게 되며 비행안정성 및 조종성 문제를 초래할 수 있다.

$\Delta C_{L_{adv2}}$ 은 스포일러 전개 완료 후 평균 공력 값이 변화하는 경향성을 표시한 것이다. 일반적인 스포일러 목적은 항력을 증가시킬 뿐 아니라 양력을 줄이는 것이기 때문에 이 감소량은 긍정적인 효과로 작용한다. 그러나 스포일러를 러더 목적으로 사용하는 경우 항력을 증가시키는 과정에서 양력과 피칭모멘트는 가능한 변화하지 않는 것이 유리하다. 이러한 측면에서 무미익기에는 $\Delta C_{L_{adv2}}$ 도 역효과로 작용한다. 스포일러가 전개된 후 평균 양력이 감소하는 이유는 스포일러가 윗면에서 전개되면서 에어포일의 전체적인 캠버를 반대 방향으로 증가시키기 때문이다.

Figure 3(b)의 피칭모멘트도 마찬가지로 스포일러 전개 과정에서 발생하는 와류에 의해 초기에 기수가 내려가는 방향으로 동적 모멘트가 발생하고 이후 전개가 완료된 후에는 음(-)의 캠버 효과로 인해 모멘트 값이 다소 증가하면서 진동한다. 충분한 세로방향 안정성(longitudinal stability)을 확보하기 어려운 무미익기는 이와 같이 짧은 시간에 급변하는 피칭모멘트 특성에 의해 매우 불안정한 비행 상황에 진입할 수 있다.

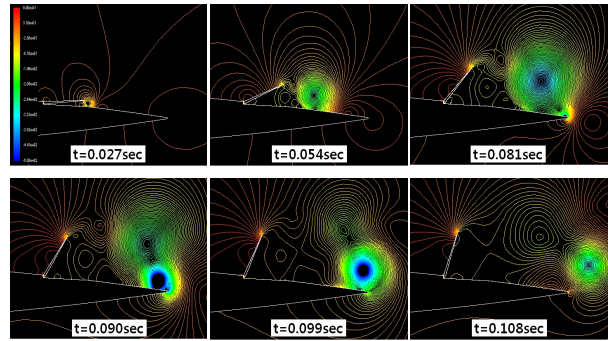


Fig. 4. Spoiler induced vortex flow development (pressure contour plots)

Figure 3(c)의 항력계수 결과는 양력과 피칭모멘트 경우와는 달리 전개 초기의 비정상적(unsteady) 동적 변화가 발생하지 않으며, 전개가 완료된 후에도 평균 항력 값의 큰 변화 없이 진동한다. 또한 시간에 따라 항력계수 값도 거의 선형적으로 변하기 때문에, 양쪽 날개에서 비대칭적으로 작동하는 스포일러의 항력차이를 활용하여 방향 조종을 효과적으로 할 수 있을 것으로 판단된다. 그러나 스포일러가 전개되기 시작한 후 약 0.03sec 동안에는 항력 값이 거의 변하지 않는 시간 지연 효과(time delay effect)가 발생하는 것으로 관찰된다. 시간 지연 현상 문제를 완화시키지 못하면 Pilot Induced Oscillation(PIO)와 같은 불안정한 비행 상황을 초래할 수 있다.

Figure 4는 스포일러 전개에 따른 와류유동 발달 과정을 보여준다. 초기에 스포일러 끝단에서 강한 와류유동이 생성되기 시작하며, 스포일러가 동적 운동을 지속함에 따라 스포일러 끝단에서 발생하는 와도(vorticity)가 와류유동의 강도를 지속적으로 증가시킨다. 스포일러 와류는 양력과 피칭모멘트가 급격히 변화하는 공력 역전현상을 발생시키며 뒤쪽으로 빠져나간다. 스포일러 와류가 날개 끝부분에 도달하게 되면 유동이 날개 뒷전 아래에서 위로 돌아가는 반대 방향의 와류 유동을 유도한다. 스포일러 와류는 약해지는 반면 뒷전 와류는 강해지다가 후방으로 빠져나가게 되고 이후 스포일러 와류가 일정한 주기로 반복적으로 발생하면서 에어포일의 공력특성이 진동하는 경향성을 가지게 한다.

점성 전산해석을 통해 전체적 공력 변화 특성과 역효과 특성을 비교적 정확하게 예측할 수 있음을 확인하였으며, 이후 모든 해석은 점성해석 기법으로 수행하였다.

2.2.2 스포일러 전개 속도 영향성

Figure 5는 스포일러 전개 속도 변화에 따른 에어포일 공력 특성 변화 경향성을 보여준다. 동일한 조건에서 스포일러가 90°까지 전개되는 시간을 조절하여 전개 속도의 변화를 주었다. 전개속도가 감소함에

따라 전개 초기 구간에서 발생하는 양력과 피칭모멘트의 역전현상 크기와 변화율이 줄어드는 경향성을 보인다. 예측한 바와 같이 전개가 완료된 후 일정기간이 지나면 공력 값들이 서로 수렴하는 것을 볼 수 있다. 항력계수의 경우 전개속도가 빨라질수록 스포일러 각도에 따라 비교적 빠르게 반응하여 증가하지만 항력 값이 overshoot 했다가 점차 감소함을 확인할 수 있다. 전개속도가 느린 경우 지연시간이 증가하는 단점이 있으나 선형적으로 변화하는 구간이 증가하고 항력 값의 overshoot가 거의 없다는 장점을 가진다.

고속, 고기동 상황에서는 스포일러 전개 속도가 빠른 것이 유리하고 저속, 완만한 기동 상황에서는 비교적 느린 전개 속도가 유리할 것이다. 따라서 속도 및 비행 상황에 따라 최적의 스포일러 전개 속도를 파악하고 비행구간별 스포일러 속도를 다르게 설정하는 방식 등에 대한 연구가 필요하다.

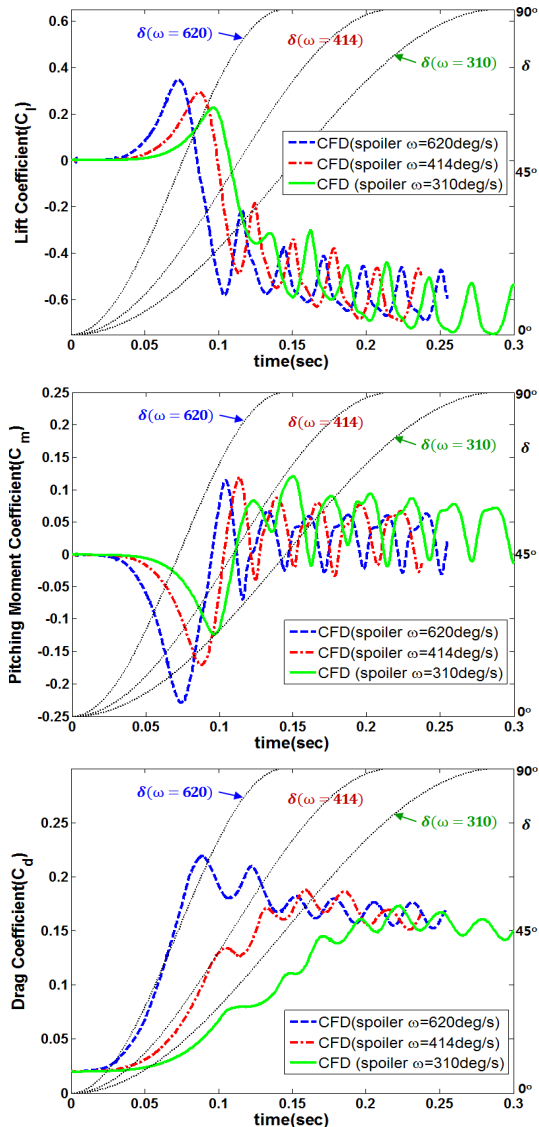


Fig. 5. Spoiler deployment speed effect

2.2.3 스포일러 장착 위치 영향성

Figure 6은 착 위치 변경에 따른 공력특성 변화 경향성을 비교한 것이다. 에어포일 시위 70%(0.7C) 위치에 스포일러가 장착된 형상이 기본 형상이며 스포일러를 10%, 20% 시위만큼 뒤로 이동시킨 형상에 대한 격자계를 새로 구성하여 해석하였다. 스포일러 길이가 10% 시위이기 때문에 90% 시위 형상(0.9C)의 스포일러 끝단은 에어포일 뒷전 위치와 일치한다.

0.8C 형상은 기본 형상에 비해 공력 역전 현상이 현저히 줄었으며, 0.9C 형상은 역전현상이 발생하지 않는다. 스포일러가 전개되면서 와류유동이 동일하게 발생하지만 와류유동이 흘러 지나가는 에어포일 영역이 줄어들면서 와류에 의한 공력 역전현상이 줄어드는 것을 알 수 있다. 특히 0.9C 형상은 스포일러 뒤에 에어포일 표면이 남아 있지 않기 때문에 생성된 와류가 에어포일에 영향을 미치지 못하며 공력 역전 현상이 발생하지 않는다.

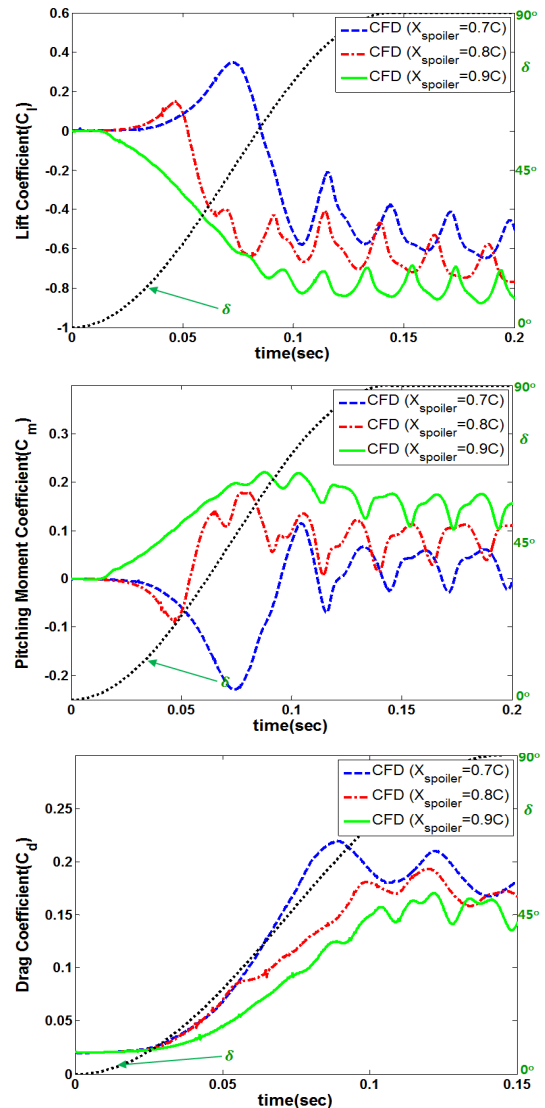


Fig. 6. Spoiler location effect

스포일러 위치를 뒤로 이동시킴에 따라 전개 초기의 공력 역전현상을 줄일 수는 있으나, 스포일러가 완전히 전개 된 후의 양력과 피칭모멘트의 변화량은 더 커지는 문제가 발생한다. 특히 피칭 모멘트가 증가하여 항공기 기수가 급격히 들러지게 되면 조종불능 상태까지 진입할 수 있다. 또한 스포일러를 날개 뒷전으로 이동시키면 엘레본과 같은 다른 조종면의 위치와 간섭되는 문제가 발생할 수 있다.

공력 역전 현상을 줄이기 위해서는 스포일러 위치를 뒷전 방향으로 이동시키는 것이 유리하지만 전개 후의 양력과 피칭모멘트의 변화량을 줄이기 위해서는 앞쪽으로 이동시키는 것이 유리하다. 따라서 항공기의 특성 상 어느 것이 더 중요한지 판단하여 스포일러 위치를 최적화하는 것이 필요하다.

2.2.4 스포일러 개폐(open-close) 작동 영향성

Figure 7은 스포일러를 완전히 전개한 이후 곧바로 다시 닫을 때의 공력 변화를 스포일러를 전개한 채로 유지한 경우와 비교한 것이다.

스포일러를 전개하는 과정은 동일하며, 다시 닫는 과정에서 두 가지 특이 사항이 관측된다. 첫째는 전개과정과는 달리 공력역전 현상이 발생하지 않는다는 것이다. 이는 후류(wake)가 발생한 영역으로 스포일러가 자유흐름에 순응하는 방향으로 닫히면서 와류 유동이 거의 발생하지 않기 때문인 것으로 파악된다. 두 번째는 양력과 피칭모멘트의 경우 스포일러가 완전히 닫힌 이후 일정 기간이 지나도 스포일러 전개 이전의 초기 조건으로 완전히 회복되지 않는다는 것이다. 이에 반해 항력은 스포일러가 완전히 닫히기 이전에 오히려 초기 항력 값보다 낮은 값에 도달했다가 초기 조건으로 수렴하는 경향성을 보인다. 그러나 스포일러가 닫히는 구간에서는 공력특성상 큰 문제가 발생하지 않는 것으로 판단되며, 이러한 현상이 전산해석의 오차인지에 대한 검토가 추가적으로 필요하다.

2.2.5 스포일러 전개 스케줄 영향성

스포일러 전개 초기의 공력 역전 현상과 시간 지연 현상을 개선하기 위해 스포일러 전개 스케줄(deployment schedule)을 변경하여 공력 특성 영향성을 검토하였다. 기본 스케줄은 90°까지 한번의 cosine 함수로 전개하는 것이고, 변경된 스케줄링은 각각 45°와 20°까지 하나의 cosine 함수로 일단 전개한 후 다시 90°까지 전개하는 시나리오이다. Fig. 8(a)에 각 스케줄링의 각도 변화를 표시하였으며, Fig. 8(b)에는 이에 상응하는 각속도를 비교하였다. 동일한 시간(t=0.145sec) 동안 동일 각도(90°)를 전개하는 것이기 때문에 평균 각속도는 모두 동일하나, 시간별 각도 및 각속도 변화 경향성은 상이하다.

Figure 9는 각각의 스케줄링에 대한 공력 특성 영향성을 보여준다. 45°로 1차적으로 전개한 후에 90°

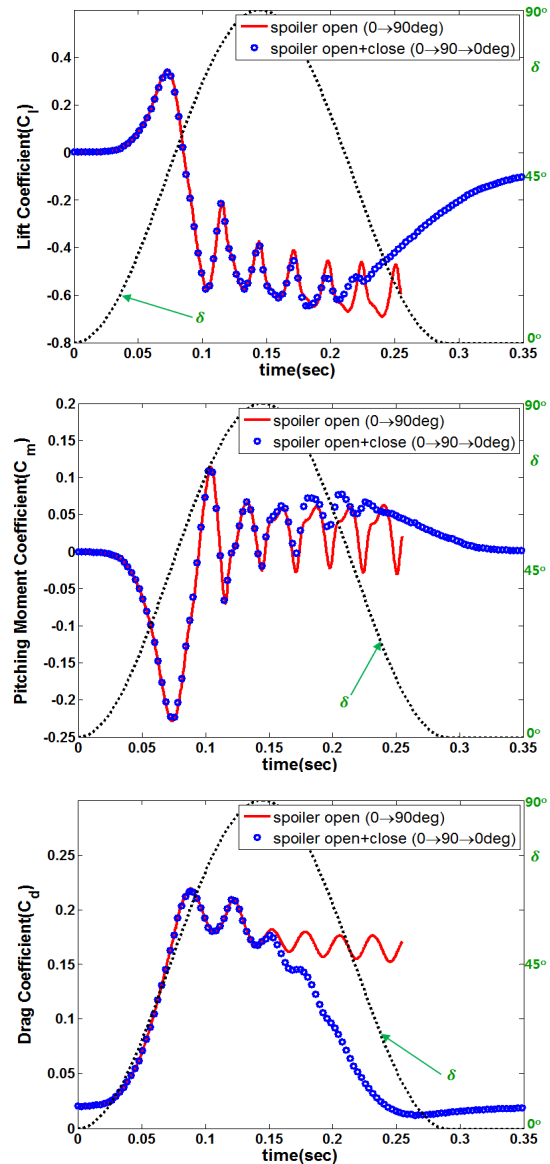


Fig. 7. Spoiler open-close motion effect

까지 전개하는 방식은 기본 방식에 비해 양력과 피칭모멘트의 공력 역전 현상과 시간 지연 현상을 다소 완화시키는 결과를 보인다. 항력의 경우 지연 시간이 감소하고 완전히 전개될 때의 overshoot 하는 경향성도 감소하는 긍정적인 효과를 얻었지만, 약 0.09sec 영역에서 항력이 감소했다가 다시 증가하는 비선형적 특성이 발생하였다. 스포일러를 러더 대체 조종면으로 사용하는 경우 항력의 비선형적 특성은 큰 문제점을 야기할 수 있다.

20°로 1차 전개하는 방식의 경우 양력과 피칭모멘트의 역전 현상이 현저히 줄어들었음을 볼 수 있으며 지연시간도 기본 방식에 비해 개선되었다. 특히 피칭모멘트의 초기 역전 현상 최대값이 기본 방식 대비 약 50% 감소하였다. 이러한 결과는 무미익 형상과 같이 세로방향 안정성에 대한 여유(margin)가

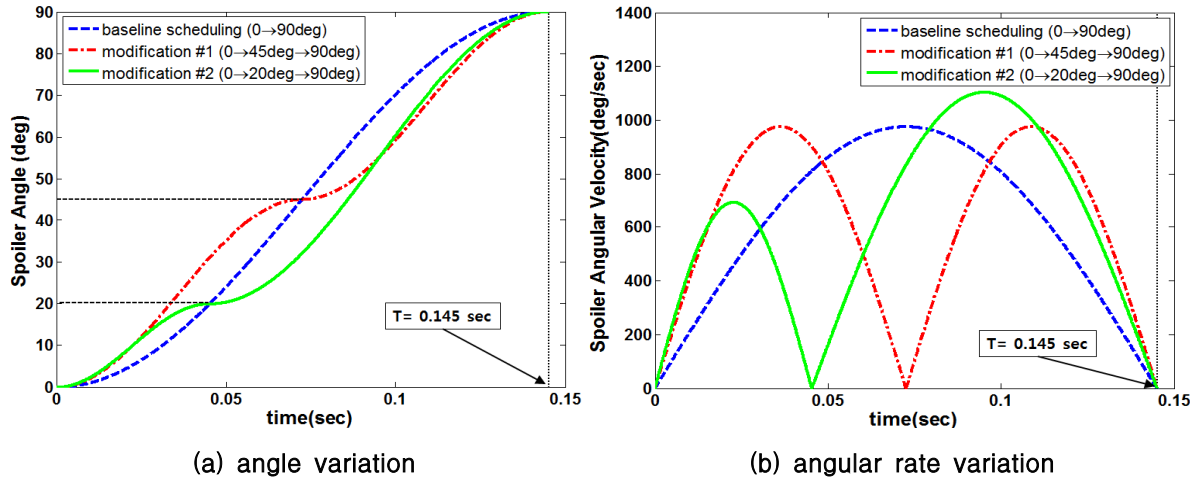


Fig. 8. Spoiler deployment scheduling comparison

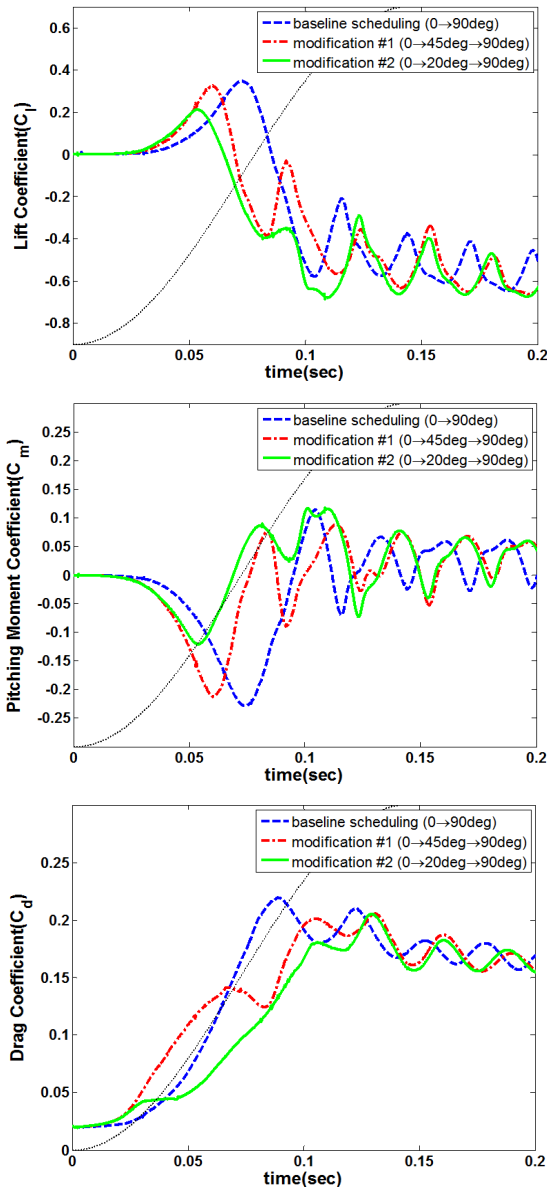


Fig. 9. Spoiler deployment scheduling effect

많지 않은 항공기의 비행 안정성 및 조종성을 개선하는 데 크게 기여할 수 있다. 항력의 경우도 overshoot 값이 크게 줄었으며 시간에 따른 항력 변화 경향성도 보다 선형적으로 개선되었다. 다만 전개 초기에 항력 변화에 비선형적 특성이 다소 발생하는 것을 볼 수 있다. 이는 스포일러가 20°까지 1차적으로 전개할 때 각속도가 완전히 0으로 감소하였다가 다시 증가하는 불연속성(Fig. 8(b))에 의해 발생하는 것으로 보인다.

비교적 간단한 전개 방식 변경으로 공력 특성을 크게 개선할 수 있음을 확인하였다. 2번에 걸쳐 분할 전개하는 방식 이외에, 3회 이상으로 분할하는 방식, 스텝 함수(step function) 적용 방식 또는 일정한 각속도로 전개하는 방식 등에 대한 추가 검토가 필요한 것으로 판단된다.

III. 결 론

Dynamic mesh 기법을 활용한 비정상 전산해석을 통해 스포일러 전개에 따른 에어포일의 동적 공력특성을 분석하였으며 다음과 같은 결론을 얻었다.

- 1) 스포일러의 동적 전개 과정에서 강한 와류유동이 발생하고, 이로 인해 일시적으로 양력은 급격히 증가하고 피칭모멘트는 급격히 감소하는 공력 역전현상이 발생하는 것을 확인하였다. 방향 조정을 위한 목적으로 스포일러를 활용하는 경우, 이러한 비선형적 공력특성의 영향성은 더욱 확대되며 항공기 안정성 및 조종성에 유해한 역효과를 초래할 수 있다.
- 2) 스포일러가 완전히 전개된 후에 양력이 감소하고 피칭모멘트가 증가하는 경향성은 일반 스포일러 목적에는 도움이 될 수 있으나, 무미익기에서 러더 대체 조종면으로 사용되는 경우에는 비행성능 및 안정성의 저해요인으로 작용될 수 있다.
- 3) 스포일러 전개속도, 장착위치, 전개 스케줄의 변경을 통해 공력 역전 현상을 감소시킬 수 있음을 확

인하였다. 항공기 운용 조건과 비행특성에 맞는 전개 속도와 장착위치를 최적화시키는 작업이 필요하며, 특히 전개 스케줄링 최적화에 대한 세밀한 추가연구가 필요한 것으로 판단된다.

4) 추후 3차원 유동해석으로 확장하여 보다 실제적인 공력 경향성을 파악하고, 스포일러 형상 변경 및 vortex generator 추가 등의 형상최적화 연구를 통해 공력 역전 현상과 양력, 피칭모멘트 변화 문제를 해결할 수 있는 추가 연구가 필요하다.

References

- 1) <http://www.technewsdaily.com>
- 2) Toll, T. A., "Summary of Lateral-Control Research," NACA-TN-1245, 1947.
- 3) Christopher, D. H., "Aerodynamic Performance of Low Foam Factor Spoilers," Ph.D. Thesis, University of Manchester, 2010.
- 4) Yeung, W. W. H., Xu, C., and Gu, W., "Reduction of Transient Adverse Effects of Spoilers," *Journal of Aircraft*, Vol. 34, No. 4, July 1997, pp. 479~484.
- 5) Choi, S. W., Chang, H. O., and Ok, H., "Parametric Study of Transient Spoiler Aerodynamics with Two-Equation Turbulence Models," *Journal of Aircraft*, Vol. 38, No. 5, Sept. 2001, pp. 888~896.
- 6) Chow, R., and van Dam, C. P., "Unsteady Computational Investigations of Deploying Load Control Microtabs," *Journal of Aircraft*, Vol. 43, No. 5, September 2006, pp. 1458~1469.