



## 2-방정식 난류모델을 이용한 스포일러 천이적 공력특성의 파라메트릭 연구

Parametric Study of Transient Spoiler Aerodynamics with  
Two-Equation Turbulence Models

○최 성 옥<sup>1)</sup>, 장 근 식<sup>2)</sup>, 옥 호 남<sup>1)</sup>

S. W. Choi, K. S. Chang, and H. N. Ok

The transient response of an airfoil to a rapidly deploying spoiler is numerically investigated using the turbulent compressible Navier-Stokes equations in two dimensions. Algebraic Baldwin-Lomax model, Wilcox  $k-\omega$  model, and SST  $k-\omega$  turbulence model are used to calculate the unsteady separated flow due to the rapid spoiler deployment. The spoiler motion relative to a stationary airfoil is treated by an overset grid bounded by a Dynamic Domain-Dividing Line which has been devised by the authors. The adverse effects of the spoiler influenced by the spoiler location and the hinge gap are expounded. The numerical results are in reasonably good agreement with the existing experimental data.

### 1. 서 론

항공기의 스포일러는 날개 윗면의 흐름을 박리시켜 얻어지는 양력 및 항력의 변화를 통해 자세를 제어하며, 상대적으로 빠르게 작동하는 장치이다. 이러한 스포일러의 기본적인 특성들, 즉 양력의 감소, 항력의 증가, 그리고 빠른 동작특성은 스포일러가 항공기의 자세제어를 위한 도구로서 다양하게 사용될 수 있게 한다[1]. 이러한 기본적인 기능 이외에 최근에 관심이 높아지고 있는 분야는 능동제어기술(Active Control Technology, ACT)로서 이는 완화된 안정성(relaxed stability)을 가진 비행이나, 고속 비행시에 발생하는 플러터나 진동의 억제를 위해 스포일러의 기능을 이용하는 것이다[2]. 항공기의 제어시스템은 조종사의 조종간 변위나 자동조종장치로부터의 입력에 대해 가능한 오버슈트(overshoot)나 언더슈트(undershoot) 없이 빠르게 반응하도록 설계되어야 한다. 그러나 스포일러의 빠른 전개과정에서 발생하는 역양력(adverse lift), 시간지연(time delay) 등과 같은 비정상, 비선형적 거동은 제어시스템 설계에 적지 않은 어려움으로 작용될 수 있는 중요한 요소이다[3].

스포일러의 역양력에 대한 연구는 두 가지의 서로 상반된 입장에서 이루어 질 수 있다. 하나는 스포일러의 역양력을 적극적으로 이용하는 능동제어시스템(ACT)의 관점이 있을 수가 있고, 다른 하나는 이 역양력이 스포일러 제어시스템 설계의 저해 요소로 작용한다는 점에서 역양력을 감소시키는 관점에서이다. 동적 양력(dynamic lift)으로도 정의될 수 있는 역양력 현상의 적극적인 응용중의 하나는 스포일러의 주기적인 전개(deployment) 및 단함(retraction)을 통해 역양력이 유지되도록 하여 들뜸에 의한 하중 완화(load alleviation) 등에 적용하는 것이다[4]. 반면에, 제어 시스템 설계에 있어서 어려움으로 작용하는 역양력을 줄이기 위한 방법으로 힌지 간격(hinge gap)을 가진 스포일러 형상을 비롯한 다양한 형태의 스포일러 형상이 제안되었다[1].

빠르게 전개되는 스포일러에 대한 기존의 연구는 매우 제한적인 범위 내에서 이루어져 왔다.

1) 한국항공우주연구소 공력성능연구그룹 (305-333 대전시 유성구 어은동 52 Tel : 042-860-2315, 2317)

2) 한국과학기술원 항공우주공학과 (305-701 대전시 유성구 구성동373-1 Tel : 042-869-3711)

Mabey[2]은 빠르게 전개되는 스포일러에 대한 실험을 통해 비정상유동 현상에 대한 다양한 고찰과 함께 차원해석을 통해 시간지연, 역양력 현상등이 스포일러의 무차원 전개시간  $Ut/c$ 의 함수로 표현될 수 있음을 보였다. Consigny et al.[3]은 초임계 익형에 장착된 스포일러가 전개되는 과정에서 발생하는 역양력 현상을 정성적으로 고찰하였다. 이 실험에서 작은 전개율의 경우에도 상당한 시간지연과 역양력 현상이 나타나는 것을 보였다. Yeung, et al.[5]은 역양력을 감소시키기 위한 방법중의 하나로 base vented 스포일러에 대한 실험을 수행하여 스포일러의 base 부분에서 발생하는 또 하나의 와동이 tip에서 발생한 와동의 강도를 감소시켜 역양력의 크기를 줄일 수 있음을 보였다.

빠르게 전개되는 스포일러에 대한 수치적 연구로는 Xu and Yeung[6]에 의해 이루어졌는데 이들은 패널방법과 discrete vortex 방법을 결합하여 동적 스포일러에 대한 유동해석을 수행하였으며, base venting에 의한 역양력의 감소효과에 대한 해석도 이루어 졌다. Navier-Stokes 방정식을 이용한 연구는 최근 Choi and Chang[7,8]에 의하여 수행되었다. 이 연구에서는 Baldwin-Lomax 난류모델이 적용되었고, 역양력의 발생 메카니즘과 더불어 스포일러의 전개율에 의한 영향이 분석되었다.

본 연구에서는 큰 박리를 수반하는 빠르게 전개되는 스포일러에 대해 Navier-Stokes 유동계산을 수행함에 있어서 대수적 난류모델인 Baldwin-Lomax 모델과, 2-방정식 모델인 Wilcox  $k-\omega$  모델 및 SST  $k-\omega$  모델을 적용하여 각 난류모델에 따른 스포일러의 비정상 공력특성의 변화를 파악하였다. 정지된 에어포일에 대해 상대운동을 하는 스포일러에 대해 Chimera 격자계를 적용함에 있어서 에어포일과 스포일러 격자의 효율적인 결합을 위해 동적영역분할선(DDDL)[7,8,9]을 적용하였다. 빠르게 전개되는 스포일러에 대한 유동계산은 Yeung, et al.[5]의 실험결과를 근간으로 하여 이루어 졌으며, 동적스포일러의 중요한 공력특성인 역양력과 시간지연이 에어포일 윗면에서의 스포일러의 장착 위치와 스포일러 기저부의 힌지간격의 변화에 따라 해석되었다.

## 2. 지배 방정식 및 수치 기법

정지 좌표계(inertial frame)에서 격자의 운동을 고려한 2차원 비정상 압축성 Navier-Stokes 방정식의 적분형태는 다음과 같이 표현된다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \iint_{\Omega} Q dV + \int_{\Omega} F(Q) \cdot \hat{n} dS = \int_{\Omega} G(Q) \cdot \hat{n} dS \quad (1)$$

여기서  $V$ 는 셀의 면적이고,  $Q$ 는 보존적 변수 벡터(conservative variable vector)이며,  $F(Q)$ ,  $G(Q)$ 는 각각 비점성 및 점성 유량벡터이다.

Eq. (1)의 Navier-Stokes 방정식에는 유한체적 방법이 적용되었다. 비점성 항에는 Roe의 풍상차분법이 적용되었으며, 시간적분에 있어서는 내재적(implicit) 기법인 point-SGS 기법[10]이 사용되었다. 또한 내재적 기법에서 시간 정확도를 높이기 위하여 내부반복계산(sub-iteration)기법을 사용하였다. Eq. (1)에 대한 내재적 알고리즘은 뉴턴 반복계산기법(Newton sub-iteration time stepping)을 적용하여 2차의 시간 정확도를 가지게 되며, 다음과 같은 델타 형태(delta form)으로 정리된다[11].

$$\left[ I \frac{V}{\Delta t} + \frac{\mathcal{G}}{1+\phi} \left( \frac{\partial R}{\partial Q} \right) \right] (Q^{p+1} - Q^p) = -\frac{1}{1+\phi} R(Q^p) - \frac{V}{\Delta t} \left[ Q^p - \frac{1+2\phi}{1+\phi} Q^n + \frac{\phi}{1+\phi} Q^{n-1} \right] \quad (2)$$

공간에 대한 2차의 정확도는 MUSCL 방법과 Venkatakrishnan[12]의 flux limiter 를 적용하여 얻을 수 있었다. 내재적 알고리즘 Eq. (2)는 홀 점 플래그(hole point flag) 를 추가함으로써 쉽게 중첩 격자계에 적용시킬 수 있다. 하나의 격자계에서 구해진 수치 해는 bilinear 기법에 의해 삼간되어 다른 격자계로 전달 된다 또한, point-SGS의 각 단계에서 나타나는 변수에 대해서도 삼간에 의한 격자간의 상호전달을 하도록 함으로써 삼간에 의한 비보존성 및 정보 전달의 지연에 의해서 감소하였던 계산 CFL 수를 거의 단일 격자계를 계산할 때와 같은 수준으로 끌어올리는 효과를 얻게 되었다.



### 3. 난류 모델

본 연구의 난류유동 계산을 위해서는 대수적 난류 모델인 Baldwin-Lomax 모델[13]과 2개의  $k-\omega$  모델이 사용되었다. 지금까지 Baldwin-Lomax 모델에 대해서 큰 박리 유동에 적합하도록 몇 가지의 변형된 형태가 제안되어 사용되어 왔으나[14,15], 본 계산에서는 원래 형태의 모델을 적용하였다. 일반적인 응용 문제에서 가장 널리 적용되고 있는 비 대수적 난류모델은  $k-\epsilon$ 과  $k-\omega$  모델과 같은 2-방정식 와점성(eddy viscosity) 모델이다. 그러나 이 두개의 2-방정식 모델은 각각 고유의 단점을 가지고 있는 것으로 알려져 있는데,  $k-\epsilon$  모델은 강한 역압력 구배에 대한 민감도가 결여되어 있다는 것과,  $k-\omega$  모델의 경우에는 자유류 의존성(freestream dependency)이 있다는 것이다[16,17]. 이와 같은 두 모델의 단점을 서로 보완하기 위해서  $k-\epsilon$ 과  $k-\omega$  모델을 결합시킨 형태의 baseline(BSL)  $k-\omega$  모델이 개발되었다. 이 BSL 모델은 강한 역압력 구배에 의한 박리 유동에 대한 예측성의 향상을 위해 더욱 개선되었는데 이 모델이 전단응력전달(shear stress transport, SST)  $k-\omega$  모델이다. 2-방정식 난류모델 방정식에 적용된 수치적인 기법은 Navier-Stokes 방정식 (1)에 적용되었던 내재적 수치 기법과 동일하며, 지배 방정식과 결합(coupling) 시키지 않고 순차적인 방법에 의해서 해를 구하였다.

### 4. 형상 및 격자

스포일러가 장착된 NACA0012 에어포일의 2차원 기본 형상이 Fig. 1에 나타나 있다. 스포일러의 크기는 에어포일의 시위 기준으로  $0.1c$ 이며, 기본 형상에서 스포일러 힌지점은 에어포일 앞전으로부터  $0.7c$ 에 위치한다. 이 기본 형상으로부터 스포일러의 힌지점의 위치가 전방으로  $0.2c$ 씩 이동되어진 스포일러의 장착위치가  $0.5c$ 와  $0.3c$ 인 경우에 대한 형상이 각각 생성된다. 또한, 스포일러의 힌지 간격은 Fig. 2에서 보는 바와 같이 스포일러의 기저부의 힌지점과 스포일러의 회전 중심점사이의 거리로서 정의되며, 그 크기는 이 회전 중심점을 스포일러 기저부의 힌지점을 기준으로 전방으로 이동시킴으로써 조절이 가능하다. 예를 들어, 힌지 간격 0%는 스포일러의 회전 중심점과 힌지점이 일치하는 경우를 의미한다. 계산을 위한 에어포일과 스포일러 격자계는 Fig. 3에서 보는 바와 같이 각각 독립적으로 생성된 후 중첩격자기법이 적용되었다. 생성된 격자는 에어포일의 경우에  $301 \times 65$ 개이고, 스포일러 주위에는  $101 \times 41$ 개로서 두 격자계 모두 C-type의 형태로 생성되었다.

에어포일에 장착된 스포일러 형상과 같은 매우 근접된 두 물체에 대한 중첩격자기법 적용의 어려움을 극복하기 위해 본 계산에서는 Fig. 3에서와 같이 스포일러의 아래면과 에어포일 윗면 형상의 기하학적 평균에 의해서 정의되는 DDDL(Dynamic Domain Dividing Line)[7,8,9]을 이용하였다. 최종적인 홀 절단선은 Fig. 3에서 보는 바와 같이 DDDL과 이것의 접선, 그리고 스포일러의 바깥 경계선의 결합을 통해 구성된다. 에어포일의 격자의 홀점은 이러한 홀 절단선의 내부 점으로서 설정되

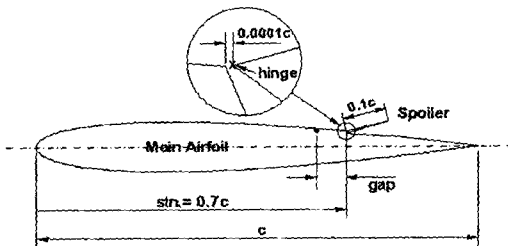


Fig. 1 Baseline configuration of a NACA0012 airfoil with a spoiler.

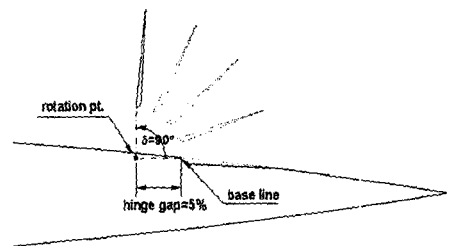


Fig. 2 Rotation of the spoiler with a 5% hinge gap.

고, 스포일러 격자의 홀점은 홀 절단선의 외부 점으로서 정해진다. Fig. 4에서는 홀 절단선과 이것에 의해 생성된 홀점의 형태를 보여 준다.

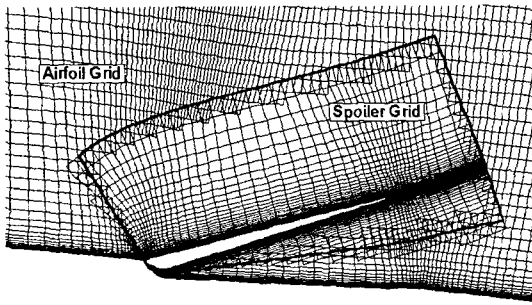


Fig. 4 The airfoil grid and spoiler grid with hole points at an instant.

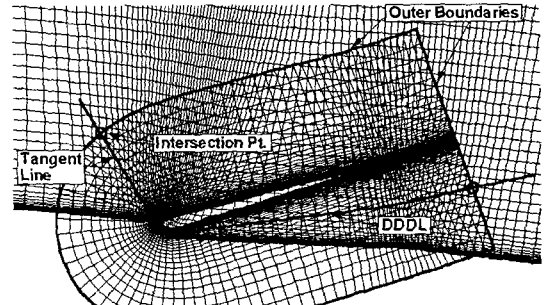


Fig. 3 Overset grid systems for an airfoil with a spoiler.

### 5. 결과 및 고찰

#### 5.1 RAE 2822 에어포일의 정상 난류유동

정상 난류유동에서의 Navier-Stokes 유동해석 코드의 검증 및 본 논문에서 이용된 3가지 난류 모델의 특성을 파악하기 위해 계산의 검증 예로서 많이 이용되고 있는 RAE 2822 에어포일에 대한 계산을 수행하였다. 유동계산은 충격파와 경계층의 상호작용에 의한 박리가 존재하는 경우인 Case 10( $M_\infty=0.74$ ,  $\alpha=2.81^\circ$ ,  $Re=6.3 \times 10^6$ )[18]에 대해서 이루어졌다. 계산격자는 C-Type의 단일 격자형태로서 261 x 51 개의 격자가 사용되었으며, 에어포일 위의 격자 점은 201개이다. 벽면에서 첫번째 격자까지의 거리는 0.00002c로 설정되었다. 계산에서 난류의 천이점에 대한 처리 없이 모든 유동장을 난류라고 가정하였다. CFL 수는 10으로 설정되었으며, 국소시간전진 기법이 사용되었다.

Fig. 5의 표면압력계수 곡선에서 Baldwin-Lomax 모델과 Wilcox  $k-\omega$  모델은 충격파의 위치를 바르게 예측하지 못하며 두 모델이 서로 매우 유사한 결과를 나타내고 있다. 반면에, SST  $k-\omega$  모델의 경우에는 충격파의 위치를 두 모델에 비해 보다 정확히 포획하고 있을 뿐만 아니라 에어포일 아래면에서의 압력계수도 실험치에 가장 근접된 결과를 보여준다. 이러한 결과로부터 박리가 존재하는 유동장에서 세 가지 난류모델 중 SST  $k-\omega$  모델이 가장 우수한 성능을 나타내고 있음을 알 수 있다.

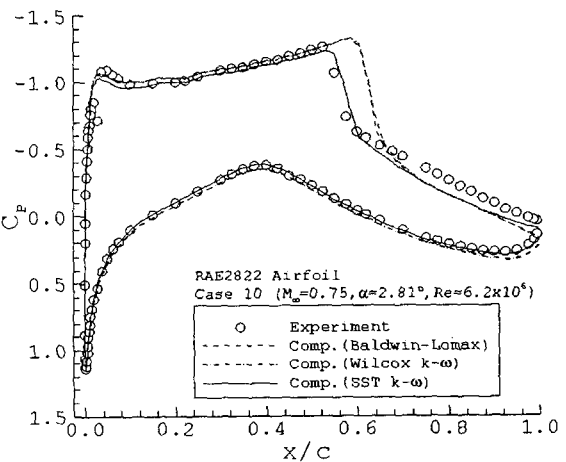


Fig. 5 Surface Cp of the RAE 2822 airfoil (Case 10:  $M_\infty=0.74$ ,  $\alpha=2.81^\circ$ ,  $Re=6.3 \times 10^6$ )

#### 5.2 점지된 스포일러의 비정상 유동

정지된 스포일러에 대한 비정상 유동해석은 실험에 의한 표면압력계수가 존재하는 ONERA의 초임계 에어포일 형상 RA16SC[3]에 대해서 이루어 졌다. 이 형상은 0.15c 크기의 스포일러가 에어포일

의 0.52c에 위치하고 있으며, 계산격자의 형태와 격자 수는 에어포일의 형상만 다를 뿐 Fig. 3의 NACA 0012 격자계의 경우와 동일하다.

유동해석은 아음속인 경우인  $M_\infty=0.3$ ,  $\alpha=0^\circ$ ,  $Re=1.9 \times 10^6$ ,  $\delta=20^\circ$  에 대해서 이루어 졌다. 본 계산은 정지된 스포일러에 대한 유동계산이지만 스포일러의 후방에서 발생하는 주기적인 와동에 의한 유동의 비정상성 때문에 시간 정확도를 가지는 비정상 유동으로 해석을 수행하였다. Fig. 6은 표면의 평균 압력계수 곡선으로서, 시간에 따라 주기적으로 변화되는 압력계수를 평균한 결과이다. 세가지의 난류 모델 모두 전반적으로 실험치와 잘 일치하고 있으나, Baldwin-Lomax 모델의 경우에 에어포일의 뒷전 부분에서 실험치보다 낮은 압력이 국부적으로 존재하는 것을 볼 수 있다. 이것은 에어포일의 뒷전에서 주기적으로 발생하는 와도의 크기를 과도하게 예측하고 있기 때문인 것으로 판단되며, 이것은 Baldwin-Lomax 난류모델을 사용한 기존의 연구 결과[19,20]에서 나타난 현상과 매우 유사하다. Wilcox  $k-\omega$  모델과 SST  $k-\omega$  모델의 경우에는 에어포일 뒷전에서의 압력계수가 실험치와 잘 일치하고 있으며, 두개의 2-방정식 모델이 서로 유사한 결과를 나타냄을 볼 수 있다.

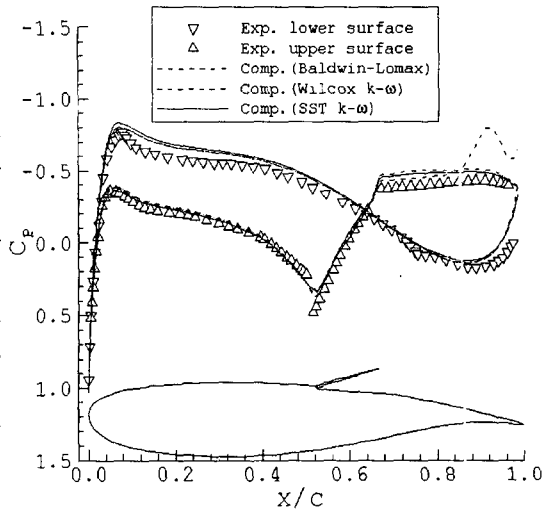


Fig. 6 Time averaged surface Cp of the RA16SC airfoil with a spoiler ( $M_\infty=0.3, \alpha=0^\circ, Re=1.9 \times 10^6, \delta=20^\circ$ )

### 5.3 전개되는 스포일러의 비정상 유동

빠르게 전개되는 스포일러에 대한 유동해석은 Yeung et al.[5]에 의해 실험치가 제공된 NACA0012 에어포일 형상에 대해서 이루어 졌다. 유동조건은 유속  $U_\infty=12m/s$  ( $M_\infty=0.035$ ), 레이놀즈 수는 에어포일 코드를 기준으로  $Re=3.5 \times 10^5$  이며, 전개각은  $0^\circ$  에서  $90^\circ$  까지 이다. 스포일러의 전개는 다음과 같은 경사형태의 파형으로 이루어 진다.

$$\delta(t) = \delta_0 + \frac{1}{2}(\delta_1 - \delta_0) \left[ 1 - \cos\left(\pi \frac{t-t_0}{t_1-t_0}\right) \right] \quad (3)$$

여기서,  $\delta_0=0^\circ$ ,  $\delta_1=90^\circ$ ,  $t_0=0$ , 그리고  $t_1$ 은 전개시간으로서 본 계산에서는 실험치와의 비교를 위하여 145ms로 설정되었다. 계산은 스포일러가 완전히 닫힌 상태( $\delta_0=0^\circ$ )에 대해 국소시간 간격을 적용하여 수립시킨 결과를 초기조건으로 하여 시간간격을  $\Delta t=0.01$ ( $CFL \approx 1000$ )로 하고, 2회의 내부 반복계산을 적용하여 수행되었다.

Fig. 7은 전개율 620deg/s에 대한 계산결과를 실험치와 비교하여 나타낸 것이다. 양력계수곡선에서 보는 바와 같이 스포일러 전개에 의한 역양력 현상이 3가지 난류모델에 대해 모두 혼연하게 나타나고 있다. 스포일러가 전개되면서 전개각이 대략  $18^\circ$  에 이르기 까지 양력은 초기의 값을 그대로 유지하다가 그 이후에 점차로 증가하여 Baldwin-Lomax 모델의 결과를 기준으로 할 때 전개각  $55^\circ$  근처에 이르러 역양력의 최대값을 나타내었다. 그 크기는 스포일러가 완전히 전개된 이후의 감소된 양력의 크기와 거의 대등하게 나타나게 되어 비교적 완만한 전개율에도 역양력의 효과가 상당한 양으로 나타나게 됨을 확인할 수 있었다. 역양력의 최대치는 Baldwin-Lomax 모델이 가장 크게 나타나고 있으며, 그 발생시간(시간지연)도 가장 큼을 볼 수 있다. 실험의 역양력의 최대치에 가장 근접하여 계산된 경우는 SST  $k-\omega$  모델이며, 따라서 이 모델이 역양력의 발생구간에서 실험치에 가장 근

접된 결과를 보여 준다. 또한, 역양력 구간에서는 Wilcox  $k-\omega$ 와 SST  $k-\omega$  모델이 거의 유사한 결과를 나타냈다.

스포일러의 완전한 전개 후에 실험치는 진동이 점차로 감소되고 랜덤하게 변화되는 공력계수 값을 가지게 되지만, 계산의 결과는 특정한 진폭과 주파수를 가지는 완전한 형태의 주기적 변화로 나타나고 있다. 이러한 계산 결과는 기존의 높은 각도로 전개된 상태의 스포일러의 비정상 유동계산 [19,20]에서 공통적으로 재현되었던 현상과 유사하다. 이와 같이 스포일러가 전개된 후에 발생하는 양력의 주기적인 진동은 각 난류모델에 따라 그 진폭(amplitude)과 평균값이 상이하게 나타나고 있지만 그 진동의 주파수는 세가지 난류모델에 대해 거의 동일하게 나타나고 있음을 볼 수 있다. 역양력의 경우와 마찬가지로 진폭이 가장 크게 나타나는 경우는 Baldwin-Lomax 모델이며, 그 다음으로는 Wilcox  $k-\omega$ , 그리고 SST  $k-\omega$  모델이 가장 작은 진폭을 갖는 것으로 나타났다. 완전히 성장된 유동에서 양력의 평균값은 세가지 모델 모두 실험의 절대치보다 작은 값으로 나타나고 있으나, 실험치에 근접하는 정도는 Baldwin-Lomax, SST  $k-\omega$ , 그리고 Wilcox  $k-\omega$  모델의 순으로 나타났다.

피칭모멘트는 양력계수와 거의 유사한 경향으로 변화 됨을 볼 수 있으며, 역양력에 상응하는 매우 큰 기수내림(nose down) 모멘트가 발생하며, 이 값의 크기는 스포일러가 전개된 후의 평균 피칭모멘트보다 훨씬 크게 나타남을 볼 수 있다. 전개된 후의 완전한 주기성을 갖는 피칭모멘트의 평균값은 세가지 난류모델의 경우 모두 실험치에 근접하고 있는 것을 볼 수 있다. 항력계수의 경우 역양력 구간에서 나타나는 항력의 최대치는 실험치에 비해 매우 크게 예측되었으나, 성장된 후의 평균값은 실험치와 잘 일치하는 것을 볼 수 있다.

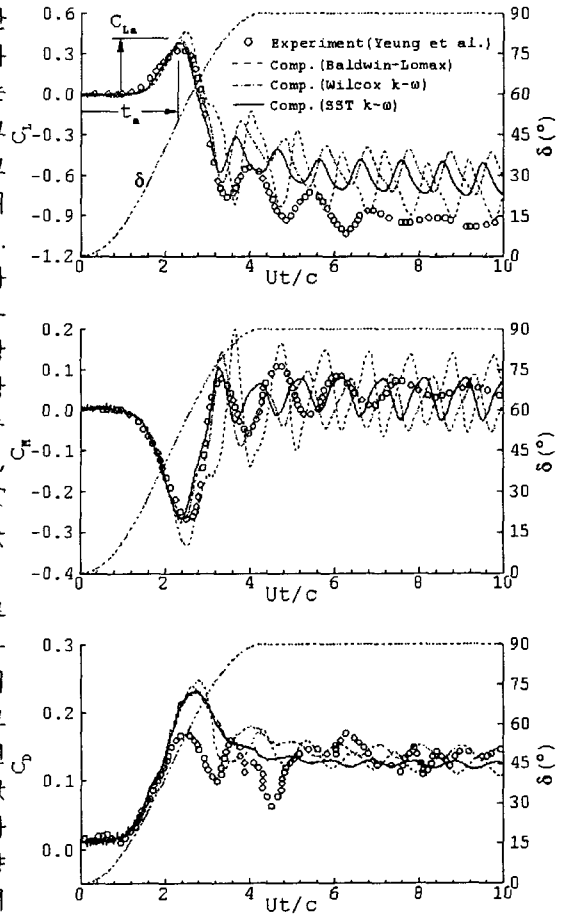


Fig. 7 Aerodynamic response to a rapidly deploying spoiler( $\omega=620\text{deg/s}$ ).

#### 5.4 스포일러 장착 위치의 영향

Mabey[4]는 저속 비행시험 결과로부터 스포일러가 에어포일의 전방쪽으로 위치할수록 역양력의 크기가 증가되는 것으로 고찰하였다. 이것은 보다 전방에 위치한 스포일러에 의해 발생한 와동이 에어포일의 뒷전까지 이동하는데 더 많은 시간이 필요할 것이라는 물리적인 고찰에 의해서 설명이 가능하다. 본 연구에서는 이러한 스포일러의 장착 위치에 따른 공력특성의 변화를 파악하기 위해 Fig. 2에서와 같이 스포일러의 장착위치를 에어포일의 앞전을 기점으로 0.7c, 0.5c, 그리고 0.3c로 변화시켜 가면서 유동계산을 수행하였다. 이때 스포일러의 이동에 따라 에어포일의 형상만 부분적으로 바뀔 뿐 격자 형태 및 격자 수는 Fig. 3에서 보여준 기본형상 0.7c의 경우와 동일하다. 본 절에서 제시되는 계산 결과는 SST  $k-\omega$  난류모델을 적용하여 도출된 결과이다.

Fig. 8의 양력계수의 변화에서는 스포일러의 위치가 전방으로 이동됨에 따라 역양력의 최대치는

증가하면서 이에 따른 시간지연도 증가함을 볼 수 있다. 이러한 현상은 위에서 언급한 Mabey의 관찰과 일치한다. 역양력 구간을 통과하여 완전히 성장된 후의 양력계수의 주기적인 진동은 그 크기와 진폭이 스포일러의 위치가 전방으로 이동하면서 증가한다. 피칭 모멘트의 변화 역시 양력계수의 변화와 유사한 경향으로, 초기의 기수내림 모멘트의 크기와 그 발생 위치가 증가되는 것을 볼 수 있다. 항력의 경우에는, 역양력의 최대치에 해당하는 항력의 최대치는 스포일러가 전방으로 위치함에 따라 그 크기가 증가되기는 하지만, 양력이나 피칭모멘트의 경우에서처럼 확연하게 그 차이가 크게 나타나지는 않고 있다. 대신에 역양력 구간에서 항력의 최대치가 일정시간 동안 유지되는 것을 볼 수 있다. 천이적 구간 후에 나타나는 항력의 주기적 진동 형태는 양력과 피칭 모멘트의 변화와 유사한 진동 특성으로 변화되고 있다.

스포일러 장착위치가 0.3c인 Fig. 9에서 보는 바와 같이 스포일러에서 에어포일 뒷단까지의 거리가 증가함에 따라 스포일러의 전개에 의해서 발생한 와동의 크기와 강도가 상대적으로 증가되었고, 이러한 현상은 Fig. 8에서 나타난 역양력과 시간지연의 증가로 나타났다. 또한, 역양력 구간이 지난 후에 나타나는 와동들도 그 크기와 강도가 커지게 되었으며, 이러한 현상은 Fig. 8의 양력의 주기적 진동에서의 증가된 진폭과 주기의 형태로 표현된다. 최종적으로, 스포일러의 전개에 의해서 발생한 와동의 크기와 강도는 이 와동이 이동할 수 있는

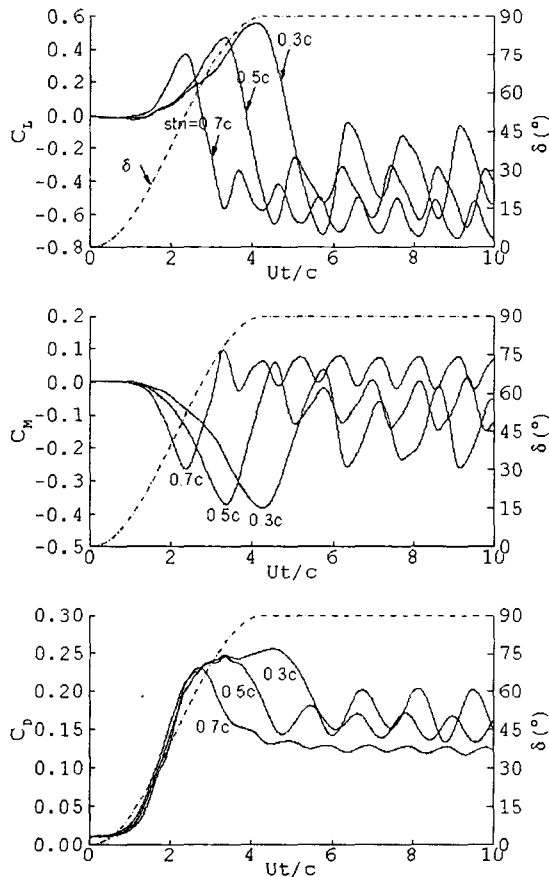


Fig. 8 Aerodynamic response for the spoiler location ( $\omega=620\text{deg/s}$ ,  $\text{gap}=0\%$ ).

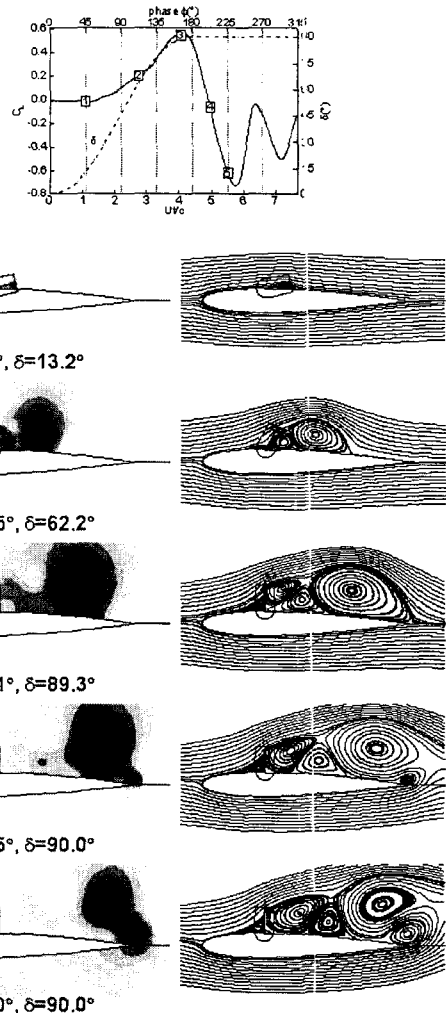


Fig. 9 Flow development ( $\omega=620\text{deg/s}$ ,  $\text{stn}=0.3c$ ,  $\text{gap}=0\%$ ).

스포일러에서 에어포일 뒷전까지의 거리에 비례하여 증가하게 되며, 이것은 역양력의 증가로 나타나게 됨을 알 수 있다.

**5.5 스포일러 기저부 간격의 영향**

갑자기 전개되는 스포일러에서 발생하는 역양력 현상을 감소시키기 위한 방법중의 하나로서 이용되고 있는 스포일러의 힌지 간격에 의한 효과를 수치적 방법을 통해 해석하였다. 본 유동계산은 Yeung et al.[5]의 힌지 간격에 대한 실험과 그 맥락을 같이 한다. 힌지 간격은 에어포일 시위의 2%와 5%로 각각 설정하였으며, 이때 스포일러의 장착위치는 기본 형상에서와 같은 0.7c이다.

Fig. 10의 양력계수곡선에서 나타난 바와 같이 스포일러와 에어포일 사이의 힌지 간격이 증가하게 되면 역양력의 크기와 지연시간이 현저하게 감소되는 것을 볼 수 있으며 이러한 경향은 Yeung et al.의 실험과 잘 부합되는 결과이다. 역양력 구간 후에 나타나는 양력의 주기적인 진동에 있어서 그 진폭은 힌지 간격의 증가에 따라 감소되는 경향을 보이고는 있으며, 5% 힌지 간격의 경우에는 거의 편평한 상태로 나타나고 있다. 피칭 모멘트의 경우도 마찬가지로 힌지 간격의 증가에 따라 역양력에 해당하는 초기의 기수내림 모멘트는 감소되고 있으며, 완전히 성장된 후의 모멘트 값은 힌지 간격에 거의 무관하게 유사한 값으로 나타나고 있다. 항력

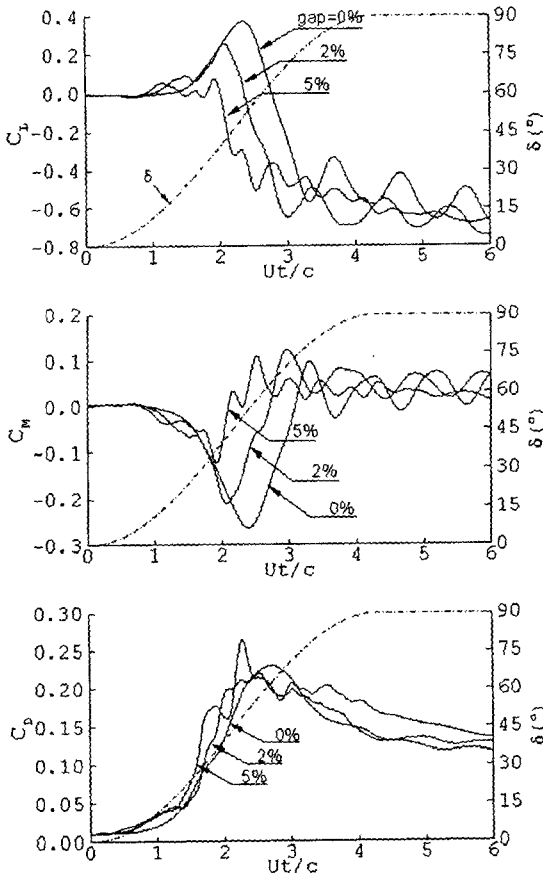


Fig. 10 Aerodynamic response for the hinge gap ( $\omega=620\text{deg/s}$ ,  $\text{stn}=0.7c$ ).

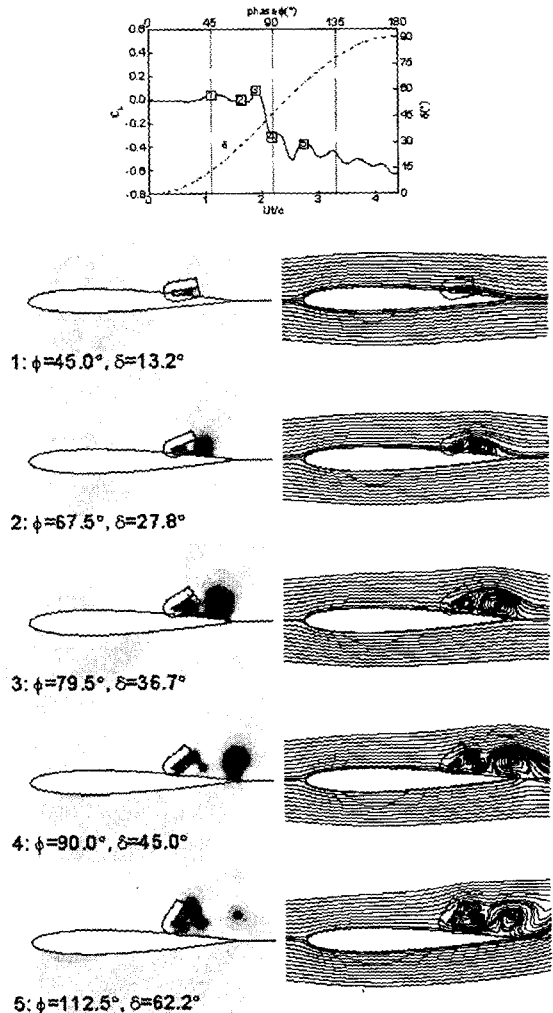


Fig. 11 Flow development ( $\omega=620\text{deg/s}$ ,  $\text{stn}=0.7c$ ,  $\text{gap}=5\%$ ).





계수의 경우에는 힌지 간격에 의한 차이는 거의 나타나지 않고 있음을 볼 수 있다. 이상과 같은 스포일러의 힌지 간격의 효과는 다음과 같은 중요한 공기역학적인 특성을 제공한다. 첫째로는 스포일러가 전개되는 천이적 구간에서 역양력이 감소된다는 것이고, 둘째로는 스포일러의 완전한 전개 후에 발생하는 공력진동의 진폭이 감소되고, 셋째로는 스포일러의 전개후의 공력계수의 평균값이 힌지 간격이 없는 경우와 비슷한 값으로 유지된다는 것이다.

스포일러의 회전중심이 힌지점보다 전방에 위치하는 경우, 스포일러가 전개되면서 이 힌지점과 에어포일 사이의 수직거리는 증가하게 된다. 힌지 간격이 5% 경우인 Fig. 11에서 보는 바와 같이 스포일러의 전개에 의해 발생한 와동의 강도는 힌지 간격이 없는 경우에 비해 약화되게 되는데, 이것은 스포일러의 기저부 부분에서 발생한 와동과의 상호작용에 의한 것이다. 스포일러 기저부의 와동은 스포일러 와동과 반대의 회전방향을 가지게 됨으로써 스포일러 와동의 강도와 크기를 상대적으로 약화시키게 되며, 이러한 현상은 Yeung et al.의 실험적인 고찰과 잘 부합된다. 또한 힌지 간격 사이에 흐름에 의해 스포일러 와동이 보다 빠르게 후방으로 이동하게 되는데 이러한 와동의 빠른 이동은 Fig. 10에서 나타난 바와 같이 지연시간의 감소로서 나타나게 된다. 결론적으로, 힌지 간격의 증가에 따라 역양력과 이에 대한 지연시간은 현저히 감소한 반면에, 스포일러의 완전한 전개후의 공력 특성은 힌지 간격이 없는 경우와 거의 유사한 특성을 보이는 것은 힌지 간격의 효과가 스포일러의 전개과정에서 나타나는 천이적인 공력특성에만 영향을 끼치게 됨을 알 수 있다.

## 6. 결 론

정지된 스포일러에 대한 비정상 유동해석에서는 Baldwin-Lomax 모델에서 나타나던 에어포일 뒷전에서의 과도한 부압에 의한 실험치와의 불일치성은 2-방정식 모델에서는 나타나지 않았다. 빠르게 전개되는 스포일러에 의해서 나타나는 공력계수의 시간에 따른 변화는 실험치와 전체적으로 잘 일치하였으며, 특히 스포일러 후방에서 발생한 와동에 의한 역양력 현상이 확연하게 포착되었다.

스포일러의 장착 위치가 전방으로 이동함에 따라 역양력과 이에 대한 시간지연은 증가되었으며 이러한 현상은 스포일러의 와동이 에어포일 뒷전까지 이동하는데 더 많은 시간이 걸린다는 물리적 고찰에 의해서 설명이 가능하다. 스포일러 힌지 간격의 증가는, 실험에서 예측된 바와 같이, 역양력의 확연한 감소를 가져왔으며, 이것은 스포일러 기저부에서 발생한 또 하나의 와동이 스포일러 와동의 강도를 약화시킨 것에 기인한다. 또한, 힌지 간격은 스포일러가 완전히 전개 된 후에 나타나는 공력계수의 주기적 진동의 진폭을 감소시키게 되었으나 그 평균값은 힌지 간격이 없는 경우와 유사한 값을 가지게 됨을 알 수 있었다. 이상과 같은 스포일러의 비정상 유동해석 결과는 스포일러에 대한 제어 시스템 설계는 물론이고, 돌풍 완화나 ACT를 위한 스포일러 설계과정에서 유용한 자료로서 이용될 수 있을 것이다.

## 참고문헌

- [1] ESDU International, *ESDU Engineering Science Data, Controls and Flaps*, Vol. 5, No. 90030, 1992, pp. 4-8.
- [2] Mabey, D. G., "A Review of Some Recent Research on Time-Dependent Aerodynamics," *Aeronautical Journal*, No. 1099, Feb. 1984, pp. 23-37.
- [3] Consigny, H., Gravelle, A., and Molinaro, R., "Aerodynamic Characteristics of a Two-Dimensional Moving Spoiler in Subsonic and Transonic Flow," *Journal of Aircraft*, Vol. 21, No. 9, 1984, pp. 687-693.
- [4] Mabey, D. G., "On the Prospects for Increasing Dynamic Lift," *Aeronautical Journal*, Vol. 92, No. 1583, March 1988, pp. 95-106.



- [5] Yeung, W. W. H., Xu, C., and Gu, W., "Reduction of Transient Adverse Effects of Spoilers," *Journal of Aircraft*, Vol. 34, No. 4, 1997, pp. 479-484.
- [6] Xu, C. and Yeung, W. W. H., "Unsteady Aerodynamic Characteristics of Airfoil with Moving Spoilers," *Journal of Aircraft*, Vol. 36, No. 3, 1999, pp. 530-540.
- [7] Choi, S. W. and Chang, K. S., "Navier-Stokes Computation of a Rapidly Deploying Spoiler," *Journal of Aircraft*, Vol. 37, No. 4, July-August 2000, pp. 655-661.
- [8] 최성욱, 장근식, "빠르게 전개되는 스포일러의 비정상 유동해석", 한국전산유체공학회 춘계학술대회 논문집, 2000, pp. 127-139.
- [9] 최성욱, 장근식, "보존적 중첩격자기법을 이용한 동적 플랩의 천이적 거동에 관한 수치적 연구", 한국전산유체공학회 추계학술대회 논문집, 1999, pp. 85-94.
- [8] Pulliam, T. H., "Time Accuracy and the Use of Implicit Method," AIAA Paper 93-3360, July 1993.
- [9] Ok, H., "Development of the Incompressible Navier-Stokes Solver and its Application to the Calculation of Separated Flow," Doctoral Dissertation, Aeronautics and Astronautics, Univ. of Washington, Seattle, June 1993.
- [10] Venkatakrishnan, V., "On the Accuracy of Limiters and Convergence to Steady State Solutions," AIAA Paper, 93-0880, Jan. 1993.
- [11] Baldwin, B. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-257, Jan. 1978.
- [12] Degani, D., Schiff, L. B. and Levy, Y., "Numerical Prediction of Subsonic Turbulent Flows over Slender Bodies at High Incidence," *AIAA Journal*, Vol. 29, No. 12, 1991, pp 2054-2061.
- [13] Sedaghat, A., Ackroyd, J. A. D. and Wood, N. J., "Turbulence Modelling for Supercritical Flows Including Examples with Passive Shock Control," *Aeronautical Journal*, No. 2409, February 1999, pp 113-125.
- [14] Mentor, F. R., "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, 1994, pp 1598-1605.
- [15] Ekaterinaris, J. A. and Mentor, F. R., "Computation of Oscillating Airfoil Flows with One-and Two-Equation Turbulence Models," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 12, 1994, pp 2359-2365.
- [16] Cook, P. H., McDonald, M. A. and Firmin, M. C. P., "Aerofoil RAE 2822 Pressure Distributions, and Boundary Layer and Wake Measurements," AGARD AR 138, A6, May 1979.
- [17] Ok, H. and Eberhardt, D. S., "Calculation of Flowfield around an Airfoil with Spoiler," AIAA Paper 93-0527, Jan. 1993.
- [18] Kim, J. H. and Rho, O. H., "Numerical Simulation of the Flowfield Around an Airfoil with Stationary or Oscillating Spoiler," *Journal of Aircraft*, Vol. 35, No. 5, 1998, pp. 704-711.