



빠르게 전개되는 스포일러의 비정상 유동해석 Unsteady Flow Computation of a Rapidly Deploying Spoiler

최 성 욱⁽¹⁾, 장 근 식⁽²⁾
S. W. Choi and K. S. Chang

Transient aerodynamic response of an airfoil to a rapidly deploying spoiler is numerically investigated using a two-dimensional turbulent compressible Navier-Stokes flow model. The spoiler moving relative to a stationary airfoil is treated by an overset grid bounded by a 'dynamic domain-dividing line' the concept of which is developed first in this paper. The fluid-dynamic mechanism of the adverse lift due to the rapidly deploying spoiler is analyzed. Also the effect of spoiler deploying rate on the initial behavior of the aerodynamic response is expounded, which is of interest in view of active control technology and controller design for the spoiler. The results of present computation about the stationary as well as moving spoilers are relatively in good agreement with the existing experimental data.

1. 서 론

항공기에 장착된 조종면의 기본적인 기능은 항공기를 조종사가 원하는 자세로 제어하거나, 또는 외부에 교란에 의해 변위 된 항공기의 자세를 원래의 자세대로 복원시키는 것이다. 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 조종면의 기능을 이용하는 것이다[1]. 스포일러는 날개상면의 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[2]. 항공기의 제어시스템은 조종사의 조종간 변위나 자동조종장치로부터의 입력에 대해 가능한 오버슈트(overshoot)나 언더슈트 없이 빠르게 반응하도록 설계되어야 한다[3]. 그러나, 스포일러의 빠른 전개과정에서 발생하는 역양력(adverse lift), 시간지연동과 같은 비정상, 비선형적 거동은 제어시스템 설계에 적지 않은 어려움으로 작용될 수 있는 중요한 요소이다[4]. 스포일러의 역양력 현상은 스포일러가 빠르게 전개되는 초기과정에서 발생한 강한 와류에 의해 스포일러의 후류 부분의 압력이 순간적으로 낮아지는 비정상 유동현상에 기인한 것으로서, 동적 양력을 발생시키게 되고[5], 공기역학과 제어 시스템 설계 측면에서 모두 관심을 가질 가치가 있는 현상이다.

스포일러에 대한 기존의 실험적 연구는 정지되거나 진동하는 경우에 대해 주로 이루어져 왔으며[4-8], 빠르게 전개되는 스포일러에 대한 연구는 매우 제한적인 범위 내에서 이루어져 왔다. Mabey[1]은 빠르게 전개되는 스포일러에 대한 실험을 통해 비정상유동 현상에 대한 다양한 고찰과 함께 차원해석을 통해 시간지연, 역양력 현상등이 스포일러의 무차원 전개시간 U/c 의 함수로 표현될 수 있음을 보였다. Consigny et al.[4]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.[9]은 역양력을 감소시키기 위한 방법중

1) 한국항공우주연구소 공력성능연구그룹

2) 한국과학기술원 항공우주공학과

의 하나로 base vented 스포일러에 대한 실험을 수행하여 스포일러의 base 부분에서 발생하는 또 하나의 와동이 tip 에서 발생한 와동의 강도를 감소시켜 역양력의 크기를 줄일 수 있음을 보였다.

스포일러에 대한 수치적 연구로는 다음과 같은 몇 가지 방법에 의해서 이루어져 왔다. Tou and Hancock[10] 은 정지된 스포일러의 유동해석을 위해 패널방법을 이용하였다. Xu and Yeung[11]은 패널방법과 discrete vortex 방법을 결합하여 동적 스포일러에 대한 유동해석을 수행하였으며, base venting 에 의한 역양력의 감소효과에 대해서도 수치적인 계산을 통해 그 효과를 파악하였다. 이러한 패널방법이나 discrete vortex 방법은 빠른 계산에 의한 적용의 효율성을 가질 수는 있으나, 압축성 효과나 높은 레이놀즈 수의 난류를 포함하는 실제 문제에 있어서는 계산의 정확도를 보장하기 어렵다. 더구나, 이러한 방법은 특정 유동 현상에 대한 모델링이 요구되는 경우도 있다.

최근에 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 정지되거나[12] 진동하는[13] 스포일러에 대한 유동해석이 이루어 졌다. 큰 변위로 빠르게 전개되는 스포일러에 대한 전산유동해석은 스포일러의 전개에서 나타나는 큰 구조의 박리에 의한 유동적 측면의 어려움과, 완전히 닫힌 상태에서 큰 각으로 전개되는 스포일러에 대한 이동격자문제에 대한 어려움이 있었다. 본 연구에서는 난류 압축성 비정상 Navier-Stokes 방정식과, Chimera 격자기법을 적용하여 스포일러의 전개시의 비정상 유동문제에 대한 해석을 수행하였다. Chimera 격자를 적용함에 있어서 에어포일과 스포일러 격자의 효율적인 결합을 위해 동적영역분할선(DDDL)[14]을 제안하여 적용하였다. 스포일러가 0° 에서 90° 로 전개되는 과정을 전개율의 변화에 따라 계산을 수행하여 전개율에 따른 초기의 공력계수의 변화를 고찰하였다. 본 수치계산을 통해 스포일러의 빠른 전개에 의한 역양력 현상이 확연하게 포착되었으며, 실험치와도 잘 일치됨을 볼 수 있었다. 스포일러의 전개과정에서 발생하는 오버슈트(역양력), 언더슈트, 시간지연, 정착시간의 변화가 전개율에 따라 계산되었다.

2. 지배 방정식 및 수치적 기법

정지 좌표계(inertial frame)에서 격자의 운동을 고려한 2 차원 비정상 압축성 Navier-Stokes 방정식의 적분형태는 경계 $\partial\Omega$ 로 둘러 싸인 임의의 격자 셀 Ω 에 대해 다음과 같이 표현된다.

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

여기서 V 는 셀의 면적이고, \mathbf{Q} 는 보존적 변수 벡터(conservative variable vector)이며, 그리고 $\mathbf{F}(\mathbf{Q})$, $\mathbf{G}(\mathbf{Q})$ 는 각각 비점성 및 점성 유량 벡터(invscid flux vector)이다.

Eq. (1)과 같이 표현되는 Navier-Stokes 방정식에는 유한체적(finite-volume) 방법이 적용되었다. 비점성 항에는 Roe 의 풍상차분법(upwind-biased flux-difference splitting)이 적용되었으며, 시간적분에 있어서는 내재적(implicit) 기법인 point-SGS 기법[15]이 사용되었다. 또한 내재적 기법에서 시간 정확도를 높이기 위하여 내부반복계산(sub-iteration)기법을 사용하였다. Navier-Stokes 방정식 Eq. (1)에 대한 내재적 알고리즘은 뉴턴 반복계산기법(Newton sub-iteration time stepping)을 적용하여 2 차의 시간 정확도를 가지게 되며, 다음과 같은 델타 형태(delta form)으로 정리된다[16].

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

여기서 $\mathbf{R}(\mathbf{Q})$ 는 잔류벡터(residual vector)로서 Eq. (2.1)의 비점성 항과 점성 항의 셀의 경계면에서의 플럭스의 합으로서 이루어 진다. Eq. (2)에서 $n-1$ 과 n 은 전 단계의 해를 의미하며, p 는 내부반복계산 단계로서 p 회의 반복계산 후에 가장 최근의 수치해 \mathbf{Q}^{p+1} 는 새로운 시간단계 $n+1$ 로 옮겨진다. 변수 \mathcal{G} 와 φ 는 내재적 알고리즘의 정확도를 결정하는 변수이다.

Eq. (2)에 적용된 point SGS(symmetric-Gauss-Seidel) 기법은 다음과 같은 두 단계로 이루어져 있다.

$$\text{Forward sweep : } C_1 \Delta Q_{i,j}^* = -R_{i,j} - C_2 \Delta Q_{i-1,j}^* - C_3 \Delta Q_{i,j-1}^* \quad (3)$$

$$\text{Backward sweep : } C_1 \Delta Q_{i,j} = C_1 \Delta Q_{i,j}^* - C_4 \Delta Q_{i+1,j} - C_5 \Delta Q_{i,j+1} \quad (4)$$

여기서 계수 $C_i (i=1,2,\dots,5)$ 는 잔류 벡터 $R(Q)$ 의 자코비안 행렬로서 해당 셀과 그 주위에 존재하는 이웃의 셀들에 대한 정보로부터 구해진다.

공간에 대한 2차의 정확도는 MUSCL 방법과 Venkatakrishnan[17]의 flux limiter 를 적용하여 얻을 수 있었으며, 난류모델로는 대수적 모델인 Baldwin-Lomax[18] 모델을 적용하였다.

내재적 알고리즘 Eq. (2)는 홀 점 플래그(hole point flag) i_b 를 추가함으로써 쉽게 중첩 격자계에 적용시킬 수 있다. 하나의 격자계에서 구해진 수치 해 Q^{n+1} 는 bilinear 기법에 의해 삼간되어 다른 격자계로 전달 된다. 또한, Eq. (3)과 (4)의 point SGS의 각 단계에서 나타나는 변수 ΔQ 에 대해서도 삼간에 의한 격자간의 상호전달을 하도록 함으로써 삼간에 의한 비보존성(non-conservation) 및 정보 전달의 시간 지연(time lag)에 의해서 감소하였던 계산 CFL 수를 거의 단일 격자계를 계산할 때와 같은 수준으로 끌어 올리는 효과를 얻게 되었다.

3. 형상 및 격자

스포일러가 장착된 NACA 0012 에어포일의 2차원 형상이 Fig. 1에 나타나 있다. 스포일러의 크기는 에어포일의 시위 기준으로 0.1c이며, 스포일러 힌지점은 에어포일 앞전으로부터 0.7c에 위치한다. 에어포일과 스포일러 사이에는 미소한 크기의 간격이 유지되어야 하는데 이것은 보편적 중첩격자기법의 적용 시 격자간의 정보전달을 위해서 최소한 2개 이상의 격자 층이 중첩이 되어야 하기 때문이다. 이때의 간격은 생성되는 격자의 벽면으로부터의 최소간격을 고려하여 Fig. 1의 상 세도에서 보는 바와 같이 0.0001c로 설정되었다. 이와 더불어 Fig. 1의 완전이 닫힌 (전개각 0°) 스포일러 주위의 확대도에서 보는 바와 같이 스포일러의 아래면과 이에 대응하는 에어포일의 윗면 사이에 작은 크기의 간격을 유지하도록 하였다. 이와 같이 스포일러와 에어포일 사이에 간격이 존재하지 않고 완전한 두 면의 접촉이 이루어 지는 경우로부터 스포일러가 갑자기 전개되면 그 사이에 진공이 형성되어 본 연구에서 유동해석을 위해서 사용된 Navier-Stokes 방정식과 같은 연속체 역학에 근거한 유동 방정식으로는 접근이 불가능하다. 본 스포일러의 계산에서 스포일러와 에어포일 사이의 간격은 유동의 물리적인 측면과 보편적 중첩 격자계 측면에서 동시에 요구되는 것으로서, 보다 신뢰성 있는 격자간의 정보전달을 위해서는 그 간격을 크게 하여 그 사이에 많은 격자 층이 중첩되도록 하는 것이 바람직하겠지만, 그 간격을 과도하게 설정할 경우에는 에어포일이 원래의 형상으로부터 벗어나게 되고 이로 인한 공력특성이 달라질 수 있다. 따라서 이 간격은 이와 같은 두 가지의 상호 대립적인 요구조건이 동시에 만족되도록 적절하게 설정되었다.

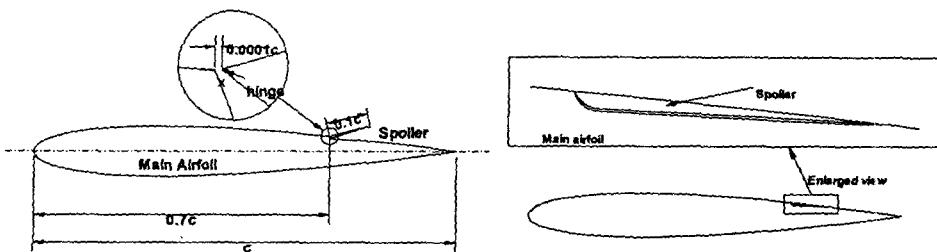


Fig. 1 Configuration of a NACA 0012 airfoil with a spoiler

계산을 위한 에어포일과 스포일러 격자계는 Fig. 2에서 보는 바와 같이 각각 독립적으로 생성된

후 중첩격자법이 적용되었다. 개별적인 격자는 Ref. 19에서 제시된 타원형 계산기법과 결합된 전진형(front-propagating) 격자생성기법을 적용하여 직교성이 우수한 격자를 얻을 수 있었다. 생성된 격자는 에어포일의 경우에 301 x 65 개이고, 스포일러 주위에는 101 x 41 개로서 두 격자계 모두 C-type 의 형태로 생성되었다. Fig. 2 에서 보는 바와 같이 스포일러 후방부분의 에어포일 격자는 스포일러의 전개에 의한 박리의 생성을 고려하여 상대적으로 많은 격자가 분포되도록 하였다. 벽면으로부터 첫번째 격자 점까지의 거리는 난류유동의 계산을 위하여 0.00002c 로 정하였다.

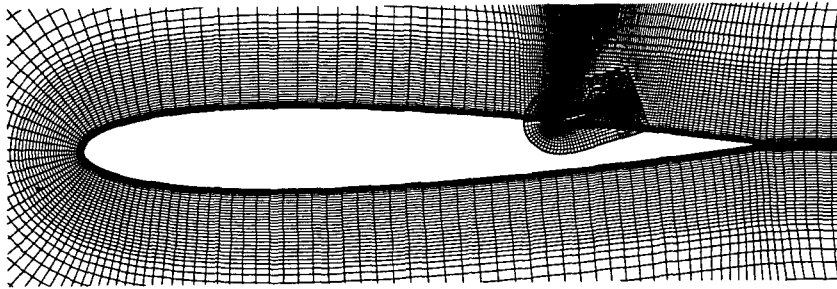


Fig. 2 Overset grid systems for an airfoil with a spoiler.

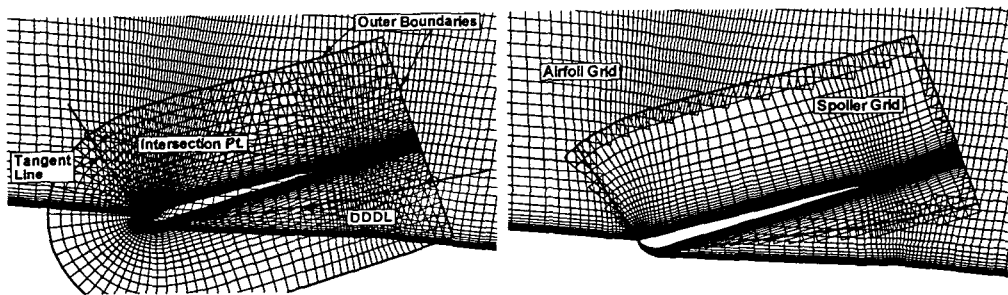


Fig. 3 Construction of the hole cutting boundary using DDDL and final overset grid.

중첩 격자계에서의 유동계산을 위해서는 계산에서 제외되어야 하는 홀점(hole points)이나 격자간의 정보전달을 위한 삽간 점(interpolation points)을 찾아내는 과정이 선행되어야 한다. 본 계산과 같이 스포일러가 에어포일에 매우 작은 간격으로 장착되어 있는 형상의 경우에는, 물체 벽면이나 물체 벽면으로부터 단순히 몇 켤 정도 떨어져 있는 격자선을 경계선으로 설정하여 홀점을 찾아내는 기존의 보편적 중첩격자기법에서 일반적으로 사용되고 있는 기법으로는 두 격자계의 양질의 결합을 보장하기 어렵다. 즉, 두 물체가 매우 근접되어 있는 관계로 각 물체의 벽면 격자층이나 벽면에서 한 두 켤 정도만 떨어진 격자층을 홀 경계선으로 하여 홀점을 찾을 수 밖에 없으며 이렇게 해서 중첩된 두 격자계에서 상호 정보전달이 이루어지는 삽간점 근처에서의 격자의 상대적인 크기 및 분포도가 과도하게 차이가 발생 함으로서 삽간에 의한 오차를 증가 시킬 수가 있다. 이와 같은 매우 근접된 두 물체에 대한 중첩격자기법 적용의 어려움을 극복하기 위해 본 계산에서는 Fig. 3 에서와 같이 스포일러의 아래면과 에어포일 윗면 형상의 기하학적 평균에 의해서 정의되는 DDDL(Dynamic Domain Dividing Line)[14]을 이용하였다. 최종적인 홀 절단선은 Fig. 3 에서와 같이 DDDL 과 이것의 접선, 그리고 스포일러의 바깥 경계선의 결합을 통해 구성된다. 에어포일의 격자의 홀점은 이러한 홀 절단선의 내부 점으로서 설정되고, 스포일러 격자의 홀점은 홀 절단선의 외부 점으로서 정해진다. Fig. 3 에서는 홀 절단선과 이것에 의해 생성된 홀점의 형태를 보여준다. 스포일러의 전개에 따라 DDDL 과 이의 접선은 매 순간마다 새롭게 정해지고, 스포일러의 외부경계선은 스포일러의 격자와 함께 강체적인 회전을 하게 됨으로써 이들을 이용해서 구성된 최종적인 홀 절단선은 매 시간마다 변형된 형태로써 나타난다.

4. 결과 및 고찰

4.1 정지된 스포일러의 유동해석

정지된 스포일러의 유동해석의 목적은 본 연구에서 사용하고자 하는 해석코드와 격자기법의 스포일러 형상에 대한 적용에 있어서 기본적인 정확도의 파악을 위한 것이다. 정지된 스포일러에 대한 비정상 유동해석은, 본 연구의 추 해석대상으로 설정된 빠르게 전개되는 스포일러의 형상인 NACA0012 에어포일과는 다른, 실험에 의한 표면압력계수가 존재하는 ONERA의 초임계 익형(RA16SC)[4]에 대해서 이루어 졌다. 이 형상은 0.15c의 스포일러가 주 에어포일의 0.52c에 위치하고 있다. 실험에서 스포일러의 형상과 본 계산에서의 형상에는 다소 차이가 있음을 밝혀둔다. 즉, 실험에서는 스포일러의 형상이 매우 두껍고, 스포일러의 끝단이 유한한 크기를 가진 형상으로 처리되었으나, 본 연구에서는 Fig. 1에서 나타난 바와 같은 얇고 끝이 날카로운 형상으로 되어 있다. 계산격자의 형태와 격자수는 위의 격자계 부분에서 언급된 NACA 0012 격자계의 경우와 동일하다.

유동해석은 다음과 같은 두 가지 유동조건에 대해 수행되었다. 첫번째는 $M_\infty = 0.3$, $Re = 1.9 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = 20^\circ$ 인 아음속인 경우와, $M_\infty = 0.73$, $Re = 4.7 \times 10^6$, $\alpha = 0^\circ$, $\delta = 10^\circ$ 인 천음속의 경우이다. 본 계산은 정지된 스포일러에 대한 유동계산이지만 스포일러의 후방에서 발생하는 주기적인 와동의 거동에 의한 비정상성 때문에 시간 정확도를 가지는 비정상 유동으로 해석을 수행하였다. 계산은 자유류의 조건에서 시작되어 완전한 주기적 와동운동이 일어날 때 까지 계속되었으며, 전 유동장에 대해 난류 유동장이라는 가정을 적용하였다. 아음속인 경우 무차원 시간간격은 0.01(CFL=1200)로 설정되었고, 천음속인 경우 0.001(CFL=130)로 정하였으며, 두 경우 모두 2번의 내부반복계산(sub-iteration)을 수행하였다. 이러한 내부반복계산의 횟수는 여러 계산을 통하여 2회 이상의 내부반복계산에서 모두 유사한 결과를 나타냄을 알 수 있었는데, 이것은 주어진 시간간격이 유동의 물리적 현상을 충분히 분해 할 수 있을 만큼의 작은 값으로 설정되었기 때문일 것으로 판단된다.

Fig. 6은 아음속인 경우의 표면의 평균 압력계수곡선으로서, 시간에 따라 주기적으로 변화되는 압력계수를 시간에 따라 평균한 결과이다. 전반적으로 실험치와 잘 일치하고 있으나, 스포일러의 후방부분에서 실험치는 평탄한 값으로 유지되고 있지만 계산치는 낮은 압력부분이 국부적으로 존재하는 것을 볼 수 있는데, 이것은 에어포일의 뒷전에서 주기적으로 발생하는 와도의 크기를 과도하게 예측하고 있기 때문인 것으로 판단된다. 이러한 현상은 Baldwin-Lomax 난류모델을 사용한 기존의 연구 결과에서 나타난 현상과 매우 유사하며, 그들은 이러한 원인을 박리영역에서의 대수적 난류모델의 한계에 의한 것으로 판단하고 있다[12,13]. 그러나 이러한 차이는 스포일러의 후방의 국부적인 영역에 한정되기 때문에 본 논문에서 주로 다루고자 하는 전개되는 스포일러의 비정상적 천이적 유동특성을 해석하는 데는 전체적인 정확도의 관점에서 큰 영향이 없을 것이다. $M_\infty = 0.73$, $\delta = 10^\circ$ 경우에는 에어포일의 아래면에서 나타나는 충격파의 위치에 다소 차이가 있기는 하지만 전반적으로 실험치와 잘 일치하고 있음을 볼 수 있다. 스포일러의 전개각이 보다 작은데 기인하여 스포일러의 후방에서의 국부적으로 나타나던 낮은 부압은 상대적으로 작은 값으로 나타나게 됨을 볼 수 있다.

본 정지된 스포일러의 유동해석 결과가 나타내고 있는 하나의 중요한 사실은 스포일러와 에어포일 사이에 매우 작은 크기로 허용해야만 했던 간격(gap=0.0001c)의 효과가 다행히 거의 나타나고 있지 않다는 것을 스포일러의 한지 주위의 압력곡선의 형태로부터 알 수 있다. 이것은 그 간격이 그 근처의 표면에서 발달된 경계층의 크기보다도 작게 설정되어 그 사이로의 흐름이 거의 일어나지 않고 있음을 의미한다. 따라서, 이러한 결과는 다음에서 기술하게 될 빠르게 전개되는 스포일러의 유동에서도 동일하게 적용되어 두 물체 사이에 존재하는 간격의 효과는 무시될 수 있다는 것을 제시한다.

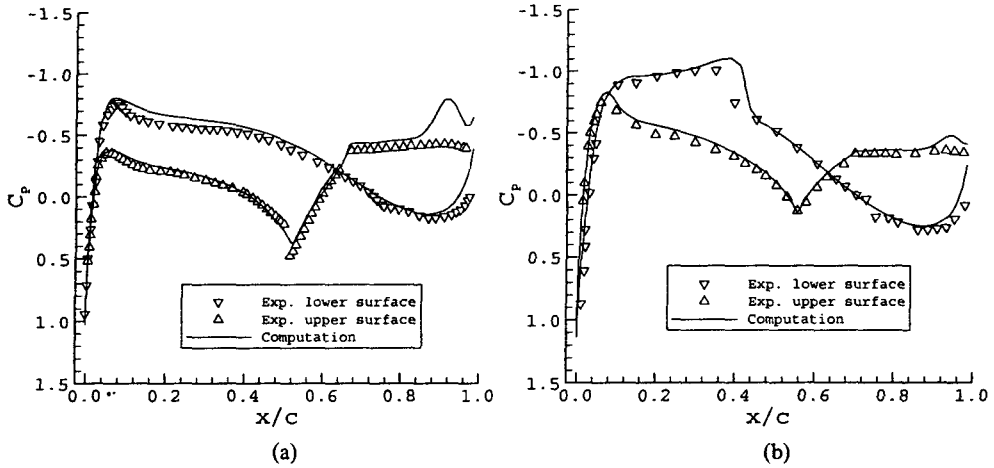


Fig. 4 Time-averaged surface pressure coefficient of the RA16SC airfoil with a stationary spoiler.

- (a) $M_\infty = 0.3, \alpha = 0^\circ, Re = 1.9 \times 10^6, \delta = 20^\circ,$
- (b) $M_\infty = 0.73, \alpha = 0^\circ, Re = 4.7 \times 10^6, \delta = 10^\circ.$

4.2 빠르게 전개되는 스포일러의 유동해석

빠르게 전개되는 스포일러에 대한 전산유동해석은 Yeung et al.[9]에 의해 실험치가 제공된 NACA0012 에어포일 형상에 대해서 이루어 졌다. 실험에서의 유동조건은 자유류 속도 $U=12\text{m/sec}$ ($M_\infty = 0.035$), 레이놀즈 수는 에어포일 코드를 기준으로 $Re=3.5 \times 10^5$ 이며, 전개각은 0deg 에서 90deg 까지 이다. 본 계산에서는 전개되는 스포일러에 의한 천이적 공력 현상에 대한 고찰과 더불어 전개율의 변화에 따른 공력계수의 초기의 변화를 파악하는 것을 목표로 하였다. 전개율의 변화는 실험치가 존재하는 전개율 $\omega=620\text{deg/s}$ 를 기준으로 하여 Table 1 에서 제시된 바와 같이 6 가지의 전개율에 대해 계산을 수행하였다. 스포일러의 이동 궤적은 다음과 같은 경사 형태의 파형[4,6]을 적용하였다.

$$\delta(t) = \delta_0 + \frac{1}{2}(\delta_1 - \delta_0) \left[1 - \cos \left(\pi \frac{t - t_0}{t_1 - t_0} \right) \right] \quad (5)$$

여기서, $\delta_0 = 0^\circ, \delta_1 = 90^\circ, t_0 = 0,$ 그리고 t_1 은 Table 1 에서 제시된 전개시간으로 설정되었다. 계산은 스포일러가 완전히 닫힌 상태($\delta = 0^\circ$)에 대해 국소시간 전진법을 적용하여 수립시킨 결과를 시작으로 하여 시간간격을 $\Delta t = 0.01$ ($CFL \approx 1000$)로 하고, 2 회의 내부반복계산을 적용하여 수행되었다.

Table 1 Spoiler deploying rate.

| Cases | Deploying rate (deg/s) | Reduced rate ($\omega c/U$) | Deploying time (milli-sec) | Reduced time (Ut/c) |
|-------|---------------------------|----------------------------------|-------------------------------|----------------------------|
| A | 155 | 0.09 | 580 | 17.4 |
| B | 310 | 0.18 | 290 | 8.7 |
| C | 620 | 0.36 | 145 | 4.4 |
| D | 1240 | 0.72 | 72 | 2.2 |
| E | 2480 | 1.44 | 36 | 1.1 |
| F | 4960 | 2.88 | 18 | 0.5 |



계산된 공력계수의 시간에 따른 변화는 Fig. 5 에서와 같이 본 연구를 통해 제시되는 전형적인 양력계수의 변화곡선에 대해 몇 개의 중요한 변수들을 정의 함으로서 그 특성을 평가할 수 있다. 이러한 정의는 제어이론에서 단위 계산함수의 입력에 대한 시스템의 반응 특성을 정의하는 방법에 기초하였다[3]. 여기서 스포일러의 전개에 의해서 발생하는 역양력 C_{lu} 을 초기의 양력 C_{li} 을 기준으로 오버슈트(overshoot)라고 하고, C_{li} 보다 낮게 나타날 수 있는 양력의 감소 C_{lu} 를 언더슈트(undershoot)라고 정의하였으며, 이때의 시간을 각각 지연시간 t_u 와 t_u 로 정하였다. 이들은 스포일러의 전개시에 공력계수가 스포일러의 움직임에 대해 얼마나 빨리 응답하는 가를 결정짓는 중요한 변수이다. 또한 스포일러가 완전히 전개된 이후에 최종적으로 도달하는 평균양력계수를 C_f 라고 정의하고 이것의 90%지점의 양력을 정착(settling) 양력 C_s 로 정의하고, 이 양력에 도달하는 시간을 정착시간 t_s 라고 정의하였다. 이 정착시간은 공력계수가 얼마나 빨리 정상상태에 도달하는 것을 결정짓는 변수이다.

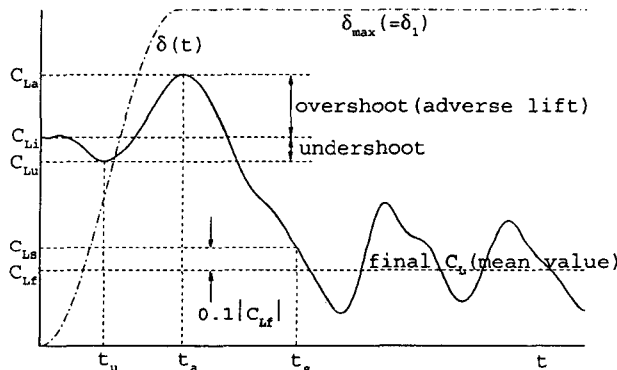


Fig. 5 Characteristic parameters of the aerodynamic response to a rapidly deploying spoiler.

Fig. 6 은 Table 1 의 c 에 해당하는 전개를 620deg/s 에 대한 계산결과를 실험치와 비교하여 나타낸 것이다. 스포일러가 전개되면서 전개각이 대략 18°에 이르기 까지 양력은 초기의 값을 그대로 유지하다가 그 이후에 점차로 증가하여 전개각 55° 근처에 이르러서 역양력의 최대값을 나타내었다. 그 크기는 스포일러가 완전히 전개된 이후의 감소된 양력의 크기와 거의 대등하게 나타나게 되어 비교적 완만한 전개율에도 역양력의 효과가 상당한 양으로 나타나게 됨[4]을 확인할 수 있었다. 이 역양력은 스포일러의 각이 증가되면서 감소되어 최종적으로 완전한 주기적 형태를 가지는 진동상태로 접근하게 된다. 실험치[9]와 비교하여 볼 때, 역양력 현상이 확연하게 포착되었음을 볼 수 있다. 역양력의 최대 크기를 계산이 다소 크게 나타내고 있기는 하지만, 역양력의 시작점과 끝점이 매우 정확하게 예측되어 진 것을 볼 수 있다. 이로부터 Navier-Stokes 유동계산을 통해 역양력의 크기는 물론이고, 스포일러의 공력특성을 나타내는 중요한 변수중의 하나인 시간지연에 대한 예측이 가능하다는 것을 알 수 있다. 스포일러의 완전한 전개 후에 실험치는 진동이 감쇄되어 랜덤하게 변화되는 공력계수 값을 가지게 되지만, 계산의 결과는 특정한 진폭과 주파수를 가지는 완전한 형태의 주기적 변화로 나타나고 있다. 이러한 계산 결과는 기존의 높은 각으로 전개된 상태의 스포일러의 비정상 유동계산과 실험[12,13]에서 공통적으로 재현되었던 현상과 유사하다. 그러나, 본 연구에서의 관심대상은 스포일러가 완전히 전개된 후의 유동특성에 있는 것이 아니고, 전개과정에서의 천이적인 공력 현상이기 때문에 이 부분의 정확성 여부에 대한 언급은 의미가 없을 것으로 생각된다. 피칭 모멘트 C_m 의 경우에도 역양력 현상과 같은 초기의 피칭 모멘트 값의 급격한 감소가 발생하고 주기적 진동으로 접근하게 되는데, 이 평균값이 실험치에 거의 근접하여 전체적으로 실험치와 매우 좋은 일치성을 보여 주고 있다. 항력계수 C_d 의 경우에는 계산이 초기의 항력 증가를 너무 크게 예측하고 있기는 하지만 전체적으로 실험치를 잘 따라가고 있음을 볼 수 있다.

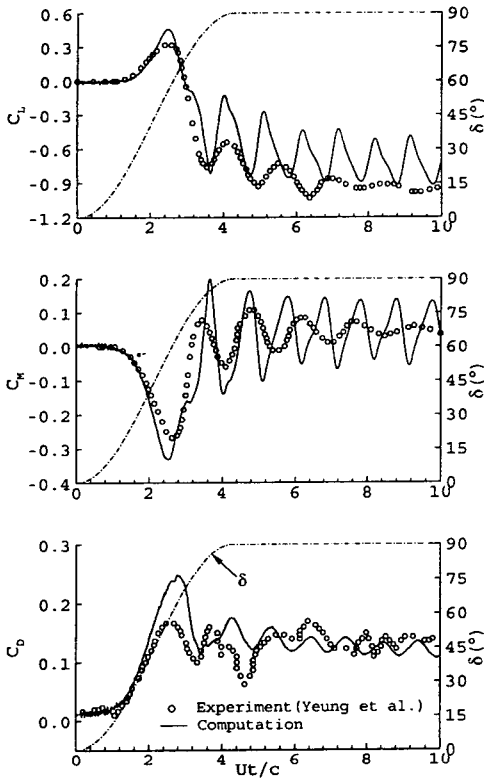


Fig. 6 Aerodynamic response to a rapidly deploying spoiler ($\omega=620$ deg/s).

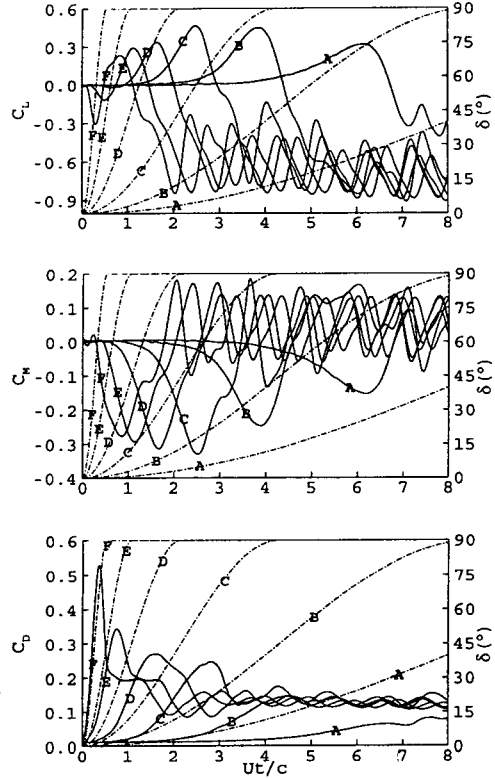


Fig. 7 Aerodynamic response depending on the spoiler deploying rate.

전개율의 변화에 따른 초기 공력계수의 변화를 무차원 시간 Ut/c 에 대해 Fig. 7 에 나타내었다. 전개율이 155deg/s(a)에서 620deg/s(c)까지 증가함에 따라 역양력 계수의 최대값은 증가하지만, 그 이상의 전개율에서는 오히려 최대값이 감소하고, 대신에 역양력 현상과 반대되는 초기의 양력감소 현상(undershoot)이 발생하게 되는 것을 볼 수 있다. 이러한 경향은 피칭모멘트 계수의 변화에서도 유사하게 나타난다. 그러나, 항력계수의 경우에는 전개율의 증가에 대해 초기의 오버슈트가 계속 증가되는 경향을 볼 수 있다. 이와 같은 스포일러의 전개과정에서 발생하는 공력계수의 변화에 대한 보다 가시적인 고찰을 위해 Fig. 8 과 9 에서와 같이 위상의 45deg 간격으로 표면의 압력계수, 유동장의 압력분포, 그리고 유선으로 나타내었다. 스포일러가 완전히 닫힌 상태에서 전개됨에 따라 스포일러 뒷전에서 와동이 생성되고 이 와동은 주 에어포일의 뒷면의 스포일러의 후방에서 부압의 형태로 작용하게 된다($\phi=45^\circ$). 그러나, 이때의 부압은 각각 스포일러 전방의 정체와 와동의 후방의 압력회복과정에서 발생하는 압력의 상승과 서로 상쇄되어 전체적인 양력의 변화에는 전혀 기여하지 못하게 된다. 스포일러의 각이 45deg($\phi=90^\circ$)가 되면 이 와동은 강도와 크기가 증가하게 되면서 후류 쪽으로 이동된다. 따라서 에어포일 뒷면의 부압의 강도와 그 점유면적이 커지게 되어 양력의 증가로 나타나기 시작한다. 이 와동은 전개각이 더욱 커지면서($\phi=135^\circ$, $\delta=76.8^\circ$) 강도는 최대가 되고 그 크기는 에어포일의 뒷전까지 확장되게 되는데, 이때 역양력은 최대값으로 나타나게 된다. 이러한 현상은 지연시간 t_d 에서 박리의 재부착점이 에어포일의 뒷전에 위치한다는 Mabey[5]의 고찰과 정확히 일치하고 있음을 보여준다. 최대 역양력 지점을 지나면서 에어포일의 뒷전에서 또 하나의 와동이 성장하게 되는데, 이 와동의 회전방향은 스포일러의 전개에 의해 발생



한 큰 와동의 회전방향과 반대방향으로서 스포일러 와동의 강도 및 크기를 약화시키게 되면서 스포일러 후방의 부압을 약화시키게 된다. 이와 함께 스포일러 전방의 압력도 양의 방향으로 증가되면서 전체적인 양력은 감소된다. 이와 같이 에어포일의 끝전에서 발생한 와동은 상대적으로 빠르게 성장하게 되면서 이에 의하여 양력이 급격히 감소되는 경향을 보인다. 스포일러가 큰 각으로 전개 됨에 따라 스포일러 전방에서의 역압력 구배에 의해 힌지 근처에서 박리기포가 형성되게 되고 이것은 힌지에서의 정체압력을 약화시킨다.

전개율 1240deg/s(d) 이상에서 나타나기 시작한 양력이 일시적으로 감소하는 언더슈트 현상은 기존의 관련된 실험과 계산에서는 발견되지 않았던 독특한 현상으로서, 이 현상이 보다 확실하게 나타나고 있는 전개율 2480deg/e(e) 경우에 대한 압력 및 유동패턴(Fig. 9)의 고찰을 통해서 그 원인을 찾아 볼 수 있다. 전개율이 상대적으로 큰 경우, 스포일러의 끝에서 발생한 와동은 그 강도가 초기에 매우 크기는 하지만, 스포일러 끝의 바로 아래에 머물러 있으면서 에어포일 윗면의 매우 작은 영역에 대해서 부압을 형성시킨다. 반면에, 스포일러의 빠른 회전속도에 의한 동적효과는 스포일러 전방의 정체 압력을 더욱 증가시키게 되는데, 이것에 의한 양력의 감소효과는 스포일러 후방의 와동의 부압에 의한 양력의 증가 효과를 상쇄시키고도 남게 되어 최종적으로 양력을 감소시키게 된다. 이러한 양력의 일시적인 감소가 Fig. 7 에서 나타난 양력의 언더슈트로 표현되는 것이다. 또한 높은 전개율에 의해 보다 강하게 나타났던 초기의 와동 강도는 스포일러의 후방으로 이동되면서 상대적으로 더욱 약화되고, 스포일러의 전방의 높은 압력은 어느 정도 유지가 되어 결과적으로 역양력의 최대치는 전개율 1240deg/s(d)에 비해 감소하게 됨을 볼 수 있다. 또한, Fig. 7의 항력계수가 양력 및 피칭모멘트와는 달리 전개율의 증가에 대해 계속적으로 증가 될 수 있는 것은 초기 항력증가의 원인인 스포일러 후방의 부압이 스포일러의 전개율에 비례하여 지속적으로 증가하기 때문이다.

이상과 같은 전개율에 따른 공력계수의 특이한 변화는 Fig. 10 과 같이 양력계수의 변화를 위상각에 대해 표현함으로써 보다 확연하게 나타난다. 이 그림을 통해서 전개율의 증가에 따른 오버슈트(역양력), 지연시간, 그리고 언더슈트의 거동에 대한 전반적인 이해가 가능하다. 또한, Fig. 11 에서는 Fig. 7에서 정의되었던 변수들의 무차원 전개율에 따른 변화를 나타내었다. 전개율이 커지면서 정착시간 t_s 와 지연시간 t_d 은 증가되고 있으며, 최대 언더슈트가 발생하는 시간 t_u 은 낮은 전개율에서는 나타나지 않지만 전개율 $\omega c/U=0.36$ 이상부터 나타나기 시작하여 완만하게 증가하게 된다. 최대 역양력의 크기는 낮은 전개율의 범위에서는 전개율에 비례하여 증가하다가, 대략 $\omega c/U=0.36$ 를 지나면서 감소하게 된다. 대신에, 이 시점부터는 언더슈트가 발생하게 되고 이것은 전개율에 따라 증가하는 경향을 보여주고 있다.

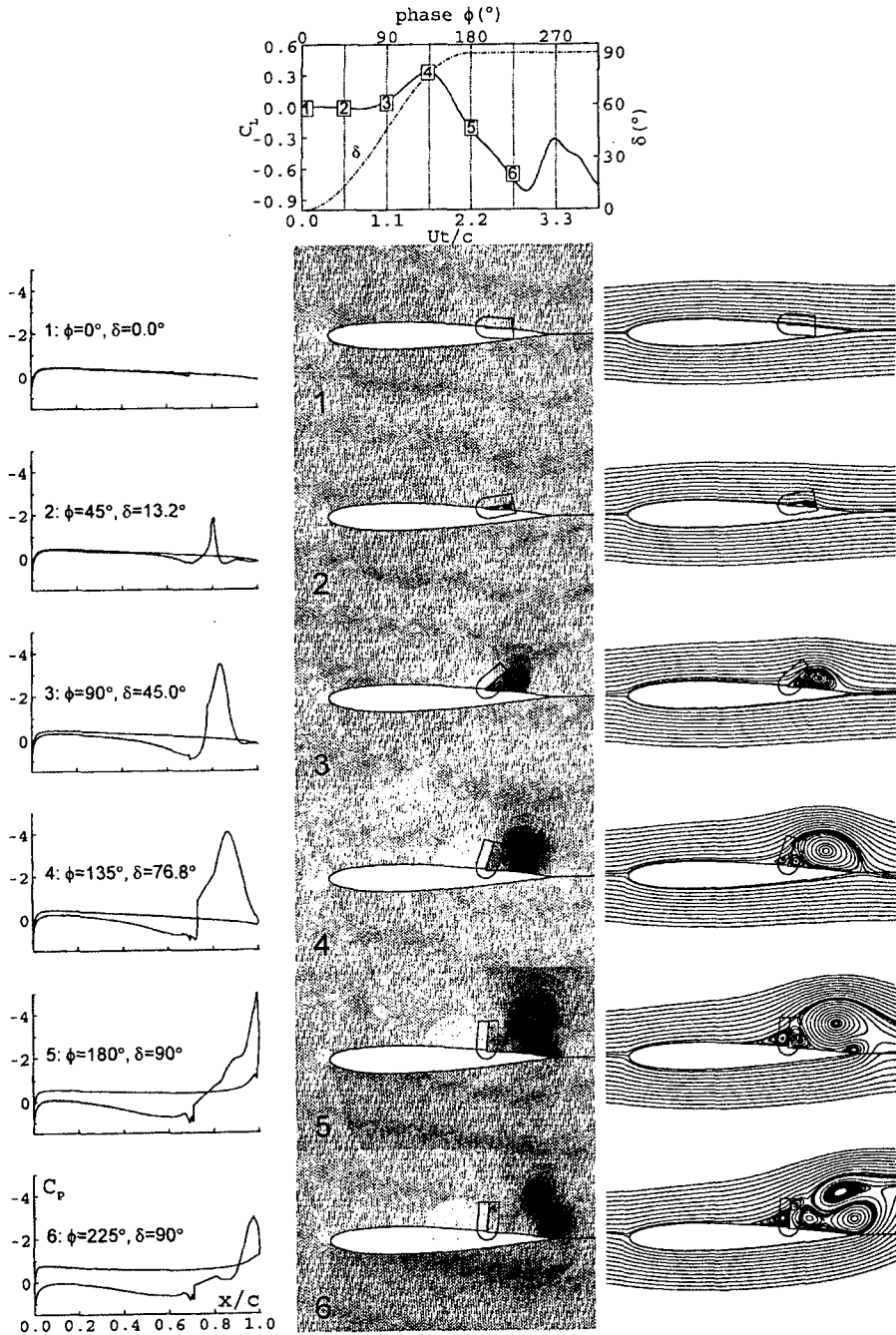


Fig. 8 Flow development by spoiler deployment (Case D; $\omega=1240$ deg/s).
Left; C_p -curves, middle; pressures distributions, right; instantaneous streamlines

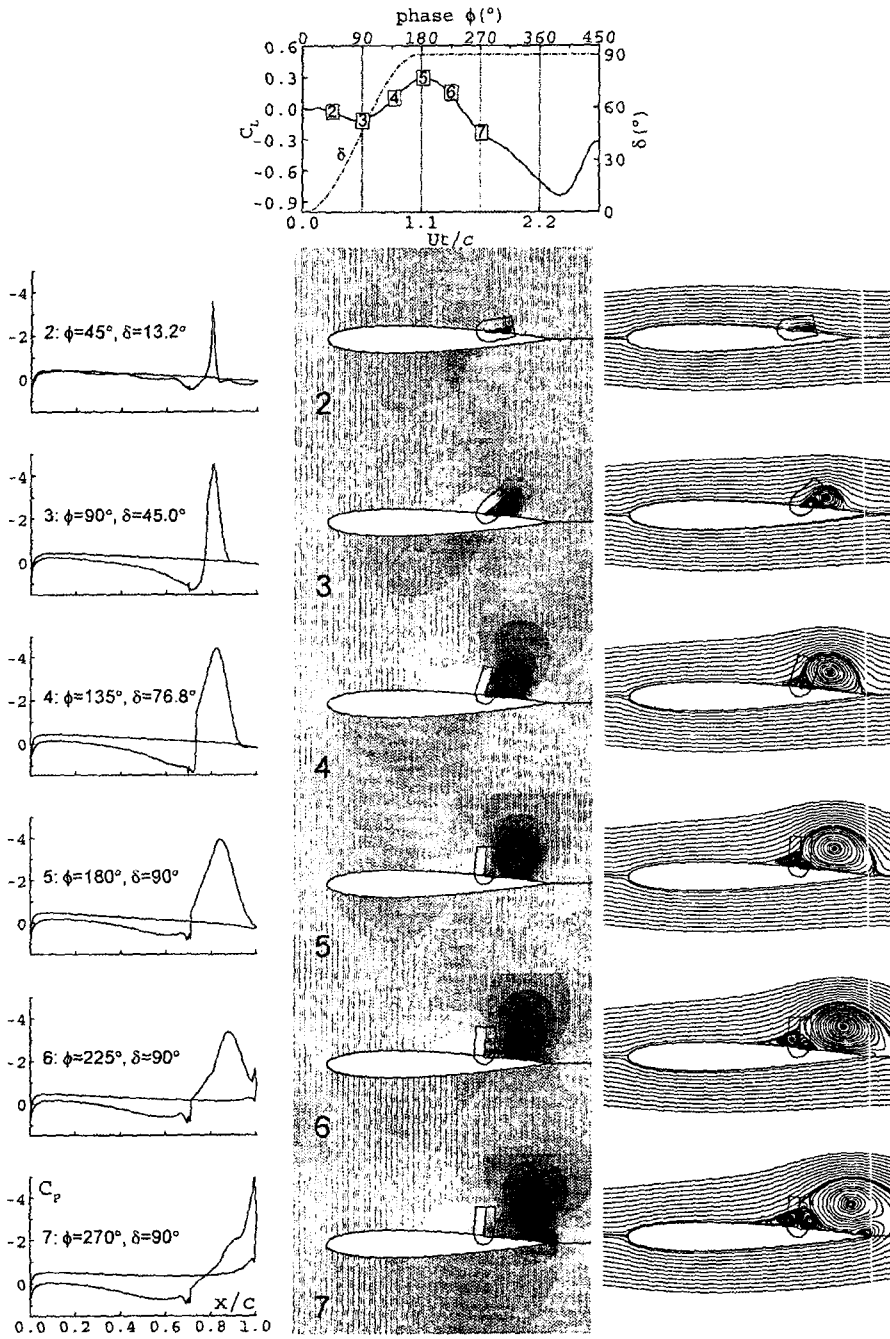


Fig. 9 Flow development by spoiler deployment (Case E; $\omega=2480$ deg/s).
Left; C_p -curves, middle; pressures distributions, right; instantaneous streamlines.

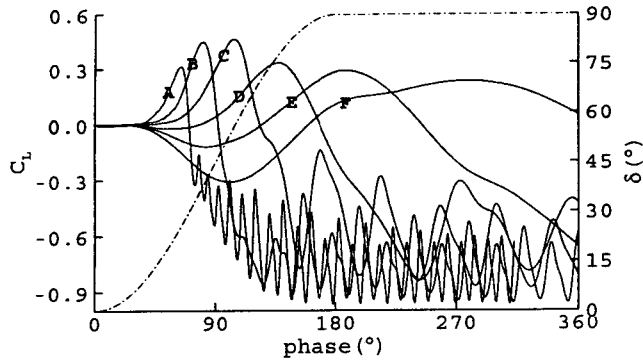


Fig. 10 Response of lift in a phase plane depending on the spoiler deploying rate.

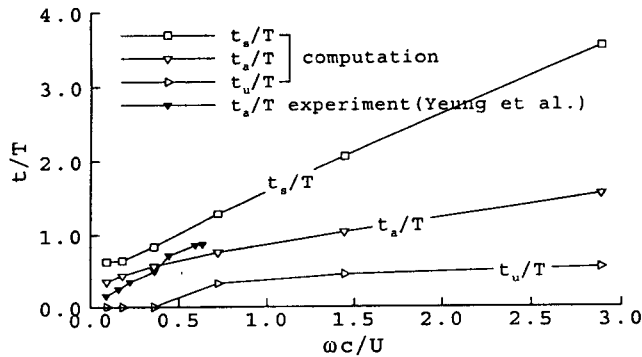


Fig. 11 Characteristic time parameters of the lift coefficient with respect to spoiler deploying rate.

5. 결 론

빠르게 전개되는 스포일러의 주위의 유동이 시간정확도를 갖는 비정상 난류 Navier-Stokes 방정식을 이용하여 해석되었다. 정지된 에어포일에 대하여 상대운동을 하는 스포일러에 대한 유동해석을 위해 중첩격자방법이 적용되었으며, 동적분할격자선의 도입으로 두 격자의 효율적인 결합이 이루어 지도록 하였다. 해석코드와 격자방법의 스포일러에 대한 적용의 타당성 및 기본적인 정확도 검증을 위해서 수행된 정지된 스포일러에 대한 유동해석 결과는 실험치와 잘 일치하였다. 빠르게 전개되는 스포일러에 의해서 나타나는 공력계수의 시간에 따른 변화는 실험치와 전체적으로 잘 일치하였으며, 특히 스포일러 뒷전에서 발생한 와동에 의한 역양력 현상이 확연하게 포착되었다. 또한, 스포일러의 후방에서 발생하는 박리의 재부착점이 에어포일의 뒷전에 이르는 순간에서 최대 역양력이 발생함을 보였고 이는 기존의 실험에서 고찰된 결과와 일치하였다. 스포일러의 전개율이 증가함에 따라 역양력은 계속적으로 증가하지 않고 특정 전개율 이상에서는 오히려 역양력의 크기가 감소되며, 대신에 초기의 양력이 감소되는 언더슈트 현상이 일시적으로 나타나게 됨을 알 수 있었다. 이러한 결과는 스포일러에 대한 제어 시스템 설계는 물론이고, 돌풍완화나 ACT를 위한 스포일러 설계과정에서 유용한 자료로서 이용될 수 있을 것이다. 스포일러의 유동은 큰 박리를 포함하는 유동으로서 박리유동에 적합한 난류모델의 선택을 통해서 보다 정확한 계산결과를 얻을 수 있을 것이다.



참 고 문 헌

1. Mabey, D. G., "A Review of Some Recent Research on Time-Dependent Aerodynamics," *Aeronautical Journal*, No. 1099, Feb. 1984, pp. 23-37.
2. ESDU International, *ESDU Engineering Science Data, Controls and Flaps*, Vol. 5, No. 90030, 1992, pp. 4-8.
3. Nelson, R. C., *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, Inc., 1989, pp. 2-7-210.
4. 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.
5. Mabey, D. G., "On the Prospects for Increasing Dynamic Lift," *Aeronautical Journal*, Vol. 92, No. 1583, March 1988, pp. 95-106.
6. Costes, M., Gravelle, A., and Philippe, J. J., "Investigation of Unsteady Subsonic Spoiler and Flap Aerodynamics," *Journal of Aircraft*, Vol. 24, No. 9, 1987, pp. 629-637.
7. Lee, C. S., and Bodapati, S., "Experimental Investigation of the Flowfield of an Airfoil with Spoiler," *AIAA Journal*, Vol. 25, No. 11, 1987, pp. 1411-1416.
8. Nelson, C. F., Koga, D. J., and Eaton, J. K., "Unsteady, Separated Flow behind an Oscillating, Two-Dimensional Spoiler," *AIAA Journal*, Vol. 28, No. 5, 1990, pp. 845-852.
9. 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.
10. Tou, H. B. and Hancock, G. J., "Part VI: The Rapid Deployment of a Spoiler on a Two-Dimensional Aerofoil," *Aeronautical Journal*, Vol. 91, No. 910, 1987, pp. 492-498.
11. 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.
12. Ok, H. and Eberhardt, D. S., "Calculation of Flowfield around an Airfoil with Spoiler," AIAA Paper 93-0527, Jan. 1993.
13. 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.
14. 최성욱, 장근식, "보존적 중첩격자기법을 이용한 동적플랩의 천이적 공력거동에 관한 수치적 연구," 한국전산유체공학회 추계학술대회 논문집, 1999, pp. 85-94.
15. 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.
16. Pulliam, T. H., "Time Accuracy and the Use of Implicit Method," AIAA Paper 93-3360, July 1993.
17. Venkatakrisnan, V., "On the Accuracy of Limiters and Convergence to Steady State Solutions," AIAA Paper, 93-0880, Jan. 1993.
18. Baldwin, B. and Lomax, H., "Thin Layer Approximation and Algebraic Model for Separated Turbulent Flows," AIAA Paper 78-257, Jan. 1978.
19. Kim, B. S., "Automatic Multi-Block Grid Generation about Complex Geometries," Doctoral Dissertation, Aeronautics and Astronautics, Univ. of Washington, Seattle, Sept. 1994.