

보존적 중첩격자기법을 이용한 동적 플랩의 천이적 공력거동에 관한 수치적 연구

최성욱*¹, 장근식*², 김인선*¹

Numerical Study on Transient Aerodynamics of Moving Flap Using Conservative Chimera Grid Method

S. W. Choi, K. S. Chang and I. S. Kim

Transient aerodynamic response of an airfoil to a moving plane-flap is numerically investigated using the two-dimensional Euler equations with conservative Chimera grid method. A body moving relative to a stationary grid is treated by an overset grid bounded by a 'Dynamic Domain Dividing Line' which has an advantage for constructing a well-defined hole-cutting boundary. A conservative Chimera grid method with the dynamic domain-dividing line technique is applied and validated by solving the flowfield around a circular cylinder moving supersonic speed. The unsteady and transient characteristics of the flow solver are also examined by computations of an oscillating airfoil and a ramp pitching airfoil respectively. The transient aerodynamic behavior of an airfoil with a moving plane-flap is analyzed for various flow conditions such as deflecting rate of flap and free stream Mach number.

Key Words: 비정상유동(Unsteady Flow), 보존적 중첩격자(conservative overset grid), 동적 플랩(moving flap), 동적영역분할선(dynamic domain dividing line)

1. 서 론

항공기 제어 시스템은 조종사의 조종간 변위나 자동조종 장치로부터의 입력에 대해 가능한 오버슈트(overshoot)나 언더슈트(undershoot) 없이 빠르게 반응하도록 설계되어야 한다[1]. 이러한 특성을 가지는 항공기의 제어 시스템 설계를 위해서는 조종면의 다양한 동적 공력특성이 제공되어야 하며, 또한, 조종면을 작동시키기 위한 작동기(control actuator)의 설계 시 조종면

이 변위된 상태에서의 정적 하중(static load)뿐만 아니라 동작 중의 동적 하중(dynamic load)에 대한 데이터가 필요하게 된다. 천음속으로 비행 시 날개에 발생하는 충격파는 조종면의 공력특성을 비행상태 및 조종면의 변위에 따라 복잡한 양상으로 변화시키므로 조종면과 충격파의 상호작용에 대한 연구가 이루어져야 한다. 이와 같은 조종면의 움직임에 따른 동적 공력 특성은 공탄성 분야에서 플러터의 해석을 위해 연구되고 있는 주기적 진동(oscillatory motion)에 대한 실험과 계산을 통해서도 파악이 가능하나, 천이적(transient) 운동에 관해서는 별도의 해석이 요구된다.

조종면의 동적 거동에 관한 연구는 실험적 방

*1 정희원, 한국항공우주연구소 공력성능연구그룹

*2 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학과

법이나 수치적 방법에서 모두 각각의 어려움을 가지고 있다. 먼저 실험은 조종면을 원하는 속도로 변위시킬 수 있는 구동장치의 설계 및 제작의 기술적인 난이도와, 고속의 비정상 유동에 대한 자료획득(data acquisition)의 어려움을 가지고 있다. 반면에 수치적 방법은, 실험이 가지는 어려움을 극복한 대신에, 움직이는 물체에 대한 해석을 위한 효율적 동적 격자 기법의 개발과 함께 실제적인 형상의 재현, 그리고 박리가 있는 경우에 난류 현상에 대한 구현 등이 해결되어야 할 과제이다.

지금까지의 조종면에 관한 연구는, 특히 플랩의 경우에, 날개의 플러터와 같은 공탄성학적 관점에서 작은 각으로 주기적 운동하는 플랩에 대한 유동을 실험과 수치적으로 다루어 왔다. 이러한 플랩의 주기적 운동에 대한 실험 및 해석은 선형 구간에서 공력적인 특성을 이해하는데 중점을 두어 왔고 그 적용의 대상도 조종면으로서의 기능에 의한 공력 현상 보다는 플러터 현상에 한정되어 왔다.

본 연구에서는 항공기의 고양력장치 및 조종면으로서 이용되고 있는 플랩이 특정각으로 변위되는 과정에서 발생하는 천이적 공력특성을 Euler 방정식을 이용하여 해석하였다. 플랩의 움직임을 사인(sin) 파형으로 정의하고 변위시간과 자유류 마하수를 변화시켜 가면서 에어포일과 플랩에 작용하는 힘의 변화를 산출하여 여러가지 유동조건에 따른 플랩의 동적 공력특성을 알아보았다.

수치적 방법으로는 Wang[2]에 의해 제안된 보존적 중첩격자(conservative Chimera grid)기법을 기본적으로 채택하였고, 격자간의 경계를 임의의 형상으로 분할할 수 있는 동적영역분할선(Dynamic Domain Dividing Line)을 제안하여 움직이는 다중물체에 대해 중첩 격자기법의 보다 효율적인 적용이 가능하도록 하였다. 보존적 중첩격자기법의 검증은 위하여 마하수 2 인 실린더 주위의 정상유동을 보존적 중첩격자기법과 동적영역분할선을 이용하여 해석하고 기존의 실험결과와 비교하였다. 비정상유동에 대한 검증예로서는 조화함수로 진동하는 NACA0012 에어포일과 주어진 받음각까지 여러가지 각속도로 증가되는 경사피칭(ramp pitching) 운동에

대한 해석을 수행하여 주기적인 비정상유동과 천이적 유동현상에 대한 검증을 수행하였다.

움직이는 플랩에 대한 유동해석은 에어포일과 플랩사이의 간격(gap)이 없는 경우에 대한 비정상 유동계산을 수행하고, 산출된 양력 및 모멘트 계수의 시간에 따른 변화를 분석하였다.

2. 지배 방정식 및 수치 기법

정지좌표계(Inertial frame)에서 격자의 운동을 고려한 2차원 Euler 방정식의 적분형태는 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_V Q dV + \oint_S \mathbf{F} \cdot \mathbf{n} dS = 0 \quad (1)$$

Euler방정식 (1)에 유한체적방법을 적용하면 임의의 미소제어체적 ΔV 에 대해 다음과 같은 수치적 적분식이 도출된다.

$$\frac{\Delta(QV)}{\Delta t} = - \sum_j F_j dS_j \quad (2)$$

여기서 비점성항에 대한 수치적 유량항은 Roe의 풍상차분법(upwind method)을 적용하여 구한다[3]. 수치해의 공간 2차 정확도를 구현하기 위한 방법으로는 MUSCL 방법을 사용하였으며, 원시변수 q 를 셀(cell)의 경계로 삼간(interpolation)하기 위해 필요한 기울기는 다음과 같은 기울기 정리(gradient theorem)에 의해 구해진다.

$$\nabla q_c = \frac{1}{V_\Omega} \oint_{\partial\Omega} q \hat{\mathbf{n}} dl \quad (3)$$

여기서, V_Ω 는 적분경로 $\partial\Omega$ 에 의해서 둘러싸인 면적을 의미하며, 적분경로는, 정상적인 정렬격자계의 경우 Fig. 1(a)와 같이 기울기를 구하고자 하는 셀 주위의 셀들의 중심을 반시계 방향으로 연결함으로써 구성되어 진다. 그러나, 보존적 중첩격자계의 격자간의 경계면에서는 Fig. 1(b)와 같이 여러 가지 형태의 셀이 불규칙적으로 배열되어 있으므로 위에서와 같은 정상적인

적분경로를 구성하여 적분을 수행하는 것은 어렵다. 따라서 최소자승법(least square method)을 이용하여 임의의 셀 분포에 대한 기울기를 구한다[4]. 이러한 기울기의 계산에서 필요한 것은 주변 셀들의 군(cloud)이며 이러한 주변 셀들이 특정한 순서를 가질 필요는 없다.

공간에서의 고차의 정확도를 얻기 위해서 식 (3)에 의해서 구해진 기울기를 그대로 사용할 경우에는 삼각을 통해서 구해진 셀 경계면에서의 값이 기울기를 구하기 위해서 사용되어진 주변의 셀 값의 범위를 넘어서는 경우가 발생하고 이로 인해 수치 해의 진동과 발산을 초래할 수 있다. 이러한 경우를 피하기 위해서는 계산된 기울기를 제한(limiting)하는 기법이 요구되는데 본 연구에서는 Venkatakrisnan[5]의 제한자를 사용하였다.

시간에 대한 적분은 Jameson[6]의 외재적 단계 Runge-Kutta기법을 적용하였다.

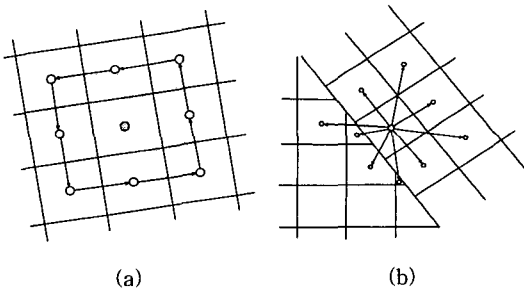


Fig. 1 Integration path gradient
(a) regular cell (b) irregular cell

3. 격자 기법

동적격자기법으로서 알려진 방법들은 격자를 물체의 운동에 따라 변형시키는 변형격자기법(grid deformation)[7], 물체가 이동하는 때 시점마다 격자를 다시 새롭게 생성하는 격자 재생성 기법(grid remeshing)[8], 그리고 움직이는 물체에 별도의 독립적인 격자를 구성하여 주 격자계와 중첩시키는 중첩격자기법(overlapped or Chimera grid)[9]이 있다. 첫 번째의 변형격자기법은 그 적용이 비교적 용이하고, 유동변수의 완전한 보존성(conservation)을 보장할 수 있는 반면에 변형에 따른 격자의 질이 저하되고, 따

라서 물체의 운동범위가 매우 작은 경우에 한정된다는 단점이 있다. 두 번째의 격자 재생성기법은 최근 비정렬 격자계에서 많이 적용되는 기법으로서, 물체의 이동과 격자의 위상(topology)에 있어서 제한이 없고 격자의 질을 비교적 잘 유지하지만, 매 시간마다 새롭게 생성된 격자에 과거의 유동변수로부터 삼각된 값을 부여해야 하는 관계로 보존성을 유지하기가 거의 불가능하다고 알려져 있다[2]. 중첩격자기법은 물체의 이동에 제한이 없고 격자의 생성과 이동이 매우 용이하지만, 격자의 경계면에서의 정보전달을 삼각에 의존하는 기존의 방법에서는 보존성이 유지되지 못한다는 수치적인 결함을 피할 수 없다[2]. 기존의 보존적 중첩격자기법을 보완하는 보존적 중첩격자기법은 그 동안 여러 가지 방법이 개발되어 왔으나, 본 연구에서는 Z. J. Wang[2]이 제안한 방법을 채택하였고, 여기에 동적영역분할선(Dynamic Domain Dividing Line)이라는 개념을 도입함으로써 보존적 중첩격자계를 본 연구의 목적인 움직이는 조종면의 유동해석에 보다 효과적으로 적용할 수 있었다.

3. 1 보존적 중첩격자

기존의 중첩격자기법은 두 격자계를 중첩시킨 후에 서로 상대방의 영역까지 침투해 들어간 경계(fringe)에서 삼각을 통해 정보를 전달받는 형태로 되어 있어서 정보의 신뢰성 있는 전달을 위해서는 반드시 두 격자의 여러 점이 서로 중첩되어야 하는 제약이 따랐다. Wang의 보존적 중첩격자기법은 Fig. 2에서 보는 바와 같이 중첩된 2개 이상의 격자계가 마치 하나의 격자계로 구성되는 것과 같은 효과를 가지는 패치드(patchd) 중첩격자계로 형성되게 되고, 따라서 격자 경계에서의 유동의 보존성이 유지될 수 있다. 임의의 모양으로 절단된 셀의 유량의 합은 식 (3)과 같이 정상적으로 구성되는 셀의 네 면에 대한 유량항에 기하학적 가중치를 각각 곱하고, 경계선 Γ_{BO} 에서 구해지는 유량성분 F_{CA} 을 별도로 더해주는 형태로 되어 있다.

$$\sum_f F_f = F_{i+1/2,j} W_{i+1/2,j} + F_{i-1/2,j} W_{i-1/2,j} + F_{i,j+1/2} W_{i,j+1/2} + F_{i,j-1/2} W_{i,j-1/2} + F_{CA}$$

여기서 기하학적 가중치 W 는 셀을 구성하는 각 면(face)이 경계선 Γ_{BO} 에 의해 절단되는 양에 대한 기하학적 정보로서, Fig. 3에서 보는 바와 같이 Γ_{BO} 에 의해 전혀 절단되지 않은 온전한 면일 경우에는 $W=1$ 이, 완전히 절단되어질 경우에는 $W=0$ 이 된다. 따라서, 식 (3)은 모든 형태의 셀에 대해 일반적으로 사용할 수 있는 식으로서, 예를 들어 정상 셀인 경우에는 식 (3)의 모든 가중치 W 와 추가적 유량성분 F_{CA} 가 각각 1과 0이 되고, 홀 셀인 경우에는 $W=0$, $F_{CA}=0$ 이 된다.

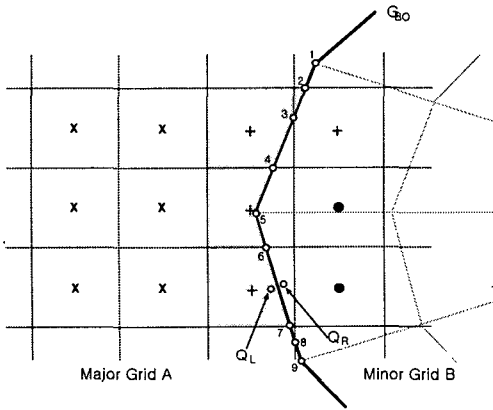


Fig. 2 Geometry of conservative Chimera grid.

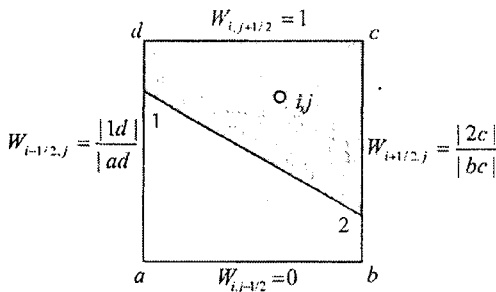


Fig. 3 Example of weights for irregular polygonal control volume.

움직이는 중첩 격자계에서 주의를 기울여야 하는 부분은 이동하는 격자의 경계의 이동에 의해 발생하는 신생 셀(new born cell)과 소멸

셀(vanishing cell), 그리고 미소체적 셀(small volume cell)이다. 이중 신생 셀은 시간 n 에서는 홀 셀(hole cell)이던 셀이 $n+1$ 에서 절단 셀(cut cell)이나 정상 셀(normal cell)로 전환되는 경우로서, 홀 셀 단계에서 무의미한 유동정보를 가지고 $n+1$ 단계로 진전되는 현상을 초래한다. 이와 반대로 소멸 셀은 시간 n 에서의 절단 셀이나 정상 셀이 $n+1$ 에서 홀 셀로 변하게 되는 경우로서 해에 아무런 영향을 미치지 않는 자연스러운 변화이다. 미소체적 셀은 고정된 시간간격 Δt 에 의해서 진전하는 비정상 유동의 경우, 이 시간간격 Δt 가 가장 작은 체적의 정상 셀의 CFL수에 기준하여 정해진 시간간격이라면, 시간에 따라 변화하는 절단 셀의 크기가 최소체적의 정상 셀 보다 작아질 경우 주어진 Δt 로는 정해진 CFL조건을 위배하게된다. 이러한 신생 셀과 미소체적 셀이 가지는 문제를 해결하기 위한 방안중의 하나는 문제의 셀을 주변의 정상적인 셀들과 병합(merge)시키는 방법이다[10].

적용 예: 정지된 실린더 주위의 초음속 유동

본 연구에서 채택한 보존적 중첩격자 기법에 대한 1차적인 검증은 마하수 2의 유동장내의 실린더 주위 유동에 대한 계산을 통해 이루어졌다. 본 계산을 통해서 정상유동문제에 있어서 계산코드의 성능을 파악하고, 격자계간 경계면에서의 정보전달이 보존적으로 이루어지는가를 확인하고자 하였다. Fig. 4에서는 격자의 형태와 압력분포를 나타내고 있으며, 실린더의 전방에서 강한 궁형 충격파가 형성되는 것을 볼 수 있다. 실제로 본 문제에서는 이 궁형 충격파가 격자간의 경계근처에서 포획되도록 의도적으로 부 격자계의 크기를 설정하여 경계면에서 충격파와 같은 극심한 해의 변화를 문제없이 처리할 수 있는가를 보고자 하였다. 압력분포에서 볼 수 있는 바와 같이 격자의 경계면에서 등고선(contour)의 형태는 마치 단일 격자계에 대해 계산 한 것과 같이 매우 매끄럽게 연결되어 있음으로서 두 격자간의 정보전달에 있어서 보존성을 유지됨을 알 수 있다. 본 문제는 정상유동 문제로서 국부시간간격(local time step)을 사용하여 해를 전진시켰다.

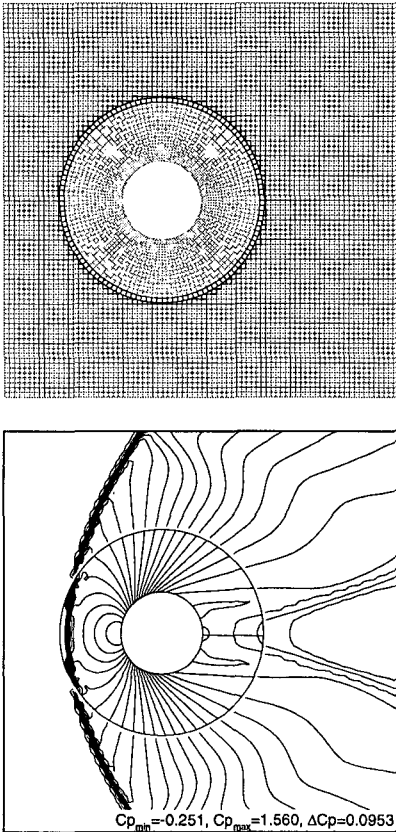


Fig. 4 Grid system and pressure distribution of a supersonic cylinder(M=2.0).

3.2 동적영역분할선

움직이는 조종면에 대한 동적격자의 효과적인 구성을 위해서는 이동하는 격자의 바깥경계를 격자계간의 경계면으로서 그대로 채택하는 대신에, 주 격자와 부격자 사이를 비교적 균등하게 분할시킬 수 있는 별도의 격자 분할선의 도입이 요구되었다. 동적영역분할선(Dynamic Domain Dividing Line, DDDL)이라고 명명된 이 별도의 분할선은 임의의 형상으로 된 곡선(curve)으로서, 주격자와 부격자가 극도의 작은 간격, 혹은 전혀 간격이 없이 구성된 경우인 에어포일 격자(주 격자)와 플랩 주위의 격자(부격자)사이에서 적용됨으로서 두 격자의 셀의 크기가 서로 대등한 상태로 분할이 가능토록 하는 역할을 수행할 수 있다. 또한, 이 DDDL은 정적 격

자계에서 적용됨은 물론이고, 동적격자의 이동 속도와는 무관하게 임의의 자신의 속도성분을 가질 수 있으므로 동적격자계에서 움직이는 격자계간의 경계면의 형태를 시간에 따라 자유롭게 변화시킬 수 있다는 특징을 가진다. DDDL의 생성과정은 Fig. 5에서와 같이 실린더에 대한 격자계에의 적용을 통해 다음과 같이 기술할 수 있다.

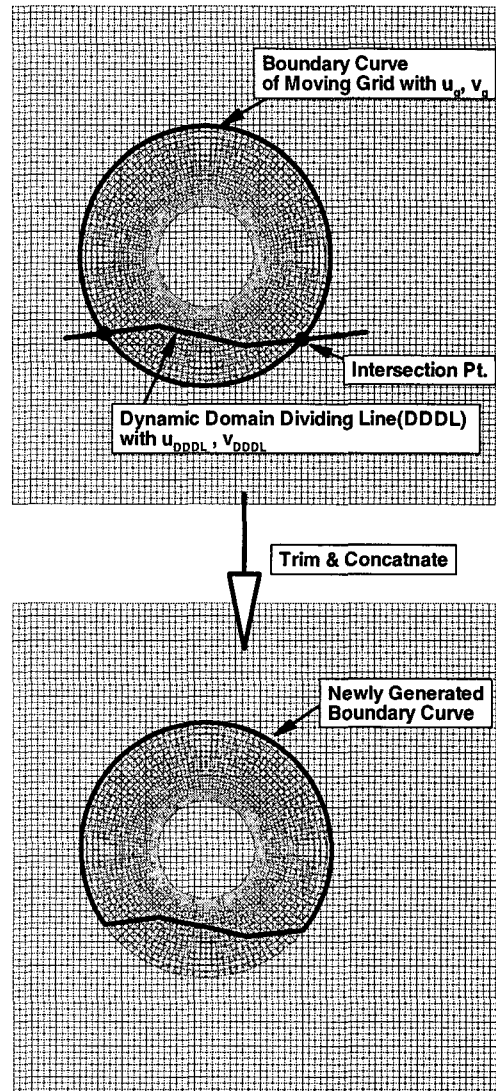


Fig. 5 Construction of boundary curve using DDDL

- a. **Primary Boundary Curve(PBC):** 부격자의 바깥경계를 격자간의 1차적인 경계선으로 설정.
- b. **Insertion of DDDL:** 임의의 속도성분과 형상을 가진 곡선을 두 격자사이에 삽입.
- c. **Find Intersection Points:** a.에서 설정된 경계선(PBC)과 DDDL과의 교차점을 구한다.
- d. **Trim DDDL & PBC:** 교차점을 기준으로 DDDL과 PBC의 돌출선들을 잘라 낸다.
- e. **Concatenate:** trim된 PBC와 DDDL을 결합하여 단일의 경계선으로 만든다.

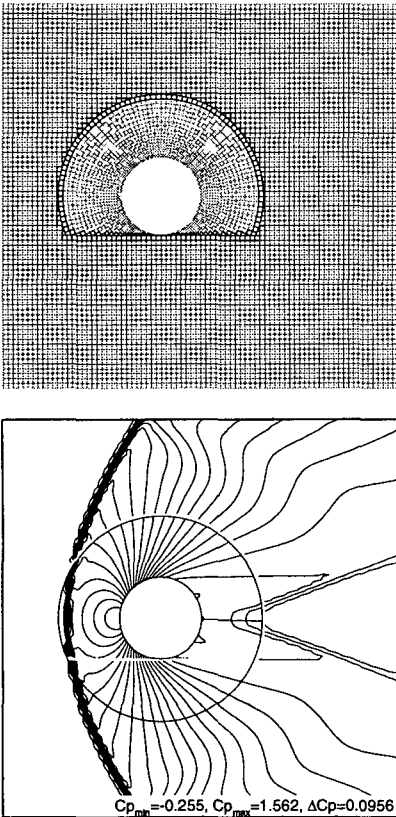


Fig. 6 Grid system with DDDL and pressure distribution.

적용 예: 정지된 실린더 주위의 초음속 유동

본 문제는 3.1에서 제시된 적용 예와 격자계와 유동조건이 동일한 문제로서 단지 DDDL을 추가로 적용시킨 경우이다. 본 검증예에서는 Fig. 6에서와 같이 실린더 격자의 하면에 바로 접하는 직선의 DDDL을 형성하여 위에서 기술한 생성과정을 거쳐 새롭게 생성된 경계선을 이

용하여 격자계를 분할하는 경우를 보여준다. DDDL의 위치에 따른 계산결과가 Fig. 6의 압력분포를 통해 나타나 있으며, DDDL의 위치에 무관하게 해가 3.1의 검증 예에서의 결과와 거의 동일하게 얻어 짐을 볼 수 있다.

4. 코드의 검증

움직이는 조종면에 대한 비정상 유동해석을 수행하기에 앞서 코드의 비정상유동에 대한 정확도를 파악하기 위해 실험치가 존재하는 두 가지의 유동문제에 대한 유동해석을 수행하였다. 첫 번째는 NACA0012 에어포일의 주기적 진동에 관한 것이고, 두 번째는 실속근처의 받음각까지 경사 피칭하는 천이적 비정상 문제이다. NACA0012의 주기적 진동에 관한 문제는 계산 코드의 주기적 비정상성에 관한 계산 특성과 그 정확도를 보기 위해 채택되었으며, 천이적 경사 피칭 문제에 대한 해석은 정상해로부터 출발하여 특정 위치까지 도달하기까지의 천이적인 거동에 대한 계산의 신뢰도를 파악하기 위해 수행되었다. 두 가지 경우에 대한 계산에서는 공통적으로 정지된 사각격자와 움직이는 에어포일 격자로 구성된 중첩 격자계가 사용되었다.

NACA0012 Oscillatory Pitching

본 유동문제는 AGARD CT[11] 결과 중 Case 5로서 NACA0012 에어포일이 $0.25c$ 를 중심으로 다음과 같이 정의되는 진동함수에 의해 주기적으로 진동하는 문제이다.

$$\alpha = \alpha_m + \alpha_o \sin(\omega t)$$

$$k = \frac{\omega C}{2U_\infty}, M_\infty = 0.755$$

$$\alpha_m = 0.016^\circ, \alpha_o = 2.51^\circ, k = 0.0814$$

Fig. 7에서는 에어포일에 작용하는 수직력과 피칭모멘트의 받음각에 따른 변화를 보여준다. 본 결과는 진동의 여러 주기가 중첩된 것으로서, 그림에서 정확히 하나의 선으로 나타나고 있는 것은 진동에 의한 유동해의 주기성이 완벽하게 구현되었음을 의미한다. 수직력 C_n 의 경우, 계산결과에 의한 궤적은 실험치에 비해 전

체적으로 높게 나타나고 있으나, 이는 본 문제에 대한 대부분의 비정상 유동계산에서 유사하게 나타나는 경향이다. 이에 비해 피칭모멘트 C_m 에 대한 결과에서는, 궤적의 위쪽 부분, 즉, 에어포일이 높은 받음각에서 아래로 움직이고 있는 경우에는 실험치와 잘 일치하고 있으나, 다시 받음각이 증가되는 아래 부분에서는 실험치와 비교적 큰 차이가 나타나고 있음을 볼 수 있다.

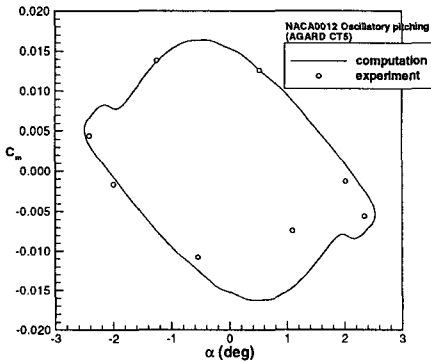
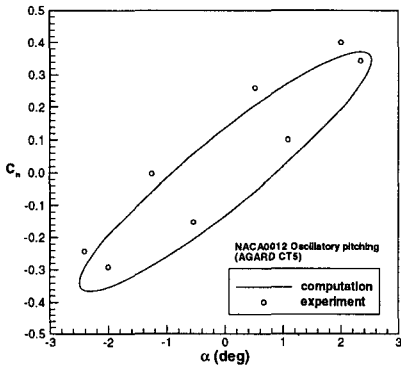


Fig. 7 Normal force and pitching moment coefficients for AGARD CT5.

NACA0012 Transient Ramp Pitching

Fig. 8은 AGARD CT6 경우로서, 계산결과와 실험치와의 수직력을 비교한 것이다. 먼저, 준정상유동의 경우 계산치는 선형구간에서 기울기와 각 받음각에서 값이 실험치에 매우 근접되었음을 볼 수 있다. 에어포일이 1280deg/s로 움직이는 비정상유동에서는 준 정상유동보다 기울기가 감소되고 있는데, 이러한 현상은 계산을 통해서

도 거의 정확한 예측이 이루어지고 있다. 이와 같이 각속도의 증가에 따라 수직력 기울기의 감소를 정확히 예측할 수 있었다는 것은 본 연구의 궁극적 목표인 천이적 거동에 관한 유동해석의 측면에서 매우 고무적인 결과이다.

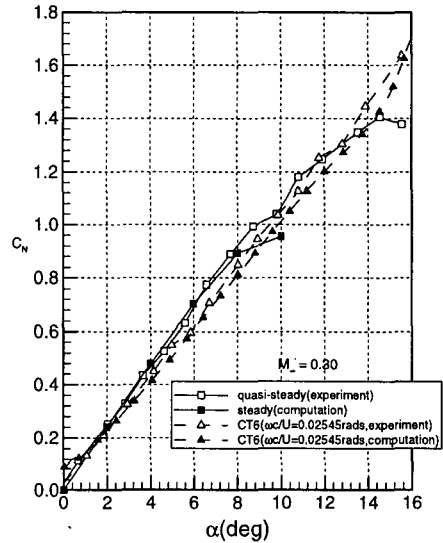


Fig. 8 Normal force for AGARD CT6.

5. 플랩의 천이적 거동

본 장에서는 항공기의 에일러론, 러더, 엘리베이터 등과 같은 고양력 장치 개념의 조종면을 Fig. 9와 같이 NACA0012 에어포일에 장착된 0.25c의 크기를 가진 단순플랩(plane flap)으로 가정하고, 이 플랩이 에어포일의 0.25c를 힌지점으로 하여 식(4)와 같은 사인 파형으로 운동을 하는 경우에 대해 비정상 유동해석을 수행하였다.

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

$$\delta(t) = \delta_0 \quad t_1 < t \quad (4)$$

여기서, δ_0 은 플랩의 초기 변위각으로서 0° 로 설정하였고, δ_{max} 는 최대 변위각으로서 5° 로

정하였다. 또한, t_1 은 플랩이 한 주기의 운동을 마치고 초기의 변위각으로 복원되는 동작시간으로서, 10ms, 50ms, 그리고 100ms의 세가지 변위시간에 대해 계산을 수행하였다.

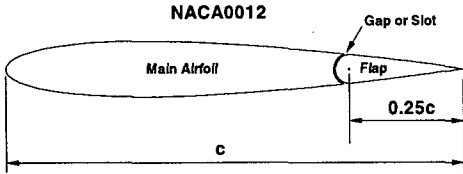


Fig. 9 Geometry of a plane flap.

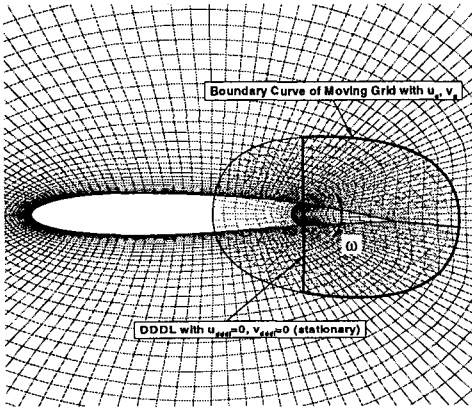


Fig. 10 Grid system for a airfoil with a flap.

5. 1 격자계의 구성

에어포일과 플랩주위의 격자는 Fig. 10과 같이 플랩 부분이 제외된 에어포일을 감싸는 141 x 45개의 주격자와, 플랩 주위의 81 x 15개의 부격자가 중첩되어 구성되었다. 격자의 형태는 두 격자 모두 O-type으로 되어 있다. 플랩 주위의 격자는 식(4)의 파형으로 움직이게 되며, 격자간의 경계선은 플랩과 같은 속도를 가지고 움직이는 플랩격자의 바깥 경계선(PBC)과, 외부에서 별도로 만들어져 입력된 DDDL이 결합되어 Fig. 9에서와 같은 최종적인 형태를 취하게 된다. 이때, DDDL의 속도는 정상유동은 물론이고, 플랩이 움직이는 비정상 유동에서도 $u_{DDDL} = 0$, $v_{DDDL} = 0$ 으로 설정되어 시간에 무관하게 항상 원래의 형태를 유지하게 된다.

이와 같이 DDDL의 형태를 시간에 따라 변화시키지 않은 이유는 초기에 설정된 DDDL의 형태에 의해서 두 격자가 분할될 경우에 벽면 근처를 비롯한 대부분의 격자가 서로 대등한 셀의 분포와 크기로 결합이 이루어지는 최적의 격자 상태를 유지하기 때문이다. 이 격자의 형태는 에어포일과 플랩사이의 간격이 없이 완전한 접촉을 이루는 경우로서, 플랩이 힌지축을 중심으로 회전하는 경우, 에어포일과 플랩사이의 접촉면은 마치 두 물체간에 미끄러짐이 일어나는 것과 유사한 상황이 된다.

5. 2 결과 및 고찰

에어포일과 움직이는 플랩 사이에 간격이 없는 경우에 플랩이 식(4)와 같은 파형으로 움직일 때 시간에 따라 변화되는 힘의 변화를 분석하였다. 특히 본 연구에서 관심을 가지고 있는 것은 충격파가 존재하는 유동 영역에서 플랩의 움직임에 따라 충격파가 어떤 양상으로 그 위치와 강도가 변화되며, 이러한 충격파의 천이적 거동이 최종적으로 힘의 시간에 다른 변화에 어떤 형태로 작용하는가에 대한 것이다. 이와 같은 움직이는 플랩과 충격파와의 상호작용을 알아보기 위해 자유류의 마하수를 $M_\infty = 0.5, 0.8, 0.87, 1.0, 1.2$ 의 다섯 가지 경우로 설정하였다.

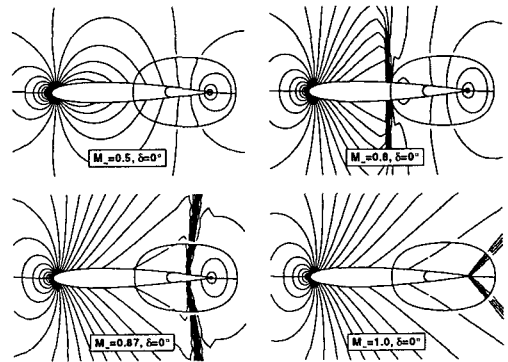


Fig. 11 Pressure distributions for Mach number $M = 0.5, 0.8, 0.87, 1.0$.

여기서, 받음각과 플랩의 초기 변위각이 0° 인 조건에서 자유류의 마하수 0.5는 정상유동에서

충격파가 전혀 존재하지 않는 경우이고, 0.8은 충격파가 에어포일 위에 있는 경우, 0.87은 충격파가 플랩 위에 놓여 있으며, 그리고, 1.0과 1.2는 충격파가 플랩의 뒷전에 존재하는 경우이다. 이와 같은 유동조건으로부터 비정상 유동을 출발시키기 위해서는 필요한 정상유동해의 결과는 Fig. 11에서와 같이 압력분포를 통해 나타내었다. 플랩이 움직이기 시작하여 다시 원래대로 복원되는 시간(동작시간) t_1 이 10, 50, 100ms의 세가지이고, 자유류의 마하수가 5가지의 경우이므로 전체 계산의 경우는 15가지이다.

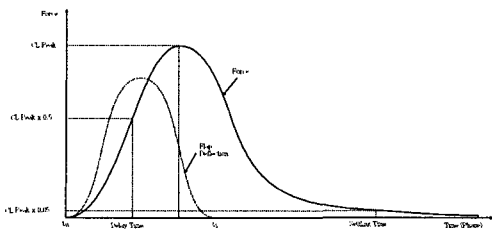


Fig. 12 Parameters of the aerodynamic response.

계산결과는 정해진 마하수와 플랩의 동작시간에 대해 에어포일, 플랩에 각각 작용하는 힘의 시간에 따른 변화로서 나타내었다. 여기서, 플랩의 변위를 조종면 시스템에 가해지는 입력이라고 하고 이 플랩의 동작에 의해서 산출된 힘을 출력이라고 정의한다면, 입력에 의한 시스템의 응답특성, 즉 힘의 거동특성을 제어분야에서 정의하는 응답특성에 대한 몇가지의 정의를 이용하여 해석이 이루어 질 수가 있다. 본 연구에서는 제어분야에서 이용되고 있는 단위계단함수의 응답특성에 관한 정의[1]를 이용하여 Fig. 12와 같이 사인 함수의 입력에 대한 출력의 응답특성을 정의하여 사용하였다. 사인 함수의 경우, 출력의 최대값이 조건에 따라 변화될 수는 있으나 나타나는 최대치(peak)를 기준점으로 설정하고, 출력이 최대치의 50%에 도달하는데 경과한 시간을 지연시간(delay time)으로, 출력이 다시 감소되기 시작하여 최대치의 5%에 도달하기까지의 시간을 정착시간(settling time)으로 정의하였다. 본 결과에서 보이고 있는 힘의 변화는 실제 시간보다는 위상각에 따라 비교되고 있는 것에 유의하여야 한다. 즉, 플랩의 동작이 완료되

는 실제적인 시간은 각각 10ms, 50ms, 100ms이지만 위상각의 개념으로는 모두 동일한 360°에 해당된다. 예를 들어, 정착시간의 경우 실제 물리적인 시간이 아닌 자신의 동작시간의 몇 배에 정상상태에 도달했는가에 대한 개념으로 바뀌게 된다.

$M_\infty=0.5, t_1=10ms, 50ms$ (Fig. 13)

동작시간이 10ms인 경우, 플랩에 의한 양력은 플랩이 원래대로 돌아오는 과정(약 위상각 270° 근처)에서 언더슈트가 발생하는 것을 볼 수 있으며, 이러한 산출력의 언더슈트나 오버슈트는 빠르게 작동하는 시스템에서 대부분 발생하는 물리적 현상이다. 플랩의 빠른 반응에 비해 에어포일에서는 플랩의 변위에 의한 힘의 변화가 다소 느리게 시작되었으며, 플랩의 동작이 완료된 이후에도 힘이 사라지지 않고 매우 오랜 시간동안 지속되고 있음을 볼 수 있다. 플랩에 작용하던 힘은 플랩의 동작이 끝나는 위상각 360° 이후에서는 거의 나타나지 않고 있으나, 에어포일에 남아 있는 힘에 의해 전체적으로 정상상태에 도달하는 시간, 즉 정착시간이 길어지고 있다. 동작시간이 50ms로 증가된 경우, 위의 10ms일 때 나타나던 언더슈트는 나타나지 않고 있으며 정상상태에 보다 빠르게 도달하고 있는 것을 보여준다. 또한 전체의 최대치가 증가된 것을 볼 수 있는 데 이것은 에어포일 양력의 최대치의 증가에 의한 것이다.

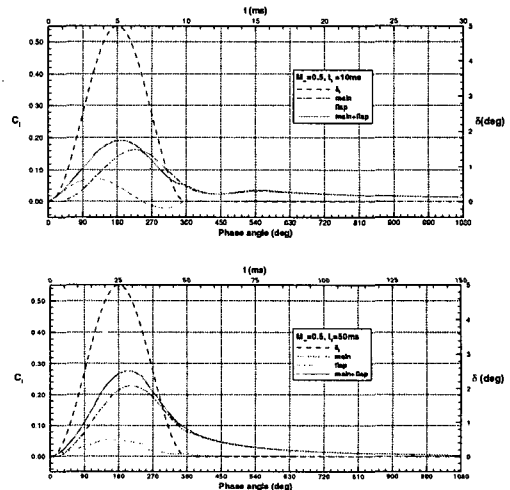


Fig. 13 Lift variations to flap movements. (M=0.5, t=10ms, 50ms)

$M_\infty=0.87, t_1=10ms, 50ms$ (Fig. 14)

본 유동조건은 Fig. 11에서와 같이 충격파가 플랩위에 위치한 경우로서, 충격파가 존재하지 않거나, 에어포일 위에 위치하는 경우와는 다소 상이한 천이적 거동 특성을 나타낸다. 동작시간 10ms에서는 플랩에 의한 힘의 변화만 나타날 뿐 에어포일에서는 초기 상태 그대로 0의 값으로 끝까지 유지되어 전체적인 힘은 플랩의 성분만에 의해서 나타나고 있다. 그러나, 동작시간이 50ms로 증가된 경우에는 초기 영역에서 존재하지 않던 에어포일의 힘 성분이 위상각 160° 근처부터 갑자기 나타나기 시작하여 작은 양으로 증가하다가 플랩의 복원과 함께 감소되어 360° 근처에서 다시 사라지는 불룩한 형태의 힘의 변화를 나타내고 있다. 또한 이렇게 힘이 0으로 접근하여 완전히 소멸되었을 것으로 생각되었던 에어포일의 양력 성분은 약간의 시간이 경과된 위상각 440° 쯤에서 다시 나타나기 시작하여 비교적 오랜 시간동안 작은 값의 변화를 나타내다가 서서히 사라지는 매우 독특한 현상을 나타내었다. 플랩 성분의 힘에 의해서 주도되는 전체적인 힘의 변화에 이와 같은 에어포일의 갑작스런 힘의 성분이 보태짐으로서 전체적인 힘의 변화는 약간의 불연속성을 가지게 되었다. 이와 같은 힘의 불연속적인 변화는 플랩위에 존재하던 충격파가 플랩의 움직임에 의하여 에어포일 위로 이동되면서 일어나는 것이다.

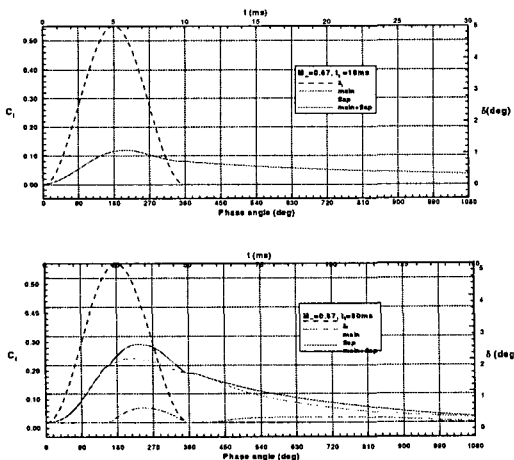


Fig. 14 Lift variations to flap movements. (M=0.87, t=10ms, 50ms)

$M_\infty=1.2, t_1=10ms, 50ms$ (Fig. 15)

충격파가 플랩의 뒷전에 존재하게 되는 마하 수 1.2의 경우에 플랩의 모든 동작시간에 대해 에어포일에서의 힘의 변화는 전혀 나타나지 않고, 오직 플랩에 의한 성분만이 발생하여 전체적인 힘을 형성함을 알 수 있었다. 또한 아음속의 경우와는 달리 시간에 따른 힘의 변화가 플랩의 움직임에 대해 전혀 위상의 lead와 lag가 발생하지 않는 완전한 위상의 일치성을 보여주었다. 마찬가지로 동작시간에 따른 최대치의 변화도 거의 나타나지 않았다. 이것은 초음속 유동의 특성에 의해 플랩의 움직임에 의한 압력 변동이 전방으로 전파되지 않는 현상에 기인한다.

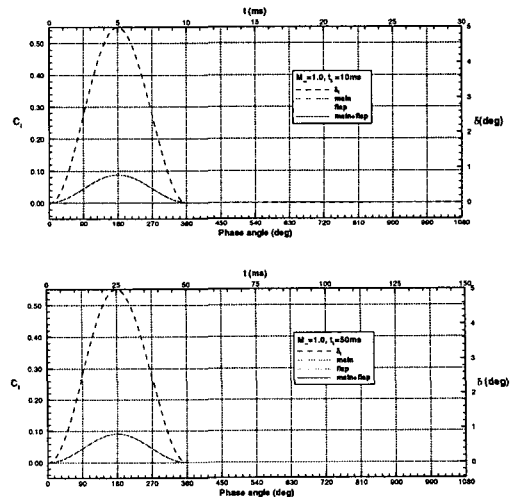


Fig. 15 Lift variations to flap movements. (M=1.2, t=10ms, 50ms)

6. 결론

- (1) 보존적 중첩격자계에 동적영역분할선의 개념을 도입함으로써 움직이는 물체에 대한 격자계의 구성이 용이해졌으며, 특히 물체간에 간격이 없는 경우에 대한 중첩 격자계의 적용이 가능해졌다.
- (2) 플랩의 동작시간에 대한 양력최대치의 응답 특성은 동작시간이 커질수록, 즉 천천히 움직일수록 양력 최대치는 증가하였으며, 정상상태에

빠르게 도달하는 것으로 나타났다.

(3) 초기의 충격파가 플랩위에 위치하는 경우에는 충격파가 에어포일에 옮겨 타는 시점부터 에어포일에서 힘의 변화가 발생하기 시작하였다.

(4) 자유류의 마하수가 1 이상인 유동장에서는 플랩에 의한 힘의 성분만이 존재하였고, 이 힘은 플랩의 동작과 완전히 같은 위상으로 나타났으며, 이러한 힘의 변화는 동작시간과 마하수에 대해서 거의 무관함을 보여 주었다.

참고문헌

- [1] Nelson, R. C. *Flight Stability and Automatic Control*, McGraw-Hill, Inc., 1989.
- [2] Wang, Z. J., "A Conservative Overlapped (Chimera) Grid Algorithm for Multiple Moving Body Flows", AIAA Paper 96-0823.
- [3] Chen, C. L., McCroskey, W. J., and Obayashi, S., "Numerical Solutions of Forward-Flight Rotor Flow Using an Upwind Method", *J. Aircraft*, Vol. 28, No. 6, 1991, pp.374-380.
- [4] De Zeeuw, D. L., "A Quadtree-Based Adaptively-Refined Cartesian-Grid Algorithm for Solution of the Euler Equations", PhD thesis, The University of Michigan, 1993.
- [5] Venkatakrisnan, V., On the Accuracy of Limiters and Convergence to Steady State Solutions, AIAA Paper, 93-0880, Jan. 1993.
- [6] Jameson, A., Schmidt, W., and Turkel, E., "Numerical Solution of the Euler Equations by Finite-Volume Methods Using Runge-Kutta Time-Stepping Schemes," AIAA Paper 8101259, June 1981.
- [7] Wang, Z. J, and Yang, H. Q., "Unsteady Flow Simulation Using A Zonal Multi-Grid Approach with Moving Boundaries," AIAA Paper 94-0057.
- [8] Lohner, R, "Adaptive Remeshing for transient Problems," *Computational Methods in Applied Mechanical Engineering*, Vol. 75, 1989, pp. 195-214.
- [9] Steger, J. L., Dougherty, F. C. and Benek, J. A., A Chimera Grid Scheme, *Advances in Grid Generation*, ASME FED-5, 59-69, 1983.
- [10] Yang, G., et al., "A Cartesian Cut-Cell Method for Axisymmetric Separating Body Flows", AIAA Paper 96-1973.
- [11] Landon, R. H., "NACA0012,, Oscillatory, and Transient Pitching," *Compendium of Unsteady Aerodynamic Measurements*, AGARD-R-702, 1982.