

폐쇄형 풍동 시험부내의 진동하는 익형 주위 유동에 대한 비정상 벽면효과 연구

강 승 희^{1*}, 권 오 준², 홍 승 규¹

UNSTEADY WALL INTERFERENCE EFFECT ON FLOWS AROUND AN OSCILLATING AIRFOIL IN CLOSED TEST-SECTION WIND TUNNELS

Seung-Hee Kang, Oh Joon Kwon and Seung-Kyu Hong

For study on the unsteady wall interference effect, flows around a forced oscillating airfoil in closed test-section wind tunnels have been numerically investigated by solving compressible Navier-Stokes equations. The numerical scheme is based on a node-based finite-volume method with the Roe's flux-difference splitting and an implicit time-integration method coupled with dual time-step sub-iteration. The Spalart-Allmaras one-equation model is employed for the turbulence effect. The computed results of the oscillating airfoil having a thin wake showed that the lift curve slope is increased and the magnitude of hysteresis loop is reduced by the interference effects. Since the vortex around the airfoil is generated and convected downstream faster than the free-air condition, the phase of lift, drag and pitching moment coefficients was shifted. The pressure on the test section wall shows harmonic terms having the oscillating frequency contained in the wall effect.

Key Words: 비정상 벽면효과(Unsteady Wall Interference), 풍동(Wind Tunnel), 동실속(Dynamic Stall)

1. 서 론

항공기 이·착륙 또는 높은반음각에서의 기동시 수행되는 비정상 거동은 비정상 박리 흐름의 항공기와의 상호작용으로 인하여 비행 불안정성, 비선형 하중과 시간지연(time lag) 현상의 원인이 된다고 알려져 있다[1]. 헬리콥터의 경우는 롤링모멘트 평형을 유지하기 위해 로터블레이드가 동실속(dynamic stall)이라고 알려진 주기적인 피칭운동을 한다. 이러한 동실속 현상은 항공기나 헬리콥터 외에 풍력 발전용 터빈 및 제트엔진의 압축기 블레이드 등 많은 비행체 및 구조물에서 발생된다고 알려져 있으며, 주로 풍동시험 결과를 사용하여 해석되고 있다. 동실속 현상이 발생하게 되면 양력의 급격한 증가 뿐 아니라 피칭모멘트

와 항력도 매우 크게 증가하게 된다. 일반적으로 로타블레이드 설계시에는 비틀림 강도를 높게 할 수 없어 피칭모멘트를 최소화되게 설계하여야 하기 때문에 정확한 동실속 시험 자료가 필요하다[2,3].

그러나 풍동시험에는 시험부 벽면효과가 존재하여 비행 시험과 큰 차이를 유발한다고 알려져 있다. 비정상 풍동시험에는 모형 주위의 동압, 유선 및 압력구배 등의 차이를 유발시키는 정상 상태 벽면효과 이외에 공진 현상과 모형 주위의 비정상 흐름 변화 등의 비정상 벽면효과가 있는 것으로 알려져 있다[4]. 정상 상태 벽면효과에 대한 영향은 비교적 정확히 제시되어 이를 보정하는 방법이 잘 정립되어 있는 것과는 달리, 비정상 벽면효과에 대한 연구는 공진 현상 등에 대한 연구[5]가 주로 수행되어 왔다. 그러나 항공기, 헬리콥터 등의 아음속 비정상 공력측정 시험은 공진이 발생하는 주파수에 비해 상당히 작은 주파수 영역에서 주로 수행되므로 이에 대한 영향은 매우 미미한 것으로 알려져 있다[6].

접수일: 2005년 3월21일, 심사완료일: 2005년 5월 1일.

1 정희원, 국방과학연구소

2 정희원, 한국과학기술원 항공우주공학과 교수

* Corresponding author E-mail: ksh51411@hanmail.net

McCroskey 등[7]은 McAlister 등[8]이 시험부 높이대 시위 비가 1.6인 조건에서 수행한 NACA0012의 동실속 시험을 동일한 시험부에서 시위의 크기를 반절로 줄여 재현한 결과 벽면효과 등에 의해 양력계수 기울기, 최대 양력계수, 와류 생성 및 재부착 현상이 다르게 나타남을 제시하였다. 그러나 동실속과 같이 강제 진동하는 모형 주위 비정상 흐름의 벽면효과 보정을 위한 체계적 현상 파악, 정확한 원인 분석 등에 대한 연구 결과는 현재까지 제시되지 않고 있다.

본 연구에서는 아음속풍동 폐쇄형 시험부에서 주기적인 거동을 하는 익형의 비정상 벽면효과 연구를 수행함으로써 강제 진동 풍동시험의 비정상 벽면효과 보정 기법에 대한 방향을 제시하였다. 이를 위해 폐쇄형 풍동 시험부내에서 동실속 거동하는 NACA0012 익형 주위의 비정상 유동장에 대한 수치적 해석을 수행하였다. 수치적 기법은 격자점 중심 유한체적법(node-based finite-volume method)을 사용하였고, 이중시간 전진 기법(dual time stepping)을 사용하는 내재적 시간 적분법(implicit time integration)을 사용하였다. 시험부내의 익형의 거동을 모사하기 위해 스프링 유사 방법(spring analogy)[9]을 사용하였으며, 난류 유동 계산을 위해 Spalart-Allmaras 난류 모형[10]을 사용하였다. 진동하는 익형의 시험부 점유에 따른 주위 유동장 변화를 계산하여 이를 벽면효과가 없는 자유흐름(free-air)과 비교함으로써 비정상 벽면효과를 연구하였다.

2. 수치적 기법

시험부 벽면에 의한 익형 주위의 비정상 유동을 해석하기 위해, 이상기체(ideal gas)에 대한 질량, 모멘텀 및 에너지 보존법칙으로부터 Navier-Stokes 방정식을 적분형태로 나타내면 다음과 같다.

$$\frac{\partial}{\partial t} \int_{\Omega} Q dA + \int_{\partial\Omega} F(Q, \vec{n}) dS - \int_{\partial\Omega} G(Q, \vec{n}) dS = 0 \quad (1)$$

여기서 보존변수(conservative variables), Q 와 비점성 플럭스, $F(Q, \vec{n})$ 및 점성 플럭스, $G(Q, \vec{n})$ 는 다음과 같다.

$$Q = \begin{pmatrix} \rho \\ \rho u \\ \rho v \\ e_0 \end{pmatrix}, \quad F(Q, \vec{n}) = \begin{pmatrix} \rho V \\ \rho u V + p n_x \\ \rho v V + p n_y \\ (e_0 + p) V \end{pmatrix}$$

$$G(Q, \vec{n}) = \frac{M_{\infty}}{Re} \begin{pmatrix} 0 \\ \tau_{xx} n_x + \tau_{xy} n_y \\ \tau_{xy} n_x + \tau_{yy} n_y \\ (\mu \tau_{xx} + \nu \tau_{xy} - q_x) n_x \\ + (\mu \tau_{xy} + \nu \tau_{yy} - q_y) n_y \end{pmatrix} \quad (2)$$

여기서 τ 는 전단응력을 q 는 열유속을 나타내며, ρ 는 밀도, u, v 는 각각 속도 벡터 \vec{V} 의 x, y 방향의 성분이고, e_0 는 단위부피 당 총 내부에너지이며, p 는 압력을 나타낸다. n_x, n_y 는 경계면 $\partial\Omega$ 에 수직인 단위 벡터 \vec{n} 의 x, y 방향 성분을 나타낸 것이다. Re 는 레이놀즈 수, M_{∞} 는 자유류(freestream)의 마하수이다.

지배 방정식을 수치적으로 계산하기 위해 격자점 중심 유한체적법을 사용하였으며, 각각의 격자점에서의 제어체적은 median dual을 사용하여 구성하였다. 각 흐름 변수는 격자점에 저장되고 i 번째 제어체적에 대하여 유한체적법으로 이산화하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial(AQ)_i}{\partial t} + \sum_{j=1}^{N_{face}(i)} (F_j - G_j) = 0 \quad (3)$$

여기서 $N_{face}(i)$ 는 i 제어체적의 총 경계면 수를 나타내며, A_j 는 현 제어체적의 면적을 나타낸다. 차분화된 각 제어체적의 경계면 j 를 지나는 비점성 플럭스는 Roe의 flux-difference splitting 방법[11]을 이용하여 다음과 같이 계산하였다.

$$F_j = \frac{1}{2} [F(Q_R) + F(Q_L) - \mathcal{A} | (Q_R - Q_L)], \quad (4)$$

여기서 Q_L, Q_R 은 각각 격자면 j 에서 좌, 우에 있는 유동변수를 나타내고, \mathcal{A} 는 Roe-average된 자코비안(Jacobian) 행렬이다.

공간적으로 2차의 정확도를 가지기 위해 제어체적 경계면에서의 유동 변수의 값을 주위에 있는 격자점들의 값과 격자가 갖는 기하학적인 거리에 대한 정보를 이용하여 재구성(reconstruction) 과정을 참고문헌[12]에서 제시한 least-square 방법으로 수행하였다.

점성 플럭스, $G(Q, \vec{n})$ 를 계산하기 위해서 본 연구에서는 Haselbacher 등[13]이 제안한 방법을 사용하였다. Navier-Stokes 방정식으로부터 x, y 방향의 모멘텀 방정

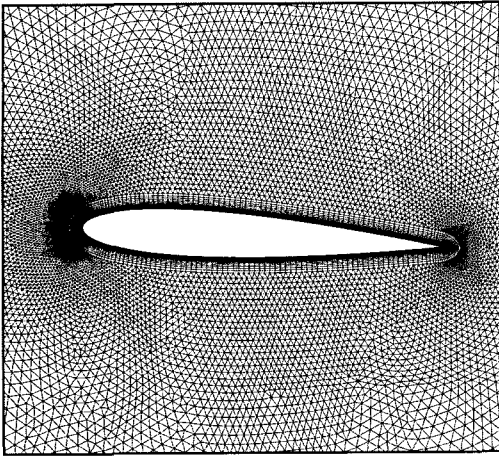


Fig. 1 Hybrid mesh around the NACA0012 airfoil for turbulent flow computation (free-air, 23,174 cells, 15,881 nodes, 0.00001 initial thickness with 20% rate)

식의 점성항은 다음과 같다.

$$\oint_{\partial\Omega} \mu \left[\left(1 + \frac{1}{3} n_x^2\right) \nabla u \cdot \vec{n} + \frac{1}{3} n_x n_y \nabla v \cdot \vec{n} \right] dS$$

$$\oint_{\partial\Omega} \mu \left[\frac{1}{3} n_x n_y \nabla u \cdot \vec{n} + \left(1 + \frac{1}{3} n_y^2\right) \nabla v \cdot \vec{n} \right] dS \quad (5)$$

에너지 방정식도 동일한 가정으로 식 (5)와 같은 형태로 변환할 수 있다.

시간 적분법은 외재적 방법보다 수치적 안정성이 우수하여 계산 시간 간격을 크게 할 수 있다는 장점을 가지고 있는 내재적 방법(implicit method)을 사용하였다. 식 (3)을 시간에 대해 후방 차분하여 선형화 하면 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\left[\frac{A_i}{\Delta t} I + \sum_{j=1}^{N_{\text{face}}(i)} A^+ S \right] \Delta Q_i + \sum_{j=1}^{N_{\text{face}}(i)} A^- S \Delta Q_j = -R_i^n \quad (6)$$

여기서 $\Delta Q = Q^{n+1} - Q^n$ 이며, A^+ , A^- 는 플럭스 자코비안으로 본 연구에서는 Roe average 특성치[11]를 이용한 근사 플럭스 자코비안을 이용하였다. 지배방정식의 최종적으로 수립된 해의 정확도는 좌변의 플럭스 자코비안의 정확도와는 상관없이 우변 잔류항에만 관계된다. 식 (6)의 선형 시스템의 해를 구하기 위해 본 연구에서는 Gauss-Seidel 방법을 사용하였다[3].

비정상 유동을 해석하는데 있어서는 내재적 시간적분

과정에 가상시간(pseudo-time) 적분 과정을 설정하여 매 시간 단계에 대한 해를 수립시킴으로써 선형화에 따른 오차를 줄일 수 있고, 경계값 및 유동 변화의 효과가 내부 반복계산 과정에서 갱신되므로 유동변화의 효과를 신속하게 유동장으로 전파시키는 장점이 있다고 알려진 이중시간 전진 기법(dual time stepping)을 사용하였다[14].

난류 유동을 모사하기 위해 Spalart-Allmaras 난류 모형 [10]을 사용하였으며, 점성유동 계산의 수치적 효율을 높이기 위해 Fig. 1과 같이 혼합격자(hybrid mesh)를 사용하였다. 시험부 내에서 익형의 동실속 거동은 스프링 상사 방법[9]을 사용 모사하였다.

벽면에 의한 영향이 없는 자유흐름의 원방 경계와 시험부의 유입(inlet)과 유출(exit) 조건은 Riemann 불변량(invariant)을 이용한 특성 경계조건(characteristic boundary condition)을 사용하였다. 풍동 시험부 벽면은 익형이 없는 빈 시험부(empty test section)의 경우 시험부 길이방향으로 압력구배가 존재하지 않도록 하기 위해 수직 방향의 상대속도성분이 영(zero)이 되는 유동접선 조건(flow tangency condition)을 이용하여 모사하였다. 익형 벽면은 유동 접촉 조건(no-slip condition)과 일정한온도(prescribed wall temperature)을 사용하였다.

3. 결과 검토

3.1 격자 및 시간 간격 영향

본 연구에서는 진동하는 익형이 시위의 1/4 위치를 중심으로 다음 식에 따라 거동하는 경우에 대한 연구를 수행하였다.

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(2\pi M_\infty t) \quad (7)$$

여기서 α_0 은 평균받음각, α_m 은 진폭각, x 는 감쇄주파수를 나타낸다.

난류 유동장에서 deep-stall을 계산하는 경우는 격자 조밀도가 계산 결과에 큰 영향을 주는 것으로 알려져 있어 [15], 본 연구에서는 우선 난류 유동장내의 동실속에 대한 격자 조밀도 영향을 확인하였다. 계산에 사용된 흐름 조건은 AGARD-CI2 경우인[16] NACA0012 익형이 자유류 마하수 0.6, 레이놀즈 수 4.8×10^6 인 유동장에서 감쇄주파수 0.0811, 평균받음각 3.16° 그리고 진폭각 4.59° 로 거동하는 경우이다. 시간간격은 0.063으로 계산을 수행하였다. 격자의 초기두께가 0.5×10^{-5} , cell 수가 33,546개, node 수가 22,413인 case 1 격자와 초기두께가 1.0×10^{-5} , cell 수가

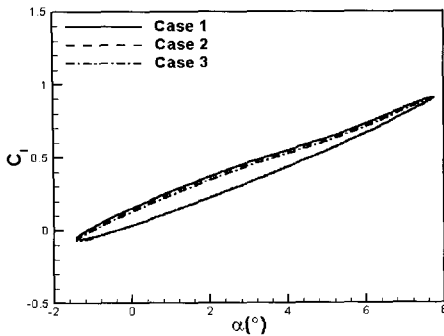


Fig. 2 Variation of lift coefficient for various grid around an oscillating airfoil (AGARD-CT2 case)

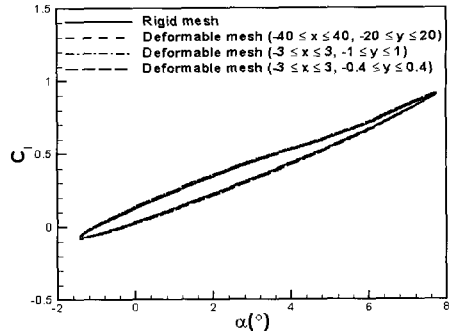


Fig. 4 Variation of lift coefficient for rigid and deforming mesh around an oscillating airfoil (AGARD-CT2 case)

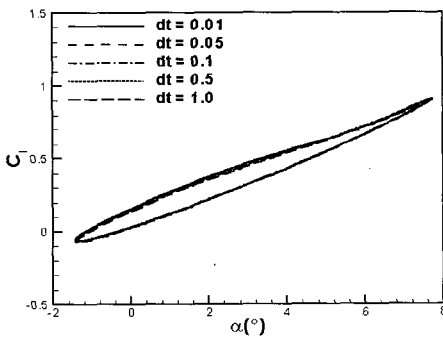


Fig. 3 Time step size effect of an oscillating airfoil (AGARD-CT2 case)

23,174개, node 수가 15,881인 case 2 격자 및 초기두께가 2.0×10^{-5} , cell 수가 13,596개, node 수가 9,634인 case 3 격자에 대해 계산을 수행하여 그 결과를 Fig. 2에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 격자 조밀도가 가장 낮은 case 3의 경우 다른 두 격자와 비교시 기수내림(down-stroke) 기동시 약간의 차이를 보이지만 case 1 및 case 2의 격자 경우는 거의 차이가 없음을 알 수 있다. 본 연구에서는 난류 유동 계산시 Fig. 1에서 보는 바와 같은 case 2 격자를 사용하여 계산을 수행하였다.

시간 간격에 따른 영향을 확인하기 위해 시간 간격을 0.01, 0.05, 0.1, 0.5 및 1.0으로 변화시켜 계산을 수행하였으며, 그 결과를 Fig. 3에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 시간 간격에 의한 영향은 계산 시간간격 0.5 이하에서는 그 영향이 거의 없음을 알 수 있다.

격자 변형에 의한 영향을 확인하기 위해 격자 변형 없이 강제 진동하는 강제격자(rigid mesh)를 사용한 계산 결과와 스프링 상사 방법으로 변형하는 격자를 사용한 결과를 Fig. 4에 비교하였다. 또한 격자가 변형되는 영역 변화에 대한 영향도 확인하였다. 그림에서 보는 바와 같이 격자 변형에 의한 영향은 매우 미미함을 알 수 있다.

3.2 수치적 기법 및 프로그램 검증

본 연구에서 사용된 수치적 기법 및 프로그램 검증을 위해 자유류 마하수 0.2, 레이놀즈 수 5,000인 층류 유동장에 받음각 0° 로 놓여있는 NACA0012 익형에 대한 계산을 수행하여 타 연구에서 제시한 결과와 Table. 1에 비교하였다. 표에서 보는 바와 같이 본 연구에서 계산된 결과가 타 연구에서 제시한 결과와 거의 일치하는 매우 정확한 계산이 수행되었음을 볼 수 있다.

진동하는 익형 주위의 비정상 난류 유동을 계산하여 본 유동해석 프로그램을 검증하였다. 계산은 AGARD-CT2 경우에 대한 계산을 수행하였으며, 풍동시험 결과 및 타 연구 계산 결과와 Fig. 5에 비교하였다. 이 경우 비교 가능한

Table. 1 Comparison of drag coefficient for a stationary NACA0012 airfoil.

Reference	Cd	Grid type
Choudhuri et al.[17]	0.0544	Structure
	0.0547	Unstructure
Beran[17]	0.0530	Structure
Mehta[18]	0.0547	Structure
Present Calculation	0.0547	Unstructure

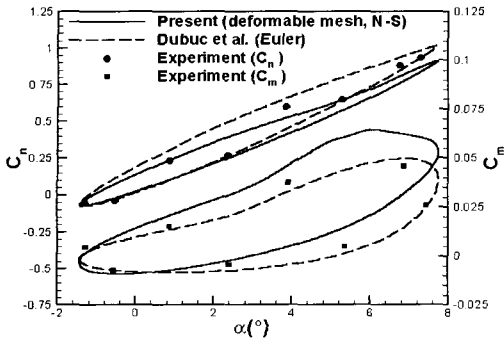
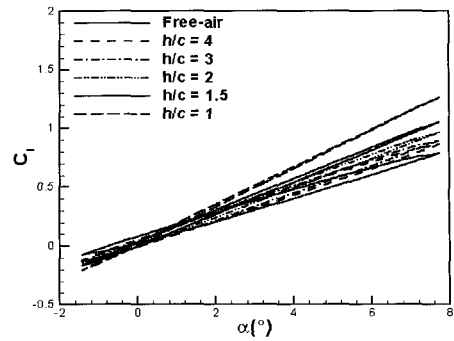
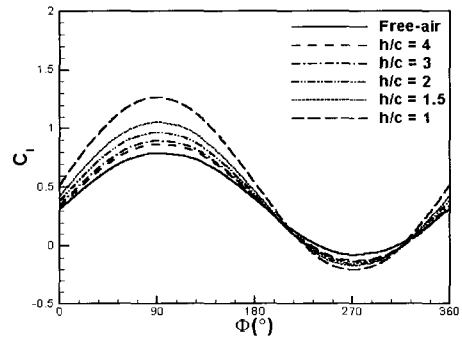


Fig. 5 Normal force and pitching moment coefficients history for an oscillating airfoil (AGARD-CT2 case).



a) lift coefficient vs. angle of attack



b) lift coefficient vs. phase angle

Fig. 6 Comparison of lift coefficient for the turbulent airfoil in a closed test section.

난류 유동에 대한 계산 결과가 현재까지 제시되지 않고 있어, 본 연구에서는 비점성 해석코드로 계산한 Dubuc 등 [19]의 결과와 각각 비교하였다.

비교에 사용된 실험치는 시험부 높이 대 시위비 4.5, 익형 길이 대 시위비 2인 slotted 시험부에서 수행되었으며, 벽면효과는 정상 상태 보정 방법을 사용하여 보정하였다 [16]. 위 시험조건 및 보정은 익형 길이 대 시위비를 제외하고는 일반적으로 정상 상태에서 벽면효과에 의한 영향이 미미하다고 알려진 조건이지만, 비정상 상태 시험에 대한 벽면효과 무시 조건과 보정 방법이 제시되지 않은 현 상황에서 이에 대한 적절한 보정이 이루어졌다고 판단하기에는 어려움이 있다. 또한 Dubuc 등의 결과는 점성 효과가 고려되지 않았다. 그러나 본 연구에서 제시한 계산 결과에는 점성효과 등이 고려된 계산으로 타 연구 결과와 비교시 상당한 신뢰성을 갖고 있다고 판단된다.

3.3 비정상 벽면효과

폐쇄형 풍동 시험부내에서 강제 진동하는 NACA0012 익형 주위 비정상 층류 및 난류 유동장 해석을 수행하여 시험부 벽면효과에 대한 영향을 연구하였다. 우선 박리 흐름이 적고 얇은 경계층으로 인해 벽면효과가 상대적으로 작을 것으로 예측되는 난류 유동장에서 작은 진폭으로 거동하는 경우를 해석하였다. 계산 조건은 자유류 마하수 0.3, 레이놀즈 수 4.8×10^6 인 난류 유동장에서 평균받음각 3.16° , 진폭각 4.59° 이고 감쇄주파수 0.0810으로 식 (7)과 같이 강제 진동하는 경우이다. 이하 난류흐름 익형 (turbulent airfoil)이라 한다. 시험부 높이는 익형 시위의 1 배에서 4배까지 변화를 주어 계산을 수행하였다.

벽면효과에 의한 비정상 양력계수 변화를 받음각 및 위상각에 대해 Fig. 6에 나타내었다. 위상각, Φ ,은 익형 거동 한주기를 기준으로 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 시험부 높이를 낮게 하여 익형의 시험부 점유율을 증가시키면 양력계수 기울기가 증가하고 hysteresis 현상이 감소됨을 볼 수 있다. 이는 Fig. 7에서 보는 바와 같이 자유흐름의 경우보다 강화된 압력구배가 진동하는 익형 주위에 형성되고 이로 인해 흐름의 속도가 증가하여 양력계수 기울기가 증가하는 것으로 판단된다. Hysteresis 감소 현상은 벽면효과에 의한 익형 주위 흐름 속도 증가로 인하여 기수내림 거동시 자유흐름에 비해 유효받음각 효과가 상대적으로 감소하고, 기수올림(up-stroke)시 유효받음각 효과가 상대적으로 커지게 되어 발생하는 현상으로 판단된다. 또한 시험부 점유율이 증가될수록 양력계수의 진폭이 증가

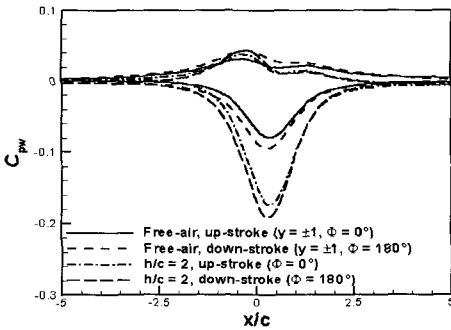


Fig. 7 Wall pressure coefficient on the test section for the turbulent airfoil.

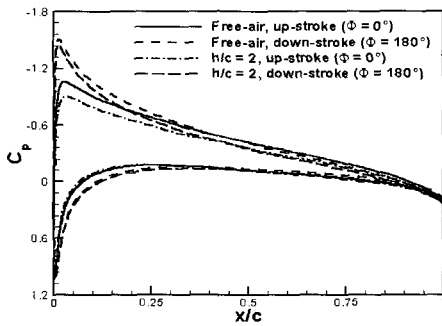
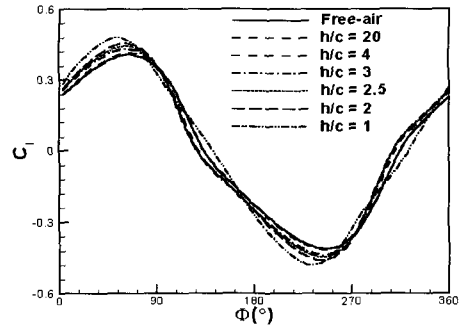


Fig. 8 Comparison of pressure coefficient on the turbulent airfoil.

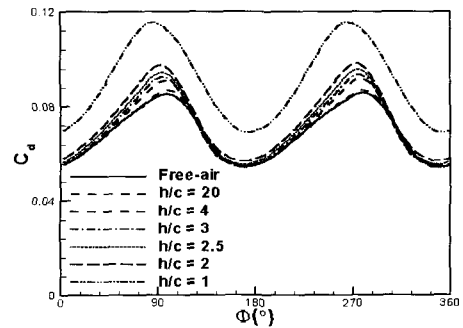
하고 위상차가 커짐을 확인할 수 있으며, 기수올림시의 진폭 변화가 기수내림시의 변화보다 상대적으로 크게 나타남을 볼 수 있다.

이는 기수올림과 기수내림시 익형에서의 압력계수를 자유흐름 상태와 비교한 Fig. 8에서 보는 바와 같이 기수올림시 익형의 앞전 부근에서의 압력계수의 자유흐름과의 차이가 기수내림시 보다 상대적으로 크게 발생함을 알 수 있다. 이는 벽면효과에 의해 기수내림 거동시 익형 주위에 압력구배의 자유흐름과의 차이가 기수올림 거동보다 상대적으로 강하게 작용하여 흐름 속도가 더 증가하게되고 이로 인해 유효 받음각 효과가 상대적으로 감소됨으로써 나타나는 현상으로 판단된다.

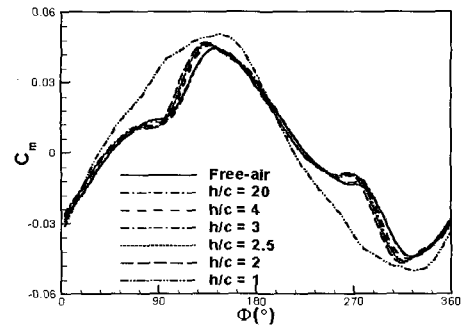
강제 진동하는 익형 주위에서 발생하는 와류 영향 등이 포함된 박리 흐름과, 작은 레이놀즈 수에 의해 상대적으로 두꺼운 경계층을 갖고있어 벽면효과가 클 것으로 예측되



a) lift coefficient vs. phase angle



b) drag coefficient vs. phase angle



c) pitching moment coefficient vs. phase angle

Fig. 9 Comparison of lift, drag and pitching moment coefficients for the laminar airfoil in a closed test section.

는 층류 유동장에 대한 계산을 수행하였다. 유동장 계산 조건은 자유류 마하수 0.3, 레이놀즈 수 5,000인 층류 유동

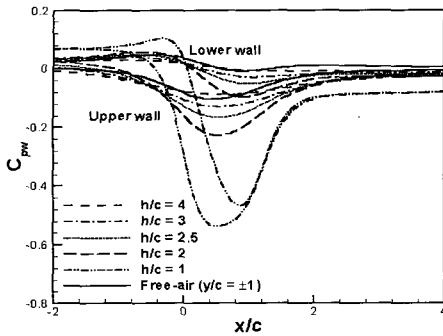


Fig. 10 Comparison of wall pressure coefficients on the test section with the laminar airfoil installed.

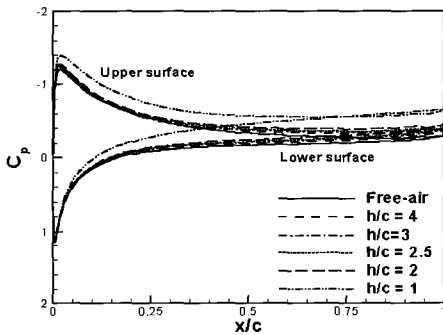


Fig. 11 Comparison of pressure coefficients on the laminar airfoil in a closed test section at phase 90°.

장에서 평균받음각 0°, 진폭각 7°, 감쇄주파수 0.1154로 식 (7)과 같이 강제 진동하는 NACA0012 익형의 경우이다. 이하 층류흐름 익형(laminar airfoil)이라 한다. 시험부 벽면효과에 의한 비정상 양력계수, 항력계수 그리고 피칭모멘트 계수 변화를 Fig. 9에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 시험부 점유율을 증가할수록 비정상 양력계수, 항력 및 피칭모멘트계수 진폭이 커지며, 위상차도 박리 흐름이 작은 난류흐름 익형 경우인 Fig. 6에 비해 크게 나타남을 볼 수 있다. 이는 시험부 벽면압력을 자유흐름의 경우와 비교한 Fig. 10에서 보는 바와 같이 폐쇄형 시험부 벽면은 자유흐름에 비해 진동하는 익형 주위에 강화된 순압력 및 역압력 구배를 형성시킴을 알 수 있다. 강화된 압력구배는 Fig. 11에서 보는 바와 같이 익형 후반부에서의 압력분포 변화를 크게 하여 양력, 항력 및 피칭모멘트계수의 진폭 변화를 크게 유발시키는 것을 알 수 있다.

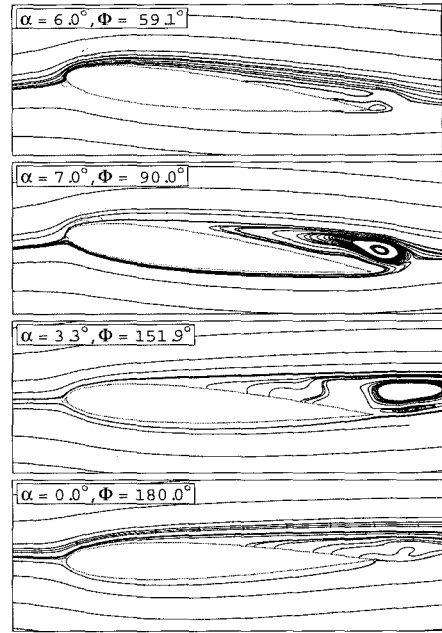


Fig. 12 Instantaneous streamlines around the laminar airfoil for free-air condition.

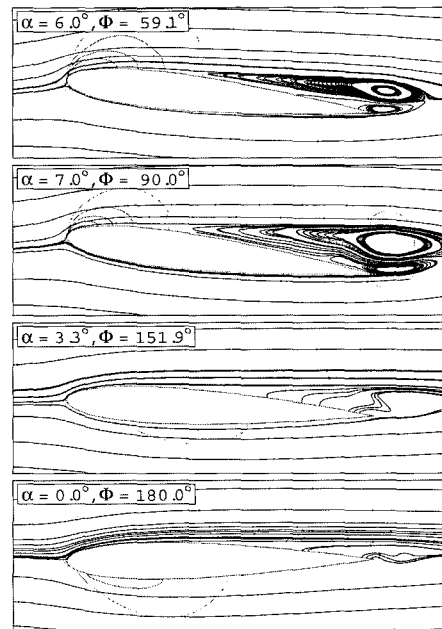


Fig. 13 Instantaneous streamlines around the laminar airfoil in a closed test section (h/c=1).

Fig. 12와 13에 자유흐름의 경우와 시험부 높이가 익형 시위의 한 배인 시험부에서 순간 유선을 각각 나타내었다.

4. 결 론

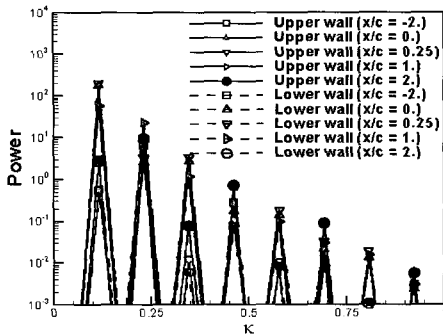


Fig. 14 Power spectrum of wall pressure coefficient on the test section with the laminar airfoil installed ($h/c=2$)

그림에서 보는 바와 같이 시험부 벽면효과에 의해 와류가 강하게 자유흐름에 비해 강하고 빠르게 형성되고 후류 방향으로의 전파도 빠르게 이루어짐을 볼 수 있다. 이는 폐쇄형 시험부 벽면은 자유흐름에 비해 진동하는 익형 주위에 강화된 압력구배를 형성하고 이로 인해 와류를 강하게 하고 와류의 생성 및 전파를 빠르게 함으로써 양력, 항력 및 피칭모멘트계수의 진폭 변화 및 위상차를 크게 유발시키는 것을 알 수 있다. 이러한 벽면효과에 의해 층류 익형의 경우, 양력계수의 진폭은 시험부 높이가 시위의 두 배 이상에서는 자유흐름의 경우에 비해 최대 12% 차이를 보였으며 위상도 최대 6° 차이가 발생하였다. 그러나 시험부 높이가 시위의 한배인 경우는 매우 큰 시험부 점유율에 의해 양력계수 최대치가 18%로 급격히 증가되며 위상도 약 11° 차이가 발생하였다. 시험부 높이가 시위의 두 배 조건에서 항력계수 최대치는 약 14% 증가되고, 피칭모멘트계수는 최대 6%의 차이를 보이며 위상은 약 8° 빨라지는 특성을 보였다. 그러나 시험부 높이가 시위의 한 배의 경우 항력계수 최대치는 35% 증가를, 피칭모멘트계수는 14% 증가되고 위상은 오히려 약 3° 늦어지는 특성을 보였다.

강제 진동하는 익형이 설치된 폐쇄형 풍동 시험부 벽면 압력에 대한 특성을 파악하였다. 이를 위해 시험부 높이가 시위의 두 배인 조건에서 계산된 시험부 윗면과 아랫면 압력계수의 power spectrum을 Fig. 14에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 진동하는 익형의 시험부 벽면압력계수는 진동 주파수를 기본으로 하는 고조파 현상을 보임을 알 수 있으며, 후류 지역 위치에서는 강한 비정상 박리 흐름 영향에 의한 진동주파수 두 배 성분의 power가 강하게 나타남을 확인 할 수 있었다.

비정상 상태 벽면효과 연구를 위하여 폐쇄형 시험부내 강제 진동하는 NACA0012 익형 주위의 유동장 해석을 수치적으로 수행하여 자유흐름 상태와 비교하였다. 그 결과 폐쇄형 시험부 벽면효과에 의해 강제 진동하는 익형 주위에 강화된 비정상 압력구배가 형성된다. 이로 인해 익형 주위의 흐름 속도가 증가되어 양력곡선 기울기를 증가시키며 hysteresis 현상을 감소시킴을 알 수 있었다. 또한 강제 진동하는 익형에서 발생하는 와류는 벽면효과에 의해 와류의 강도가 커지고, 와류의 생성 및 후류 방향으로 전파가 빠르게 된다. 이러한 와류 변화는 자유흐름과 비교시 익형의 양력, 항력 및 피칭모멘트계수 진폭을 크게하고 위상차를 유발시키는 것을 확인할 수 있었다. 그리고 강제 진동하는 익형이 있는 시험부 벽면압력계수는 전 시험부 영역에서 진동 주파수를 기본으로 하는 고조파 현상을 보임을 알 수 있었다. 본 연구 결과가 항공기 비정상 거동, 헬리콥터 동실속 등의 강제 진동 풍동시험에서 발생하는 비정상 시험부 벽면효과 예측 및 보정에 대한 기초적인 판단자료로 활용할 수 있을 것으로 사료된다.

참고문헌

- [1] Nelson, R.C. and Pelletier, A., 2003, "The Unsteady Aerodynamics of Slender Wings and Aircraft Undergoing Large Amplitude Maneuvers," *Progress in Aerospace Sciences*, Vol.39, pp.185-248.
- [2] Beddoes, D.S., 1980, "Unsteady Flows Associated with Helicopter Rotors," *AGARD-R-679*, pp.7-1-7-8.
- [3] 오우섭, 김주성, 권오준, 2000, "비정렬격자를 이용한 피칭 날개단면 주위의 비정상 점성유동 해석," *한국항공우주학회*, 제28권, 제4호, pp.17-26.
- [4] Ewald, B.F.R., (Editor), 1998, "Wind Tunnel Wall Correction," *AGARDograph 336*.
- [5] Mokry, M., Chan, Y.Y., and Jones, D.J., 1983, "Two-Dimensional Wind Tunnel Wall Interference," *AGARD-AG-281*.
- [6] Kong, L., Hameury, M. and Parkinson, G.V., 1998, "Unsteady-Flow Testing in a Low-Correction Wind Tunnel," *Journal of Fluids and Structures*, Vol.12, pp.33-45.
- [7] McCroskey, W.J., McAlister, K.W., Carr, L.W. and Pucci, S.L., 1982, "An Experimental Study of Dynamic

- Stall on Advanced Airfoil Sections Volume 1. Summary of the Experiment," *NASA-TM-84245*.
- [8] McAlister, K.W., Carr, L.W., and McCroskey, W.J., 1978, "Dynamic Stall Experiments on the NACA 0012 Airfoil," *NASA-TP-1100*.
- [9] 박영민, 백경욱, 권오준, 1999, "비정렬 동적격자를 이용한 상대운동이 있는 물체 주위의 2차원 비정상 유동해석," *한국항공우주학회지*, 제27권, 제7호, pp.1-10.
- [10] Spalart, P.R. and Allmaras, S.R., 1992, "A One-Equation Turbulence Model for Aerodynamic Flows," *AIAA Paper 92-0439*.
- [11] Roe, P.L., 1981, "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Scheme," *Journal of Computational Physics*, Vol.43, pp.357-372.
- [12] Ollivier-Gooch C.F., 1997, "High-Order ENO Schemes for Unstructured Meshes Based on Least Square Reconstruction," *AIAA Paper 97-0540*.
- [13] Haselbacher, A.C., McGuirkkk, J.J., and Page, G.J., 1997, "Finite-Volume Discretization Aspect for Viscous Flows on Mixed Unstructured Grids," *AIAA Paper 97-1946*.
- [14] 박영민, 권오준, 2000, "병렬화된 비정렬 내재적 기법을 이용한 진동하는 3차원 날개 주위의 비점성 유동 계산," *한국항공우주학회지*, 제28권, 제4호, p.27-34.
- [15] Srinivasan, G.R., Ekaterinaris, J.A., and McCroskey, W.J., 1993, "Dynamic Stall of an Oscillating Wing Part I : Evaluation of Turbulence Models," *AIAA Paper 93-3403*.
- [16] Landon, R.H., 1982, "NACA0012 Oscillatory and Transient Pitching," *AGARD-R-702*, p.3-1-3-25.
- [17] Choudhuri, P.G., Knight, D.D., and Visbal, M.R., 1994, "Two-Dimensional Unsteady Leading-Edge Separation on a Pitching Airfoil," *AIAA Journal*, Vol.32 No.4, pp.673-681.
- [18] Mehta, U.B., 1977, "Dynamic Stall of an Oscillating Airfoil," *AGARD-CP-227*, pp.23-1-23-32.
- [19] Dubuc, L., Cantariti, F., Woodgate, M., et al., 2000, "A Grid Deformation Technique for Unsteady Flow Computations," *International Journal for Numerical Methods in Fluids*, Vol.32, pp.285-311.