

論文

폐쇄형 풍동 시험부내의 원형 실린더 유동에 대한 비정상 벽면효과 연구

강승희*, 권오준**, 홍승규*

Unsteady Wall Interference Effect on Flows around a Circular Cylinder in Closed Test-Section Wind Tunnels

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

ABSTRACT

For study on the unsteady wall interference effect, flows around a circular cylinder 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 computed results showed that the unsteady pressure gradient over the cylinder is enhanced by the wall interference, and as a result the fluctuations of lift and drag are augmented. The drag is further increased because of the lower base pressure. The vortex shedding frequency is also increased by the wall interference. The pressure on the test section wall shows the harmonics having the shedding frequency contained in the wall effect.

초 록

풍동 시험부 비정상 벽면효과에 대한 연구를 위해 폐쇄형 시험부내의 원형 실린더 주위 유동장에 대한 수치적 연구를 수행하였다. 수치기법은 Roe의 flux-difference-splitting을 사용한 격자점 중심 유한체적법과 이중시간 전진 기법을 사용하는 내재적 시간적분법을 사용하였다. 계산 결과 폐쇄형 시험부에는 실린더 주위 비정상 유동장에 압력구배를 강화시켜 실린더의 양력 및 항력의 진폭을 크게 하고, 실린더 뒷전에서의 기저압력을 작게 하여 항력을 증가시키는 벽면효과가 있음을 확인하였다. 또한, 이러한 시험부 벽면은 실린더 와류 shedding 주파수를 커지게 하는 효과가 있다. 시험부 벽면에서의 압력은 벽면효과가 포함된 shedding 주파수를 기본으로 하는 고조파 현상을 보인다.

Key Words : Unsteady wall interference(비정상 벽면효과), Wind tunnel(풍동), Circular cylinder(원형 실린더)

1. 서 론

항공기의 높은 받음각에서 비정상 거동, 헬리콥터 블레이드의 동실속 등은 날개 또는 블레이드

드 등에서 발생하는 강한 와류의 거동과 밀접한 관계가 있으며, 교량 및 건물 등에서 발생하는 주기적인 와류는 설계 적용 하중 및 수명과 밀접한 관계가 있는 것으로 알려져 있다. 이러한 항공기 및 헬리콥터 블레이드의 설계시 필요한 비정상 공력 자료 획득, 그리고 주기적인 와류가 발생하는 교량 및 건물 설계 등의 최적 설계를 위해 풍동시험이 필수적으로 수행되고 있다 [1, 2, 3].

그러나 풍동시험에는 시험부 벽면효과가 존재

† 2005년 3월 21일 접수 ~ 2005년 5월 9일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소

연락처, E-mail : ksh51411@add.re.kr

대전광역시 유성우체국 사서함 35-3호 3-2-2

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

하여 비행시험과 큰 차이를 유발한다고 알려져 있다. 정상 상태 풍동시험에는 시험부 벽면에 의해 시험하는 모형 주위의 동압, 유선 및 압력구배 등이 비행상태와 달라지는 차이가 발생된다. 그러나 비정상 풍동시험에는 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 알려져 있고 이를 보정하는 방법이 잘 정립되어 있는 것과는 달리, 비정상 벽면효과에 대한 연구는 주로 공진 현상 등에 대한 연구 [5, 6]가 수행되어 왔다. 그러나 대부분 항공기, 헬리콥터 등의 아음속풍동 비정상 공력측정 시험은 공진이 발생하는 주파수에 비해 상당히 작은 주파수 영역에서 주로 수행되므로 이에 대한 영향은 매우 미미한 것으로 알려져 있다[7].

Kong 등 [7]은 원형실린더와 평판을 시험한 결과 풍동 시험부 blockage에 의해 shedding 주파수가 변한다는 현상을 제시하였다. 그러나 모형에서 발생하는 와류와 관련된 비정상 흐름 변화에 대한 체계적 현상 파악 및 정확한 원인에 대한 연구 결과는 현재까지 제시되지 않고 있다.

본 연구에서는 Kármán 와류에 의해 주기적인 하중 변화를 보이는 원형실린더 주위의 비정상 유동장에 대한 벽면효과 연구를 수행함으로써, 항공기 및 헬리콥터 등의 비정상 풍동시험시 벽면효과에 의한 모형에서 발생하는 와류 변화 등의 기본적인 흐름 변화 현상을 예측 가능하게 하고, 아직까지 체계적인 연구 결과가 제시되지 않고 있는 비정상 벽면효과 보정 방법에 대한 방향을 제시하였다. 이를 위해 시험부내의 원형실린더 주위의 비정상 층류 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. 실린더의 시험부 점유에 따른 주위 유동장 변화를 계산하여 이를 벽면효과가 없는 자유흐름(free-air)과 비교함으로써 비정상 벽면효과를 연구하였다.

II. 수치적 기법

시험부 벽면에 의한 이차원 원형실린더 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.

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

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

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_i 는 현 제어체적의 면적을 나타낸다. 차별화된 각 제어체적의 경계면 j 를 지나가는 비점성 플럭스는 Roe의 flux-difference splitting 방법 [8]을 이용하여 다음과 같이 계산하였다.

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

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 이용하는 재구성(reconstruction) 과정을 수행하였으며, 본 연구에서는 참고문헌 [9]에서 제시한 least-square 방법을 사용하였다.

점성 플럭스, $G(Q, \vec{n})$,를 계산하기 위해서 본 연구에서는 Haselbacher 등 [10]이 제안한 방법을 사용하였다. 이 방법은 2차 정확도의 중심 차분법으로 규칙적인 격자에서뿐만 아니라 불규칙적인 격자에서도 positivity 조건을 보장해 주며 혼합격자를 사용하는 경우에도 격자 형상에 관계없이 계산이 가능한 방법으로 알려져 있다. 또한 플럭스 자코비안도 쉽게 계산할 수 있으므로 혼합격자와 격자점 중심의 공간 차분법을 사용하는 코드에 적합한 방법으로 알려져 있다[11]. Navier-Stokes 방정식으로 부터 x, y 방향의 모멘텀 방정식의 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.

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

여기서 $\Delta Q = Q^{n+1} - Q^n$ 이며, A^+, A^- 는 플럭스 자코비안으로 본 연구에서는 Roe average 특성치를 이용한 근사 플럭스 자코비안을 이용하였다 [11]. 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 [11].

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 이중 시간 전진 기법을 사용하였다[12].

벽면에 의한 영향이 없는 자유흐름의 원방 경

계와 시험부의 유입(inlet)과 유출(exit) 조건은 Riemann 불변량(invariant)을 이용한 특성 경계 조건(characteristic boundary condition)을 사용하였다. 풍동 시험부 벽면은 실린더가 없는 빈 시험부(empty test section)의 경우 시험부 길이 방향으로 압력구배가 존재하지 않도록 하기 위해 수직 방향의 상대 속도성분이 영(zero)이 되는 유동접선 조건(flow tangency condition)을 이용하여 모사하였다. 실린더 벽면은 유동 점착조건(no-slip condition)과 일정한 온도(prescribed wall temperature)을 사용하였다.

III. 결과 검토

3.1 격자 및 시간간격 영향

본 연구에서는 혼합격자를 사용하였으며, 실린더 주위에 형성된 격자는 그림 1과 같다.

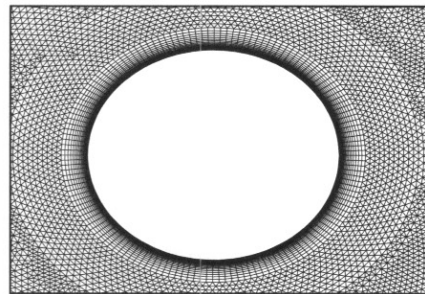


그림 1. Hybrid mesh around circular cylinder (76,176 cells, 39,695 nodes, 0.001 initial thickness with 15% rate)

일반적으로 점성 경계층 유동을 계산하는 경우 벽면 격자의 초기 두께와 두께 증가율이 계산 결과에 영향을 주는 것으로 알려져 있어 실린더 주위 사각형 격자의 초기 두께 및 증가율에 대한 영향을 확인하였다. 격자의 두께 증가율을 15%로 고정하고 초기 두께(initial thickness, I.T.)가 0.001, 0.0015 및 0.0025인 경우와, 초기두께를 0.001로 고정하고 두께 증가율을 10%, 15%, 20% 및 25%로 한 경우에 대해 계산을 수행하였다. 계산은 무차원 시간 간격 0.002로 수행하였으며, 그 결과를 그림 2와 3에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 초기 두께 및 증가율을 변화하여 비정상 유동장을 계산한 결과 증가율 25%가 다른 경우와 미미한 차이를 보일 뿐 대부분 그 차이는 거의 없음을 알 수 있다. 본 연구에서는 그림 1의 격자를 사용 계산을 수행하였다.

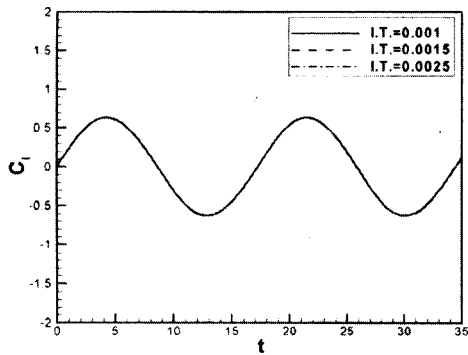


그림 2. Initial thickness effect on the lift coefficient with 15% rate and 0.002 time step ($M_\infty=0.3, Re=200$)

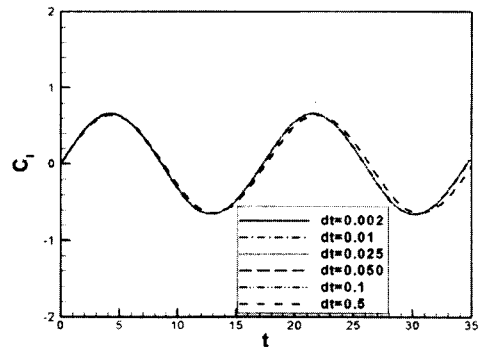


그림 4. Time step size effect on the lift coefficient with 0.001 initial thickness and 15% rate ($M_\infty=0.3, Re=200$)

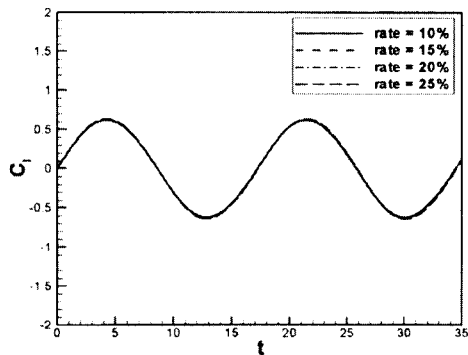


그림 3. Grid stretching rate effect on the lift coefficient with 0.001 initial thickness and 0.002 time step ($M_\infty=0.3, Re=200$)

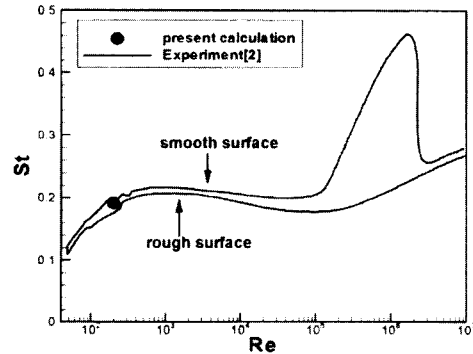


그림 5. Calculated Strouhal number for the circular cylinder at free-air condition

무차원 시간 간격에 대한 영향을 확인하기 위해 시간 간격 0.002, 0.01, 0.25, 0.5, 1.0 및 5.0에 대한 계산을 수행하였으며 그 결과를 그림 4에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 시간 간격 0.1이하에서는 계산 결과 차이가 거의 없음을 알 수 있다.

3.2 수치적 기법 및 프로그램 검증

본 연구에서 사용된 수치적 기법 및 프로그램 검증을 위해 시험부 벽면효과가 존재하지 않는 자유흐름에서 원형실린더 주위의 층류흐름에 대한 계산을 수행하였다. 계산은 실린더 직경 기준 레이놀즈 수 200과 자유류 마하수 0.3에 대해 수행하였다. 계산 결과 shedding 와류에 따른 Strouhal 수는 0.191로 그림 5에서 보는 바와 같이 실험치 [2]와 잘 일치함을 알 수 있으며, 양력계수의 r.m.s.(root-mean-square) 값은 0.443

으로 같은 레이놀즈 수에서 0.241~0.651의 큰 편차를 보이는 실험치 [3] 중 가장 밀집된 부분과 본 계산 결과가 일치함을 확인하였다. 또한, 계산된 평균 항력계수는 1.1697로 실험치 [13]와 3.9%의 차이를 보임을 알 수 있어 본 연구에서의 계산 결과가 실험치와 잘 일치함을 볼 수 있다.

3.3 비정상 벽면효과

시험부내에서 주기적인 거동을 하는 후류에 의한 교란이 시험부 벽면에 반사되어 되돌아오므로써 발생되는 공진(resonance) 현상의 주파수, f_r ,은 폐쇄형 시험부의 경우 다음과 같다고 알려져 있다 [5].

$$f_r = (2m-1) \frac{a\sqrt{1-M_\infty^2}}{2h}, \quad m=1,2,3,\dots \quad (7)$$

여기서 a 는 음속을, h 는 시험부 높이를 나타낸다.

시험부내의 모형에서 발생되는 교란이 시험부 벽면에 반사되어 되돌아오는 주기와 교란 발생주기가 일치함으로써 나타나는 공진 현상은 폐쇄형 시험부의 경우 식 (7)로 예측 가능하다고 알려져 있다 [6, 14]. 시험부내 원형실린더의 경우 공진 현상은 실린더에서 발생하는 와류의 주기와 밀접한 관계가 있다. 식 (7)에서 보는 바와 같이 마하수가 큰 경우는 작은 시험부에서 공진 현상이 발생 가능하게 되며 교란에 의한 영향도 강해지게 된다 [14]. 본 연구에서는 공진에 의한 영향보다 벽면효과에 의해 발생하는 실린더 주위 흐름의 비정상 변화를 연구하기 위해, 공진 현상이 비교적 큰 시험부에서 발생되고 그 효과도 상대적으로 미미할 것으로 판단되는 마하수 0.2, 레이놀즈 수 200 유동장에 대해 시험부 높이를 변화시켜 원형실린더 주위 유동장을 계산하고 이를 자유흐름의 경우와 비교하였다.

시험부 높이 변화에 따른 비정상 양력 및 항력 계수 변화를 위상각에 대하여 그림 6과 7에 나타

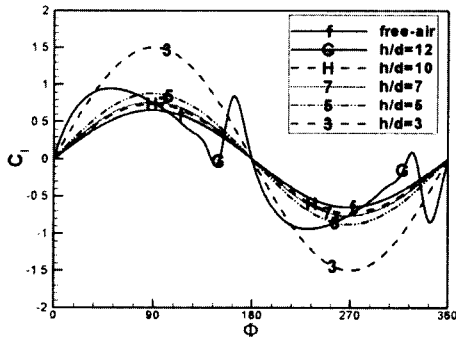


그림 6. Comparison of lift coefficient for the circular cylinder in phase plane (in a closed test section, $M_\infty=0.2$, $Re=200$)

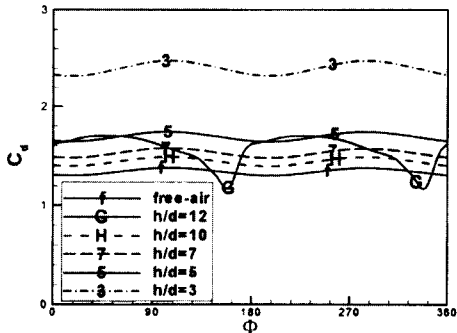


그림 7. Comparison of drag coefficient for the circular cylinder in phase plane (in a closed test section, $M_\infty=0.2$, $Re=200$)

내었다. 위상각, Φ ,는 양력계수 한 주기를 기준으로 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 시험부 높이 대 실린더 직경비가 작아질수록 벽면효과가 없는 자유흐름에 비해 양력 및 항력계수 진폭이 커지며 항력계수의 평균치도 커짐을 알 수 있다. $h/d=12$ 의 경우는 식 (7)으로부터 예측되는 바와 같이, 실린더에서 발생하는 와류의 주기와 와류에서 발생하는 교란이 시험부 벽면에 반사되어 되돌아오는 주기가 일치되어 발생하는 공진 현상으로 강한 압력교란이 발생되어 다른 시험부 높이 대 실린더 직경비와 달리 양력 및 항력이 급격히 변화하는 현상을 보인다. 강한 압력교란은 위상각 약 $145^\circ \sim 165^\circ$ 와 $325^\circ \sim 345^\circ$ 부근에 실린더 표면에 도달되어 이 위상각에서 양력계수 및 항력계수의 급격한 변화를 보임을 볼 수 있다.

그림 8은 위상각 90° 에서 시험부 높이 변화에 따른 실린더 표면에서의 압력분포를 나타낸 것이다. 그림에서 보는 바와 같이 벽면효과가 강해질

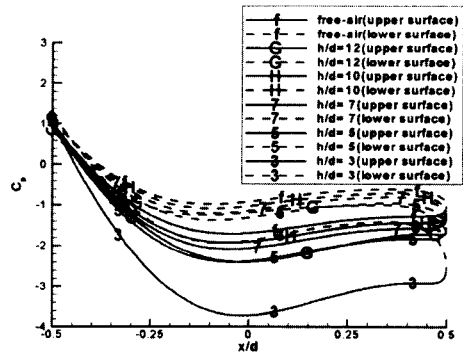


그림 8. Pressure coefficients on the circular cylinder surface at phase 90° in a closed test section ($M_\infty=0.2$, $Re=200$)

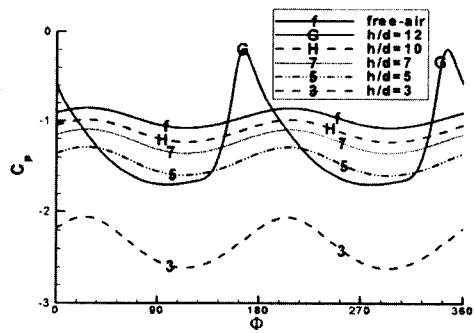


그림 9. Pressure coefficients at trailing edge of the circular cylinder in a closed test section ($M_\infty=0.2$, $Re=200$)

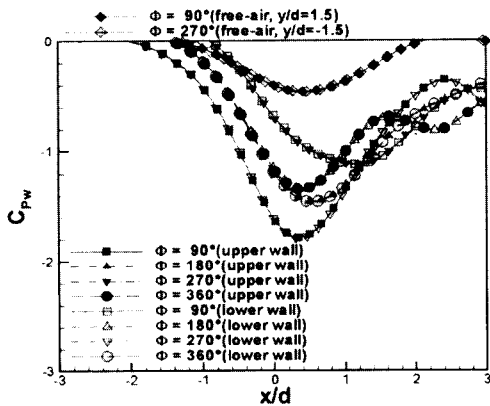


그림 10. Wall pressure coefficients on the test section for $h/d=3$

수록 와류가 발생하는 실린더 윗면에서의 변화가 커져 실린더 윗면과 아랫면의 압력 차이가 커짐을 볼 수 있다. 또한 그림 9에서 보는 바와 같이 이러한 벽면효과에 의해 실린더 뒷전에서의 강한 부압으로 기저압력(base pressure)이 작아짐을 알 수 있다. 이러한 현상은 시험부 점유율이 커질수록 강해짐을 확인할 수 있다. 이로부터 벽면효과가 강해질수록 실린더 윗면과 아랫면의 압력 차이가 커지게 되어 양력 및 항력의 진폭을 크게 하고, 기저압력이 작아져 항력을 증가시키게 됨을 볼 수 있다.

그림 10에 $h/d=3$ 의 시험부 벽면에서의 압력계수와 같은 위치에서의 자유흐름 압력계수 변화를 비교하였다. 그림에서 보는 바와 같이 시험부 내의 원형실린더 유동 주위에 자유흐름에 비해 강화된 순압력 및 역압력 구배가 형성되어 있음을 알 수 있으며, 각 위상각에 따라 압력구배가 다르게 형성됨을 볼 수 있다. 또한 실린더 윗면과 아랫면에서 와류 발생차에 의해 시험부 윗면과 아랫면의 압력계수가 180°의 위상차를 보이고 있음을 알 수 있다. 이로부터 시험부내 원형실린더 주위에는 벽면효과로 인해 강화된 비정상 순압력 및 역압력 구배가 형성되어 실린더에서 발생하는 박리 전단층의 roll-up 현상을 강하게 하여 강한 와류가 발생됨을 알 수 있다. 강해진 와류는 실린더 표면의 압력차를 크게 하고 기저압력을 감소시켜 결국 양력 및 항력 진폭을 크게 하며 평균 항력도 크게 하는 것으로 판단된다.

자유흐름 및 $h/d=3$ 의 경우, 위상 90°, 180°, 270° 및 360°에 대하여 실린더 주위 압력계수 분포도를 그림 11과 12에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 $h/d=3$ 의 경우 벽면효과에 의해 실린더 부근 및 후류에서의 압력이 자유흐름에 비해

매우 작게 나타남을 확인할 수 있으며 이로부터 강해진 와류가 발생됨을 확인할 수 있었다. 이러한 벽면효과로 인해 폐쇄형 시험부내의 원형실린더의 경우, 그림 6과 7에서 보는 바와 같이 $h/d=10$ 과 $h/d=7$ 의 경우 양력계수의 r.m.s. 값은 자유흐름에 비해 13.0%와 18.2% 증가되고 $h/d=3$ 의 경우는 131.7%로 급격히 증가되는 것으로 나타났다. 항력계수의 평균값은 $h/d=10$, $h/d=7$ 및 $h/d=3$ 의 경우 각각 7.7%, 13.9%와 79.1%가 벽면효과에 의해 증가되는 것으로 나타났다.

그림 13에 자유흐름과 시험부 높이 변화에 따른 원형실린더 윗면에서 발생되어 후류방향으로 전파되는 와류의 중심 궤적 변화를 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 와류의 발생 초기 단계

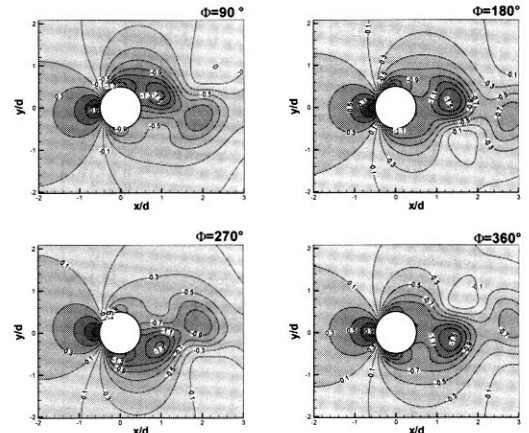


그림 11. Pressure coefficients contour for free-air condition

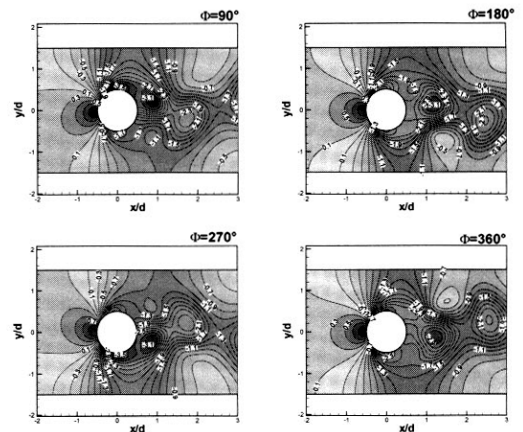


그림 12. Pressure coefficients contour for $h/d=3$

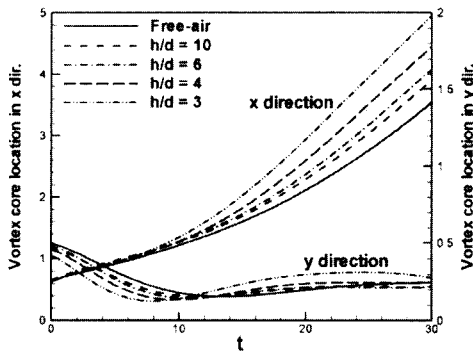


그림 13. Instantaneous vortex core location generated on upper surface of the circular cylinder ($M_\infty=0.2, Re=200$)

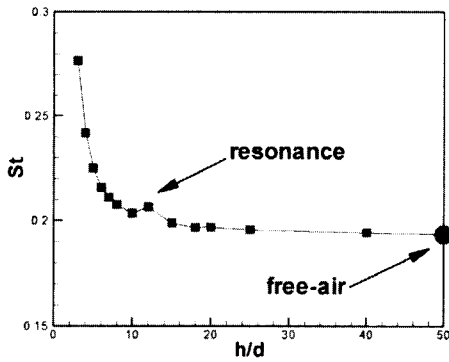


그림 14. Strouhal number variation for circular cylinder in closed test section

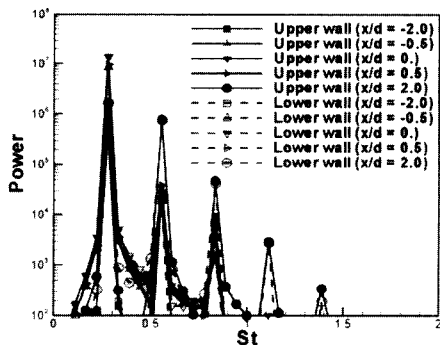


그림 15. Power spectrum of the pressure on the wall of the test section for $h/d=3$

에는 시험부 높이가 작아질수록 실린더 하부 방향으로의 전파가 커지며 후류 방향으로의 변화는 상대적으로 작음을 알 수 있다. 이는 시험부 벽

면에 의해 강화된 와류가 형성되고 실린더와의 간섭효과 및 강화된 압력구배 영향 등에 의해 와류가 실린더 표면을 따라 이동하기 때문인 것으로 판단된다. 그러나 실린더 하부면에서 새로운 와류가 발생되면서 이러한 변화는 작아지고 와류가 시험부 벽면의 이미지(image) 효과 등에 의해 후류 방향으로 빠른 이동을 보임을 알 수 있다. 빠른 와류 전파는 그림 14에서 보는 바와 같이 와류 shedding을 빠르게 하여 시험부 높이가 작은 경우 Strouhal 수가 커지는 현상을 보임을 알 수 있다. $h/d=10$ 의 경우는 자유흐름에 비해 Strouhal 수가 약 5% 증가되고 h/d 가 작아질수록 Strouhal 수가 비선형적으로 급격히 증가되어 $h/d=3$ 의 경우는 약 43%가 증가되는 것으로 나타났다. $h/d=12$ 의 경우는 공진 현상에 의해 Strouhal 수의 급격한 변화를 보임을 알 수 있다.

현재 정상 상태 풍동시험의 벽면효과 보정에는 시험부 벽면압력을 사용하는 벽면압력측정 방법(measured-boundary-condition method)이 많이 사용되고 있으며, 이 방법은 모형의 종류에 거의 무관하게 사용할 수 있는 것으로 알려져 있다 [4]. 본 연구에서는 비정상 풍동시험시 시험부 벽면압력을 이용한 비정상 벽면효과 보정 가능성을 확인하기 위해 그림 15에 $h/d=3$ 경우의 시험부 윗면과 아랫면에서의 압력계수 power spectrum을 나타내었다. 그림으로부터 벽면압력계수는 벽면효과가 포함된 shedding 주파수를 기본주파수로 하는 고조파 현상(higher harmonics)을 보임을 알 수 있으며, 시험부 벽면 모든 영역에서 같은 주파수 특성을 보임을 확인할 수 있다. 이로부터 시험부 내의 실린더 주위 유동은 자유흐름에 비해 shedding 주파수가 변하는 특성을 보이지만 시험부 벽면에 의한 주파수 변화에 대한 정보를 벽면압력으로부터 획득하기에는 상당한 어려움이 있음을 예측할 수 있다. 그러나 그림 10으로부터 시험부 점유율에 따른 벽면압력의 진폭 및 평균치 변화를 확인할 수 있어 이를 이용한 비정상 벽면효과 일부 보정은 가능한 것으로 예측된다.

VI. 결 론

비정상 풍동시험시 발생하는 벽면효과 및 보정 연구 일환으로 폐쇄형 시험부내 원형실린더 주위의 비정상 유동장 해석을 통하여 비정상 시험부 벽면효과를 연구하였다. 그 결과 시험부 벽면효과에 의해 실린더 주위에 강화된 비정상 압력구배가 형성됨을 확인하였다. 강화된 압력구배에 의해 실린더 주위의 흐름이 가속되어 강한 와류

를 발생되고, 강해진 와류는 실린더에 가해지는 하중을 증가시켜 양력 및 항력의 진폭을 크게 하며 실린더 뒷전에서의 기저압력을 감소시켜 항력을 크게 하는 효과가 있음을 확인하였다. 또한 강해진 와류는 시험부 벽면의 이미지 효과 등에 의해 와류의 대류 속도를 빠르게 하여 shedding 주파수를 크게 하는 것을 알 수 있었다. 시험부 벽면에서의 압력은 시험부 점유율 변화에 따라 그 진폭 및 평균치의 차이를 제공하지만, 그 주파수 특성은 벽면효과가 포함된 shedding 주파수를 기본으로 하는 고조파 현상을 보이며 벽면의 전 영역에서 같은 주파수 특성을 보임을 알 수 있었다. 본 연구 결과가 항공기 비정상 거동, 헬리콥터 동실속 및 주기적인 와류가 발생하는 교량 및 건물 등의 풍동시험에서 발생하는 비정상 시험부 벽면효과 예측 및 보정에 대한 기초적인 판단 자료로 쓰일 수 있을 것으로 사료된다.

참고문헌

- 1) Nelson, R. C., and Pelletier, A., "The Unsteady Aerodynamics of Slender Wings and Aircraft Undergoing Large Amplitude Maneuvers", *Progress in Aerospace Sciences*, Vol. 39, 2003, pp.185~248.
- 2) Blevins, R. D., *Vortex-Induced Vibration, Flow-Induced Vibration*, 2nd ed., Krieger Publishing Company, 1990.
- 3) Norberg, C., "Fluctuating Lift on a Circular Cylinder: Review and New Measurements", *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 17, 2003, pp.57~96.
- 4) Ewald, B. F. R., (Editor), "Wind Tunnel Wall Correction", AGARDograph 336, 1998.
- 5) Runyan, H. L., Woolston, D. S., and Rainey, A. G., "Theoretical and Experimental Investigation of the Effect of Tunnel Walls on the Forces on an Oscillating Airfoil in Two-Dimensional Subsonic Compressible Flow", NACA-R-1262, 1955.
- 6) Mokry, M., Chan, Y. Y., and Jones, D. J., "Two-Dimensional Wind Tunnel Wall Interference", AGARD-AG-281, 1983.
- 7) Kong, L., Hameury, M. and Parkinson, G. V., "Unsteady-Flow Testing in a Low-Correction Wind Tunnel", *Journal of Fluids and Structures*, Vol. 12, 1998, pp.33~45.
- 8) Roe, P. L., "Approximate Riemann Solvers, Parameter Vectors, and Difference Scheme", *Journal of Computational Physics*, Vol. 43, 1981, pp.357~372.
- 9) Ollivier-Gooch C. F., "High-Order ENO Schemes for Unstructured Meshes Based on Least Square Reconstruction", AIAA Paper 97-0540, 1997.
- 10) Haselbacher, A. C., McQuirk, J. J., and Page, G. J., "Finite-Volume Discretization Aspect for Viscous Flows on Mixed Unstructured Grids", AIAA Paper 97-1946, 1997.
- 11) 오우섭, 김주성, 권오준, "비정렬격자를 이용한 피칭 날개단면 주위의 비정상 점성유동 해석", *한국항공우주학회*, 제28권, 제4호, 2000, pp.17~26.
- 12) 박영민, 권오준, "병렬화된 비정렬 내재적 기법을 이용한 진동하는 3차원 날개 주위의 비점성 유동 계산", *한국항공우주학회*, 제28권, 제4호, 2000, pp.27~34.
- 13) Schlichting, H., *Boundary-Layer Theory*, 7th Ed., McGraw-Hill, New-York, 1979, pp.24~46.
- 14) Lambourne, N. C., "Experimental Techniques in Unsteady Aerodynamics", AGARD-R-679, 1980, pp.10-1~10-26.