

論文

폐쇄형 풍동 시험부 내의 비정상 흐름에 대한 Blockage 보정 기법 연구

강승희*, 권오준**, 안승기*

Blockage-Correction Method for Unsteady Flows in a Closed Test-Section Wind Tunnel

Seung-Hee Kang*, Oh Joon Kwon** and Seung-Ki Ahn*

ABSTRACT

An unsteady blockage-correction method utilizing wall pressure distribution on the test section has been developed for the wall interference correction of a closed test-section subsonic wind tunnel. The pressure distribution along the test section wall was decomposed into Fourier series and a quasi-steady method based on a measured-boundary-condition method was applied to each Fourier coefficient. The unsteady correction for a complete test period was accomplished by recombining each corrected terms. The present method was validated by applying computed unsteady flows over a cylinder and an oscillating airfoil in the test sections. The corrected results by the present method agreed well with free-air condition.

초 록

아음속풍동 폐쇄형 시험부내의 비정상 벽면효과 보정 연구의 일환으로 시험부 벽면압력을 사용하는 비정상 흐름에 대한 blockage 보정 기법을 개발하였다. 시험부 벽면압력은 푸리에 급수로 전개하고, 전개된 각 계수를 벽면압력측정 방법을 사용하여 전 주기에 대해 일괄적으로 보정하는 준 정상상태 보정 방법을 제시하였다. 본 연구에서 제시된 방법을 검증하기 위해 수치적으로 계산된 폐쇄형 시험부내의 원형실린더 및 강제 진동하는 익형의 비정상 흐름에 적용하였다. 그 결과 본 연구에서 제시된 방법은 자유흐름 상태와 일치되는 blockage 보정 결과를 보임을 확인하였다.

Key Words : Wall Interference Correction(벽면효과 보정), Unsteady Blockage Correction(비정상 Blockage 보정), Measured-Boundary-Condition Method(벽면압력측정 방법)

1. 서 론

항공기 이·착륙 또는 높은 받음각에서의 비정상 거동은 강한 와류 흐름의 생성 및 소멸 등으로 특징되는 비정상 박리 흐름의 항공기와의 상호작용으로 인하여 비행 불안전성, 비선형 하중과 시간 지연(time lag) 현상의 원인이 되어 항공기의 운용 조건에도 제약을 받게 된다고 알려

† 2006년 9월 18일 접수 ~ 2006년 11월 28일 심사완료

* 정회원, 국방과학연구소 3-2-2

연락처자, E-mail : ksh51411@add.re.kr

대전광역시 유성우체국사서함 35-3

** 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

저 있다. 또한 동실속 거동하는 헬리콥터 로터 블레이드의 경우는 양력뿐 아니라 피칭모멘트의 급격한 증가를 유발한다. 일반적으로 로터블레이드 설계시에는 비틀림 강도를 높게 할 수 없어 피칭모멘트가 최소화되게 설계하여야 하기 때문에 정확한 성능예측 자료가 필요하다. 이러한 비정상 거동 항공기 및 로터블레이드를 설계하는데 있어 풍동 시험이 필수적으로 사용되고 있다[1,2].

그러나 풍동 시험에는 시험부 벽면효과가 존재하여 실제 비행 상태와 큰 차이를 유발시킨다. 비정상 풍동 시험에는 정상 상태 벽면효과 이외에 모형 주위 흐름의 비정상 변화, 공진 현상, 모형 후류의 왜곡, 모형에 의해 생성되는 음향파의 벽면 반사 및 풍동 자유흐름의 난류도에 의한 영향 등이 있는 것으로 알려져 있다. 그러나 대부분의 항공기의 설계 등에 사용되는 자료 생산형 풍동시험에서는 모형 주위 흐름의 비정상 변화를 제외한 다른 현상에 대한 영향은 비교적 작은 것으로 알려져 있다[3,4,5].

이러한 비정상 벽면효과 및 보정에 대한 연구로 Bland [6]는 큰 시험부 폭 대 시위비에서 조화 진동운동(harmonic oscillation)을 하는 얇은 익형(thin airfoil)의 비정상 흐름에 대한 압력 포텐셜(pressure potential)을 유도하여 공진 현상에 대한 연구 결과를 제시한 Runyan 등[7]의 결과와 비교하였다. Fromme와 Golberg [8]는 Bland의 결과에 근거하여 진동하는 익형에 대한 양력 간섭 효과 연구를 수치적으로 수행하였다. 또한 Acum [9], Sawada [10] 및 Cheung과 Hancock [11] 등이 포텐셜 이론에 근거한 비정상 익형 벽면효과 및 보정에 대한 연구를 수행하였지만, 일반적으로 수행되는 풍동시험 범위를 벗어난 매우 작은 시험부 점유율에 대한 결과만 제시하였고, 모형 주위의 비정상 blockage 변화 등을 적절히 고려하지 못한 제한적인 연구로 실제 풍동시험에 적용하기에는 많은 제약이 있는 것으로 알려져 있다[12].

본 연구에서는 폐쇄형 풍동 시험부내에서 주기적으로 거동하는 모형 주위 흐름에 대한 비정상 blockage 보정 기법 연구를 수행하였다. 보정은 시험부내 모형에 거의 무관하게 사용할 수 있다고 알려진 시험부 벽면압력을 사용하여 보정하는 방법 [3]에 대한 연구를 수행하였다. 비정상 벽면압력은 푸리에(Fourier) 급수로 전개하고, 전개된 푸리에 계수를 사용하여 정상 상태 벽면압력측정 방법인 더블릿-패널(doublet-panel) 방법으로 전 주기에 대해 일괄적으로 blockage를 보정하는 준 정상 상태(quasi-steady) 보정 기법을 제시하였다. 본 연구에서 제시한 방법의 검증을 위해 수치

적으로 계산된 폐쇄형 풍동 시험부내의 원형 실린더 및 강제 진동하는 익형에 대해 적용하여 자유흐름(free-air) 상태 계산 결과와 비교하였다.

II. 비정상 Blockage 보정 기법

벽면효과 보정 연구를 위해서는 벽면효과가 없는 자유흐름 상태에서의 물리적 현상이 정확히 파악된 형상이 필요하며, 이를 기준으로 벽면효과 보정 결과를 비교하는 것이 바람직하다. 따라서 본 연구에서는 많은 연구자들에 의해 그 물리적 현상이 비교적 정확히 파악되어 있는 원형 실린더 및 NACA0012 익형에 대한 연구를 수행하였다.

풍동시험 모형 주위의 비정상 흐름을 이상적인 물체로 모사하여 시험부 벽면의 이미지(image) 효과로 보정하는 것은 모형의 형상, 자세 및 비정상 현상에 따라 다른 모사를 해야 하므로 매우 비효율적이다. 따라서 본 연구에서는 실제 풍동 시험부에서 측정된 벽면압력을 사용함으로써 원형실린더 및 NACA0012 익형뿐 아니라 다른 형상의 비정상 시험에도 사용이 용이하도록 비정상 시험부 벽면압력을 사용하여 보정하는 방법을 제시하였다.

폐쇄형 시험부내의 균일한 흐름에 놓여 있는 이차원 모형에서 발생된 교란이 시험부 벽면에 도달하는 시간은 다음과 같다고 알려져 있다[4,7].

$$\Delta t = \frac{h}{a\sqrt{1-M_\infty^2}} \quad (1)$$

시험부 높이가 익형 시위의 두 배이고 자유류 마하수가 0.3이며 감쇄주파수(reduced frequency)가 0.270인 동실속 시험의 경우, 이 시간은 동실속 1/4 주기의 약 1.3%에 해당하는 시간으로 매우 짧음을 알 수 있다. 따라서 본 연구에서는 자유류 속도가 작은 비정상 풍동시험의 모형에서 발생된 교란은 동일한 시간에 시험부 벽면에 도달한다고 가정하여 비정상 상태 blockage 보정 방법을 개발하였다.

주기적으로 변하는 비정상 벽면압력계수, C_{p_e} 는 다음과 같이 푸리에 급수로 전개할 수 있다[13].

$$C_{p_e}(t) = a_0 + \sum_{n=1}^{\infty} a_n \cos(n\omega t) + \sum_{n=1}^{\infty} b_n \sin(n\omega t) \quad (2)$$

$$\text{여기서 } a_0 = \frac{1}{T} \int_0^T C_{p_e}(t) dt ,$$

$$a_n = \frac{2}{T} \int_0^T C_{p_e}(t) \cos(n\omega t) dt ,$$

$$b_n = \frac{2}{T} \int_0^T C_{p_w}(t) \sin(n\omega t) dt \text{ 이다.}$$

C_{p_w} 는 벽면압력계수, $\omega = 2\pi f$ 그리고 f 는 원형실린더의 경우는 shedding 주파수를, 동실속 거동 익형의 경우는 진동 주파수를 나타낸다.

2.1 더블릿-패널 방법

시험부 자유류 속도가 아음속이고 비회전인 경우 벽면효과에 의한 시험부 길이 방향의 속도 변화인 blockage u 의 지배방정식을 Prandtl-Glauert 좌표 변환을 하면 다음과 같이 나타낼 수 있다[3].

$$\nabla^2 u = 0 \tag{3}$$

경계조건은 벽면에서의 압력이 작은 경우 자유흐름에 대한 영향을 고려하면 다음과 같이 나타낼 수 있다[3].

$$u = -\frac{1}{2} C_{p_w} - u_F \tag{4}$$

여기서 u_F 는 자유흐름 성분으로, 이차원 유동의 경우에 후류는 흐름원으로, 익형 면적에 의한 영향은 더블릿으로 그리고 양력은 와류로 모사하여 계산된다[14].

u 는 Green 정리로부터 다음과 같이 표시할 수 있다.

$$u(\bar{r}_0) = - \iint_S f(\bar{r}) \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{\ln|\bar{r}_0 - \bar{r}|}{2\pi} \right) dS \tag{5}$$

여기서 f 는 doublet density를 나타내고 n 은 시험부 경계면 S 의 바깥으로의 수직인 방향을 나타낸다. \bar{r}_0 는 observation point를, \bar{r} 은 running point를 각각 나타낸다. $\bar{r}_0 \rightarrow \bar{r} \in S$ 이면 식 (5) 는 다음과 같은 doublet density에 대한 2차 Fredholm 적분 방정식이 된다.

$$u(\bar{r}_k) = \frac{1}{2} f(\bar{r}_k) - \iint_S f(\bar{r}) \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{\ln|\bar{r}_k - \bar{r}|}{2\pi} \right) dS \tag{6}$$

이를 수치적으로 풀기 위해 시험부 경계면을 N 개의 패널로 나누면 각 패널의 강도가 상수인 경우 k 번째 패널에서 u 는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$u(\bar{r}_k) = -\frac{1}{2} f_k + \sum_{j=1, j \neq k}^N f_j \iint_S \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{\ln|\bar{r}_k - \bar{r}|}{2\pi} \right) dS \tag{7}$$

식 (4)로부터 다음과 같이 doublet density를 구할 수 있다.

$$\sum_{j=1}^N A_{kj} f_j = u_k \quad k = 1, 2, \dots, N \tag{8}$$

$$A_{kj} = \begin{cases} -\frac{1}{2} & \text{if } j = k \\ \iint_{S_j} \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{\ln(|\bar{r}_k - \bar{r}|)}{2\pi} \right) dS, & \text{if } j \neq k \end{cases}$$

이를 각 패널 기준 좌표계로 변환하면 다음과 같다.

$$\int_{\xi_1}^{\xi_2} \frac{\partial}{\partial \eta} \left(\frac{\ln \sqrt{(\xi_0 - \xi)^2 + (\eta_0 - \eta)^2}}{2\pi} \right)_{\eta=0} d\xi \tag{9}$$

$$= -\frac{1}{2\pi} \left[\tan^{-1} \frac{\xi_0 - \xi_2}{\eta_0} - \tan^{-1} \frac{\xi_0 - \xi_1}{\eta_0} \right]$$

여기서 ξ, η 는 각 패널을 중심으로 하는 좌표계를 나타낸다.

위로부터 구해진 각 패널의 doublet density로부터 시험부 내부에서의 기준점에서의 u 는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$u(\bar{r}_0) = - \sum_{j=1}^N f_j \iint_S \frac{\partial}{\partial n} \left(\frac{\ln|\bar{r}_0 - \bar{r}|}{2\pi} \right) dS \tag{10}$$

구해진 blockage로 다음과 같이 동압을 보정한다[3].

$$\frac{q_c}{q_u} \Big|_n = 1 + 2u \tag{11}$$

2.2 비정상 Blockage 보정

위 방법으로 구한 동압은 식 (2)의 평균치 항 a_0 , cosine 항 a_n 과 sine 항 계수 b_n 에 대해 각각 구한 다음 일괄적으로 다음과 같이 비정상 동압을 보정하였다.

$$\frac{q_c}{q_u}(t) = q_c + \sum_{n_c=1}^{N_c} \frac{q_c}{q_u} \Big|_{n_c} \cos(n_c \omega t) \tag{12}$$

$$+ \sum_{n_s=1}^{N_s} \frac{q_c}{q_u} \Big|_{n_s} \sin(n_s \omega t)$$

위 방법으로 구한 동압으로부터 다음과 같이 양력, 항력 및 피칭모멘트계수를 보정하였다.

$$C_{l_c}(t) = C_{l_u}(t) \frac{q_u}{q_c}(t) \tag{13}$$

$$C_{d_c}(t) = C_{d_u}(t) \frac{q_u}{q_c}(t)$$

$$C_{m_c}(t) = C_{m_u}(t) \frac{q_u}{q_c}(t)$$

III. 결과 검토

계산에 사용된 수치적 기법은 Roe의 flux-difference-splitting을 사용한 격자점 중심 유한체 적법(node-based finite-volume method)이며, 이 중시간 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)을 사용하였다. 풍동 시험부 벽면은 실린더가 없는 빈 시험부(empty test section)의 경우 시험부 길이방향으로 압력구배가 존재하지 않도록 하기 위해 수직 방향의 상대 속도성분이 영(zero)이 되는 유동접선 조건(flow tangency condition)을 이용하여 모사하였다. 실린더 및 익형의 벽면은 유동접착조건(no-slip condition)과 일정한온도(prescribed wall temperature)를 사용하였다. 보다 자세한 수치적 기법과 비정상 벽면효과 등에 대한 설명은 참고문헌[15]와 [16]에 있다.

3.1 더블릿-패널 방법 검증

본 연구에서 사용된 벽면압력측정 방법인 더블릿-패널 방법의 검증을 위해 폐쇄형시험부내의 정상 상태 원형실린더 및 받음각 0°의 NACA0012 익형에 대한 보정을 수행하여 그 결과를 자유흐름 상태와 비교하였다.

원형실린더 경우는 자유류 마하수 0.2, 레이놀즈수 200에 대해 비정상 상태로 계산된 결과 [15]의 5주기를 평균하여 사용하였다. 보정에 사용된 벽면압력 분포는 그림 1과 같다. 보정은 bluff body와 같이 비교적 단순한 형상의 경우 통상적으로 blockage-area ratio가 약 15% ($h/d=6.7$)까지는 신뢰할 만한 보정이 가능하다고 알려져 있어[17], 본 연구에서는 $h/d=7$ 에 대한 보정을 수행하여 자유흐름 상태에서 계산된 결과와 비교하였다. 자유흐름 상태에서 계산된 항력계수는 1.3382이고 $h/d=7$ 의 경우 미보정된 항력계수는 1.5242로 약 13.9%의 차이를 보인다. 본 연구에서 사용된 더블릿-패널 방법으로 보정한 결과는 항력계수가 1.3570으로 자유흐름 상태와 비교시 1.4% 차이만을 보임을 알 수 있어 매우 정확한 보정이 이루어진 것을 확인할 수 있었다.

익형에 대한 보정 결과를 검증하기 위해, 받음각 0°의 NACA0012익형에 대해 자유류의 마하수 0.3, 레이놀즈수 5,000인 층류 유동장에 대해 정상 상태로 계산된 결과[16]를 사용하였다. 익형의 경우는 일반적인 벽면효과 보정 방법으로는 $h/c \geq 2$ 에서 신뢰할 만한 보정이 가능하다고 알려져

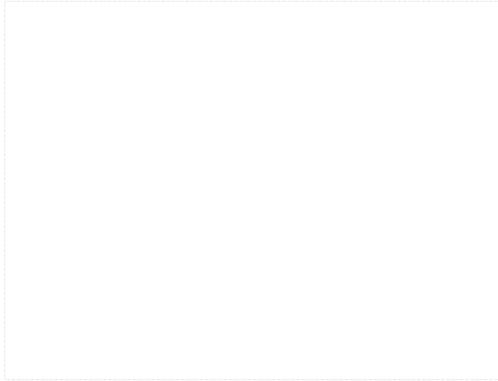


그림 1. Averaged wall pressure coefficient on the test section installed with a circular cylinder ($h/d=7$)

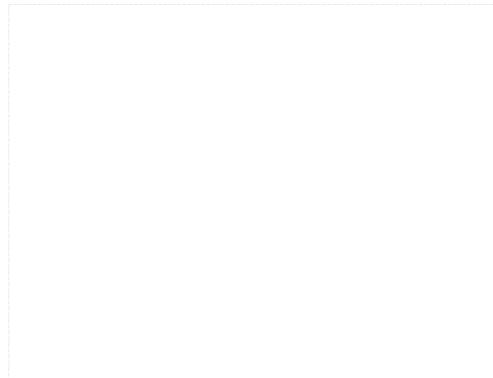


그림 2. Steady wall pressure coefficient on the test section installed with a NACA0012 airfoil ($h/c=2$)

표 1. Corrected drag coefficient for the stationary NACA0012 airfoil in a closed test section ($M_\infty=0.3, Re=5,000, \alpha=0^\circ$)

	Uncorrected	Corrected
Free-air	0.0547	
$h/c=3$	0.0560	0.0545
$h/c=2$	0.0579	0.0551
$h/c=1$	0.0687	0.0602

있다[9]. 보정 결과는 표 1에 나타내었으며, $h/c=2$ 의 경우, 보정에 사용된 벽면압력은 그림 2와 같다. 표에서 보는 바와 같이 본 연구에서 사용된 더블릿-패널 방법으로 보정한 결과 시험부 높이가 익형 시위의 두 배 이상에서는 항력계수가 자유흐름 상태와 0.7% 이내로 보정되는 결과를 보임을 알 수 있어 본 연구에서 제시한 더블릿-패

널 방법은 매우 정확한 보정 결과를 보임을 알 수 있다.

3.2 벽면압력 프리에 급수 전개 결과

비정상 상태 blockage 보정을 위해 사용된 시험부 벽면압력계수의 프리에 급수 전개 결과를 확인하기 위하여, 원형실린더 유동 중 벽면효과가 가장 큰 경우인 $h/d=3$ 의 시험부 윗 벽면 $x/d=0$ 위치에서 수치적으로 계산된 벽면압력계수와 이를 프리에 급수로 전개한 결과를 그림 3에 나타내었다. 급수 전개는 원형실린더의 shedding 주파수를 기본으로 하여 수행되었다. 급수 전개 결과 평균치 성분인 0차 성분과 1차 성분이 거의 대부분을 차지하고 3차 이상 성분은 상대적으로 미미함을 알 수 있다. 그림에서 보는 바와 같이 3차까지 프리에 급수로 전개된 결과를 더한 결과는 원 압력계수와 매우 일치함을 알 수 있어, 본 연구에서는 원형실린더의 경우는 벽면압력계수를 3차의 프리에 급수로 전개하여 비정상 blockage 보정을 수행하였다.

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

$$\alpha = \alpha_0 + \alpha_m \sin(2\kappa M_\infty t) \quad (14)$$

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

폐쇄형 시험부내에서 익형이 동실속 강제 진동하는 경우 시험부 벽면압력계수의 프리에 급수 전개 결과를 그림 4에 나타내었다. 사용된 벽면압력계수는 본 연구에서 사용된 결과 중 벽면효

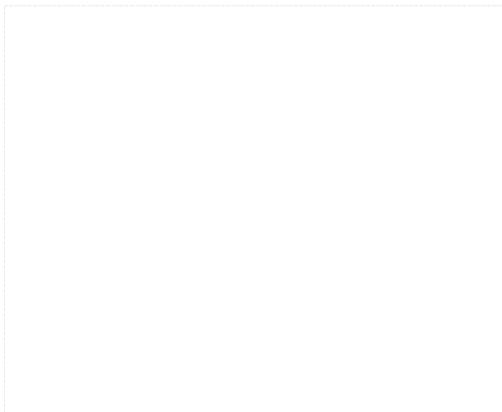


그림 3. Wall pressure coefficient on the test section decomposed by Fourier series for the circular cylinder ($h/d=3$, upper wall, $x/d=0$, $M_\infty=0.2$, $Re=200$)

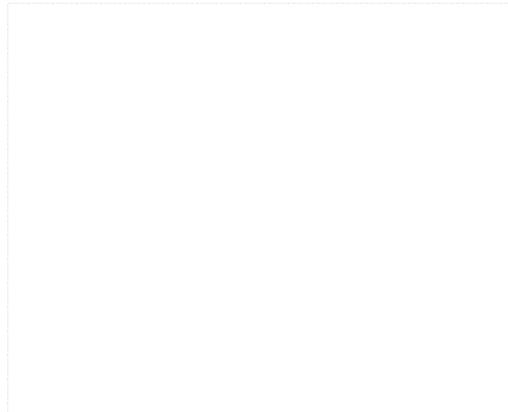


그림 4. Wall pressure coefficient on the test section decomposed by Fourier series for the oscillating NACA0012 airfoil ($h/c=1$, upper wall, $x/c=0.97$, $M_\infty=0.3$, $Re=5,000$, $\alpha_m=7^\circ$, $\kappa=0.1154$)

과가 가장 크고 벽면압력 변화도 클 것으로 판단되는 $h/c=1$ 의 시험부 윗 벽면 $x/c=0.97$ 위치에서 계산된 벽면압력계수를 사용하였다. 급수 전개는 익형의 진동주파수를 기준으로 수행하였다. 그림에서 보는 바와 같이 익형 뒷전에서의 복잡한 와류 생성 및 대류 현상으로 인해 원형실린더의 경우보다 높은 주파수 성분이 강하게 나타남을 알 수 있다. 6차까지 전개된 결과를 더한 벽면압력계수와 원 벽면압력계수는 그림에서 보는 바와 같이 거의 일치됨을 확인할 수 있어, 본 연구에서는 벽면압력계수를 6차의 프리에 급수로 전개하여 보정을 수행하였다.

3.3 비정상 상태 Blockage 보정 결과

비정상 상태 blockage 보정에 의한 각 조화(harmonic) 성분별 비교를 위해, 시험부 높이가 원형실린더 직경의 10배인 폐쇄형 풍동 시험부에서의 비정상 상태 동압 보정 결과를 그림 5에 나타내었다. 여기서 위상각 Φ 는 양력계수 한 주기를 기준으로 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 본 연구에서 제시한 비정상 상태 blockage 보정 방법으로 동압을 보정한 결과, 미보정 상태에 비해 최대 10.2%의 동압 증가를 보였으며, 그 중 정상 상태 성분이 88.2%를 차지하고 1차 성분이 7.8%, 2차 이상 성분이 4.0%를 차지함을 볼 수 있어, 시험부 점유율이 10%인 원형실린더 유동에서는 보정된 동압 중 11.8%가 비정상 상태에 의한 영향임을 확인할 수 있었다.

비정상 상태 blockage가 보정된 원형실린더 양력 및 항력계수를 그림 6과 7에 나타내었으며,

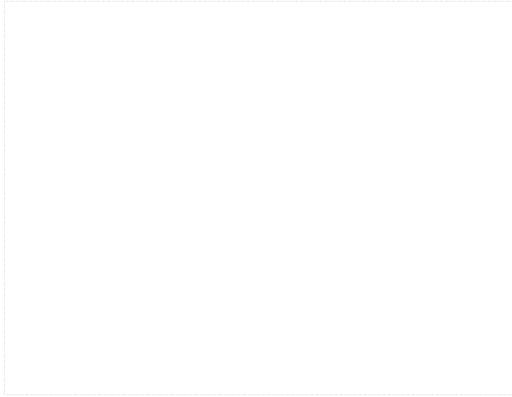


그림 5. Corrected unsteady dynamic pressure for the circular cylinder in phase plane ($h/d=10$)

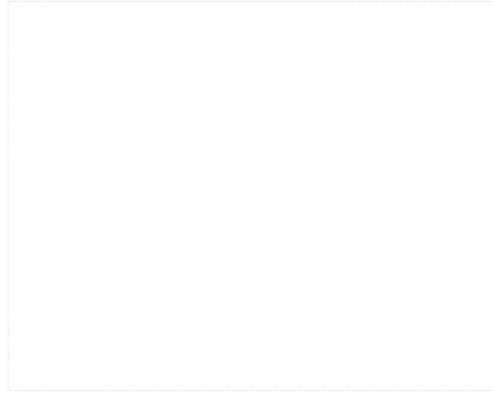


그림 7. Corrected unsteady drag coefficient for the circular cylinder in phase plane ($M_\infty=0.2$, $Re=200$)

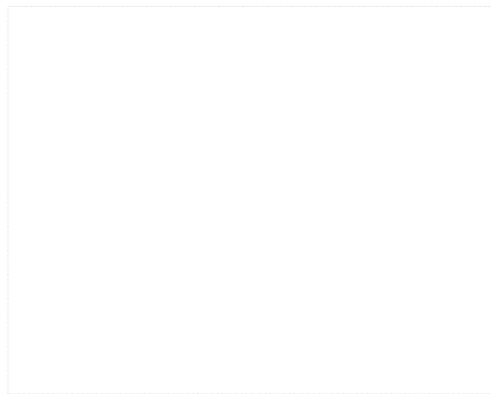


그림 6. Corrected unsteady lift coefficient for the circular cylinder in phase plane ($M_\infty=0.2$, $Re=200$)

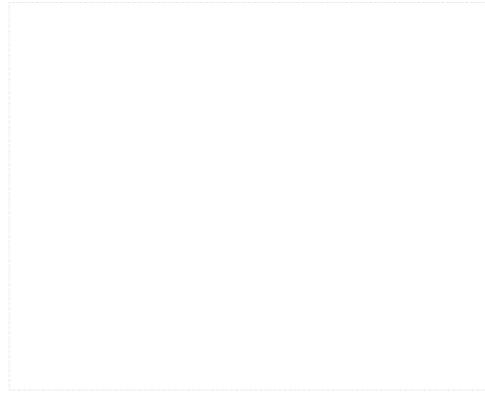


그림 8. Comparison of corrected root-mean-square lift coefficient for the circular cylinder in a closed test section ($M_\infty=0.2$, $Re=200$)

보정 전·후의 양력계수 r.m.s.(root-mean-square) 값 변화를 그림 8에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 본 연구에서 제시한 비정상 상태 blockage 보정 방법으로 원형실린더 비정상 양력 및 항력계수를 보정한 결과, 시험부 높이가 실린더 직경의 7배 이상인 경우에는 일관되게 자유흐름 상태와 잘 일치된 결과를 보임을 확인할 수 있었다. 시험부 높이가 실린더 직경의 7배 이상에서 자유흐름 상태와 양력계수가 18.2% 차이를 보였지만 약 3.7%이내의 정확도로 보정됨을 확인할 수 있었으며, 강한 비선형 효과가 존재하는 것으로 판단되는 $h/d=3$ 의 경우도 미보정 상태에서 131.7%의 차이를 보였지만 보정 결과 35.5% 차이로 자유흐름과의 차이가 상당히 줄어들었음을 확인할 수 있었다. 항력계수의 평균치는 시험부 높이가 실린더 직경의 7배 이상에서는 미보정 상태가 자유흐름에 비해 최대 13.9% 차이를 보

였지만 1.9%이내로 보정됨을 확인하였으며, 79.1% 차이를 보인 $h/d=3$ 경우는 보정 후 4.8% 차이만을 보임을 확인할 수 있었다.

강제 진동하는 익형에 대한 동압 보정은 시험부 높이가 익형 시위의 2배인 시험부에서 자유류 마하수 0.3, 레이놀즈수 5,000인 층류 유동장에서 평균받음각 0° , 진폭각 7° , 그리고 감쇄주파수 0.1154로 식 (14)와 같이 강제 진동하는 NACA0012 익형에 대하여 수행하였다. 그림 9에 보정된 동압과 각 성분을 나타내었다. 여기서 위상각은 익형 거동 한 주기를 기준으로 나타내었다.

보정된 비정상 동압은 미보정 상태에 비해 최대 8.7%의 증가를 보였다. 이중 평균치에 해당되는 0차 성분이 80.6%를 차지하고, 1차 성분은 거의 나타나지 않았으며, 2차 성분이 약 19.4%를 차지하였다. 보정 결과 중 1차 성분이 거의 나타



그림 9. Corrected unsteady dynamic pressure for an oscillating NACA0012 airfoil in phase plane ($h/c=2$)

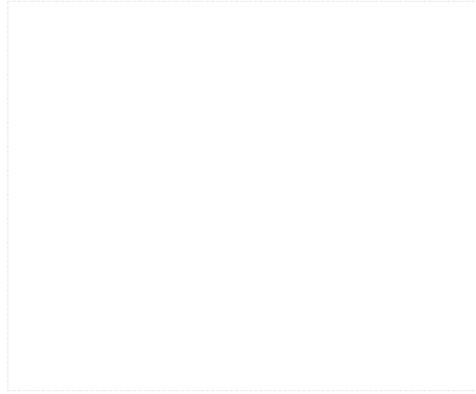


그림 11. Corrected drag coefficient for the oscillating NACA0012 airfoil in phase plane

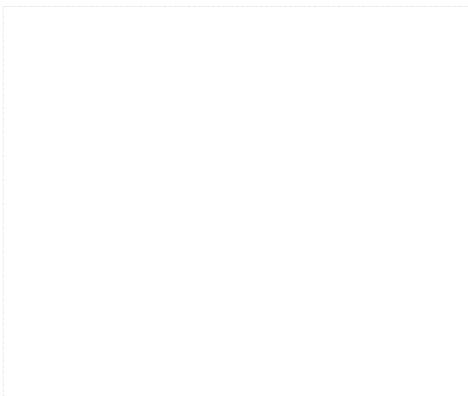


그림 10. Corrected lift coefficient for the oscillating NACA0012 airfoil in phase plane

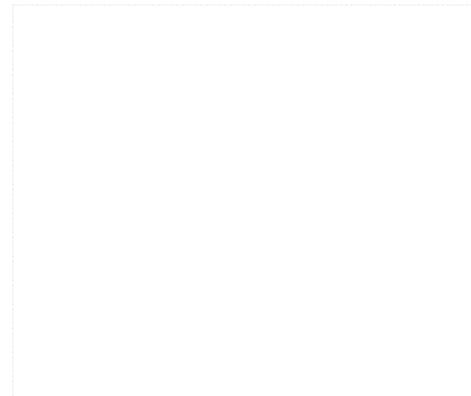


그림 12. Corrected pitching moment coefficient for the oscillating NACA0012 airfoil in phase plane

나지 않은 이유는 1차 성분은 익형의 거동 영향으로 본 연구에서 수행된 익형의 강제 진동 조건이 평균받음각 0° 에서 상·하 대칭으로 진동하여 시험부 길이 방향의 벽면 간섭속도 성분인 비정상 상태 blockage에는 큰 영향을 주지 못한 것으로 판단된다.

이러한 비정상 상태 blockage 보정으로 양력, 항력 및 피칭모멘트계수를 보정한 결과를 그림 10~12에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 시험부 높이가 시위의 2배 이상인 경우 본 연구에서 제시한 비정상 상태 blockage 보정 방법으로 보정된 결과는 매우 일관된 보정 결과를 보여 줌을 확인할 수 있다. 양력계수의 미 보정치는 시험부 높이가 익형 시위의 2배까지 자유흐름에 비해 11.9%의 증가를 보였지만 보정 결과 약 5.9% 이내로 그 차이가 줄어들음을 확인할 수 있었으며, 항력계수는 미보정 상태에서 13.9%의 차이를 보

였지만 보정 후 7.4% 이내로, 피칭모멘트 계수는 5.9%차이가 2%이내로 보정됨을 확인하였다.

본 연구에서 제시한 blockage 보정 방법으로 비정상 벽면효과에 의한 공력계수의 진폭 변화를 적절히 보정함을 알 수 있었으며, 전 주기 성분을 동시에 계산하여 보정함으로써 상대적으로 계산 시간을 줄여 매우 빠른 보정이 가능하며, 또한 본 연구에서 제시된 방법은 프리에 급수로 전개한 결과를 사용함으로써 실제 풍동시험 측정되는 비정상 벽면압력의 오차 성분을 제거하여 벽면효과에 의한 영향만을 보정할 수 있는 장점이 있을 것으로 판단된다.

그러나 진동하는 익형의 경우에서 보는 바와 같이 보정 결과가 자유흐름과 약간의 위상 차이를 보임을 알 수 있어, 추후에 본 연구에서 제시된 비정상 상태 blockage 보정 기법에 위상차 변화 및 비정상 상태 양력간섭 효과 등이 고려된다

면 정확한 비정상 상태 벽면효과 보정이 가능할 것으로 판단되며, 보다 정확한 보정 결과 확인을 위한 실험적 연구가 필요할 것으로 판단된다.

IV. 결 론

폐쇄형 풍동 시험부내에서 주기적으로 거동하는 모형 주위 흐름에 대한 비정상 상태 blockage 보정을 위해, 시험부의 비정상 벽면 압력 분포를 프리에 급수로 전개하고, 전개된 프리에 계수를 사용하여 정상 상태 벽면압력측정 방법으로 전주기에 대해 일괄적으로 보정하는 기법을 개발하였다. 이를 검증하기 위해 폐쇄형 시험부에 놓여있는 원형실린더 및 강제 진동하는 NACA0012 익형에 적용하였다. 그 결과 원형실린더의 경우는 자유흐름 상태와 일치되는 결과를, 그리고 진동하는 익형의 경우는 자유흐름과 약간의 위상 차이를 보였지만 자유흐름에 근접하는 일관된 blockage보정 결과를 보임을 확인하였다.

추후에 본 연구에서 제시된 비정상 상태 blockage 보정 기법에 위상차 변화 및 비정상 상태 양력간섭 효과 등이 고려된다면 정확한 비정상 상태 벽면효과 보정이 가능할 것으로 판단되며, 보다 정확한 보정 결과 확인을 위한 실험적 연구가 필요할 것으로 판단된다.

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) Beddoes, D. S., "Unsteady Flows Associated with Helicopter Rotors", AGARD-R-679, 1980, pp. 7-1~7-8.
- 3) Ewald, B. F. R., (Editor), "Wind Tunnel Wall Correction", AGARDograph 336, 1998.
- 4) Lambourne, N. C., "Experimental Techniques in Unsteady Aerodynamics", AGARD-R-679, 1980, pp. 10-1~10-26.
- 5) 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.
- 6) Bland, S. R., "The Two-Dimensional Oscillating Airfoil in a Wind Tunnel in Subsonic Flow", SIAM J. Appl. Math., Vol. 18, No. 4, June 1970.
- 7) 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.
- 8) Fromme, J. A. and Golberg, M. A., "Aerodynamic Interference Effects on Oscillating Airfoils with Controls in Ventilated Wind Tunnels", AIAA Journal, Vol. 18, No. 4, April 1980, pp. 417~426.
- 9) Garner, H. C., Rogers, E. W. E., Acum, W. E. A., and Maskell, E. C., "Subsonic Wind Tunnel Wall Corrections", AGARDograph 109, Oct. 1966.
- 10) Sawada, H., "A New Method of Estimating Wind Tunnel Wall Interference in the Unsteady Two-Dimensional Flow", NRC NAE-AN-9, Jan. 1983.
- 11) Cheung, C. W. and Hancock, G. J., "Wind Tunnel Interference on Unsteady Two-Dimensional Aerofoil Motions in Low Speed Flows", Aeronautical Journal, Mar. 1988, pp. 115~121.
- 12) McCroskey, W. J., McAlister, K. W., Carr, L. W. and Pucci, S. L., "An Experimental Study of Dynamic Stall on Advanced Airfoil Sections Volume 1. Summary of the Experiment", NASA-TM-84245, 1982.
- 13) Simpson, R. L., Shivaprasad, B. G., and Chew, Y. -T, "The Structure of a Separating Turbulent Boundary Layer. Part 4. Effects of Periodic Free-Stream Unsteadiness", Journal of Fluid Mechanics, Vol. 127, 1983, pp.219~261.
- 14) Mokry, M., Digney, J. R., and Poole, R. J. D., "Doublet-Panel Method for Half-Model Wind-Tunnel Corrections", Journal of Aircraft, Vol. 24, No. 5, May 1987, pp. 322~327.
- 15) 강승희, 권오준, 홍승규, "폐쇄형 풍동 시험부내의 원형 실린더 유동에 대한 비정상 벽면효과 연구", 한국항공우주학회지, 제 33권, 제 7호, 2005.7.
- 16) 강승희, 권오준, 홍승규, "폐쇄형 풍동 시험부내의 강제 진동하는 익형 주위 유동에 대한 비정상 벽면효과 연구", 전산유체공학회지, 제10권, 제2호, 2005.6.
- 17) Cockrell, D. J. et al., "Blockage Corrections for Bluff Bodies in Confined Flows", ESDU 80024, Nov. 1980.