

## 論文

## 폐쇄형 풍동 시험부내의 항공기 실속 흐름에 대한 Blockage 보정 기법 연구

강승희\*, 권오준\*\*, 안승기\*

### Blockage Correction Method for Separated Flows over an Aircraft in a Closed Test-Section Wind Tunnel

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

#### ABSTRACT

A new blockage correction method has been developed for the wall interference correction of closed test-section subsonic wind tunnels based on the nonlinear relationship between separation blockage and separation drag. This method can be applied continuously from the linear lift-slope region to the highly nonlinear post-stall region by on-line processing. The present method was validated by comparing the results with a classical method based on the test results of a bluff body and a measured-boundary-condition method. It was shown that the present method is in good agreement with the measured-boundary-condition method, enabling better wall corrections than the bluff body method in both near-stall and post-stall regions.

#### 초 록

아음속풍동 폐쇄형 시험부의 벽면효과 보정을 위한 새로운 blockage 보정 기법을 개발하였다. 개발된 보정 기법은 실속항력계수와 separation blockage의 비선형 관계를 이용하여 선형 양력곡선 기울기 영역에서 후실속 영역까지 실시간으로 보정이 가능하게 하였다. 본 연구에서 제시한 방법은 bluff body 시험 결과를 사용하는 고전적 방법과 벽면압력측정 방법과 비교하여 그 타당성을 검증하였다. 그 결과 본 연구에서 제시한 보정 방법은 실속 및 후실속 영역에서 bluff body 방법보다 우수한 보정 결과를 보이며 벽면압력측정 방법과 같은 정확도로 보정됨을 확인할 수 있었다.

**Key Words** : Wall interference correction (벽면효과 보정), Blockage correction (Blockage 보정), Wind tunnel(풍동)

#### 1. 서 론

풍동시험에는 실제 비행상태와 다른 많은 불확

실성이 존재하는데 그 중 가장 큰 차이를 유발한다고 알려져 있는 것 중 하나가 시험부 벽면효과이다[1]. 시험부 벽면효과란 시험부 경계면인 벽면에 의해 모형 주위의 동압, 유선 및 압력구배 등이 실제 비행상태와 다르게 되어 결과적으로 흐름의 기준 조건 및 측정되는 힘과 모멘트 등에 많은 오차를 발생시키는 것을 말한다. 따라서 풍동 시험을 통해 정확한 공력 자료를 획득하기 위해서는 이러한 벽면효과가 반드시 보정되어야 한다. 벽면

† 2005년 3월 21일 접수 ~ 2005년 6월 24일 심사완료

\* 정회원, 국방과학연구소

연락처, E-mail : ksh51411@add.re.kr

대전광역시 유성우체국사서함 35-3, 3-2-2

\*\* 정회원, 한국과학기술원 항공우주공학과

효과 보정 방법 중 자료 생산형(data production type) 풍동시험에서 현재 가장 많이 사용되고 있는 방법은 고전적 방법(classical method)과 벽면압력 측정 방법(measured-boundary-condition method) 이다 [2, 3, 4].

고전적 방법은 모형 주위의 흐름을 이상 유체로 가정하고 시험부 벽면을 이미지 방법(image method)으로 모사하여 벽면효과를 보정한다. 박리 흐름의 경우는 bluff body 시험 결과로부터 유도된 반 실험식을 사용하여 보정하고 있다. 이 방법은 복잡한 모형의 경우 모형 모사에 어려움이 있고 상대적으로 시험부 점유율이 낮은 시험에 적용 가능하다는 단점이 있다. 그러나 시험중 보정에 필요한 추가 측정이 불필요하여 사용이 간편하고 빠른 보정이 가능하다는 장점이 있는 것으로 알려져 있다. 고전적 방법은 일반적으로 시험부 면적에 비해 작은 항공기(conventional aircraft) 모형의 경우 받음각이 작은 영역에서는 다른 보정 방법들과 비슷한 보정 결과를 보인다는 점에서 현재에도 가장 많이 사용되고 있다. 그러나 실속 이후의 높은받음각에서는 bluff body 흐름에 근거한 separation blockage 보정으로 인하여 과보정의 문제점이 제기되고 있다. 모형 크기 및 받음각이 큰 경우 이 방법은 벽면효과 보정의 기준(quality guidance)으로 사용되며, 실제 항공기 흐름에 근거한 보다 정확한 보정 방법을 필요로 하고 있다[3, 4, 5].

벽면압력측정 방법은 시험부 벽면에서 측정된 압력 등을 사용하여 보정하므로 벽면을 모사해서 보정해주는 고전적 방법보다 실제 흐름에 가까운 보정을 할 수 있다고 알려져 있다. 특히 높은받음각 흐름에 대해서는 고전적 방법보다 신뢰할 만한 보정 결과를 보인다고 알려져 있다. 또한 이 방법은 시험부 내 설치 장비 및 모형의 종류에 거의 무관하게 사용할 수 있다는 장점이 있다. 그러나 이 방법을 사용하기 위해서는 고가의 측정 시스템, 자료처리 장비 및 계산에 많은 시간이 소요되며 데이터베이스 구성 등이 필요하다. 또한 이 방법은 빈 시험부(empty test section) 등에 대한 추가 시험을 수행하여 그 차이가 값으로 보정해야하며, 벽면에서의 압력이 매우 미미하여 상대적으로 측정되는 값의 오차 확인 등을 위해 보정에 많은 시간이 소요된다는 단점이 있다[2, 3, 4, 6].

본 연구에서는 높은받음각 영역까지 항공기 풍동시험의 정확하고 빠른 벽면효과 보정을 위해 아음속풍동 폐쇄형 시험부에 대한 새로운 separation blockage 보정 기법 연구를 수행하였다. 이를 위

해 전투기 형상 풍동시험 결과에 근거하여 실속 항력계수(separation drag coefficient)와 separation blockage의 비선형 관계를 얻을 수 있었으며 항공기 주위 흐름에 적합한 새로운 blockage 보정 기법을 제시하였다. 본 연구에서 제시한 기법은 기존의 bluff body 시험 결과를 사용하는 고전적 방법 및 벽면압력측정 방법과 비교하여 그 타당성을 검증하였다.

## II. 벽면효과 보정을 위한 고전적 방법

정상 상태 벽면효과 보정을 위한 고전적 방법의 지배 방정식은 이상유체 선형속도 포텐셜 방정식(linearized velocity potential equation)으로 다음과 같다.

$$\beta^2 \phi_{xx} + \phi_{yy} + \phi_{zz} = 0 \quad (1)$$

여기서  $\phi$ 는 속도포텐셜을 나타내며  $\beta$ 는  $\sqrt{1-M^2}$ 이다.  $M$ 은 자유류(freestream)의 마하수이다.

폐쇄형 시험부 경우 경계 조건은 다음과 같다.

$$\phi_n = 0 \quad (2)$$

여기서 아랫첨자  $n$ 은 시험부 경계면에 수직한 방향을 나타낸다.

식 (1)은 Prandtl-Glauert 치환(transformation)하면 다음과 같이 Laplace 방정식으로 바꿀 수 있다.

$$\nabla^2 \phi = 0 \quad (3)$$

이와 같은 선형 방정식 해는 모형 주위 자유흐름 포텐셜,  $\phi_m$ ,과 벽면 간섭 포텐셜,  $\phi_i$ ,의 중첩으로 나타낼 수 있다.

$$\phi = \phi_m + \phi_i \quad (4)$$

벽면 간섭 포텐셜은 속도 포텐셜이 시험부 경계 조건을 만족한다는 조건으로부터 구해진다. 벽면 간섭 포텐셜에 의한 속도는 모형의 공력 중심에서 계산되며 흐름방향 속도 및 올려흐름 속도 보정(streamwise and upwash velocity corrections)에 사용된다. 흐름방향 속도와 그 구배는 동압을 보정하는 blockage와 흐름 방향 buoyancy를 보정하는데 사용하며 올려흐름과 그 구배는 양력간섭 효과(lift interference)를 보정하는데 사용된다.

### 2.1 Blockage 보정

시험부 벽면효과에 의한 blockage 보정은 모형

이 시험부 중앙에 있는 경우, 흐름의 변동이 적은 유선체 흐름(streamlined body flow) 특성을 보이는 영역에서는 solid와 wake blockage 영향을 보정하며, 흐름에 실속이 있는 경우에는 separation blockage 영향을 추가하여 보정한다. 모형의 시험부 점유에 의한 solid blockage를 보정하기 위해 모형을 더블릿(doublet) 또는 흐름원-흡입원(source-sink) 조합으로 모사하고 모형의 길이방향 영향을 고려하기 위해 모형의 세장비(fineness ratio)를 사용한다. Prandtl-Glauert 계수를 사용하여 압축성 효과에 대한 영향을 고려한 solid blockage는 다음과 같다[2, 5].

$$\text{동체 ; } \epsilon_{sb} = T_f \frac{V_f}{\beta^3 A_T^{3/2}} (1 + 0.4\beta/f) \quad (5)$$

$$\text{날개 ; } \epsilon_{sw} = T_w \frac{V_w}{\beta^3 A_T^{3/2}} (1 + 1.2\beta t/\bar{c}) \quad (6)$$

여기서  $T_f$ ,  $T_w$ 는 각각 동체 및 날개에 대한 시험부 형상계수(tunnel shape factor) [5]이다.  $V_f$ ,  $V_w$ 는 각각 동체 및 날개의 체적을 나타내며  $A_T$ 는 시험부 면적,  $f$ 는 세장비,  $\bar{c}$ 는 평균시위,  $t$ 는 평균시위에서의 날개 두께를 나타낸다.

모형의 후류에 의해 발생하는 후류 외부의 흐름 속도 변화인 wake blockage는 후류를 흐름원으로 모사하여 다음과 같이 구한다[2, 5].

$$\epsilon_w = \frac{1}{4} \frac{S}{\beta^2 A_T} C_{D_m} \quad (7)$$

여기서  $C_{D_m}$ 은 최소항력을 나타내며  $S$ 는 모형의 기준면적을 의미한다.

날개 주위에서 발생하는 박리 흐름에 의한 속도 변화인 separation blockage를 보정하는 방법은 edge separation 특성을 갖는 bluff body의 풍동시험 결과로부터 유도된 반 실험식을 주로 사용하고 있다. 이러한 bluff body 흐름에 대한 보정 방법 중 현재까지 가장 광범위하게 사용되고 있는 Maskell 방법 [7]은 가로세로비(aspect ratio, AR)가 다른 사각 평판을 흐름 방향에 수직하게 설치하여 시험한 결과로부터 다음과 같이 제시되었다.

$$\epsilon_{sep} = \frac{1}{2} \theta \frac{S}{A_T} C_{D_s} \quad (8)$$

여기서  $\theta$ 는 separation blockage 계수를  $C_{D_s}$ 는 실속항력계수를 나타낸다. Maskell은 가로세로비

가 1에서 10 범위 내에서는  $\theta=2.5$ 가 적절하다고 제시하였으며, Vayssaire [8]는 가로세로비에 대한 영향을 보완하기 위해 Maskell의 시험 결과를 curve-fitting하여 다음과 같이 제시하였다.

$$\theta = 2.8 - 0.068AR \quad (9)$$

Cooper는 2차원 및 3차원 흐름에 사용하기 위해 같은 Maskell의 시험 결과로부터 다음과 같은 curve-fitting 결과를 제시하였다[3].

$$\theta = 0.96 + 1.94 \exp(-0.06AR) \quad (10)$$

Bluff body 시험 결과를 사용한 Maskell 방법이 현재 항공기의 separation blockage 보정에 가장 많이 사용되고 있지만, 형상 및 자세에 따라 흐름 특성이 다르게 나타나는 항공기 주위 박리 흐름을 동일한 edge separation으로 가정하여 보정하기 때문에 과보정의 문제가 제기되고 있다[2, 3, 9, 10]. Peitzmann [9]은 YF-17모형을 시험한 결과  $\theta$ 가 2.5 보다는 1.7이 타당하다고 제시하였다.

위에서 언급한 blockage들에 의한 동압,  $q$ 는 다음과 같이 보정된다

$$q_c = q_u (1 + (2 - M_u^2) \epsilon_T) \quad (11)$$

여기서  $\epsilon_T = \epsilon_{sb} + \epsilon_{sw} + \epsilon_w + \epsilon_{sep}$ 이며, 아랫첨자  $c$ 와  $u$ 는 각각 보정 상태 및 미보정 상태를 나타낸다.

## 2.2 Buoyancy 보정

모형의 후류에 의해 발생하는 시험부 내의 압력구배에 의한 buoyancy 효과를 보정하기 위하여 후류에 의한 압력구배가 시험부 길이 방향으로 선형적으로 변한다고 가정하면 buoyancy에 대한 영향은 다음과 같이 나타낼 수 있다[5].

$$\Delta C_{D_s} = -(C_{D_m} + C_{D_s})(1 + 0.4M^2) \epsilon_s \quad (12)$$

여기서  $\epsilon_s = \epsilon_{sb} + \epsilon_{sw}$ 이다.

## 2.3 양력간섭 효과 보정

시험부 벽면이 존재함으로써 발생하는 자유흐름과의 유선 곡률 차이와 올려흐름 또는 내리흐름 차이에 따른 받음각, 양력, 항력 및 피칭모멘트를 보정하여 주어야 한다. 이러한 보정을 위해 양력은 점 와류(point vortex) 또는 선 와류(line vortex)로 모사한다. 올려흐름 변화가 적은 작은 모형의 경우, 받음각 보정은 날개길이 방향에 따른 올려흐름 변화와 올려흐름의 흐름방향 구배를

고려하여 보정하여 주며 대부분의 풍동시험에서는 받음각과 양력에 의한 영향을 별개로 보정하는 대신 3/4 시위의 위치에서 받음각,  $\alpha$ ,에 대한 보정만을 수행하여 준다 [5, 11].

$$\Delta\alpha = \frac{180}{\pi} \left( \delta_0 + \frac{\bar{c}}{2\beta h} \delta_1 \right) \frac{SC_{L_u}}{A_T} \quad (13)$$

여기서  $\delta_0$ ,  $\delta_1$ 은 각각 날개에서의 올려흐름 간섭계수(upwash interference factor) 및 유선 곡률계수(streamline curvature interference factor) [5]이며  $h$ 는 시험부 높이,  $C_{L_u}$ 는 미보정 양력계수(uncorrected lift coefficient)를 나타낸다. 올려흐름 변화에 따른 유도항력 보정은 다음과 같다 [5].

$$\Delta C_{D_i} = \delta_0 \frac{S C_{L_u}^2}{A_T} \quad (14)$$

또한 주날개에서 피칭모멘트 보정은 다음과 같다 [5].

$$\Delta C_{M_w} = \frac{\bar{c}}{16\beta h} \delta_1 \frac{SC_{L_u}}{A_T} \frac{\partial C_{L_u}}{\partial \alpha} \quad (15)$$

벽면에 의해 발생하는 꼬리날개에서의 내리흐름 변화에 의한 영향은 일반적으로 항공기 공력 중심과 꼬리날개의 거리가 멀기 때문에 날개에서의 변화보다 크다고 알려져 있다. 꼬리날개에서의 내리흐름 차이는 다음과 같이 보정된다[5, 11].

$$\Delta\alpha_t = \frac{180}{\pi} \frac{1}{\beta} \delta_T \frac{SC_L}{A_T} \quad (16)$$

$$\delta_T = \frac{x_t \delta_1}{h}$$

여기서  $x_t$ 는 주날개와 꼬리날개 공력 중심간의 거리를 나타내며,  $t$ 는 꼬리날개에서의 값을 나타낸다.

대부분 항공기의 경우 꼬리날개의 면적이 주날개에 비해 작아 항력 변화의 영향은 무시한다. 내리흐름변화에 의한 양력계수 및 피칭모멘트계수의 보정은 다음과 같다[5].

$$\Delta C_{L_t} = - \frac{\partial C_{L_u}}{\partial \alpha_t} \Delta\alpha_t \quad (17)$$

$$\Delta C_{M_t} = - \frac{\partial C_{M_u}}{\partial \alpha_t} \Delta\alpha_t \quad (18)$$

여기서  $C_{M_u}$ 는 미보정 피칭모멘트 계수이며,  $\frac{\partial C_{L_u}}{\partial \alpha_t}$ ,  $\frac{\partial C_{M_u}}{\partial \alpha_t}$ 는 꼬리날개에서의 내리흐름에 의

한 영향을 제거하기 위해 꼬리날개가 없는 형상(tail-off)에서 양력계수가 영이 되는 받음각으로 계산되며 최소한 2가지 이상의 꼬리날개 받음각 변화에 대해 시험한 결과로부터 계산한다.

위의 보정 식들을 이용하여 힘과 모멘트계수는 다음과 같이 보정된다[5, 11].

$$\alpha_c = \alpha_u + \Delta\alpha$$

$$C_{L_c} = (C_{L_u} + \Delta C_{L_t}) \frac{q_u}{q_c}$$

$$C_{D_c} = (C_{D_u} + \Delta C_{D_i} + \Delta C_{D_k}) \frac{q_u}{q_c} \quad (19)$$

$$C_{M_c} = (C_{M_u} + \Delta C_{M_t} + \Delta C_{M_w}) \frac{q_u}{q_c}$$

### III. 새로운 Blockage 보정 방법

항공기의 높은받음각 풍동시험에서는 벽면효과 중 separation blockage에 의한 영향이 거의 대부분을 차지하는 것으로 알려져 있어 [2] 본 연구에서는 이의 정확한 보정을 위해 새로운 연구를 수행하였다.

항공기 받음각이 작은 영역에서의 흐름은 유선체 흐름에 가깝고 얇은 후류의 특성을 보이지만 받음각이 증가하면서 흐름의 박리가 시작된다. 이러한 실속 특성은 항공기 동체 및 날개의 형상과 자세 등에 따라 다르게 나타나며 edge separation 특성을 보이는 평판의 흐름과는 다른 특성을 보인다. 이러한 항공기 주위의 흐름 전체를 bluff body로 가정하여 보정한 Maskell의 제안식 (8)을 항공기 모형의 실속 영역 전체에 적용하기에는 상당한 문제점을 내포하고 있다. Vayssair의 제안식과 Cooper의 제안식도 Maskell의 시험 결과를 직접 curve-fitting 하여 사용하였으므로 같은 문제점을 갖고 있다.

Ashill과 Keating [10]은 가로세로비가 3.5인 항공기 반절 모형(half model)의 풍동시험에서 벽면압력측정 방법을 이용 보정한 결과 separation blockage와 실속항력계수는 Fig. 1에서 보는 바와 같이 비선형적 관계가 있으며 실속항력계수가 작은 경우는 separation blockage가 1에 근접해 감을 제시하였다. 그림에서 보는 바와 같이 Maskell이 제안한 계수 2.5는 실험 결과에 비해 매우 크게 나타나 항공기 흐름의 경우 과보정의 문제가 있음을 확인할 수 있다. Peitzmann [9]이 제안한 계수 1.7은 실속항력계수 0.3과 0.8사이에서는 실험치와 비슷한 기울기를 보이지만 실속항력계수가 약 1보다 작은 영역에서는 실험치에 비

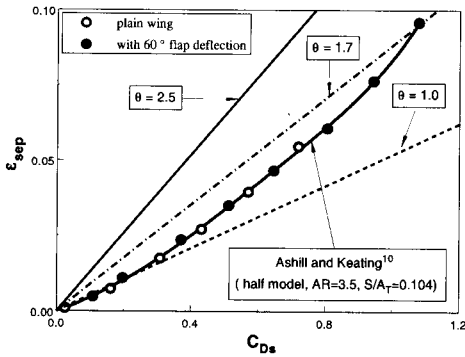


Fig. 1. Separation blockage vs. separation drag coefficient for a half-span combat aircraft configuration

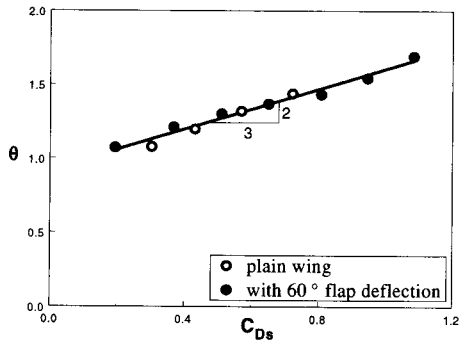


Fig. 2. Relationship between separation blockage factor and separation drag coefficient based on Ashill and Keating's test results [10]

해 약간 높은 결과를 보이고 실속항력계수가 약 1 보다 큰 경우는 오히려 작아지는 경향을 보임을 알 수 있다.

시험부 점유면적 비,  $S_B/A_T$ ,에 대한 영향을 확인하기 위해 연속 방정식으로부터 점유에 따른 속도 증가비,  $\Delta u/U$ ,는 다음과 같이 구할 수 있다.

$$\frac{\Delta u}{U} = \frac{S_B/A_T}{1-S_B/A_T} = \frac{S_B}{A_T} + O((S_B/A_T)^2) \quad (20)$$

일반적인 자료 생산형 풍동시험은 시험부 점유율이 작은 경우에서 대부분 수행되므로 시험부 점유율에 대한 제곱항의 영향은 식 (7) 및 (8)에서처럼 무시할 수 있다.

날개 형상에 대한 Separation blockage 영향은 양항곡선(drag polar)으로부터 판단할 수 있다. 항공기 날개에서 흐름의 박리가 시작되면 양항곡선의 모양은 일반적인 포물선 형태에서 벗어난

다. 이 지점을 break point라 하며 흐름의 마하수, 레이놀즈 수 및 날개 형상에 매우 민감한 것으로 알려져 있다. 아음속 영역에서 break point 이후의 곡선 모양은 날개의 가로세로비의 함수로 알려져 있다 [12]. 따라서 실속항력계수가 polar break point 이후의 ideal polar와의 차이로 계산되므로 separation blockage에 대한 날개 형상에 대한 영향은 실속항력계수에 상당 부분 포함된 것으로 판단된다.

앞의 검토로부터 작은 모형 풍동시험에서 separation blockage에 대한 식 (8)에서 시험부 점유율에 대한 영향,  $S/A_T$ ,의 관계와 실속항력계수,  $C_{D_s}$ ,의 사용은 적절한 것으로 판단된다. 그러나 edge separation 흐름의 평판시험 결과를 항공기 흐름에 적용하는 것은 물리적으로 문제가 있다고 판단된다. 따라서 항공기 흐름에 근거한 정확한 separation blockage 보정을 위해서는 새로운 separation blockage 계수의 유도가 필요함을 알 수 있다.

새로운 separation blockage 계수를 얻기 위해 Ashill과 Keating [10]의 시험 결과를 식 (8)에 대입하면 Fig. 2에서 보는 바와 같이 다음과 같은 단순화된 기울기를 얻을 수 있다. 실속항력이 영(zero)이되는 경우는 Ashill과 Keating이 제시한 것과 같이 1을 사용하였다.

$$\theta = 1 + \frac{2}{3} C_{D_s} \quad (21)$$

이 방법은 실속항력계수와 separation blockage 관계를 선형으로 가정한 Maskell의 제안식을 시험 자료를 통하여 보완한 방법으로 separation blockage와 실속항력계수 관계를 2차 함수로 고려한 비선형 방법이다. 이에 따른 separation blockage는 다음 식으로 표현한다.

$$\epsilon_{sep} = \frac{1}{2} \left(1 + \frac{2}{3} C_{D_s}\right) \frac{S}{A_T} C_{D_s} \quad (22)$$

#### IV. 풍동시험 및 모형

시험에 사용된 풍동은 DNW(Duits-Nederlandse Windtunnels)의 아음속풍동으로 폐회로 순환식이며 수축비는 9:1인 대기압 풍동이다. 시험부는 폐쇄형으로 크기가 3m(폭)×2.25m(높이)×8.75m(길이)이다. 팬은 700kW 모터로 구동되며 피치(pitch)가 고정된 상태로 회전수에 의해 흐름의 속도를 제어한다. 유질은 난류도 0.03% 이내, 시험부 길이방향의 정압 변화는 동압의 0.5% 이내이며 흐

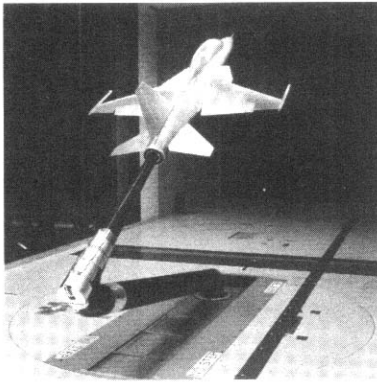


Fig. 3. Configuration of the jet-trainer model

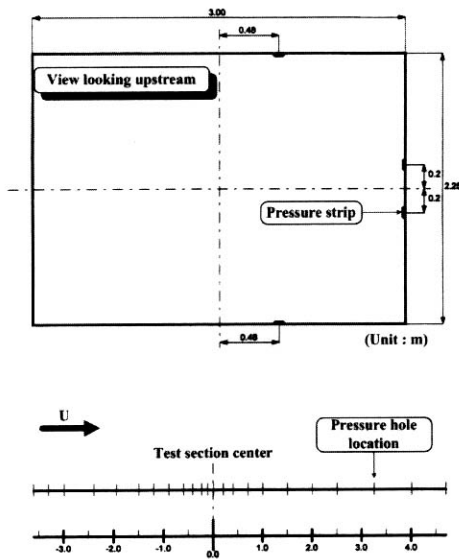


Fig. 4. Location of wall pressure strips and the pressure hole distribution on the test section wall [13]

름각 변화는  $0.1^\circ$  이내이다[13].

시험에 사용된 모형은 Fig. 3과 같은 천음속 항공기 형상으로 기준 시험부 점유율,  $S/A_T$ , 은 3.7%이며 시험은 자유흐름 속도 56m/sec에서 수행하였다. 본 연구에서는 플랩변위가 없는 기본형상(clean configuration)과 앞전 플랩을  $25^\circ$ , 뒷전 플랩을  $20^\circ$  변위시킨 플랩변위 형상(flap-deflected configuration)에 대한 시험을 수행하였다. 시험에 사용된 밸런스(Balance)는 Micro-Craft사 C-12-1.35C이며 Q-Flex inclinometer를 사용하여 모형 받음각을 on-board로 측정하였다. DNW에서 개발한 벽면압력측정 방법인 WIN3LS 방법 [14]으로 벽면효과를 보정하기 위

해 벽면에서의 압력분포가 시험부 우현면에 설치된 압력공(pressure hole)으로부터  $\pm 1\text{psid}$  (6.895kPa) ZOC EPS module을 사용하여 측정되었다. 벽면에서 측정된 압력공 위치는 Fig. 4와 같다.

### V. 결과 검토

본 연구에서 제시된 비선형 separation blockage 보정 방법은 Vayssaire 계수, 식 (9),를 사용하여 separation blockage를 보정하는 고전적 방법인 Neo-classic 방법 [11, 13]과 벽면압력 측정 방법으로 보정된 결과와 비교하였다. 본 연구에서 사용된 벽면압력측정방법은 DNW에서 개발된 WIN3LS 방법 [13, 14]이다. 이 방법은 빈 시험부와 모형이 설치된 시부 벽면에서의 압력차이를 이용하여 경계면의 속도 분포를 계산하고 이로부터 벽면에 의해 교란된 속도를 Green 정리를 사용 보정하는 방법이다[14].

Steinle과 Stanewsky [15]에 의하면, 천음속 여객기(transonic transport-type aircraft)의 순항 조건(cruise condition)에서 항력계수 1 count ( $\Delta C_D = 0.0001$ ) 정확도의 풍동시험을 수행하기 위해서는 양력계수 0.01, 항력계수 0.0001 그리고 피칭모멘트 0.001 이내의 정확도로 시험을 수행하여야 한다고 제시하고 있다. 그러나 이러한 정확도는 고양력 풍동시험(high lift test)에서는 대부분 충족시키지 못하고 있는 것으로 알려져 있다[16]. 고양력 풍동시험의 경우, Newman과 Everhart [3]가 제시한 시험 정확 요구도는 절대치 측정 시험(absolute type test)에 대해서 양력계수 및 항력계수의 0.4%로 제시하고 있다. 따라서 본 논문에서 높은받음각 영역에서 벽면효과 보정에 따른 결과를 비교하기 위해서 양력 및 항력계수는 Newman과 Everhart가 제시한 요구도

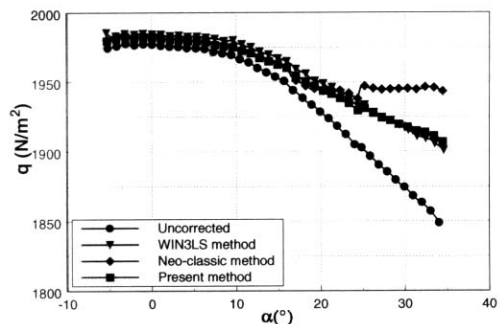


Fig. 5. Comparison of the corrected dynamic pressures for the clean configuration

를 기준으로 비교하였으며, 피칭모멘트는 고양력 풍동시험 정확 요구도 보다 엄격할 것으로 판단 되는 Steinle과 Stanewsky의 요구도를 기준으로 비교하였다.

Fig. 5에 본 연구에서 제시한 보정 방법으로 기본형상에 대해 보정된 동압을 Neo-classic 방법과 WIN3LS 방법으로 보정된 결과와 비교하였다. 그림에서 보는 바와 같이 받음각이 작은 영역에서는 보정 방법들간의 보정 결과가 거의 차이가 없음을 알 수 있다. 그러나 높은 받음각에서는 bluff body 시험 결과를 사용하는 Neo-classic 방법으로 보정된 결과는 WIN3LS 방법과 큰 차이를 보이지만 본 연구에서 제시한 보정 방법은 전 받음각 영역에서 WIN3LS 방법과 거의 같은 보정 결과를 보임을 알 수 있다. 받음각 34°에서 Neo-classic 방법으로 보정하여 증가된 동압은 WIN3LS 방법으로 보정된 결과보다 약 82%가 높게 나타났다. 그러나 본 연구에서 제시한 방법은 WIN3LS 방법과 약 12%의 차이만을 보였다.

기본형상과 플랩변위 형상에 대한 양력계수와 받음각 보정 결과를 각각 Fig. 6과 7에 나타내었

다. 그림에서 보는 바와 같이 기본형상의 경우 실속이전까지는 각 방법들 간의 보정 결과에는 거의 차이가 없음을 알 수 있다. 그러나 후실속 (post-stall) 영역에서는 Neo-classic 방법으로 보정된 결과가 WIN3LS 방법으로 보정된 결과에 비해 약 1.7% 과보정됨을 알 수 있다. 플랩변위 형상의 경우는 Neo-classic 방법으로 보정된 결과가 실속과 후실속 영역에서 약 1.9%에서 3.6% 과보정된 결과를 보였다. 그러나 본 연구에서 제시한 방법으로 보정된 결과는 후실속 영역에서 기본형상의 경우 미보정 결과의 0.5%이내, 플랩변위 형상의 경우는 0.6%에서 1.2%이내의 차이를 보였다.

플랩변위 형상에 대한 보정된 양항곡선을 Fig. 8에 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 최소 항력 부근에서 polar break까지 그 보정 결과는 고전적 방법들과 벽면압력 측정 방법 간에 거의 같음을 알 수 있다. 그러나 polar break 이후 영역에서는 Neo-classic 방법으로 보정된 결과가 WIN3LS 방법으로 보정된 결과에 비해 약간 과보정됨을 볼 수 있다. 그러나 본 연구에서 제시한 방법으로 보정된 결과는 전 영역에서 WIN3LS

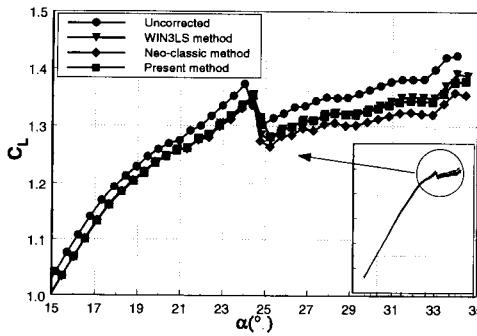


Fig. 6. Comparison of the corrected lift coefficient for the clean configuration

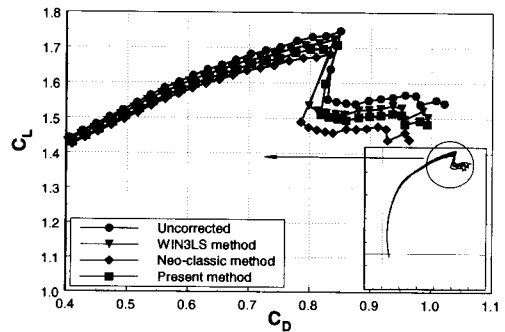


Fig. 8. Comparison of the corrected drag polar for the flap-deflected configuration

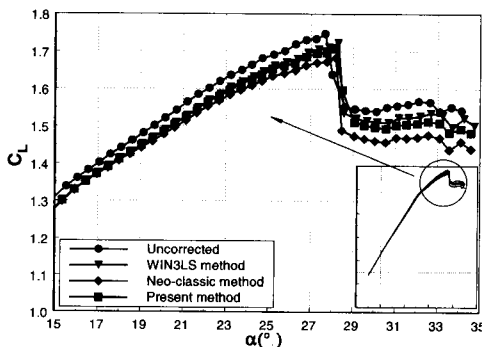


Fig. 7. Comparison of the corrected lift coefficient for the flap-deflected configuration

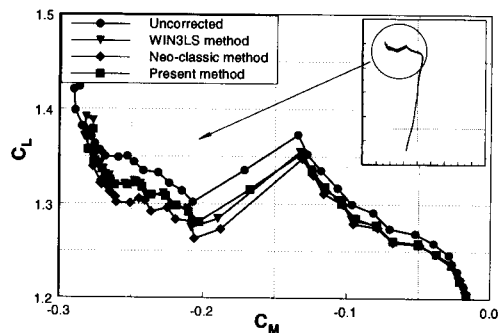


Fig. 9. Corrected lift coefficient vs. pitching moment coefficient for the clean configuration

방법과 거의 같은 보정 결과를 보임을 알 수 있다. 후실속 영역에서 Neo-classic 방법으로 보정된 결과는 WIN3LS 방법에 비해 1.9% 과보정된 결과를 보이지만 본 연구에서 제시한 방법은 WIN3LS 방법으로 보정된 결과와 약 0.6% 차이를 보였다.

Fig. 9에 보정된 피칭모멘트계수 대 양력계수를 나타내었다. 그림에서 보는 바와 같이 선형기울기 영역에서는 보정 방법들간의 보정 결과는 거의 차이가 없음을 알 수 있다. 그러나 흐름의 박리로 인한 비선형 영역에서는 Neo-classic 방법으로 보정된 피칭모멘트는 WIN3LS 방법에 비해 0.004 (1.9%) 과보정 되는 결과를 보이지만, 본 연구에서 제시한 방법으로 보정된 결과는 0.001 (0.6%)의 차이만을 보여, 본 연구에서 제시한 보정 방법은 벽면압력측정 방법과 같은 정도의 보정 결과를 보임을 확인할 수 있었다.

## VI. 결 론

항공기의 높은받음각까지 벽면효과를 경제적이 며 실시간으로 정확히 보정하기 위해 항공기 실속흐름 특성을 고려한 비선형 separation blockage 보정 기법을 제시하였으며, bluff body 시험 결과를 사용하는 기존의 고전적 방법과 벽면압력 측정 방법으로 보정된 결과와 비교하였다. 그 결과 본 연구에서 제시된 비선형 separation blockage 보정 기법은 기존의 bluff body 흐름에 근거한 보정 방법의 과보정 문제점을 해결하고, 낮은받음각에서 높은받음각까지 벽면압력 측정 방법과 같은 정도의 정확도를 갖는 보정 결과를 얻음을 확인하였다.

## 참고문헌

- 1) Whoric, J. M., Hobbs, W. R., "Hierarchy of Uncertainty Sources in Transonic Wind Tunnel Testing", AGARD-CP-429, Oct. 1987, pp. 5-1~5-13.
- 2) 강승희, 안승기, "실속 영역을 고려한 풍동 벽면효과 보정 기법 연구", 한국항공우주학회지, 제26권, 제5호, 1998, pp. 18~27.
- 3) Ewald, B. F. R., (Editor), "Wind Tunnel Wall Correction", AGARDograph 336, 1998.
- 4) Lynch, F. T., Crites, R. C. and Spaid, F. W., "The Crucial Role of Wall Interference,

Support Interference, and Flow Field Measurements in the Development of Advanced Aircraft Configurations", AGARD-CP-535, July 1994, pp. 1-1~1-38.

5) Garner, H. C., Rogers, E. W. E., Acum, W. E. A. and Maskell, E. C., "Subsonic Wind Tunnel Wall Corrections", AGARDograph 109, Oct. 1966.

6) Iyer V. and Everhart J. L., "Application of Pressure-Based Wall Correction Methods to Two NASA Langley Wind Tunnels", AIAA Paper 2001-2472, June 2001.

7) Maskell, E. C., "A Theory of the Blockage Effects on Bluff Bodies and Stalled Wings in a Closed Wind Tunnel", ARC RM 3400, 1963.

8) Vayssaire, J. -C., "Correction de Blocage dans les Essais en Soufflerie", AGARD-CP-102, April 1972, pp. 9-1~9-22.

9) Peitzmann, F. W., "Determination of High Attitude Wall Corrections in a Low Speed Wind Tunnel", AIAA Paper 78-810, April 1978.

10) Ashill, P. R. and Keating, R. F. A., "Calculation of Tunnel Wall Interference from Wall-Pressure Measurements", Aeronautical Journal, Vol. 92, No. 911, Jan. 1988.

11) Eckert, D., "Wall Correction Formulae for On-line Processing of Measurements with Conventional Aircraft Models at DNW", DNW-PA-88.018, June 1988.

12) Smith, C. W. and Arrington, W. L., *Aerospace Handbook*, General Dynamics, FZA-381-II, Aug. 1990.

13) Philipsen, I. and Souren, R., "Low Speed Wind Tunnel Tests on a 1:9.333 Scale Model of KTX-2 (Test Number 7615)", DNW-TR-98.09, Nov. 1998.

14) Labrujère, Th. E., "Correction for Wall Interference in a Solid-Wall Wind Tunnel Using Sparse Measured Boundary Conditions", NLR TP 89004U (PB92-138577), Jan. 1989.

15) Steinle, F. and Stanewsky, E., "Wind Tunnel Flow Quality and Data Accuracy Requirements", AGARD-AR-184, Nov. 1982.

16) Walker, E. L., Everhart J. L. and Iyer V., "Parameter Sensitivity Study of the Wall Interference Correction System(WICS)", AIAA Paper 2001-2421, June 2001.