

Technical Paper

DOI: <http://dx.doi.org/10.6108/KSPE.2016.20.2.094>

가로세로비에 따른 날개 하부 유동장의 공기역학적 영향

조철영^a · 박종호^{b,*}

Aerodynamic Effect on the Flow Field under the Wing with Varying Aspect Ratio

Cheolyoung Cho^a · Jongho Park^{b,*}^aThe 1st R&D Institute - 1st Directorate, Agency for Defense Development, Korea^bSchool of Mechanical Engineering, Chungnam National University, Korea^{*}Corresponding author. E-mail: jhpark@cnu.ac.kr

ABSTRACT

In this paper, aerodynamic effects on the flow field under the wing with varying aspect ratio were investigated by measuring pressures on the lower surface of wing and analysing velocity components using Particle Image Velocimetry at Reynolds numbers of 1.384×10^5 and 2.306×10^5 . In case of aspect ratio 4.8 which keeps the wing tip at a distance of 80% chord length from the pylon, the vortex from the wing tip influenced the flow field under the wing by reducing static pressures on the lower surface and increasing the velocity in proximity of the wing tip. Throughout the results, it is observed that aerodynamic effects of wing tip on the flow field around pylon under wing become insignificant as the aspect ratio increases.

초 록

본 논문에서는 날개의 가로세로비 변화가 날개 하부 유동장에 미치는 공기역학적 영향을 압력분포 측정과 입자영상속도계(PIV)를 이용하여 조사하였다. PIV 측정결과를 이용하여 파일런 주변 유동장의 속도변화를 레이놀즈수 1.384×10^5 와 2.306×10^5 의 조건에서 속도 성분별로 각각 분석하였다. 파일런 으로부터 날개의 끝단이 시위 길이의 80% 만큼 떨어진 가로세로비 4.8의 경우, 날개 끝단으로부터의 끝단 와류의 영향이 날개 아랫면의 표면압력을 낮아지게 하고, 날개 끝단 주변의 흐름을 가속시킴으로써 날개 하부의 파일런 주변 유동장에 영향을 미쳤다. 시험결과에서는 가로세로비가 증가함에 따라 날개 하부 유동장에 대한 날개 끝단으로부터의 공기역학적 효과는 작아지는 경향을 보였다.

Key Words: Partial Representation(부분모사), Store Separation(장착물 분리), Pylon(파일런), Aspect Ratio(가로세로비), PIV(입자영상속도계)

Received 10 February 2016 / Revised 7 March 2016 / Accepted 15 March 2016

Copyright © The Korean Society of Propulsion Engineers

pISSN 1226-6027 / eISSN 2288-4548

Nomenclature

AoA: Angle of attack

AR : aspect ratio, *span/chord* for rectangular wing

b : wing span

c : mean chord length

Re : Reynolds number

s : wing half span

1. 서 론

현대의 비행체는 필요에 따라 날개의 하부에 연료탱크와 같은 외부 장착물을 탑재하고 있다. 이들은 비행 중 각종 상황에 따라 장착물을 분리하게 되며 이때, 비행체로부터 장착물의 안전한 분리를 확인하는 것은 비행체 안전과 직결되어 필수적으로 검증해야 할 사항이다[1,2].

B-52와 같이 가로세로비가 큰 날개를 가진 비행체들을 풍동시험에서 실제 현상과 동일한 조건으로 모사하기 위해서는 전체 형상을 축소시켜 시험부에 장착하여야 한다. 하지만, 큰 가로세로비로 인하여 지나치게 축소하게 되면 유동상사성 만족과 관련하여 장착물의 관성모멘트, 무게중심 등과 같은 기하학적 상사성 구현과 장착물의 고정과 분리 및 사출력 제공 기능을 갖는 파일런을 구성하는데 있어 어려움이 커, 장착물 안전 분리는 시험부의 크기가 큰 일부 제한된 시설에서만 시험할 수 있는 실정으므로, 시험모형을 크게 하면서도 작은 시험부에서의 시험이 가능하도록 실제형상의 일부를 생략한 부분모사 모형을 사용해야 하는 필요성이 생긴다.

최근 Davis 등[3]은 외부 장착물과 파일런에 작용하는 공기역학적 하중과 간섭효과를 연구하기 위하여 B-52B 형상의 동체와 부분모사된 날개를 갖는 모형을 풍동시험에 활용한 사례가 있으나 부분모사된 날개를 사용함으로써 상대적으로 가까워진 날개 끝단 와류에 의한 영향 등은 고려되지 않았다.

본 논문에서는 날개 끝단 쪽의 일부를 생략한 부분모사 모형을 사용하는 풍동시험 상사 조건의 타당성을 조사하기 위하여 날개 가로세로비 변화가 날개 하부 유동장에 미치는 영향을 알아

보았다.

2. 시험장치 및 방법

2.1 풍동시설

본 실험에서 사용한 풍동은 국방과학연구소의 소형 아음속 풍동으로 개략적인 형태는 Fig. 1과 같다. 풍동의 형식은 폐회로 단일 순환식이고 시험부의 크기는 0.75 (W) × 0.56 (H) × 2.19 (L) m이며, 시험부의 풍속은 10~120 m/sec의 범위에서 조절 가능하다. 본 풍동의 재질은 적층합판으로 되어있으며, 정체실, 수축부, 시험부를 제외한 유로는 등가의 팔각형 단면으로 되어있다. 광각확산부와 정체부에는 안전 스크린과 열교환기, 하니콤, 3 장의 스크린이 설치되어 있어 시험부에 좋은 유질의 흐름을 유지한다[4]. 수축비는 9 : 1이다.

2.2 시험모형

시험에 사용된 모형은 NACA0012 단면형상의 날개와 단순 원형실린더 형상의 동체로 구성된다. 날개의 기준 가로세로비(AR)는 8.0이다(Table 1 참조). 날개 하부의 파일런은 동체 중심축으로부터 스패ן(span)의 20% 지점에 위치한다.

Fig. 2의 그림에서 보는 바와 같이, 날개는 가로세로비를 조절할 수 있도록 모듈화하여 탈부착이 가능하게 제작하였으며, 이로 인한 가로세로비의 범위는 4.8~9.6 이다.

시험모형은 반달형 지지부를 이용하여 시험부

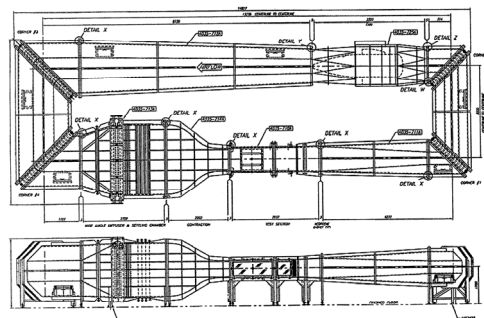


Fig. 1 ADD pilot wind tunnel.

Table 1. Test wing characteristics.

Wing Section	NACA 0012
Chord(c)	65.5 mm
Reference wing span(b)	524.0 mm
Reference aspect ratio	8.0

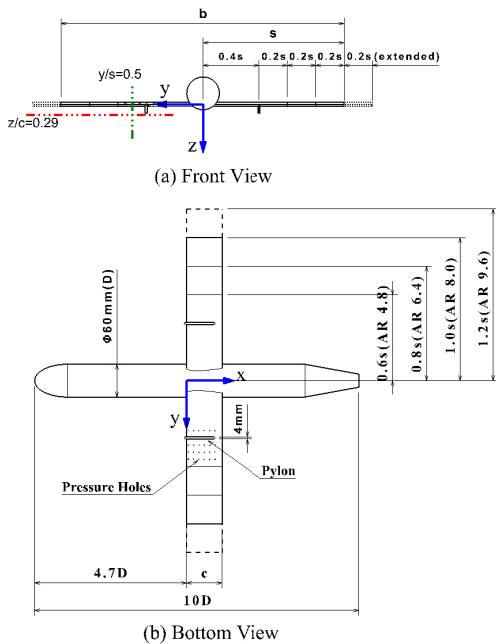


Fig. 2 Wind tunnel test model.

내에 고정되며, PIV 측정의 편의를 위해 시험모형을 뒤집어 장착하였다.

23 압력측정장치

날개 가로세로비 변화에 따른 파일런 주변 유동장의 압력변화를 측정하기 위하여 Fig. 3과 같이 파일런을 중심으로 동체쪽으로 1열, 날개 끝단쪽으로 3열의 압력공을 날개 아랫면에 설치하고, 총 24개 지점에서의 압력을 측정하였다. 측정위치 열들 사이의 간격은 0.2 c, 각 측정위치 열에서의 압력측정공 간격은 좁은 날개 단면에서의 튜빙의 어려움으로 0.15 c의 등간격으로 하였다.

다점압력측정 장비인 압력스캐너 NetScanner®

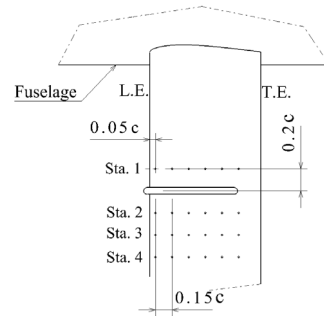


Fig. 3 Pressure holes on wing.

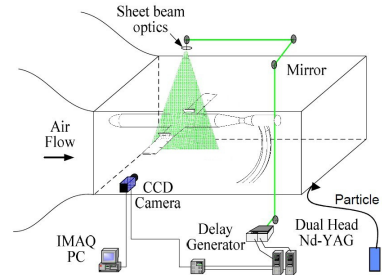


Fig. 4 Schematic of PIV.

(Pressure Systems®)를 사용하였다. NetScanner® 장비는 압력을 측정하는 ESP(Electrically Scanned Pressure) 모듈과 ESP 모듈 교정을 위한 압력공급 장치와 그 외 통신모듈로 구성되며, 측정정확도는 ±0.05%이다[5]. 기준압력으로는 대기압이 사용되었으며, 독립된 대기압계(DRUCK® PACE1000)를 이용하여 각 시험 직전 측정하였다.

24 입자영상유속계

유동장의 속도벡터 측정을 위해 사용되어진 입자영상유속계는 200 mJ의 이중펄스 Nd:Yag 레이저와 2,048 × 2,048 pixels의 고해상도 CCD 카메라(DANTEC®, FlowSense EO), 동기화장치(Synchronizer), 화상처리보드(Frame grabber) 및 구동컴퓨터로 구성된다(Fig. 4 참조). 광원으로 부터 레이저빔은 구형렌즈와 원통형렌즈를 거쳐 평면빔으로 만들어지고 시험부에 조사된다. 관찰을 위해 사용된 입자는 캐비테이션 원리를 이용하는 라스킨 노즐로부터 발생되며 1~2 μm크기

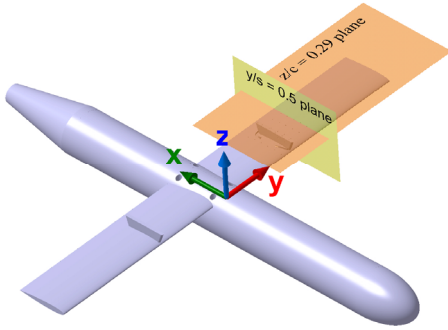


Fig. 5 Planes investigated by PIV with the model installed upside down.

의 에어로졸 형태를 가진다[6].

100 μ s 간격의 레이저 펄스에 노출된 2개의 이미지를 비교하는 2 이미지 상호상관기법을 이용하여 속도벡터를 계산하였으며 10 Hz의 촬영 속도로 128장의 순간 속도장을 획득하여 시간평균 속도장을 계산하였다. FFT방식의 상호상관법 속도벡터 계산에서 상관영역(Interrogation window)은 32×32 pixels의 크기로 50%를 겹쳐 벡터해상도를 높였다.

측정단면은 Fig. 5에 나타난 바와 같이 x-y 평면에서는 300×300 mm, x-z 평면에서는 160×160 mm 크기의 영역을 PIV로 측정하였다. $y/s=0.5$ 평면은 파일런으로부터 0.1s 바깥쪽 위치이며, Fig. 3의 압력측정 위치 중 Sta. 3에 해당한다. 날개 하부의 $z/c=0.29$ 평면은 시험조건인 받음각 5° 에서 레이저가 파일런에 의해 가려지지 않는 상태에서의 날개에 가장 근접한 평면이다.

시간평균 속도장의 속도벡터 크기(\bar{V}_{mag})에 대한 불확도는 Wermet[7]의 연구로부터, 순간 속도장에서 u 와 v 성분의 표준편차로부터 계산된다.

$$s_{i,j} = \sqrt{s_{u_{i,j}}^2 + s_{v_{i,j}}^2} \quad (1)$$

Eq. 1에서의 $s_{i,j}$ 는 각 좌표(i,j)별 시간평균 속도장의 속도벡터 크기의 표준편차이고, $s_{u_{i,j}}$ 와 $s_{v_{i,j}}$ 는 각 좌표에서의 u 와 v 에서의 표준편차를

나타낸다. $s_{i,j}$ 를 시간평균 속도장의 속도벡터 크기로 나눈 상대표준편차(\hat{s})는 Eq. 2와 같이 표현된다.

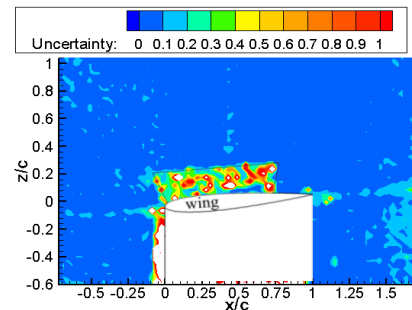
$$\hat{s} = \sqrt{s_u^2 + s_v^2} / \sqrt{\bar{u}^2 + \bar{v}^2} = s / \bar{V}_{mag} \quad (2)$$

여기서, \bar{u} 와 \bar{v} 는 시간평균 속도장의 u 와 v 의 성분을 각각 나타낸다. 측정시스템의 오류가 없다고 가정하면, Eq. 2로부터 \bar{V}_{mag} 에 대한 불확도는 다음과 같이 구할 수 있다.

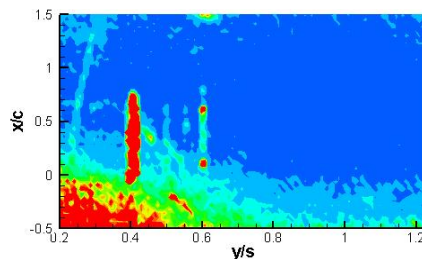
$$\sigma_{\bar{V}_{mag}} = z_c \hat{s} / \sqrt{N} \quad (3)$$

여기서, z_c 는 신뢰 인자(confidence factor)로 95% 신뢰구간에 대하여 1.96이 적용되며 N 은 순간 속도장의 수를 나타낸다.

가로세로비 4.8, $Re=1.384 \times 10^5$, 받음각 5° 조건에 대하여 Eq. 3을 이용하여 계산한 시간 평균



(a) $y/s = 0.5$ x-z plane.



(b) $z/c=0.29$ x-y plane.

Fig. 6 Uncertainty distribution at $AR=4.8$, $V=30$ m/s, $Re=1.384 \times 10^5$, and $AoA=5^\circ$.

속도장 내의 불확도 분포를 각 측정평면 별로 Fig. 6에 나타내었다. 시험모형의 날개가 위치하는 $y/s=0.0\sim 1.2$ 및 $x/c=0.0\sim 1.0$ 구간의 대부분 영역에서 각 국소지점의 속도에 대하여 10% 미만의 불확도를 나타내었다. 파일런 아랫면과 날개 전, 후방의 불확도가 큰 영역은 레이저의 반사와 식별할 수 있는 추적 입자의 수가 많지 않은 이유에 기인한다.

3. 시험결과 및 검토

3.1 날개 하부 표면 압력

Fig. 7은 파일런 주변의 날개 아랫면에서 측정된 압력을 각 위치별로 가로세로비 변화에 대하여 나타낸 것이다. 측정압력(p)은 Eq. 4와 같이, 자유흐름 정압(p_∞)과의 차를 동압(q_∞)으로 무차원화하여 나타내었다.

$$c_p = (p - p_\infty) / q_\infty \quad (4)$$

풍동실험결과로 얻어진 압력측정결과를 NACA0012 2차원 날개에 대한 $Re=2.0\times 10^5$, 받음각 5° 에서의 날개 아랫면의 이론적 압력분포[8]와 함께 도시하여 비교하였다. 그 결과 비슷한 레이놀즈 수 영역에서 비교적 잘 일치함을 확인하였다. Fig. 7의 가로세로비에 따른 날개 아랫면의 압력분포 변화는 날개 끝단 쪽으로 갈수록 날개 끝단에서 발생하는 와류로 인해 가로세로비 별로 약간의 차이를 보이지만 가로세로비가 증가할수록 이론적 압력분포와의 차이가 상대적으로 감소함을 알 수 있다. 이를 통해 가로세로비가 날개 하부 유동장에 큰 영향을 주는 것을 알 수 있다. AR=4.8의 경우 날개 끝단의 위치가 압력측정위치와 상대적으로 가까워 3차원 효과가 크게 나타나며, 즉 날개 끝단에서 발생하는 와류의 영향으로, 파일런 바깥쪽인 Sta. 2 ~ Sta. 4의 측정위치들에서 측정된 압력들이 다른 가로세로비의 경우에 비해 크게 낮아졌으며, 측정위치가 날개 끝단에 가까울수록, 또한 앞전에 가까울수록 변화폭은 더 컸다.

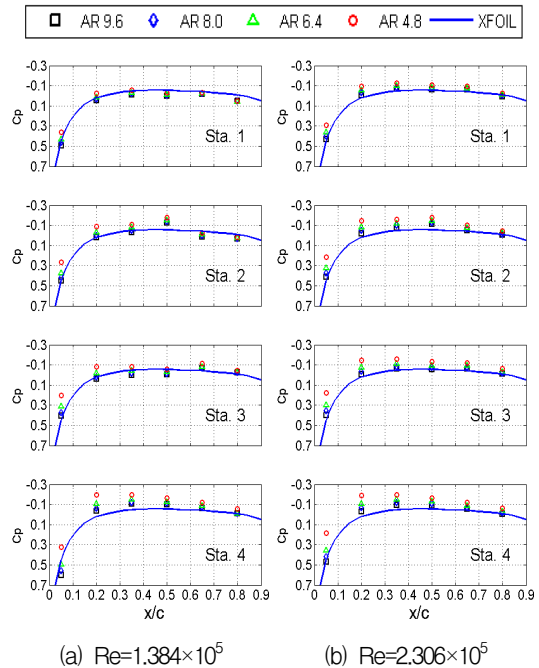


Fig. 7 Pressure distribution with varying aspect ratio at $AoA=5^\circ$.

Fig. 7(b)의 $Re=2.306\times 10^5$ 에서의 측정결과도 AR=4.8의 경우, 가로세로비 변화에 따른 압력변화가 상대적으로 크게 나타났다. 가로세로비에 따른 변화경향은 $Re=1.384\times 10^5$ 에서의 경우와 마찬가지로 날개 끝단에 가까운 곳에서 변동폭이 더 크게 측정되었으며, 파일런 안쪽에서는 파일런에 의한 스펠방향의 흐름억제 영향으로 파일런 바깥쪽에 비해 가로세로비 변화에 따른 압력변화가 상대적으로 작게 나타났다.

3.2 x-y 평면 속도분포

Fig. 8은 $z=0.29c$ 의 x-y평면에서 측정된 날개 가로세로비에 따른 날개 하부의 속도 성분별 분포를 나타낸 것이다.

Fig. 2에서 정의한 직교좌표계를 따라, x, y, z 방향으로의 속도성분을 각각 u, v, w 로 나타내었으며, 결과의 이해를 높이기 위해 자유흐름속도 V 로 무차원화 하였다. 분포도 내의 실선은 각 시험조건에서의 시험모형 스펠의 형태와 위치를 보여준다. Fig. 8(a)는 가로세로비 변화에

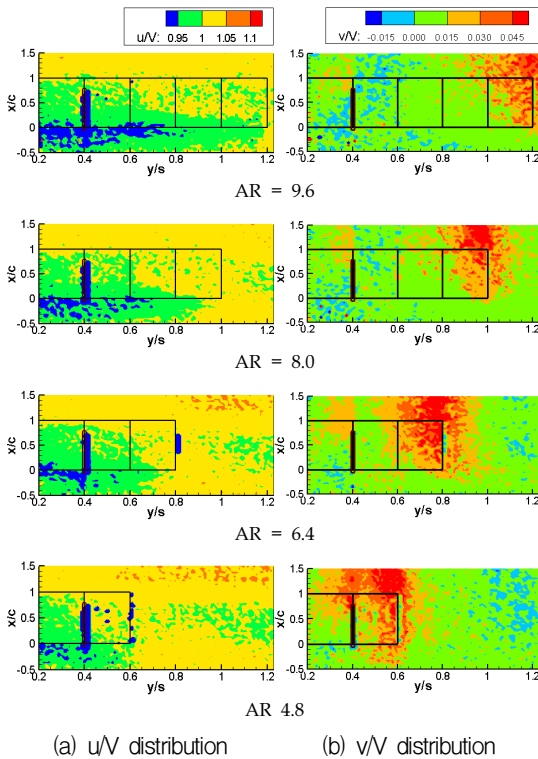


Fig. 8 Velocity distribution in the x-y plane of $z/c=0.29$ with varying aspect ratio at $V=30$ m/s, $Re=1.384 \times 10^5$ and $AoA=5^\circ$.

따른 시험부 하류방향으로의 속도성분의 변화를 도시한 것이다. 세로축으로 증가하는 방향이 자유흐름의 방향이다. $y/s=0.4$ 에 위치한 파일런을 기준으로 파일런과 동체 사이의 유동장에서 가로세로비 변화에 따른 속도 분포의 변동은 관찰되지 않지만, 각각의 가로세로비 조건에서 파일런 바깥쪽의 유동장들은 날개 끝단으로 갈수록 와류에 의한 속도변화가 뚜렷하다.

Fig. 8(b)는 가로세로비에 따른 날개 하부의 스펠방향 속도성분의 분포를 나타낸다. 각 가로세로비 조건에서 동체쪽에서 날개끝단 쪽으로 향하는 느린 흐름이 주로 나타나지만, 끝단 근처에서는 와류의 영향으로 뒷전쪽으로 갈수록 날개 안에서 바깥쪽으로의 흐름이 강하게 나타나는 경향을 보인다. 가로세로비 4.8에서 9.6까지 날개 끝에서 발생하는 3차원 날개효과(날개 끝단와류)가 뚜렷하며, 가로세로비 4.8인 경우, 파일런 근

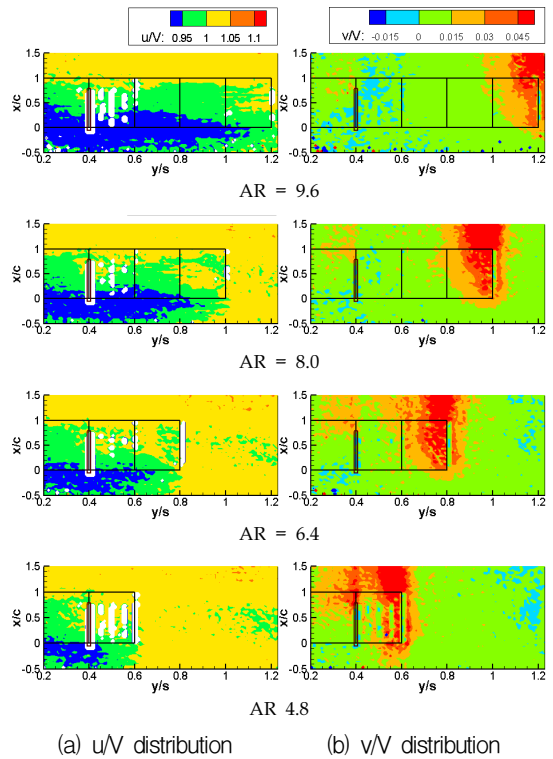
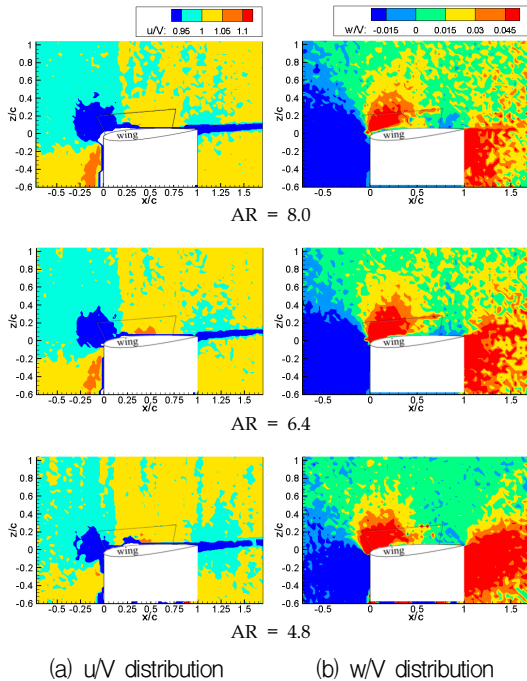


Fig. 9 Velocity distribution in the x-y plane of $z/c=0.29$ with varying aspect ratio at $V=50$ m/s, $Re=2.306 \times 10^5$ and $AoA=5^\circ$.

처 유동장에 와류의 영향이 강하게 나타나, 가로세로비가 큰 경우와 상사되지 않음으로써 실제 비행 시와 다른 결과를 가져올 것으로 예상된다. 하지만 가로세로비가 증가하면서 날개 끝단에 나타나는 와류의 영향이 파일런 주변에서 멀어지므로, 실제 가로세로비가 큰 날개와의 상사성을 만족시킬 수 있는 가능성을 확인하였다.

Fig. 9는 $Re=2.306 \times 10^5$ 에서의 속도분포를 나타낸 것이다. Fig. 8의 경우와 비교하여 날개 끝단의 3차원 효과가 레이놀즈수 증가로 날개 하부에서 감소함을 확인할 수 있으며, 이를 통해 높은 레이놀즈수 영역에서는 날개 하부에서의 가로세로비에 의한 영향이 작아짐을 알 수 있다. Fig. 9(a)의 흰색부분과 9(b) 내의 해당영역은 레이저 반사가 심하여 PIV에 의한 속도측정이 되지 못한 영역으로, 주로 표면압력 측정공이 위치한 열들을 따라 발생하였다.



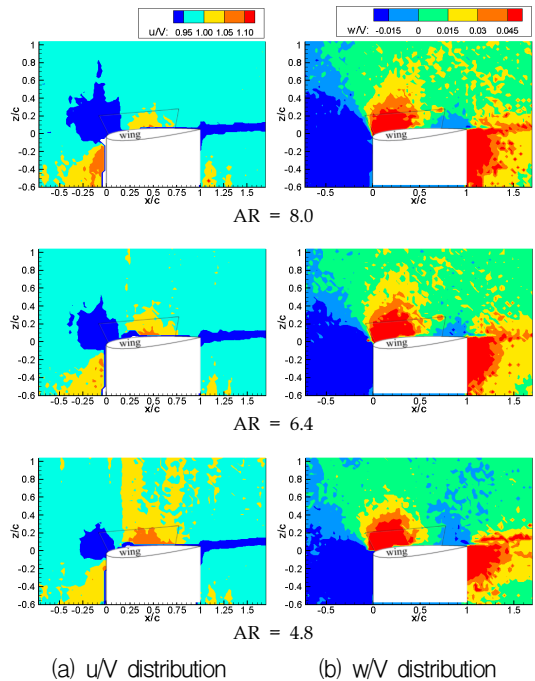
(a) u/V distribution (b) w/V distribution

Fig. 10 Velocity distribution in the x-z plane of $y/s=0.5$ with varying aspect ratio at $V=30$ m/s, $Re=1.384 \times 10^5$ and $AoA=5^\circ$.

3.3 x-z 평면 속도분포

Fig. 10은 $y/s=0.5$ 에 위치한 x-z 평면에서의 가로세로비 변화에 따른 속도 분포를 자유흐름 속도 V 로 무차원화하여 시험부 하류방향(u/V)과 날개시위로부터 수직방향의 성분(w/V)으로 나누어 나타낸 것이다.

가로축 방향이 자유흐름의 방향이다. 실험에서와 마찬가지로 날개의 아랫면이 위쪽을 향하도록 나타내었다. 그림의 흰색 부분은 시험부의 위쪽의 관측창을 통해 입사되는 레이저가 날개의 존재로 인해 투과되지 못함으로써 생긴 속도가 측정되지 않은 영역이다. Fig. 10(a) u/V 의 속도 분포에서는 가로세로비가 감소함에 따라 3차원 날개 효과의 영향이 증대되어 날개 하부 앞전 부근의 속도 정체영역과 상부 앞전 근처의 붉은색으로 표시된 가속영역이 점차 줄어들었으며, 이로써 날개 끝단이 가까워질수록 날개 아랫면과 윗면 사이의 압력차이가 줄어들게 됨을 알 수 있다.



(a) u/V distribution (b) w/V distribution

Fig. 11 Velocity distribution in the x-z plane of $y/s=0.5$ with varying aspect ratio at $V=50$ m/s, $Re=2.306 \times 10^5$ and $AoA=5^\circ$.

Fig. 10(b)에서 각각의 가로세로비 별로 후류영역을 살펴보면 가로세로비가 4.8인 경우 날개 끝단 효과로 인한 날개 뒷전 이후에서의 속도변화가 나타나는 영역이 상대적으로 큰 것을 알 수 있으며, 가로세로비가 증가할수록 속도변화 영역이 작아짐을 알 수 있다. 이를 통해 가로세로비가 증가함에 따라 전형적인 2차원 단면 날개에 대한 특성을 가짐을 알 수 있다.

$Re=2.306 \times 10^5$ 에서의 날개 하부 u/V 속도성분의 분포를 나타낸 Fig. 11(a)에서는 날개 아랫면 근처의 속도가 증가하는 영역이 가로세로비 증가에 따라 작아지는 경향을 보이는데, 이는 Fig. 7의 가로세로비 증가에 따라 날개 아랫면의 표면압력이 높아지는 압력측정결과와도 일치한다.

Fig. 11(b)에서는 레이놀즈수 증가로 인해 후류영역의 속도변화영역이 Fig. 10의 $Re=1.384 \times 10^5$ 에 대한 경우와 비교하여 줄어들었다.

가로세로비 증가에 따라 날개 끝단과의 거리가 멀어짐으로써 날개 끝단의 3차원 효과에 의

한 영향이 날개 하부의 파일런 주변에서 점차 감소하는 경향이 나타났다. 또한, 날개표면에서의 속도분포와 비교하여 외부 장착물이 고정되는 $z/c=0.29$ 근처 파일런 바닥면 위치에서는 가로세로비에 따른 속도분포의 차이가 더욱 감소하는 경향이 나타났다.

4. 결 론

본 연구에서는 날개 하부 압력분포 측정과 PIV시스템을 이용하여 날개 가로세로비 변화에 따른 날개 하부 유동장의 공기역학적 특성을 고찰하였다.

파일런과 동체 사이의 유동장 영역에서는 파일런에 의한 스팬방향 흐름억제 효과로 인해 날개 가로세로비 변화에 따른 속도변화나 표면압력 변화가 크지 않았다. 파일런 바깥쪽에서는 가로세로비 감소에 따라 파일런 주변 유동장에 상대적으로 가까워진 날개 끝단으로부터의 와류에 의한 영향이 점차 증대되어 파일런 주변에서의 날개 아랫면의 표면압력이 낮아지며, 앞전 근처의 날개 하부 속도 정체영역과 날개 상부의 가속영역이 감소되는 3차원 날개 효과를 보였다.

가로세로비 4.8의 경우 상대적으로 가까워진 날개 끝단의 와류 영향이 파일런 주변 유동장에 강하게 작용하여 실제와의 상사성을 확보하기 어려웠으나, 가로세로비를 증가시킴에 따라 날개 끝단에 나타나는 와류의 영향이 파일런 주변에서 멀어지므로, 실제 가로세로비가 큰 날개와의 상사성을 만족시킬 수 있으며, 이를 통해 풍동시험에서 부분모사 모형을 이용한 시험의 가능성을 확인하였다.

References

1. "Aircraft/Stores Compatibility: Systems Engineering Data Requirements and Test Procedures," MIL-HDBK-1763, 1998.
2. Kim, J., Jang, Y., Kwon, K., Jung, H., Jung, K. and Kim, S., "An Experimental Study on Internal Store Separation Characteristics," *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 2013 Spring Conference*, Gangwon, Korea, pp. 97-100, Apr. 2013.
3. Davis, M. C., Sim, A. G., Rhode, M. and Johnson, K. D., "Wind Tunnel Result of the B-52B with the X-43A Stack," *24th AIAA Applied Aerodynamics Conference*, San Francisco, C.A., U.S.A., AIAA 2006-3850, Jun. 2006.
4. Ahn, D., Ahn, S., Kang, S., Lee, K., Lee, J. and Kim, N., " '95 Annual Report on the Construction of Subsonic Wind Tunnel," *ADD Report*, ASDC-201-960426, 1996.
5. *Model 9116 Intelligent Pressure Scanner User's Manual*, Pressure Systems Inc., Hampton, V.A., U.S.A., 2007.
6. Linvin, M., *Image Based Measurement Techniques, PIV*, Dantec Dynamics A/S, Skovlunde, Denmark, 2009.
7. Wernet, M. P., "Development of Digital Particle Imaging Velocimetry for use in Turbomachinery," *Experiments in Fluids*, Vol. 28, No. 2, pp. 97-115, 2000.
8. Drela, M. and Youngren, H., "XFOIL 6.9 User Primer," World Wide Web location http://web.mit.edu/drela/Public/web/xfoil_doc.txt, Version 6.9, 2001.