論文 J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 41(11), 849-854(2013)
DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2013.41.11.849

편대비행상태에서 날개 끝 와류의 공력 간섭 효과

조환기*, 이상현**, 이순태**

Aerodynamic Interference Effect of Aircraft Wing Tip Vortex in Formation Flight

Hwan-Kee Cho*, Sang-Hyun Lee** and Soontae Lee**
Department of Flight Operation and Aeronautical Science, CheongJu University*,
Department of Aerospace/Mechnical Engineering, ROK Air Force Academy **

ABSTRACT

Experimental study was conducted to investigate aerodynamic interference effect of wing tip vortex in formation flight of high speed aircraft. In formation flight, wing tip vortex produced by leading aircraft can affect on the aerodynamic characteristics of trailing aircraft. The interference effect of flow is varied with distances between wing tips of leading and trailing aircraft. It is confirmed, in this study, that the interference of wing tip vortex generated from the leading aircraft makes the aerodynamic forces and moments of the trailing aircraft with the vertical or horizontal positions of the trailing aircraft. Especially, the lift coefficients of trailing aircraft were highly increased at y/b=-0.125, z/b=0.0 or deeply decreased at y/b=-0.5, z/b=0.38. The interfering pattern of wing tip vortices from two aircraft is precisely observed.

초 록

본 연구에서는 편대비행하는 고속 항공기의 날개 끝 와류의 공력 간섭 효과를 연구하기 위해서 풍동실험기법이 적용되었다. 편대비행에서 앞선 항공기의 날개 끝에서 발생하는 와류가 뒤따르는 항공기의 공력 특성에 영향을 미칠 수 있다. 흐름의 간섭 효과는 앞선 항공기와 뒤따르는 항공기의 날개 끝 사이의 거리에 따라서 변화된다. 본 연구의 실험결과 앞선 항공기에서 발생되는 날개 끝 와류는 뒤따르는 항공기의 공력 및 모멘트 계수를 변화시킴을 확인하였다. 특히, 후방 항공기의 양력계수는 수직 및 수평 위치에 따라 y/b=-0.125, z/b=0.0에서 가장 많이 증가되거나 y/b=-0.5, z/b=0.38에서 가장 크게 감소됨을 확인하였으며, 두 항공기로부터 발생된 날개 끝 와류의 간섭 현상이 자세히 관찰되었다.

Key Words : Formation Flight(편대비행), Wing Tip Vortex(날개 끝 와류), Wind Tunnel Experiment(풍동실험), Aerodynamic Characteristic(공력 특성)

Ⅰ. 서 론

편대 비행은 군용 항공기에서 전방 및 후방 항공기와의 통신을 원활하게 하고 전투 임무 수행을 원활히 하기 위해서 사용하는 비행 형태로 알려져 있다. 이러한 편대비행 형태는 철새들에게

† Received: June 13, 2013 Accepted: October 22, 2013
* Corresponding author, E-mail : hkee04@hanmail.net
http://journal.ksas.or.kr/
pISSN 1225-1348 / eISSN 2287-6871

서도 흔히 관찰되는 비행 형태이다. 철새들은 앞서 가는 철새와 뒤따르는 철새들 상호 간의 통신을 목적으로 편대비행(formation flight) 형태를 유지한다. 또한 철새들은 에너지 소모량을 최소화함으로써 비행거리를 증가시키기 위한 목적으로도 활용되는 것으로 알려져 있다[1]. 다시 말해, 철새들은 무리를 지어 날아가면서 앞에 가는 기러기의 날개에서 발생하는 날개 끝 와류를 이용하여 비행함으로써 에너지 소모량을 최소화할 수 있다.

항공기 날개 끝에서 발생하는 와류는 유도항력을 발생시키는 주요 요인이 된다. 또한 여객기의 경우에는 날개 끝에서 강도가 큰 와류를 형성하여 뒤따르는 항공기 주위를 흐르는 공기 흐름에 영향을 미치게 되므로 뒤따르는 항공기의 비행안전을 위해 일정한 거리 간격을 유지하도록 권고하고 있다. 전투기와 같은 군용 항공기들은 원활한 임무 수행을 위해 비행 중에 편대비행상태를 유지하게 된다. 이 경우에 항공기 상호 간에 너무 근접하게 되면 앞선 항공기의 날개 끝 와류에 의해 끌어 당김 또는 반발되는 힘이 발생하는 것을 경험하게 된다. 앞선 항공기와 뒤따라 비행하는 항공기는 같은 공기력 상태에서 동일한 공력상태에 놓여야 하지만 실제로는 앞선 항공기의 날개끝 와류에 의해 유동장이 간섭되고 이러한 유동의 교란이 서로 다른 공기력을 발생하게 만드는 것으로 추측된다.

지금까지 이 분야의 주요 연구방향은 장거리 비행을 하는 경우 공력성능을 향상시키기 위한 방법으로서 어떻게 날개 끝 와류를 활용할 수 있는가가 주를 이루어 왔다. Hansen과 Cobleigh[2]는 2대의 F/A-18 항공기를 이용하여 실제 편대비행 중에 유도되는 모멘트 효과에 대한 비행실험 결과를 측정하고 분석하였다. 이들에 앞서 Myatt 와 Blake[3]는 풍동 실험을 통하여 편대비행 중에 후방 항공기의 항력 절감효과에 대하여 연구한 바 있다. 또한 Bangash[4]는 소형 항공기의 공력 간섭 효과에 대하여 연구하였다.

미래에는 무인항공기 시대가 될 것이라는 것은 누구도 의심의 여지가 없다. 이러한 무인기들은 개별적으로 조종되고 운영될 수 있지만 경우에 따라서 한 무리의 무인기들이 편대를 이루어 이동하여 개별적인 목표물을 향하여 임무를 수행할 수 있도록 운영될 수도 있다. 이런 경우 날개 끝 와류에 의한 현상을 이해할 수 있는 자료가 확보되어 있으면 에너지 절감을 위한 무인 항공기의 장거리 비행에 활용할 수 있다. 또는 안전한 비행을 위한 이격거리 산출에 이용하여 자동조종을 위한 기초자료로도 활용이 가능하다.

이에 본 연구에서는 고속 항공기들이 편대비행 시 앞서가는 항공기의 날개 끝 와류에 의해 발생되는 공력 간섭 현상에 뒤따르는 후방 항공기의 공력특성 변화에 어떻게 영향을 미치는가를 측정하고 분석하고자 연구하였다.

II. 본 론

2.1 풍동 실험 장치

본 연구에 사용된 공군사관학교의 중형 아음속 풍동은 단일 폐쇄회로식(closed-circuit type) 풍동이다. 주 측정부의 크기는 폭 3.7m, 높이 2.45m, 길이 8.7m이다. 풍동시험부의 바닥에는 시험부에서 성장하는 경계층을 제거할 수 있는 경계층제거장치(boundary layer removal system)를 갖추고 있다. 풍동 시험부의 수축비는 7.26 : 1이다. 풍동 시험부에서 최대 유속은 92m/sec이다. 유속 제어(speed control)는 ±0.03 m/sec까지 가능하고, 유속의 안정성(speed steadiness)은 평균 유속의 ±0.11%이다. 송풍기의 최대 회전수는 365 RPM으로 최대 2,100 ㎾의 동력을 필요로 한다. 풍동 시험부에서 난류도(turbulence level)는 유속 74m/sec에서 0.1%이내이다.

2.2 항공기 실험 모델

본 연구의 대상은 전투기의 편대비행 중에 전방 항공기의 날개 끝 와류가 후방 항공기의 공력에 미치는 영향을 분석하기 위하여 실험 모델을 고속 항공기 모델로 선정하였다. 항공기 모델은 일반적인 소형 전투기 크기의 5% 크기로 축소하여 제작하였다. 모델의 재질은 FRP(fiber reinforced plastics)를 사용하여 무게를 가볍게 만들었다. 동체 내부에는 밸런스를 장착할 수 있도록 금속재료를 이용한 장착용 프레임을 제작하여 삽입하였다. 항공기 모델은 최소한 2개가 필

Fig. 1. Formation Flight in the test section

요하므로 두 개를 동일한 크기로 제작하였다. 항공기 모델의 크기는 전장이 65.3cm, 스팬의 길이가 45.5cm, 높이는 20.7cm이다. Fig. 1은 풍동 시험부에 장착된 항공기 모델을 보여준 것으로 후방에서 모델을 지지할 수 있도록 만들었다. 모델의 지지 중심은 35% MAC(mean aerodynamic chord)를 기준으로 설정하여 제작하였다.

2.3 공력 측정 시험 장치

편대비행하는 항공기 모델의 공력을 측정하기 위한 실험 장치의 구성은 Fig. 2 및 Fig. 3과 같다. 이 그림에서 전방 항공기 모델은 풍동 시험부의 중앙 부근 한 지점에 고정하여 설치한다. 전방 항공기의 날개 끝 와류의 영향을 받게 되는 후방 항공기 모델은 풍동시험부의 뒤쪽 천장에 설치되어 있는 센서이송장치 (PTS : Probe Transverse System)에 설치한다. 항공기 모델의 내부에는 내장 밸런스를 장착함으로써 풍동 시험부의 내부에서 센서의 위치를 이동하면서 항공기 모델에서 감지되는 공력을 측정할 수 있도록 시스템을 구성하였다. PTS의 위치 이동은 PTS 제어 컴퓨터가 담당한다. 풍동실험을 수행하기 이전에 설정해 놓은 위치 좌표에 따라 이송 명령을 줄 수 있도록 별도의 명령 제어용 컴퓨터를 설치하였다. 항공기 모델은 PTS에 설치되었으며, 항공기 모델의 내부에는 내장 밸런스가 장착되었다. 내장밸런스에서 측정되는 자료 신호는 자료 획득 컴퓨터까지 신호선으로 연결되어 자료를 획득한다. 컴퓨터에서 측정되는 아날로그 신호는 디지털화하여 자료를 컴퓨터에 저장할 수 있도록 구성하였다.

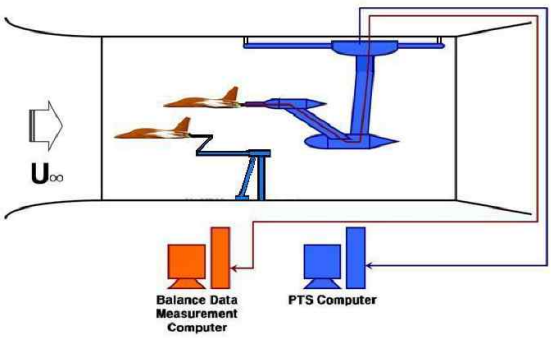

Fig. 2. Schematic diagram of experimental apparatus

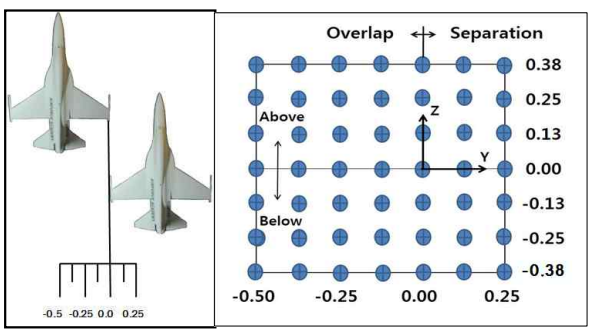

Fig. 3. Grid points for measuring aerodynamic forces and moments

2.4 실험 범위 및 조건

본 연구에서는 날개 끝 와류의 영향에 의한 공력 변화를 측정하기 전에 자유 흐름 상태에서 동일 항공기 모델의 기본 공력을 먼저 측정하였다. 이 공력 자료는 항공기 모델의 기본 공력 특성을 파악하기 위한 것으로 와류의 영향을 판단할 수 있는 기준 자료로 활용한다. 날개 끝 와류의 영향에 대한 풍동 실험을 수행하기 위하여 2대의 항공기가 인접하여 편대 비행을 하고 있는 것으로 가정하였다. 그리고 전방 항공기의 날개 끝에서 발생하는 와류의 영역에 후방 항공기를 설치하고 측정 위치를 이동시키면서 후방 항공기의 공력을 측정하는 방식을 적용하였다. 이 때 두 항공기의 받음각 자세는 동일하게 변화되는 것으로 가정하였다.

일정한 유속 상태에서 전방 항공기의 날개 끝 와류가 후방 항공기의 상하·좌우 및 후방 거리의 위치 변화에 따라 공력에 어떤 영향을 미치게 되는가를 후방 항공기에 내장된 밸런스를 통하여 측정한다. 후방 항공기의 공력을 측정하기 위해서는 이미 보정이 완료된 내장형 밸런스를 Fig. 2와 같이 풍동 시험부 내부에 설치된 센서이송장치에 장착한다. 그리고 미리 설정한 3차원 공간의 위치를 이동하면서 항공기 모델에 작용하는 6분력을 측정한다.

항공기의 좌·우 방향의 위치 기준은 전방 항공기의 오른 날개 끝과 후방 항공기의 왼쪽 날개 끝이 일치되는 지점으로 정하였다. 후방 항공기의 좌우 이동 범위(±y)는 스팬의 크기(b)를 기준으로 좌측(-y)으로 0.5b에서 우측(+y)으로 0.25b까지 0.125b의 간격으로 총 7개의 지점으로 정하였다. 후방 항공기의 상하(±z) 이동 범위는 위쪽 방향(+z)으로 0.38b까지, 아래쪽 방향(-z)으로 -0.38b까지 동일한 크기만큼 이동하는 것으로 위치를 설정하였다. 마지막으로 전방 항공기로부터 후방 항공기의 흐름 방향으로 이격거리(x)는 1.5b, 2b, 2.5b 떨어진 지점에서 공력을 측정하는 것으로 설정하였다. 이들 측정 위치는 전방 항공기의 날개 끝 와류의 영역을 고려하여 설정된 것이다. Fig. 3은 후방 항공기의 우측 날개 끝을 기준으로 y-z 평면에서 후방 항공기의 공력 측정 위치를 나타낸 것이다.

2.5 측정 자료의 처리

본 실험에 사용된 좌표계는 측정부에서 유속 흐름방향을 x축, x축에 직교하는 수평방향을 y축, 상하 수직방향을 z축으로 하는 오른손 법칙이 사용되었다.

항공기의 기본 공력은 양력, 항력 및 측력이며 모멘트는 롤링, 피칭, 요잉 모멘트로 구성된다. 이들 힘을 무차원화 하면 계수로서 나타낼 수 있는데, 각각 양력계수, 항력계수 및 측력계수로 C_L, C_D, C_S로 나타낸다. 이들은 각각 바람축 좌표계에 대하여, 그리고 모멘트 계수인 C_l, C_M, C_N은 각각 기체축 좌표계를 적용하여 나타낸다. 공력 계수 및 모멘트 계수의 계산은 아래 수식으로 나타낼 수 있으며, 풍동실험을 통하여 공력 및 모멘트를 측정하고 식(1)과 (2)를 이용하여 계산할 수 있다.

$$C_F = \frac{F}{q_\infty S}, \quad F = L, D, S \tag{1}$$

$$C_M = \frac{M}{q_\infty Sc}, C_{L'} = \frac{L'}{q_\infty Sb}, C_N = \frac{N}{q_\infty Sb} \tag{2}$$

위의 식들로 구한 값은 날개 끝 와류에 의하여 변화된 공력 및 모멘트로부터 구한 값이다.

III. 시험결과 및 고찰

아음속 풍동에서 고속 항공기 모델을 편대 비행 형태로 설치하고 풍동 실험을 수행하여 전방 항공기의 우측 후방에 있는 뒤따르는 항공기의 공력을 측정한 결과는 다음과 같다. 풍동실험은 $Re=3.25\times10^5$의 흐름 조건에서 수행되었으며, 유속은 M=0.1의 속도 영역에서 이루어졌다.

Figure 4는 받음각 5도, x/b=1.5의 위치에서 후방 항공기의 y-z 평면의 각 위치에서 양력계수의 변화량을 나타낸 것이다. 이 그림에서 가로 실선으로 표시된 기준선은 자유흐름 상태에서 공력의 크기를 나타낸 것이다. 즉, 받음각 5도에서 항공기 모델에서 발생되는 양력계수의 크기를 나타낸다. 양력의 증가는 수직 위치 z/b=0인 경우 두 날개의 끝이 일치되거나 약간 겹친 경우 즉 y/b=-0.1부터 y/b=-0.3인 경우가 가장 크게 증가되는 것을 알 수 있으며, 수직 위치는 0.13까지만 양력이 증가되고 그 이상이 되면 y/b의 값에 상관없이 양력이 변화가 없거나 감소되는 현상을 나타내고 있다. 이는 전방 항공기의 날개 끝 와류 영역을 벗어나거나 오히려 내리흐름 또는 교란 흐름의 영향을 받고 있음을 의미하는 것으로 판단된다.

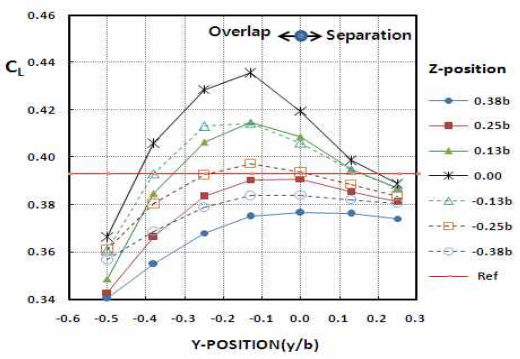

Fig. 4. The variation of lift coefficients with y/b and z/b at $\alpha = 5^o$, x/b=1.5

Figure 5는 전방 항공기 모델로부터 1.5b의 거리에 있는 후방 항공기 모델의 요잉 모멘트 계수의 변화량을 나타낸 것이다. 이 그림에서 수직 위치가 -0.13b 보다 높은 위치에 있는 경우에 y/b>-0.4인 영역에서는 항상 양(+)의 요잉 모멘트 계수를 나타내고 있다. 또한 주목할 만한 결과는 수직 위치가 -0.25b와 -0.38b인 경우에는 두 날개가 겹쳐질 때 큰 부(-)의 요잉 모멘트가 발생하고 있다는 것이다. 일반적으로 요잉 모멘트의 변화는 비행 방향을 변화시키는 역할을 하므로 항공기가 어느 위치에 있느냐에 따라서 우측 또는 좌측으로 비행 방향을 변화시키는 힘이 전방 항공기 후류의 영향에 의해서 지속적으로 발생된다는 것을 의미한다. 이러한 현상은 안정적인 상태로 비행을 하는데 있어서 안전에 부정적인 영향을 미치게 되므로 이 영향을 벗어나기 위해서는 y/b가 0.3b 이상의 값을 갖는 위치까지 우측으로 거리를 두어야 한다는 것을 이 그림으로부터 알 수 있다.

Figure 6은 전방 항공기 모델로부터 1.5b 거

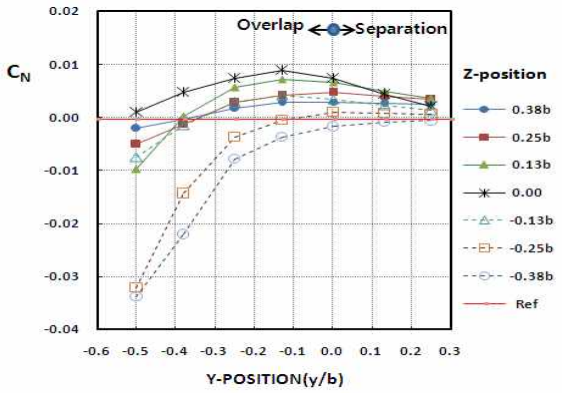

Fig. 5. The variation of yawing moment coefficients with y/b and z/b at $\alpha = 5^o$, x/b=1.5

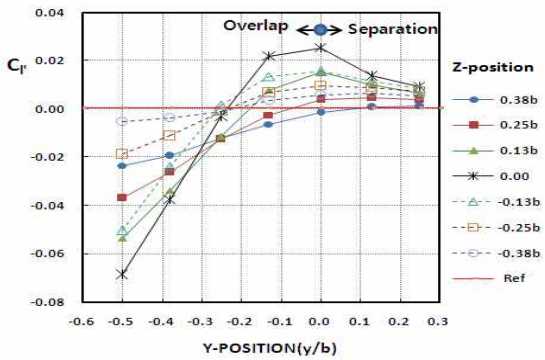

Fig. 6. The variation of rolling moment coefficients with y/b and z/b at $\alpha = 5^{o}$, x/b=1.5

리 후방에서 받음각 5도인 후방 항공기 모델의 롤링모멘트 계수의 변화를 나타낸 것이다. 이 그림에서 롤링 모멘트는 복잡한 변화를 겪게 되는데, 전방 및 후방의 두 항공기 날개의 수직 위치가 동일한 경우 y/b<-0.3인 경우에는 좌측으로 회전하는 모멘트가, y/b>-0.3인 경우에는 우측으로 회전하는 모멘트가 발생되고 있음을 볼 수 있다.

다음은 편대비행하는 고속 항공기의 날개 끝 와류의 간섭 효과를 관찰하기 위해서 날개 끝 와류를 가시화하여 보았다. 항공기 날개 끝 와류의 가시화는 입자영상유속계(PIV: Particle Image Velocimetry)가 사용되었다. 입자 영상을 촬영하기 위한 풍동 시험부의 유속은 20m/sec(MAC 기준 레이놀즈수는 $1.9X10^{5}$)에서 수행하였다. 항공기의 받음각 5도에서 항공기 날개 끝 와류에 대한 입자 영상을 촬영하여 얻어진 결과는 다음과 같다.

Figure 7은 편대 비행하는 2대의 항공기의 날개 끝 와류를 항공기 후방에서 입자 영상으로 나타낸 것이다. 후방 항공기의 위치는 x/b=1.5, y/b=0.25, z/b=0.0이다. 이 그림에서 날개 끝 와류의 강도는 받음각이 적기 때문에 비교적 작게 형성되고 있으며, 전방 항공기 모델의 우측 날개와 후방 항공기 모델의 좌측 날개 끝에서 발생되는 와류의 방향이 서로 반대 방향으로 형성되어 상호 간섭되고 있음을 알 수 있다. 왼쪽의 와류는 왼쪽 방향으로 회전하고 오른쪽 와류는 우측 방향으로 회전하고 있다. 두 와류 중심의 간격이 있어서 두 와류의 간섭이 크게 나타나지 않음을 알 수 있다. 두 날개의 거리가 상호 인접되어 있을수록 흐름의 간섭이 심하게 나타나는 것이 일반적이다. 이 그림에서 전방 항공기의 날개 끝 와류(좌측)를 기준으로 뒤따르는 항공기의 좌측 날개가 y/b=0.25인 거리에 위치하여 두 날개의

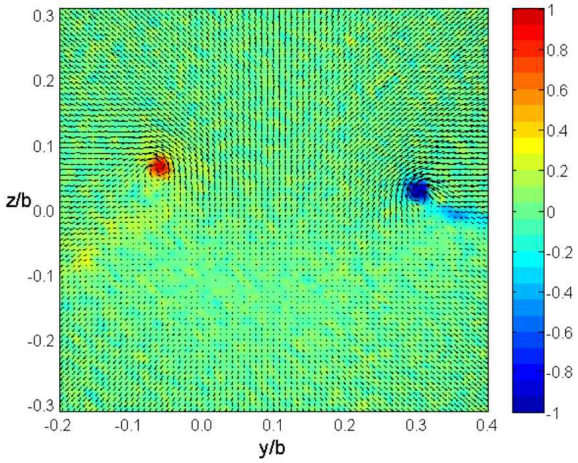

Fig. 7. Flow interference of wing tip vortices at x/b=1.5, y/b=0.25, z/b=0.0

끝이 일정한 간격을 갖게 되므로 와류에 의한 상호 흐름의 간섭이 상대적으로 강하게 나타나지 않음을 볼 수 있다. 그러나 본 실험에서 측정된 공력 변화의 결과로 볼 때 전방항공기의 후류가 우측 후방에 위치한 항공기 날개로 입사하는 공기 흐름에 어느 정도 영향을 미치고 있음을 알 수 있다.

Figure 8은 전방 항공기의 우측 날개 끝과 뒤따르는 항공기의 좌측 날개 끝이 같은 위치에 있는 경우(y/b=0.0, z/b=0.0)에 와류의 간섭 영상을 나타낸 것이다. 이 그림은 오른쪽에서 뒤따르는 항공기의 와류가 전방 항공기의 날개 끝 와류에 많은 영향을 미치고 있음을 볼 수 있다. 전방 항공기의 와류에 의해 형성된 국부 흐름(local flow)의 방향 변화가 후방 항공기의 날개에 입사되는 흐름의 방향을 변화시키게 되며, 후방 항공기의 날개의 끝 와류의 형성에도 영향을 미치게 된다.

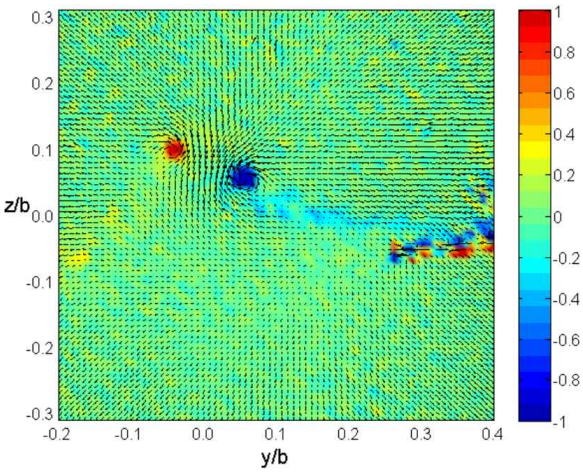

Fig. 8. Flow interference of wing tip vortices at x/b=1.5, y/b=0.0, z/b=0.0

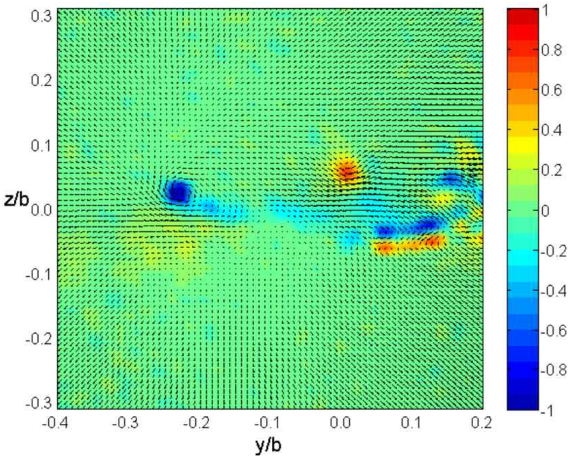

Fig. 9. Flow interference of wing tip vortices at x/b=1.5, y/b=−0.25, z/b=0.0

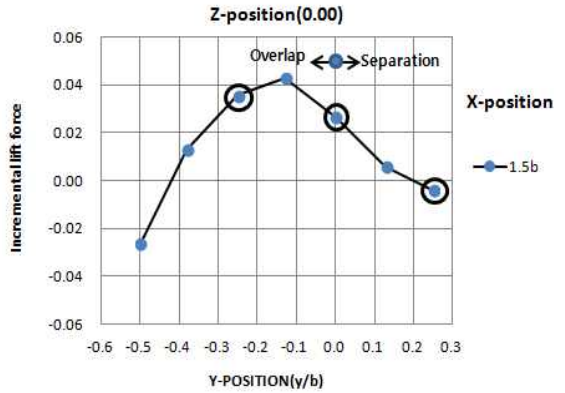

Fig. 10. Incremental lift coefficient at x/b=1.5, y/b=−0.25,0.0,0.25, z/b=0.0

Figure 9는 전방 항공기의 우측 날개와 후방 항공기의 좌측 날개가 겹쳐진 경우(y/b=-0.25, z/b=0.0)의 와류 영상을 나타낸 것이다. 보다 복잡한 흐름의 간섭 현상이 나타나고 있으며, 후방 항공기의 날개 전체에 전방 항공기의 후류가 영향을 미치게 된다. 또한 전방 항공기의 와류가 사라지지 않고 여전히 형성되어 있음을 알 수 있다.

Figure 10은 Fig. 7, 8, 9의 흐름 간섭 위치에서의 양력 증가치의 변화를 나타낸 것이다. 이 그림에서 볼 수 있듯이 가장 큰 변화는 y/b가 -0.3에서부터 0.0인 구간에서 나타나고 있으며, y/b=2.5인 위치에서는 양력 증가치가 발생되고 있지 않음을 알 수 있다. y/b=-0.5인 위치에서는 양력이 감소되고 있다.

IV. 결 론

본 연구에서는 고속 항공기 모델의 편대비행 시 전방 항공기의 날개 끝 와류가 후방 항공기의 공력에 미치는 영향에 대한 풍동실험 결과 다음과 같은 결론을 얻었다.

첫째, 후방항공기의 양력계수 증가가 가장 큰 최적의 위치는 z/b=0.0 및 y/b=-0.125이다.

둘째, 요잉모멘트 계수가 가장 큰 변화를 나타내는 지점은 z/b=-0.38, y/b=-0.5에서 발생되었다. 또한, 롤링 모멘트의 방향은 y/b=-0.3 부근에서 반대방향으로 전환되고 있음을 알 수 있다. 이러한 변화는 후방 항공기의 조종에 영향을 미칠 수 있어서 주의가 필요할 것으로 판단된다.

마지막으로, 본 연구에서는 M=0.1에서 이루어졌다. 그러나 이러한 결과는 실제 항공기에 대한 측정결과[2]를 제시한 참고문헌에서도 유사한 형태의 결과가 얻어졌음을 볼 때 풍동실험 결과가 유용하다고 판단된다. 그러나 여기서는 후방 항공기의 흐름장에 의해 전방 항공기도 영향을 받을 것으로 예측되지만 본 연구의 대상으로 고려되지 않았음을 밝혀둔다.

후 기

본 연구는 공군사관학교 항공우주연구소(과제번호 10-24)의 지원으로 수행되었으며, 이에 대해 감사를 드립니다.

References

1) Lebar Bajec, I. and Heppner, F. H., Organized flihgt in birds, Animal Behaviour, Vol. 78(4), PP. 777-789, 2009.

2) Hansen, J .L and Cobleigh, B. R., "Induced Moment Effects of Formation Flight Using Two F/A-18 Aircraft", Flight Mechanics Conference and Exhibit, AIAA 2002-4489, 2002..

3) Hyatt, J. H. and Blake, W. B., “Aerodynamic Database Issues for Modeling Close Formation Flight", AIAA 99-4194, 1999.

4) Bangash, Z. A., Sanchez, R. P. and Ahmed, A., “Aerodynamics of Formation Flight”, J. of Aircraft, Vol. 43, No. 4, pp. 907-912, 2006.

5) Blake, W. B. and Gingras, D. R., "Comparison of Predicted and Measured Formation Flight Interference Effects", Journal of Aircraft, Vol. 41, No. 2, pp. 201-207, 2004

6) Porter, D. B. and Howardf, R. M., ", Aerodynamic Interference of Dissimilar Aircraft Flying in Close Proximity", Journal of Aircraft Vol. 33, No. 2, Engineering Notes, pp. 440-441, 1995.