한국교통대학교 융·복합기술연구소 논문집, Vol. 10, No. 1, pp. 1-5 (2020)
https://doi.org/10.22710/JICT.2020.10.1.001
Copyright ⓒ 2020 ICT
ISSN : 2233-8667

# 편대비행 하는 항공기 날개들에서 발생하는 후류말림 연구

한 철 희*

한국교통대학교 항공기계설계전공

# Study on the Wake Roll-up Behind Multiple Wings in Formation Flight

**Cheolheui Han***

*Department of Aeronautical and Mechanical Design Engineering, Korea National University of Transportation, 50 Daehak-Ro, Chungju-Si, Chungbuk-Do 27469, Korea*
***(Received 2020.08.11 / Accepted 2020.10.30)***

**Abstract :** The wake shapes behind wings in formation flight are very important to the aerodynamics and performances of aircrafts. In the present study, a discrete vortex methood is extended to handle the wake rollups behind multiple wings. It was found that the relative distance between the wings and the rotational direction of the wingtip vortices have significant effect on the movement of the wingtip vortices. When the wings are close to each other, the wingtip vortices moved faster than the wings of large relative distances. The vortex pair of opposite signs generated from each wingtip has an effect of moving the wingtip vortices upward. The relative height between the wings has an effect of moving the wingtips along the centerline of each vortex. The wakeshape behind multiple wings is a function of the relative distances and thus is dependent on the configuration of the formation flight. In the futhre, a study on the vortex movement pattern will be studied.

**Key words** : Discrete vortex method(이산와법), Wake roll-up(후류말림), Aircraft Performance(항공기 성능), Formation flight(편대비행)

## 1. 서 론

항공기 날개 상하면에서 발생하는 압력차에 기인한 날개길이 방향으로의 흐름(sidewash)과 날개 전면에서 유입되는 공기흐름은 결합되어 날개끝 와(wingtip vortex)를 발생시킨다. 날개끝 와는 날개에 진입하는 유동에 아랫방향으로의 흐름(downwash)를 발생시켜 유도항력을 생성시킨다. 따라서 유도항력은 양력에 기인한 항력(drag due to lift)이라고 불린다.

다수의 항공기들이 근접 편대비행을 수행할 때, 항공기 날개의 배치 형상에 따른 날개끝 와의 거동은 항공기 공력성능 뿐만 아니라 비행안정성에 큰 영향을 미친다. 따라서 편대비행을 활용한 공력성능향상연구[1-6]가 활발히 진행되었다.

날개끝와에 관한 이론 및 실험 연구는 오랜 기간 동안 수행되어왔다[7]. 최근 Breitsamter[8]는 항공기 후류거동(wake vortex behavior)을 4개의 영역으로 나누었다. 근접유동장에서 기하학적 불연속면을 통해 발생한 여러 개의 집중와들은 확장유동장에서 후류말림 과정을 거쳐, 강도가 큰 와를 중심으로 회전 및 병합되어 최종적으로 두 개의 엇회전 와쌍으로 발전한다. 엇회전 와쌍은 대기 중에서 하강하며, 선형불안정성이 발생하여 붕괴 및 소멸된다.

후류예측은 각 계산영역에 맞는 적절한 수치 기법(이산와법, RANS, LES 등)을 사용하고 있다[8]. 이중 LES나 RANS기반의 수치해석 방법은 와병합, 붕괴 및 소멸 등의 현상을 분석할 수 있다는 장점이 있으나, 와

*Corresponding author, E-mail: chhan@ut.ac.kr

의 거동을 빠른 시간에 계산하기에는 적절하지 않다. 따라서 후류의 초기 거동에 관한 연구는 이산와법이 주로 사용되었다[9].

항공기 날개에서 떨어져 나간 자유전단유동층은 날개 면에 수직한 속도 성분은 연속적이나 접선방향 속도성분은 불연속적인 얇은 층으로 수학적으로 두께가 없는 와면(Vortex Sheet)이 된다. 2차원 와면의 비정상 전개식인 Birkhoff-Rott방정식을 사용하여 와면 말림(Vortex Sheet Rollup)을 계산할 수 있다[9]. Pullin[10]은 날개에서 발생한 와면을 반무한 와선으로 나타낸 후, 와면말림 현상이 Kaden의 Asymptotic Spiral 해와 같음을 보였다. Rosenhead[11]는 불연속적인 와면을 여러 개의 점와를 사용하여 이산화 시켜 나타내었으며, 다수의 점와들의 상호작용을 계산하여 불연속적인 와면 전개를 계산하였다. Krasny[12]은 저차평활기법(Low-Order Smoothing Scheme)을 사용하여 Rosenhead[12]의 이산와법에서 발생하는 수치적 불안정성을 해결하였다.

지금까지 편대비행에 관한 와의 거동연구는 2대의 항공기에 관한 연구로 3대 이상의 항공기의 근접 편대비행에 관한 연구는 문헌에서 찾아볼 수 없었다. 따라서, 본 연구에서는 이산와법을 사용하여 근접 및 확장 유동장에서 편대비행을 수행하는 다수의 항공기 날개들에서 발생하는 와의 거동을 연구하였다.

## 2. 이산와법

본 연구에서 사용한 수치해법은 참고문헌[13-15]과 동일한 수치해법으로 다음과 같이 간략하게 설명할 수 있다. 임의의 시간에 하중분포를 갖는 날개는 양력선으로 나타낼 수 있으며, 날개에서 전개되는 와면은 순환 $\Gamma$을 매개변수로 사용하여 Lagrangian 속도장을 따라 이동한다. 이때 와면의 변형은 다음과 같이 Lagrangian 속도장과 Eulerian 속도장 사이의 관계식으로부터 다음과 같은 Birkhoff-Rott방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\frac{\partial \overline{z_0}(\Gamma, t)}{\partial t} = \frac{1}{2\pi i} \int \frac{d\Gamma^*}{z_0(\Gamma, t) - z_0(\Gamma^*, t)} \quad (1)$$

식 (1)을 이산화 하기 위하여 와면을 N개의 점와(point vortex)로 나타낸다.

본 연구에서는 기존의 참고문헌[13-15]와 달리 다중날개에 관한 유도 속도식을 다음과 같이 개발했다. 먼저 식 (1)이 나타내는 복소평면을 실평면으로 치환한 후, M 개의 날개가 편대비행 할 경우 k번째 날개에서 발생한 와면에 속한 임의의 점와 j에 유도되는 속도는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\overrightarrow{w_j^k} = \sum_{k=1}^{M} \frac{G_i}{2\pi} \sum_{i=1}^{N} \left[ \frac{(z_j - z_i)}{r_{ji}^2} \vec{i} - \frac{(y_j - y_i)}{r_{ji}^2} \vec{j} \right] \quad (2)$$

여기서 $r_{ji}$는 i번째 점와에서 j번째 점와까지의 거리를 나타낸다. $G_i^k$는 k 번째 날개에서 I번째 점와의 강도를 나타내며 최대 순환이 1 $m^2$/sec 인 타원형 하중분포의 경우 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$G^{k_i}(y) = \Gamma_0 y \left(1 - \left(\frac{2y}{b^2}\right)\right)^{-0.5} dy \quad (3)$$

시간 t=0에 N 개의 점와들이 각각 다른 와들에 의하여 유도되는 속도를 계산한 후 시간 $\triangle t$이후 j번째 점와의 위치는 Euler convection scheme을 사용하여 계산한다.

## 3. 결과 및 분석

편대비행을 수행하는 두 대의 항공기에서 발생한 날개끝 와의 거동은 참고문헌 16에서와 같이 4개와 모델을 사용하여 간략히 이해할 수 있다. 참고문헌 16에서는 와들 사이의 거리가 유도속도의 크기에 미치는 영향을 파악하기 위하여 2차원 와가 유도하는 속도식 $v = \Gamma/2\pi r$을 사용하여 4개의 와들이 상호 유도하는 속도를 계산하였다. Tip2와에 다른 와들이 유도하는 속도의 합은 양수이며 거리가 증가할수록 유도속도의 크기가 감소하였다. 특히 서로 반대방향의 순환강도를 가진 두 개의 와들 사이의 거리가 다른 와들과의 거리에 비해 상대적으로 가깝기 때문에, 다른 와들보다 유도 속도에 미치는 영향이 더 크다. 따라서 날개들 사이의 수직거리가 0인 경우 Tip1 및 Tip4의 와는 초기에 하강하기 시작하며 날개들 사이의 수평거리변화가 와의 이동에 미치는 영향은 크지 않다. 반면 Tip2와 Tip3에 위치한 와들은 크기가 같고 순환강도가 반대인 와쌍(Vortex Pair)를 구성하여 상호 유도를 통해 수직상

방으로 이동하였다.

본 연구에서는 3대 또는 4대의 항공기가 근접 편대비행을 수행할 때 발생하는 와말림(Vortex Rull-up) 형상을 계산하였다. Fig. 1에 나타낸 날개들 사이의 거리($D_{AB}$,$D_{BC}$)는 날개길이(b)의 반(0.5b)이며 날개들은 동일한 고도로 비행중이다. 먼저 2대의 항공기가 편대비행할 경우, 날개들 사이에서 발생한 날개끝 와들이 서로 반대 방향으로 회전하는 와쌍으로 발전하여 날개끝와들의 고도가 상승함을 볼 수 있다. 3대의 항공기들이 편대비행할 경우 중앙에 위치한 항공기 날개에서 발생한 날개끝 와가 좌우 날개들에서 발생한 날개끝 와와 함께 2개의 엇회전와쌍을 생성시켜 날개끝와들의 고도가 상승하고 있다.

Fig. 2는 Fig. 1에 나타낸 날개들 사이의 거리를 b/4로 가까이 이동시켰을 때 날개들에서 발생한 후류들이 4초 이후 후류말림과정을 거쳐 나타난 형상이다. 그림에서 날개끝 와들(2-5)이 수직 상방으로 더 크게 이동했음을 볼 수 있다. 그러나 (1)번과 (6)번 날개끝 와는 날개들 사이의 거리변화에 크게 영향을 받지 않았다.

Fig. 3은 4대의 항공기가 근접편대비행을 수행할 때 항공기들 사이의 고도차이에 따른 후류말림 특성을 나타낸 그림이다. Fig. 3(a)는 항공기 고도차이가 없는 경우 후류말림 특성을 나타낸 그림으로 Fig. 2의 결과와 같이 서로 인접한 날개끝 와들사이에 발생한 와쌍이 날개끝와들의 고도를 상승시킨다. Fig. 3(b)에서 항공기 D가 다른 A,B,C항공기 보다 날개길이의 2배 높게 위치한 경우 나머저 A,B,C 항공기에서 발생한 날개끝 와는 3대의 항공기 편대비행일때와 동일한 후류말림 특성을 보였다. 그러나 Fig. 3(c)에 나타낸 바와 같이 항공기 D가 다른 항공기보다 날개일이 0.5배로 낮게 위치한 경우, 다른 항공기 A,B,C들 사이에 위치한 날개끝 와가 더 높게 이동했다. 또한 항공기 D에서

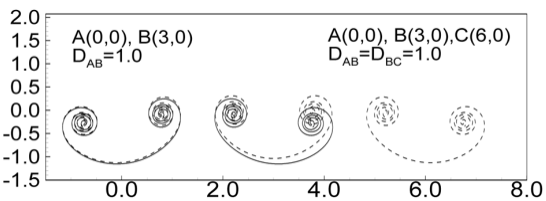



Fig. 1 Comparison of wake shapes behind two and three wings in formation flight

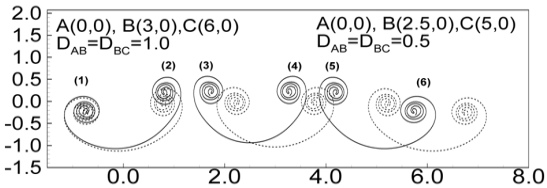
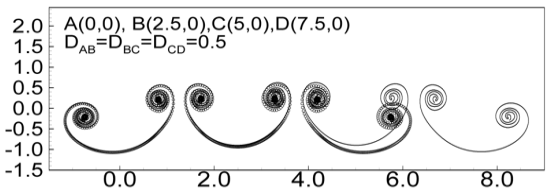
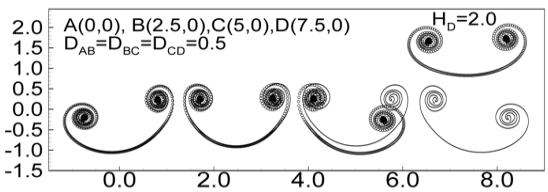


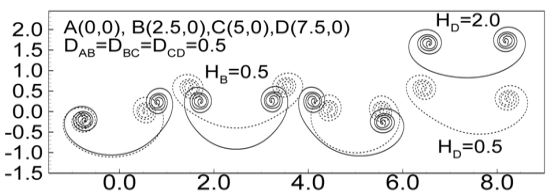

Fig. 2 Effect of relative gap between the wings on the wake shapes behind three wings in formation flight




(a) H=0




(b) $H_D$=2.0

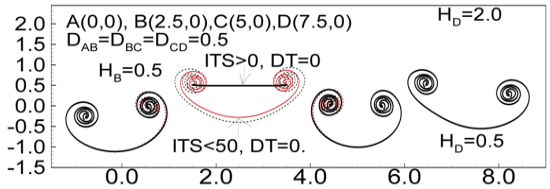



(c) $H_B$=$H_D$=0.5

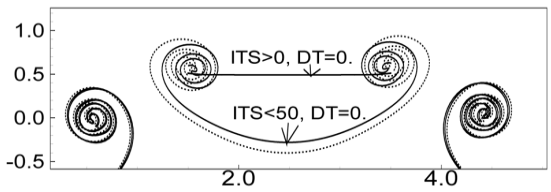
Fig. 3 Effect of relative height between the wings on the wake shapes behind three and four wings in formation flight

발생한 와가 항공기 C에서 발생한 와의 영향을 크게 받아서 수직상방뿐만 아니라 좌측으로도 이동했다. 이로 인하여 항공기 C에서 발생한 날개 끝 와들 사이의 수평거리는 오히려 감소하였다.

Fig. 4는 Fig. 3(c)와 같은 위치 조건에서 항공기에서 발생한 후류의 시간차이에 따른 후류말림 특성을 계산하여 나타낸 그림이다. 먼저 항공기 B에서 발생한 후류를 항공기 A,C,D에서 발생한 후류 보다 1초 늦게 발생시키거나 (ITS<50) 또는 처음부터 후류말림을 고려하지 않고 고정된 형상을 유지시켰다. Fig. 4(a)에 잘




(a) $H_B$=$H_D$=0.5




(b) Wake shapes behind a wing B

Fig. 4 Wake shapes behind four wings in formation flight [$H_B$=0.5, $H_D$=2.0]

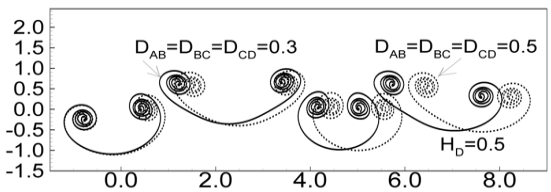



Fig. 5 Effect of relative gap between the wings on the wake shapes behind three wings in formation flight

나타나 있듯이 다른 항공기 A,C,D에서 발생한 후류에 미치는 영향은 없었다. 그러나 Fig. 4(b)를 살펴보면 후류말림 발생시간에 따라 후류가 전개되는 시간이 적어 항공기 B에서 발생한 날개끝 와의 크기 및 와 중심사이의 거리도 감소하였다. 따라서 후류전개 시간이 충분하지 않아 후류가 발달하지 못한 것으로 판단된다.

Fig. 5는 Fig. 4에 나타낸 날개들 사이의 거리를 0.3b로 더욱 가까이 이동시켰을 때 날개들에서 발생한 후류들이 4초 이후 후류말림과정을 거쳐 나타난 형상이다. 그림에서 항공기 B와 항공기 C에서 발생한 날개끝 와들 사이의 거리가 감소한 반면 항공기 D에서 발생한 날개끝 와들 사이의 거리는 증가하였음을 볼 수 있다.

## 4. 결 론

다수의 항공기에서 발생한 날개끝 와의 후류말림 형상을 이산와법을 사용하여 계산하였다.

1) 근접 편대비행을 수행하는 항공기들에서 발생한 후류말림 형상은 서로 엇회전하는 순환강도를 가진 와쌍들 사이의 거리가 다른 와들과의 거리에 비해 상대적으로 가깝기 때문에, 다른 와들보다 유도 속도에 미치는 영향이 더 크게 나타났다.

2) 3대 또는 4대의 항공기가 근접 편대비행을 수행할 때 중앙에 위치한 항공기 날개에서 발생한 날개끝 와가 좌우 날개들에서 발생한 날개끝 와와 함께 2개의 엇회전와쌍을 생성시켜 날개끝와들의 고도가 상승하였다.

3) 항공기들 사이의 고도차이 있을 경우 고도차이가 발생한 항공기들 사이에 위치한 날개끝와들은 상호작용을 통해 수직 상방으로 더 크게 이동하였다.

4) 날개들 사이의 거리가 가까워 질수록 위에 위치한 항공기에서 발생한 날개끝 와들 사이의 거리는 감소한 반면 아래 위치한 항공기에서 발생한 날개끝 와들 사이의 거리는 감소하였다.

날개끝 와의 후류말림 형상은 항공기의 양력, 유도항력, 롤 모멘트를 변화시킨다. 향후에는 날개끝 와의 후류말림 형상이 항공기 공력특성에 미치는 영향을 연구할 것이다.

## Acknowledgement

본 연구는 2020년 한국교통대학교 지원을 받아 수행하였음

## References

1) D. Zhang, Y. Chen, X. Dong, Z. Liu, and Y. Zhou, “Numerical Aerodynamic Characteristics Analysis of the Close Formation Flight,” Mathematical Problems in Engineering, 2018, pp. 13.
2) M.J. Vachon, R.J. Ray, K.R. Walsh, and K. Ennix, “F/A-18 Aircraft Performance Benefits Measured During the Autonomous Formation Flight,” AIAA Amospheric Fight Mechanics Conference and Exhibit, Monterey, California, 2002, Paper 4491.
3) H. Shen, N.H. Perkins, K.C. Lin, and A. Zarmehr, “Energy Saving Formation Flight: A Review of the Past, Present, and Future,” International Journal of Innovative Research in Technology & Science, Vol. 4, No. 3, 2016, pp. 35-40.
4) S. Ning, T. Flanzer, and I. Kroo, “Aerodynamic Performance of Extended Formation Flight,” Journal

of Aircraft. May-June, 2011, Vol. 48 Issue 3, pp. 855-856.
5) S. Ning, Aircraft Drag Reduction through Extended Formation Flight, PhD Dissertation, Stanford University, 2011.
6) G. Bower, T. Flanzer, and I. Kroo, "Formation Geometries and Route Optimization for Commercial Formation Flight," 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference, 22-25 June 2009, San Antonio, Texas.
7) C. Breitsamter, "Wake Vortex Characteristics of Transport Aircraft," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 47, 2011, pp. 89-134.
8) G.I. Green, Fluid Vortices, Kluwer Academic Publishers, 1995.
9) C. Han and J. Cho, "Unsteady Trailing Vortex Evolution Behind a Wing in Ground Effect," Journal of Aircraft, Vol. 42, No. 2, 2005.
10) D. I. Pullin, "The Large-scale Structure of Unsteady Self-similar Rolled-up Vortes Sheets," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 88, part 3, 1978, pp.401-130.
11) L. Rosenhead, "The Formation of Vortices from a Surface of Discontinuity," Proceedings of Royal Society of London, A. Vol. 134, No.823, 1931, pp. 170-192.
12) R. Krasny, "Computation of Vortex Sheet Roll-up in the Trafftz Plane," Journal of Fluid Mechanics, Vol. 184, 1987, pp.123-155.
13) C. Han and J. Cho, " A Study on the Evolution of 2-D Unsteady Vortex Sheets in Ground Effect using a Discrete Vortex Method," Journal of the KSAS, Vol.30, No.3, 2002, pp.57-63.
14) C. Han, L. Cho, and J. Cho, "Wake Shapes Behind Wings in Close Formation Flight Near the Ground," Journal of Mechanical Science and Technology, Vol. 19, 2005, pp.674-681.
15) C. Han and W. Mason, "Inviscid Wing-Tip Vortex Behavior Behind Wings in Close Formation Flight," Journal of Aircraft, Vol.42, No.3, 2005, pp.787-788.
16) S. Ji and C. Han, "Computation of Wake Vortex Behavior Behind Airplanes in Close Formation Flight Using a Fourier-Spectral Method," Journal of the KSAS, Vol. 48, No. 1, 2020, pp.1-11.