

근접 편대 비행 중인 항공기에서 발생하는 와 거동 연구

이 동 훈 · 지 승 환 · 한 철 희*

한국교통대학교 항공기계설계학과

Study about Behavior of Vortex behind Aircraft in Formation Flight

Donghoon Lee · Seunghwan Ji · Cheolheui Han*

Department of Aeronautical and Mechanical Design Engineering, Korea National University of Transportation,
50 Daehak-Ro, Chungju-Si, Chungbuk-Do, 390-702, Korea

(Received 2023.10.31. / Accepted 2023.11.24.)

Abstract : 편대 비행 중인 선행 항공기에서 발생한 후류는 후행 항공기의 공력특성 및 비행 안정성에 영향을 준다. 최근에는 편대 비행 하는 무인기에서 발생하는 후류의 거동에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다. 본 연구에서는 푸리에-스펙트럴법을 이용하여 편대 비행 중인 XQ-58A 무인기에서 발생한 후류의 거동에 대한 연구를 수행하였다. 3개의 무인기 사이의 수직/수평 거리를 조절하여 편대 비행 대형을 바꾸어가며 와 거동을 계산하였다. 항공기 날개 간 수직/수평 이격 거리 매우 근접하는 경우 와들이 날개에서 멀리 떨어지지 못하고 주변에서 거동하였으며, 상대적으로 날개 사이 거리가 멀 경우 빠르게 와들이 하강하였다. 추후 연구에서는 와 거동과 항공기의 날개에 공력 특성 사이의 관계에 대한 연구를 수행하고자 한다.

Key words : Formation Flight(편대 비행), Fourier-Spectral Method(푸리에-스펙트럴법), Aircraft Wake (항공기 후류)

Nomenclature

\vec{w} : vorticity, s^{-1}
 \vec{u} : velocity, m/s
 ν : kinetic viscosity, m^2/s
 ψ : stream function, m^2/s
 Γ : wing circulation intensity, m/s^2
 V : induced velocity, m/s

Subscripts

S : wingspan
D : horizontal distance
H : vertical distance
T : time

1. 서 론

편대비행은 여러 대의 항공기가 특정한 대형으로 동일한 속도로 비행하는 비행 방식을 의미한다. 편대 비행은 항공기들 간의 의사소통, 원활한 전투 임무 수행이 가능한 장점이 있다. 또한 공력 측면에서 선행 항공기에서 발생한 날개 끝 와의 올려흐름(Uprwash)영역에 후행 항공기를 배치시킬 경우 공력 효율을 향상시킬 수 있다는 장점이 있다. 최근에는 편대 비행하는 무인기들의 공력 성능 향상을 목적으로 관련 연구가 활발히 진행되고 있다¹⁾.

과거에는 주로 항공기 편대 비행 변화에 따른 공력 특성 변화에 초점을 맞춘 연구들이 수행되었다.

Vachon et al.²⁾는 선행 항공기와 후행 항공기 수평/수직 방향으로 항공기 날개에 20% 안 쪽 영역에 있을 경우, 항공기의 축방향 거리가 날개의 2-4배일 때 최대 항력이 20% 감소하는 것을 실험을 통해 확인하였

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

다. Ning et al.³⁾은 전산수치해석을 통해 동일한 비행경로를 비행하는 항공기 사이 간격이 날개 길이의 40~50 배의 영역에서 선행 항공기의 항력이 크게 감소한다고 보고하였다. 또한 Bower et al.⁴⁾은 두 개의 항공기가 편대 비행을 할 경우 단독 비행 대비 11.5%의 연료 절감의 이점이 있음을 보였다.

이외에도 수치 해석법을 활용한 연구들도 수행되었다. Zhang et al.⁵⁾은 전산유체해석 프로그램을 활용하여 무인 항공기들의 편대비행 대형에 따른 공력 특성 변화를 계산하였다. 그 결과, 단독 비행 대비 두 대의 항공기가 편대 비행할 경우에는 양항비가 25.4%, 세 대의 항공기가 V자 형태로 비행하는 경우에는 양항비가 최대 70% 증가한다고 보고하였다. Kim과 Han⁶⁾은 패널법을 사용하여 편대 비행하는 항공기 수평/수직 간격 변화에 따른 공력 효율 변화를 연구하였다. 그들은 항공기들이 주날개가 겹치고, 수직 간격이 가까울수록 선행 항공기에서 발생한 후류의 올려흐름 영역에 후행 항공기가 위치하게 되어 공력 성능이 향상됨을 확인하였다.

본 연구에서 사용한 푸리에-스펙트럴법은 타기법과 비교하여 짧은 시간에 높은 계산 정확도를 가지고 있어 와 거동에 관한 연구들에 널리 사용되고 있다^{6,7)}. 따라서 본 연구에서는 푸리에-스펙트럴법을 사용하여 Fig. 1과 같이 근접 편대 비행 중인 3대의 항공기 사이의 수평/수직 거리에 따른 와 거동을 계산하였다. 여기서 W1 ~ W6은 각 항공기의 날개에서 발생한 날개 끝 와들을 의미한다.

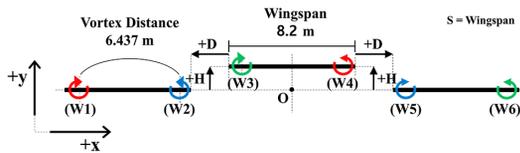


Fig. 1 Nomenclature of Aircraft Formation

Table 1 Calculation conditions

날개길이 ⁸⁾	8.2 m	계산영역	150 m
항공기속도	97.2 m/s	격자수	256x256
날개 순환강도	34.796 m/s ²	시간간격	0.05 s

2. 수치 해석 방법

2.1 푸리에-스펙트럴법

본 연구에서는 항공기가 마하 0.3 이하로 비행 중인

과 대기의 밀도 변화가 없음을 가정하였다. 따라서 공기의 압축성 효과에 의한 밀도 변화를 고려하지 않는다. 본 연구에서는 지배방정식으로 이차원 와도수송 방정식 식 (1)을 사용하였다. 와도수송 방정식은 와도의 시공간에 따른 변화를 나타내는 항으로 구성되어 있다.

$$\frac{\partial \vec{w}}{\partial t} + \vec{u} \cdot \nabla \vec{w} - \nu \nabla^2 \vec{w} = 0 \quad (1)$$

$$\nabla^2 \psi = -\omega \quad (2)$$

본 연구에서는 식 (1)과 식(2) 계산하기 위해 푸리에-스펙트럴법을 적용하였다. 각각의 식을 이산 푸리에 변환하면 식(3)과 식(4)와 같다. 여기서 k_x, k_y 는 공간에 대한 푸리에 변환으로 발생한 파수를 의미하며, N은 x와 y 각 방향으로의 격자의 수를 의미한다.

$$\frac{\partial \hat{w}}{\partial t} + \vec{u} \cdot \widehat{\nabla} w + \nu(k_x^2 + k_y^2)\hat{w} = 0 \quad (3)$$

$$(k_x^2 + k_y^2)\hat{\psi} = \hat{\omega} \quad (4)$$

식 (4)는 $(k_x, k_y) = (0, 0)$ 의 경우에 유효하지 않은 문제는 $\hat{\psi}(0,0) = 0$ 라 가정하였다⁹⁾. 식 (3)에서 비선형 대류항 $\vec{u} \cdot \widehat{\nabla} w$ 은 Hemati⁹⁾가 제안한 방법을 사용하였으며 그 과정은 다음과 같다. 먼저 푸리에 변환된 속도 (\hat{u})와 와도 변화율($\widehat{\nabla} w$)을 식 (5)와 식 (6)을 통해 계산한다. 푸리에 역변환을 통해 얻은 u 와 ∇w 을 사용하여 $\vec{u} \cdot \nabla w$ 을 계산한 후 다시 푸리에 역변환한다. 푸리에 변환 과정에서 발생할 수 있는 Aliasing 현상에 의한 오차를 최소화하기 위해 참고문헌¹⁰⁾에서 사용한 3/2-Rule 기법을 적용하였다.

$$\hat{u} = ik_x \hat{\psi} e_x + ik_y \hat{\psi} e_y \quad (5)$$

$$\widehat{\nabla} w = ik_x \hat{w} e_x + ik_y \hat{w} e_y \quad (6)$$

계산 영역의 초기 와도 분포는 참고문헌^{8,9)}과 동일하게 가우시안 와도식을 사용하여 계산했다.

2.2 시간 차분

시간에 대한 와도 변화를 계산하기 위해 본 연구에

서는 Runge-Kutta 기법 중 하나인 Low Storage Runge-Kutta 3차법을 사용하였다. Low Storage Runge-Kutta 기법은 계산에 필요한 중간 변수의 수가 기존 Runge-Kutta 기법보다 적어 계산에 요구되는 메모리량 및 계산 속도가 빠른 장점이 있다⁹⁾. 지배방정식의 와도 변화는 식 (7)과 나타낼 수 있다. 이 식에 Low Storage Runge-Kutta 3차법을 적용할 경우 식 (8)과 같이 3단계에 걸쳐 다음 시간 단계의 와도값을 계산할 수 있다⁹⁾.

$$\frac{\partial w}{\partial t} = -\vec{u} \cdot \nabla w + \nu \nabla^2 w \quad (7)$$

Step 1 :

$$\hat{w}_1 = \frac{\hat{w}_n - \Delta t [\alpha_1 v(k_x^2 + k_y^2) \hat{w}_n + \gamma_1 (u \nabla w)_n]}{1 + \Delta t \beta_1 v(k_x^2 + k_y^2)}$$

Step 2 :

$$\hat{w}_2 = \frac{\hat{w}_1 - \Delta t [\alpha_2 v(k_x^2 + k_y^2) \hat{w}_1 + \gamma_2 (u \nabla w)_1 + \rho_1 (u \nabla w)_n]}{1 + \Delta t \beta_2 v(k_x^2 + k_y^2)}$$

Step 3 :

$$\hat{w}_{n+1} = \frac{\hat{w}_2 - \Delta t [\alpha_3 v(k_x^2 + k_y^2) \hat{w}_2 + \gamma_3 (u \nabla w)_2 + \rho_2 (u \nabla w)_1]}{1 + \Delta t \beta_3 v(k_x^2 + k_y^2)} \quad (8)$$

식 (8)의 상수 $\alpha_i, \beta_i, \gamma_i, \rho_i$ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\begin{aligned} \alpha_1 &= \beta_1 = \frac{4}{15}, \gamma_1 = \frac{8}{15} \\ \alpha_2 &= \beta_2 = \frac{1}{15}, \gamma_2 = \frac{5}{12}, \rho_1 = -\frac{17}{60} \\ \alpha_3 &= \beta_3 = \frac{1}{6}, \gamma_2 = \frac{3}{4}, \rho_2 = -\frac{5}{12} \end{aligned}$$

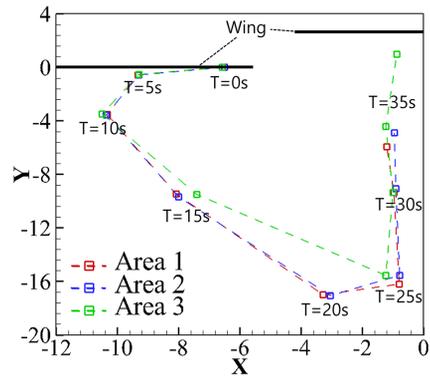
2.3 검증

계산 영역 크기, 격자 수와 계산시간 간격에 따른 계산 결과 변화를 확인하기 위해 $D, H = 0.3S$ 에서의 와 거동을 계산했다. Table 2에 표시한 해석 조건변화에 따라 계산한 W2의 도심점을 Fig. 2에 나타냈다. Fig. 2 (a)에서 Area 1, Area 2는 서로 비슷한 결과를 보이지만, Area 3가 차이를 보이는 이유는 일정한 격자 수에서 계산 영역이 커질수록 격자의 크기가 커져 해석 정확도가 감소하기 때문이다. 격자 수와 시간 간격의 변화는 Fig. 2 (b), (c)에서 확인할 수 있듯 큰 차이를 보이

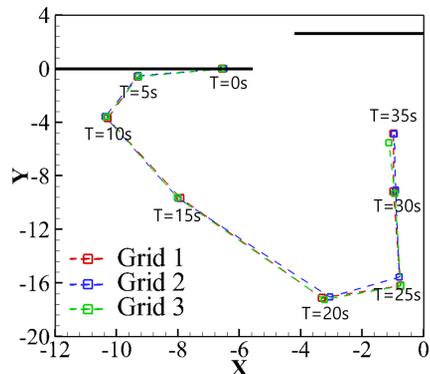
지 않았다. 따라서 본 연구에서는 Table 1에 나타난 조건을 사용하여 계산했다.

Table 2 Calculation conditions

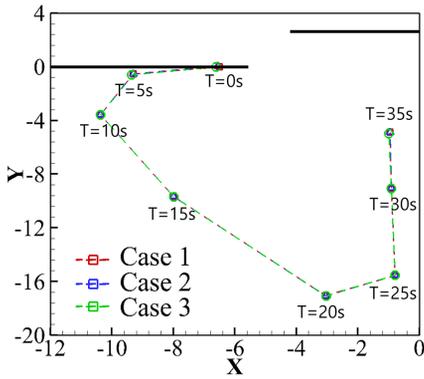
명칭	계산 영역(m)
Area 1	112.5
Area 2	150
Area 3	225
명칭	격자 수(개)
Grid 1	1922
Grid 2	2562
Grid 3	3842
명칭	시간 간격(s)
Case 1	0.01
Case 2	0.025
Case 3	0.05



(a) Effect of the Domain Size



(b) Effect of the Number of Nodes



(c) Effect of the Time Step Size

Fig. 2 Comparison of Centroid of W2 during T = 0~35 s

3. 결과 및 분석

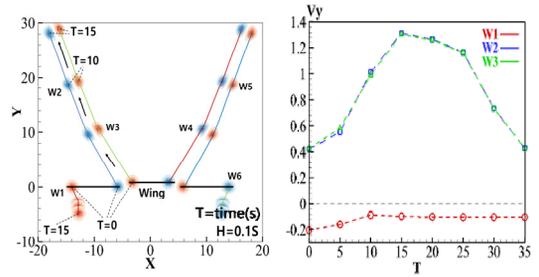
3.1 수직 거리에 따른 영향

날개 간 수직 거리는 감소할수록 와의 거동은 상승 운동이 지배적으로 나타났다. 본 연구에서는 항공기 수직 거리가 항공기 날개의 0.1~0.3배만큼 떨어진 항공기에서 발생한 와 거동을 유도속도 식 (9), (10) 이용하여 분석하였다¹¹⁾.

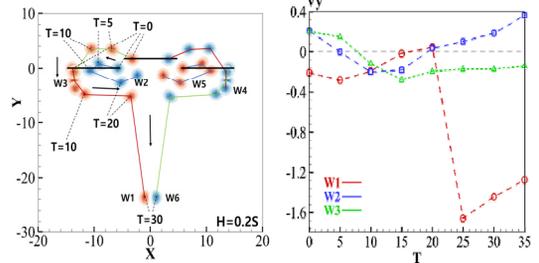
$$V = \frac{\Gamma}{4\pi d} \quad (9)$$

$$V_x = V \cos\theta, \quad V_y = V \sin\theta \quad (10)$$

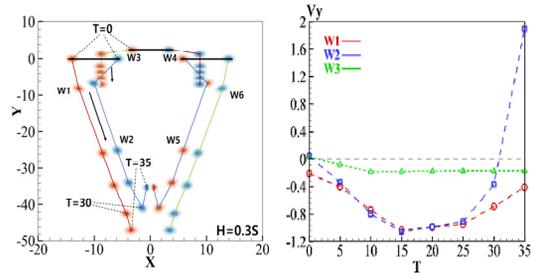
Fig. 3는 수직 거리의 변화에 따른 와 거동과 수직 방향의 유도속도를 나타낸 그림이다. H = 0.1S의 경우 W2, W3가 상승하는 거동을 보이며 이때 W2와 W3의 수직방향 유도속도는 양의 값을 보였으며 10초에서 15초 사이에 가장 급격하게 증가하였다. H = 0.2S의 경우 20초까지는 와가 날개 주변을 회전한다. 이때 와에 작용하는 유도속도는 0.4 ~ -0.4범위에서 진동한다. 20초 이후에는 W1에 작용하는 유도속도가 급격하게 감소하며 W1은 하강한다. 이는 W5가 W1에 아래 방향으로 유도속도를 작용하기 때문이다. H = 0.3S의 경우 와들은 0 ~ 30초까지 음의 유도속도에 의해 하강한다. 31초 부근에서 W2의 유도속도는 양의 값이 되며 하강에서 상승 운동으로 전환한다. 이는 W4가 W3에 근접하면서 W3에 작용하는 수직 위방향 유도속도의 크기가 커지기 때문이다.



(a) H = 0.1S



(b) H = 0.2S



(c) H = 0.3S

Fig. 3 Vortices Behavior and Induced Velocity according to Vertical Distance(H)

3.2 수평 거리에 따른 영향

날개 간 수평 거리는 감소할수록 와의 거동은 하강 운동이 지배적으로 나타났다. Fig. 4은 수평 거리의 변화에 따른 와 거동과 와에 작용하는 수직 방향 유도속도를 나타낸 그림이다.

D = 0.1S의 경우에는 W1과 W2에는 음의 유도속도가 작용한다. 따라서 Fig. 4(a)에서 확인할 수 있듯 하강하는 거동을 보인다. 또한 W1과 W2에 작용하는 유도속도는 0~20초동안 -0.1 m/s에서 -1 m/s로 급격히 감소하기 때문에 W3보다 빠르게 하강한다. D = 0.3S의 경우 0~5초 동안 W2는 W1에 근접하면서 W1의 유도

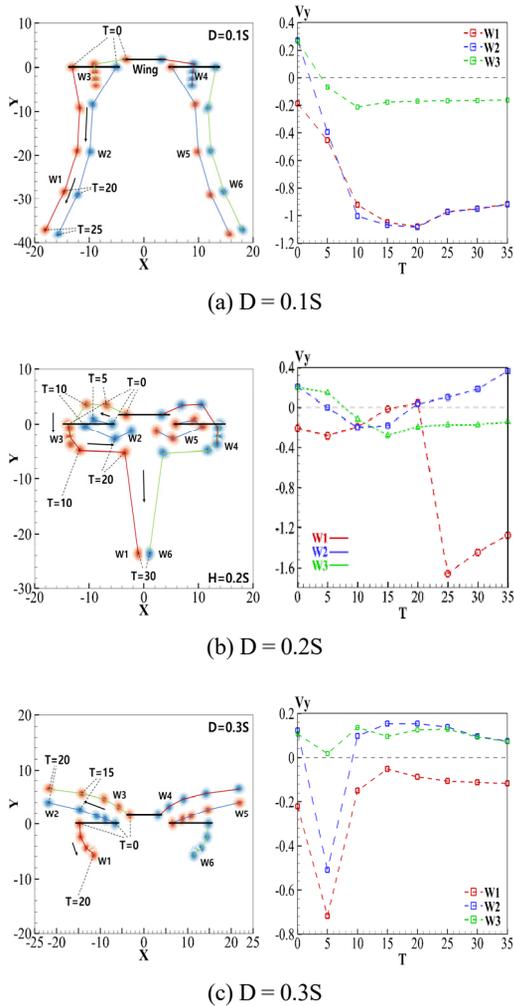


Fig. 4 Vortices Behavior and Induced Velocity according to Lateral Distance(D)

속도에 의해 수직 방향 유도 속도가 음의 값을 가진다. 하지만 W1이 하강하면서 W1과 W2 사이의 거리가 멀어지고, W3의 유도속도 영향이 커지면서 5초 이후에는 유도속도의 값이 양의 값을 가진다. 따라서 W2는 5초 이후에는 상승하는 거동을 보인다. W3는 W2와 짝을 이루며 상승하는 거동을 보인다.

4. 결론

본 연구에서는 푸리에 스펙트럴법을 사용하여 근접 편대 비행 중인 3대의 항공기에서 발생한 와 거동을 항공기 사이의 수평, 수직 거리 변화를 달리하며 계

산 및 분석하였다. 수직 거리가 가장 작은 $D = 0.2S$, $H = 0.1S$ 의 경우, W2와 W3는 서로에게 수직 위방향으로 유도속도를 작용하며 빠르게 상승운동한다. 이로 인해 W1의 영향권을 빠르게 벗어나 $H = 0.2S$, $0.3S$ 의 경우와 다르게 상승 운동이 지배적이었다. 반면, 수평 거리가 가장 작은 $D = 0.1S$, $H = 0.2S$ 의 경우 W1과 W2로 구성된 외쌍이 W1의 영향에 의해 회전 궤적을 형성하였고, $D = 0.3S$ 의 경우에는 외쌍이 W1의 영향을 받지 거의 받지 않아 상승하였다. 이를 통해 항공기 사이에 위치하지 않은 날개 끝 와 W1이 항공기 사이에 위치한 W2와 W3 거동에 중요한 영향을 미침을 확인할 수 있다. 또한 날개 길이의 0.1~0.3배 범위로 수직/수평 거리 변화에 따른 항공기 사이의 위치한 날개 끝 외쌍 거동을 정리하면, 수직 거리가 감소할수록 항공기 날개 사이의 날개 끝 외쌍의 거동은 상승 운동이 지배적이며, 수평 거리가 감소할수록 하강 운동이 지배적임을 알 수 있다.

향후에는 본 연구를 확장하여 와 거동과 항공기의 공력 사이의 관계에 대한 연구를 수행하고자 한다.

Acknowledgement

본 연구는 교육부와 한국연구재단의 지원으로 지원을 받아 수행된 3단계 산학연협력 선도대학 육성사업(LINC 3.0)과 충북경제자유구역청(과제명: 충북형 UAM·AI 드론 산업 활성화 지원체계 구축 및 기반기술 연구 2차, 과제번호: 202100035)의 지원을 받아 수행되었으며 관계자 여러분께 감사드립니다.

References

- 1) H. Chao, Y. Gu, P. Tian, Z. Zheng, M. R. Napolitano, "Wake vortex detection with UAV close formation flight," AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference, Dallas, U.S.A, 2015.
- 2) M. J. Vachon, R. J. Ray, K. R. Walsh, K. Ennix, "F/A-18 aircraft performance benefits measured during the autonomous formation flight project," AIAA Atmospheric Flight Mechanics Conference and Exhibit, Monterey, California, 2002.
- 3) S. Ning, Aircraft drag reduction through extended formation flight, PhD Dissertation, Stanford University, 2011.
- 4) G. Bower, T. Flanzer, I. Kroo, "Formation geometries and route optimization for commercial formation

- flight,” 27th AIAA Applied Aerodynamics Conference, San Antonio, USA, 2009.
- 5) D. Zhang, Y. Chen, X. Dong, Z. Liu, and Y. Zhou, “Numerical aerodynamic characteristics analysis of the close formation flight”, *Mathematical Problems in Engineering*, Hindawi, 2018.
 - 6) G-H. Cottet, B. Michaux, S. Ossia, G.V. Linden, “A comparison of spectral and vortex methods in three-dimensional incompressible flows,” *Journal of Computational Physics*, Vol. 175, pp.702-712, 2002.
 - 7) S. Ji, C. Han, “Computation of wake vortex behavior behind airplanes in close formation flight using a Fourier-spectral method,” *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 48, No. 1, pp. 1-11, 2020.
 - 8) Kratos Defense & Security Solutions, “XQ-58A valkyrie,” 2018, Kratos Defense & Security Solutions web page : www.kratosdefense.com.
 - 9) M. Hemati, “Vortex Merger : A Numerical Investigation,” University of California-Los Angeles, USA, 2009.
 - 10) D. C. Lobão, “Low storage explicit Runge-Kutta method, *Semina: Exact and Technological Sciences*,” Vol. 40, No. 2, pp. 123-128, 2019.
 - 11) M. Nitsche, “Vortex Dynamics”, Department of Mathematics and Statistics University of New Mexico Albuquerque, NM 87131-1141, 2006.