

# 패널법을 사용한 근접 편대비행 전투기 공력효율성 분석

김재묵·한철희\*

한국교통대학교 항공·기계설계학과

## Analysis of Aerodynamic Efficiencies of Fighter Aircraft in Close Formation Flight Using a Panel Method

Jaemuk Kim · Cheolhuei Han\*

Department of Aeronautical Mechanical Design and Engineering, Korea National University of Transportation

50 Daejal-Ro, Chungju-si, Chungbuk-Do 27469, Korea

(Received 2021. 11. 01. / Accepted 2021. 11. 19.)

**Abstract :** 편대비행 항공기들은 선행항공기에서 발생시킨 후류의 영향으로 후행항공기의 공력효율이 증가하는 것으로 잘 알려져 있다. 비점성 비회전 유동장에 관한 연속방정식을 지배방정식으로 사용하는 패널법은 비교적 빠른 시간 이내에 항공기의 공력특성 변화를 계산할 수 있는 장점이 있다. 본 연구에서는 편대비행 항공기들 사이의 항공기들 사이의 흐름방향 거리는 스패ん길이의 2.5배로 위치시키고, 수평상대거리는 스패ん길이의 -0.4~0.3배로, 수직상대거리는 스패ん길이의 -0.25, -0.15, 0.15, 0.25배로 변화시키며 계산을 수행했다. 연구결과 선행항공기와 후행항공기의 수평상대거리 변화의 경우 주날개들이 안쪽으로 겹침이 발생하고, 수직 상대거리가 가까울수록 더 큰 공력성능 향상을 얻을 수 있었다. 편대비행 하는 후행항공기의 공력성능 향상은 선행 항공기로부터 발생한 익단 와류의 올려흐름 영향에 기인한 것이다. 선행항공기로부터 발생한 익단와류는 후행항공기의 모멘트 특성을 변화시켜 비행안정성에 영향을 미치게 된다. 향후 연구에서는 선행항공기로부터 발생한 와의 영향이 후행항공기의 모멘트 특성에 미치는 영향을 연구 할 것이다.

**Key words :** Formation Flight(편대비행), Panel Method(패널법), Aerodynamic Characteristic(공력 특성)

### 1. 서론

철새들이 편대비행을 통해 에너지를 절약하며 장거리 비행을 하는 것은 잘 알려진 사실이다. 특히 V자 형태로 편대비행할 경우 최대 71%의 항속거리 이득을 얻을 수 있다고 한다<sup>1)</sup>. 일반 항공기들도 편대비행을 통하여 공력효율을 증가시킬 수 있으며, 이와 관련한 다양한 연구들이 진행되어 왔다.

Blake와 Gingras<sup>2)</sup>는 근접 편대비행하는 두 개의 델타익에 대하여 풍동시험 및 와격자법을 사용한 전산 해석 연구를 수행했다. 풍동시험 연구를 통해 최대 25%의 항력 감소를 얻었으며, 와격자법을 사용한 전

산해석 연구에서는 최대 45%의 항력감소를 예측했다. Ning 등<sup>3)</sup>은 근접 편대 비행시 발생가능한 사고 위험성을 저감시키기 위해 항공기들 사이의 거리를 하류방향으로 30~40b (b=span) 떨어진 상태로 편대비행 하는 항공기들에 대해 공력해석을 진행하였다. 항공기 날개에서 발생하는 후류말림, 후류 붕괴 등의 물리적 현상을 고려한 와류 필라멘트 모델을 사용하여 다양한 편대비행 형태에 대한 연구를 수행하여 근접 편대비행과 유사한 경향의 항력저감효과가 발생함을 보였다. 또한 두 대의 항공기가 편대비행을 수행할 경우 최대 33%의 항력 저감효과를, 3대가 V자형 편대비행할 경우 최대 46%의 항력 저감 효과가 발생함을 보였다. Zhang 등<sup>4)</sup>은 상용 CFD 소프트웨어를 사용하여

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

Blended Wing Body(BWB) 형상의 무인 항공기들이 편대비행할 때, 항공기들 사이의 수직, 수평거리 변화에 따른 공력특성 변화를 연구하였다. 단독비행의 경우와 비교하였을 때와 비교하여, 두 대가 편대비행할 경우 최대 25.4%의 양항비 증가를, 세 대가 V자 편대비행할 경우 최대 70%의 양항비가 증가하는 결과를 보였다.

본 연구에서는 패널법을 사용하여 근접 편대 비행하는 전투기들의 공력효율에 대하여 연구하였다. 패널법은 기존 CFD 기법들에 비교하여 비교적 빠른 시간 이내에 계산이 가능한 방법으로 본 연구에서와 같이 다양한 파라미터값의 변화가 공력효율에 미치는 영향을 파악하는데 타당한 방법이다. 전투기 모델은 F-16항공기의 형상을 기반으로 제작된 Standard Dynamic Model<sup>5)</sup>을 사용하였으며, 항공기들 사이의 수평거리 변화에 따른 공력효율을 연구하였다.

## 2. 패널법

물체를 둘러싼 유동장이 비압축성, 비회전, 비점성 유동장이라고 가정하면 속도퍼텐셜과 연속방정식은 다음과 같이 정의된다.

$$\nabla\phi = \vec{V}, \quad \nabla^2\phi = 0 \quad (1)$$

식 (1)의 Laplace 방정식을 Green 정리를 사용하여 나타낸 후, 해를 용출(source)과 중첩(doublet)을 사용하여 물체 표면에 분포시킨다.

식(1)의 연속방정식은 아래와 같이 미지의 강도를 가지는 용출 및 중첩의 식으로 나타낸다<sup>6)</sup>.

$$\frac{1}{4\pi} \int_{S_b+S_w} \mu \frac{\partial}{\partial n} \left( \frac{1}{r} \right) dS - \frac{1}{4\pi} \int_{S_b} \sigma \left( \frac{1}{r} \right) dS = 0 \quad (2)$$

Dirichlet 경계조건을 사용하고 내부 퍼텐셜을 자유 흐름 퍼텐셜 값( $\phi_\infty$ )으로 고정시킬 경우, 용출패널의 강도는 다음과 같이 결정된다.

$$\sigma = \vec{n} \cdot \vec{Q}_\infty \quad (3)$$

물체 표면에 유체가 고체면을 뚫고 들어갈 수 없다는 물리적 조건을 이산화된 물체 표면의 도심점에 적용하여 식(2)의 해를 구한다.

날개에서 발생한 후류는 고정후류(rigid wake)로 모델링 하였으며, 후류 패널의 중첩 강도는 Morino Kutta 조건에 의해 다음과 같이 표현된다.

$$\mu_{wake} = \mu_{upper} - \mu_{lower} \quad (4)$$

각 패널에서의 속도성분은 자유흐름속도와 교란속도를 더하여 구해진다. 물체 표면에서의 압력은 베르누이 방정식을 사용하여 계산 가능하며, 압력계수는 아래와 같이 계산할 수 있다.

$$C_P = 1 - \frac{Q_k^2}{Q_\infty^2} \quad (5)$$

## 3. 편대비행

### 3.1 편대비행 위치

Figure 1에 본 연구에서 사용한 편대비행 항공기들을 나타내었다. 편대비행 항공기들 사이의 수평거리는  $\Delta Y$ 로 나타내었으며, 수직거리는  $\Delta Z$ 로, 유동흐름방향 사이거리는  $\Delta X$ 로 나타내었다. 앞에서 비행하는 항공기는 선행 항공기(Leading Aircraft; LA)로 부르고, 뒤따르는 항공기는 후행 항공기(Trailing Aircraft; TA)라고 명명하였다.

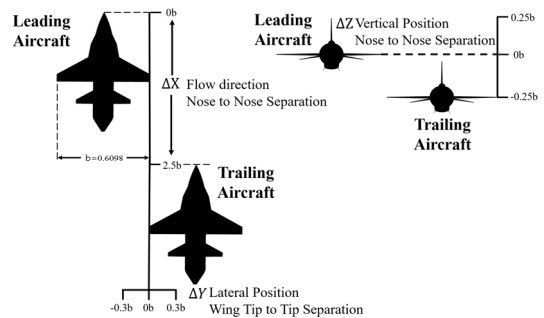


Fig. 1 Nomenclature of relative distance in formation flight

### 3.2 Standard Dynamic Model(SDM)

Figure 2에 나타낸 Standard Dynamic Model은 F-16 항공기의 형상을 기반으로 제작된 풍동시험 모델로 항공기 비정상 공력해석연구에 널리 사용되고 있는 모델이다. 본 연구에서는 Huang<sup>5)</sup>이 제시한 모델을 사용하였으며 SDM의 주요 사양은 Table 1에 나타내었다.

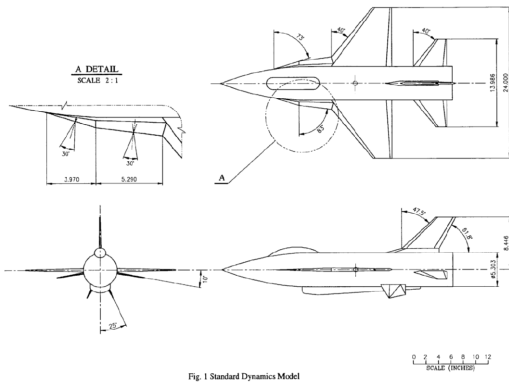


Fig. 1 Standard Dynamics Model

Fig. 2 Geometry of Standard Dynamic Model

Table 1 Reference data of Standard Dynamic Model

Reference Wing Area (S)	0.1238 m <sup>2</sup>
Wing Span (b)	0.6096 m
M.A.C ( $\bar{c}$ )	0.2299 m
Fuselage Total Length	0.9429 m

#### 4. 결과 및 분석

Munk<sup>6)</sup>의 연구에 따르면 하류방향으로 항공기들 사이의 상대거리가 20 스패일이 미만일 경우 편대비행 항공기들 사이의 공력특성은 크게 변하지 않는다. 본 연구에서는 근접 편대비행에 따른 편대비행 항공기들의 공력효율 변화를 연구하기 위해 하류 방향으로의 항공기들 사이의 상대거리는 2.5스팬 길이로 제한하였다. 해석은 모든 항공기의 받음각은 5도로 설정하고 비행속도는 M=0.6 조건으로 설정하여 수행했다.

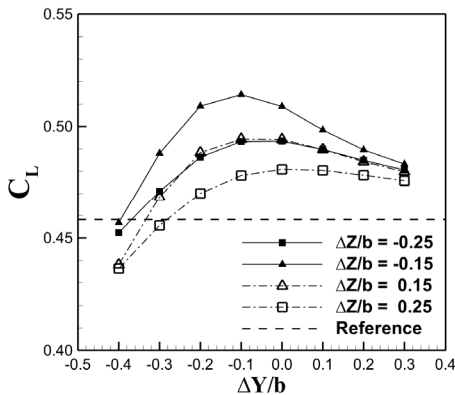
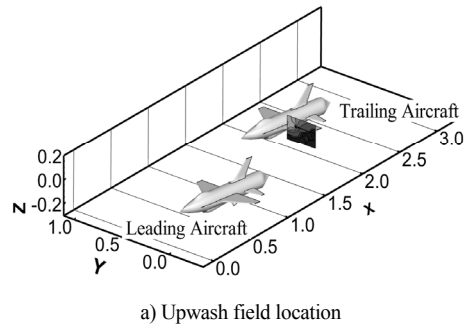
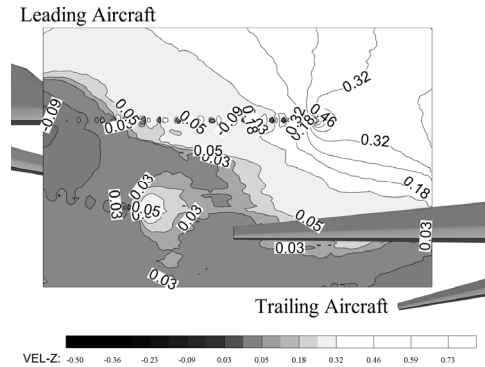


Fig. 3 Lift coefficient change due to the change of relative distances  $y/b$  and  $z/b$  at  $x/b = 2.5$



a) Upwash field location



b) Upwash field contour

Fig. 4 Upwash field ahead the TA's main wing. ( $x=2.1$ ,  $y=0.1\sim 0.4$ ,  $z=0\sim 0.2$ )

Figure 3에서 2대의 항공기가 편대비행을 수행할 때 항공기들 사이의 수직, 수평거리의 변화에 따른 양력 계수 변화를 나타내었다. 계산한 모든 수직 상대거리에 대하여 수평상대거리가  $\Delta Y/b = -0.3$  이상일 때 양력이 증가했음을 알 수 있다. 또한, 모든 수직 상대 거리에 대하여 두 항공기의 날개가 안쪽으로 겹침이 발생하는  $\Delta Y/b = -0.1$  위치에서 가장 큰 양력증가가 발생하였으며, 수평거리가  $\Delta Y/b = -0.4$ 일 때 양력 감소가 발생했다.

선행 항공기로부터 발생한 후류가 후행항공기의 공력특성이 미치는 영향을 파악하기 위하여, 후행 항공기의 전방지점에서 유동장을 계산하여 Fig. 4에 나타내었다. 후행 항공기는  $\Delta Z/b = -0.15$ 이고  $\Delta Y/b = -0.1$ 에 위치하고 있다.

그림에서 후행항공기 주위 부근 수직속도가 양(+)의 부호를 나타내고 있다. 따라서 후행항공기가 선행 항공기의 후류의 올려 흐름 영향을 받고 있다고 판단할 수 있다.

Figure 5에 항공기들 사이의 수평 및 수직 상대거리 변화에 따른 후행 항공기의 양항비 변화를 나타내었다. 양항비의 증가는 항공기의 비행효율을 증가시켜 더 먼거리를 날수 있게 해주므로 항공기의 공력효율을 나타낼 수 있는 척도이다.

그림에서 볼 수 있듯이 후행항공기의 주날개가 선행 항공기의 주날개와 겹침이 발생하고, 두 항공기간 수직상대 거리가 가까울 때 가자 큰 양항비 증가를 가진다. 이는 선행 항공기로부터 발생한 익단 와류의 올려흐름으로 인하여 후행 항공기의 양력이 크게 증가한 반면 유도항력 변화는 크지 않았기 때문인 것으로 판단된다. 후행 항공기의 수평상대거리가  $\Delta Y = -0.3$  이하로 겹침이 심하게 발생할 경우 오히려 공력효율이 감소하였다. 이는 편대비행하는 항공기 간 수평거리가 과도하게 가까울 경우 선행항공기로부터 발생한 익단와류의 영향으로 인하여 후행항공기 앞전에서 내리흐름의 유동장이 발생하며, 이로 인하여 후행 항공기의 유효받음각이 감소하기 때문인 것으로 판단된다.

### 5. 결론

본 연구에서는 페널법을 이용하여 편대비행하는 항공기들의 수평 및 수직 상대거리가 변화할 때 발생하는 후행항공기의 공력효율 변화를 연구했다. 본 연구를 통해 다음과 같은 연구결과를 얻을 수 있었다.

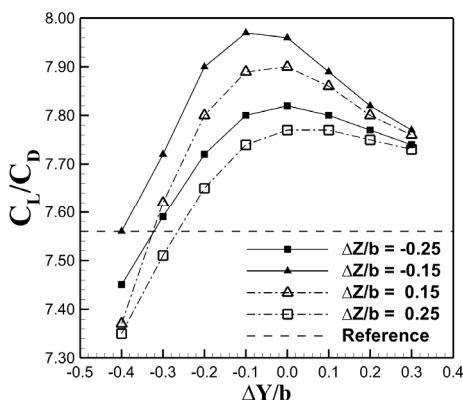


Fig. 5 Variation of lift and drag coefficient ratio with  $y/b$  and  $z/b$  at  $x/b = 2.5$

선행항공기와 후행항공기의 수평상대거리 변화의 경우 주날개들이 안쪽으로 겹침이 발생하고, 수직 상대거리가 가까울수록 더 큰 공력성능 향상을 얻을 수 있었다. 편대비행 하는 후행항공기의 공력성능 향상은 선행 항공기로부터 발생한 익단 와류의 올려흐름 영향에 기인한 것이다.

선행항공기로부터 발생한 익단와류는 후행항공기의 모멘트 특성을 변화시켜 비행안정성에 영향을 미치게 된다. 향후 연구에서는 선행항공기로부터 발생한 와의 영향이 후행항공기의 모멘트 특성에 미치는 영향을 연구 할 것이다.

### Acknowledgement

본 연구는 2021년 한국교통대학교 연구지원으로 수행되었습니다.

### References

- 1) P.B.S. Lissaman and C.A. Shollenberger, "Formation Flight of Birds", Science 168(3934), p.1003-1005, AAAS, 1970.
- 2) W.B. Blake and D.R. Gingras, "Comparison of Predicted and Measured Formation Flight Interference Effects", Journal of Aircraft 41(2), p.201-207, AIAA, 2004.
- 3) A. Ning, C. Flanzer, and I. Kroo, "Aerodynamic Performance of Extended Formation Flight", Journal of Aircraft 48(3), p.855-865, AIAA, 2011.
- 4) 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, Article ID 3136519, Hindawi, 2018.
- 5) S. Zan and X.Z. Huang, "Wing and Fin Buffet on The Standard Dynamic Model", Verification and Validation Data for Computational Unsteady Aerodynamics, p.361-381, DTIC, 1986.
- 6) M.M. Munk, "The Minimum Induced Drag of Aerofoils", NASA Technical Report (121), NASA. Ames Res. Center, 1923.