

Article

편대비행에서 후방 항공기의 위치 안전성 분석

조환기*

Positional Stability Analysis of Trailing Aircraft in Formation Flight

Hwan Kee Cho*

ABSTRACT

Positional stability analysis based on aerodynamic forces and induced moments of formation flight using two small aircraft models is presented. The aerodynamic force and moments of the trailing aircraft are analyzed in the aspect of flight stability. The induced moments with the change of local flow direction by wing-tip vortex from the leading aircraft can affect the flight positional stability of aircraft in closed formation flight. Aerodynamic forces and moments of trailing aircraft model are measured by 6-component internal balance at the 49 locations with vertical and lateral space between two aircraft models. Results are shown that the positional stability of trailing aircraft in formation flight can be analyzed by positional stability derivatives with vertical and lateral space. It is concluded that flying positions can be important factors for aircraft position stability due to induced aerodynamic force and moments with vertical and lateral spacing by the variation of flow pattern from the leading aircraft in formation flight.

Key Words : Positional Stability(위치 안정성), Formation Flight(편대 비행), Wind Tunnel Testing(풍동시험), Induced Aerodynamic Moment(유도 공력 모멘트), Trailing Aircraft(후방 항공기), Leading aircraft(전방 항공기)

1. 서 론

초기 항공시대에 군용 항공기들은 편대를 지어 비행하는 것이 일반적이었다. 군에서 항공기들이 편대비행을 하는 이유는 선두를 비행하는 리더기와의 원활한 통신과 지휘가 주된 목적이었다. 최근에는 민간 항공기의 편대비행으로 연료절감의 효과에 대한 시험비행 연구가 이루어지기도 하였다. 그러나 민간 여객기의 편대비행은 단순한 연료 절감의 문제뿐만 아니라 안전의 문제나 항로

사용 등 여러 문제점이 있기 때문에 실용화되지 않거나 어려움이 많다. 군용 항공기가 편대를 이루어 비행하는 경우 이들 항공기 사이의 거리는 항공기 상호간에 영향을 주지 않을 만큼 충분한 거리를 갖지 않게 된다. 특히 집단을 이루어 비행하는 경우나 곡예비행 하는 항공기는 항공기 상호간에 통신과 곡예비행을 위하여 근접비행이 필수적이기 때문이다. 근접 비행을 하면 앞서 가는 항공기를 뒤따르게 되는 항공기는 앞선 항공기의 교란된 흐름압력장 내에 놓이게 될 것이다. 앞선 항공기의 후류에 노출되게 되고 이러한 후류는 뒤따르는 항공기에 영향을 미쳐 공력 특성에 변화를 일으키게 된다[1]. 공중 급유 중에 탱커와 수유기 및 삼각날개 편대비행 항공기의 후류에 의한 위치 안정성에 대한 문제에 대한 연구는 몇 가지 문헌에서 보고되고 있다[2-3]. 후방 항공기의 공력 중에서 항공기에 작용하는 유도 모멘트

Received : 22. May. 2016. Revised : 15. Jun. 2016.

Accepted : 24. Jun. 2016

*청주대학교 항공운항학과

연락처, E-mail : hwancho@cju.ac.kr

충청북도 청주시 청원구 대성로 298

는 항공기의 안전한 비행에 영향을 미칠 수 있는 요소가 된다. 위치의 변화에 따라 힘 또는 모멘트가 어느 방향으로 작용하는가에 따라 후방 항공기의 위치 안정성이 영향을 받게 될 것이다. 편대비행 시에 공력 특성에 대한 연구는 최근 들어 많은 관심의 대상이 되고 있다[4-7]. 본 연구에서는 항공기나 무인기의 편대비행 시에 후방에서 따르는 항공기의 위치 안정성을 위치안정미계수를 기준으로 분석하고자 한다.

II. 본 론

2.1 풍동실험모델의 제작

편대비행 상태에서 항공기에 작용하는 힘과 모멘트를 측정하기 위해서는 앞선 항공기 모델과 뒤따르는 후방 항공기 모델에 대한 모사가 가능한 풍동실험 모델이 필요하다. 즉 전방에서 비행하는 항공기의 뒤를 따라가는 항공기 모델에서 발생하는 힘 및 모멘트를 측정하기 위해서 어떤 형상의 항공기 모델을 전방에 설치해야 한다. 후방에는 내장 밸런스를 장착할 수 있는 또다른 항공기 모델을 설치해야 한다. 본 실험에서는 동일한 항공기가 편대비행을 하는 것으로 가정하였기 때문에 동일한 형상을 갖는 항공기 모델 2대가 요구된다.

항공기 모델은 실제 항공기를 5% 스케일로 축소하여 제작하였는데, 모델의 재질은 중량을 가볍게 하기 위해서 FRP(fiber reinforced plastics)가 사용되었다. 항공기 모델의 내부에는 밸런스를 장착할 수 있도록 금속재질의 장착용 프레임이 설치되었다. 항공기 모델의 크기는 Table 1에 나타낸 것 처럼 전장이 65.3cm, 스패의 길이가 45.5cm이며 높이는 20.7cm이다. Fig. 1은 풍동 시험부에서 편대비행 형태를 모사하기 위하여 장착된 항공기 모델을 보여준 것으로, 전방 항공기의 우측 날개 끝을 기준점으로 좌표를 설정되어 있다. 후방 항공기는 위치 이동을 하게 되므로 임의의 위치에 있도록 표시하였다. 실험 모델을 지지하는 중심점은 35% MAC(mean aerodynamic chord)를 기준으로 설정하여 제작되었다.

Table 1. The Specification of Aircraft Model

항공기 모델의 제원(단위:cm)			
날개 길이	45.5	수축비	5%
동체 길이	65.3	지지점	35%MAC
동체 높이	20.7	주재료	FRP

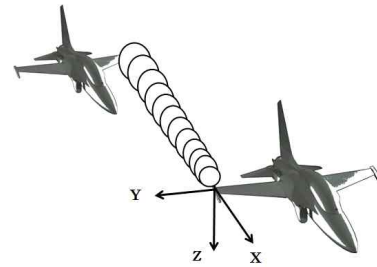


Fig. 2 The formation of aircraft

2.2 실험 장치의 구성

풍동실험장치에서 편대비행 상태를 모사하기 위해서는 2개 이상의 모델이 장착될 수 있을 만큼 충분한 크기의 풍동 시험부가 필요하다. 풍동 실험을 위한 실험장치의 구성 및 편대비행 항공기 모델의 공력 및 모멘트 측정은 공군사관학교의 중형 아음속 풍동실험 장치에서 이루어졌다. 풍동시험부의 폭과 높이는 3.5m x 2.45m이며, 풍동의 회로 형식은 단일 폐회로식이다. 풍동시험부의 최대 유속은 92m/s이며, 유질의 난류도는 74m/s에서 0.1%이내를 유지할 수 있는 우수한 유질 특성을 갖고 있다.

본 연구에서 항공기 모델의 공력을 측정하기 위한 실험 장치의 구성을 위해 전방 항공기 모델은 풍동 시험부 중앙의 한 위치에 고정하였다. 뒤따라가는 후방 항공기는 위치 이동이 가능하도록 구성하는 것이 적절하다. 즉 전방 항공기의 날개 끝 와류와 후류의 영향을 받게 되는 후방 항공기 모델은 자동 센서 이송 장치(PTS : Probe Transverse System)에 설치함으로써 모델의 위치 이동이 자동으로 이루어질 수 있도록 구성하였다. 모델 내부에는 내장 밸런스를 장착하면 모델의 위치를 이동하면서 항공기 모델에 작용하는 공력 측정이 가능하다. 자동이송장치의 위치 이동은 자동이송장치 제어 컴퓨터에 의해서 독립적으로 이루어진다. PTS는 미리 계획된 측정 좌표에 따라 자동으로 이송할 수 있도록 제어된다. 자동이송장치에는 밸런스가 내장된 항공기 모델이 장착되고 측정 자료는 자료 통신선을 통하여 자료 획득용 컴퓨터에 연결되어 측정 자료를 저장할 수 있도록 구성된다.

2.3 실험 방법 및 절차

풍동실험방법은 전방에 동일한 형상의 항공기 모델을 설치하고 후방에 공력 및 모멘트 측정용

항공기 모델을 설치하여 모델의 위치를 변화시키면서 공력을 측정해 나가는 것이다. 본 실험에서는 전방에 항공기 모델 1개를 고정하고 후방에서 뒤따르는 항공기 모델은 PTS에 장착하여 위치 이동을 순차적으로 제어하면서 자료 측정을 진행하는 절차로 진행하였다.

항공기의 날개 끝 와류에 의한 흐름의 변화는 후방 항공기가 위치한 영역에서 공기 흐름의 물리적 특성을 변화시키고 이것이 공력특성에 영향을 미치게 된다. 따라서 측정실험을 진행하는 동안 후방 항공기는 전방 항공기의 와류 영역 내에 위치할 수 있도록 적절하게 위치를 유지하는 것이 필요하다.

전방 항공기의 와류에 의한 후방 항공기의 공력변화를 판단하기 위해서는 참고할만한 공력 기준이 필요하다. 이를 위해 우선적으로 하나의 항공기 모델에 대하여 자유흐름 상태의 단독 비행상태로 가정하고 항공기 모델의 기본 공력을 측정하였다. 후방에서 뒤따르는 항공기의 공력을 측정하여 와류의 영향에 의해 공력의 증감이 존재하는가를 판단할 수 있는 기준 자료로 활용한다. 기준이 되는 항공기 모델의 공력 측정이 완료되면 후방 항공기의 가로 방향 또는 수직방향으로 미리 설정된 측정 위치를 이동시키면서 후방 항공기의 공력을 내장된 밸런스를 통하여 측정한다. 후방 항공기의 공력 측정은 이미 보정이 완료된 내장형 밸런스를 풍동 시험부 내부에 설치된 자동센서이송장치인 PTS에 장착하여 Fig. 2와 같이 미리 설정된 지점을 이동하면서 후방 항공기 모델에 작용하는 6분력을 측정하게 된다. 측정된 자료는 풍동시험부 외부에 설치되어 있는 자료획득시스템에 저장된다.

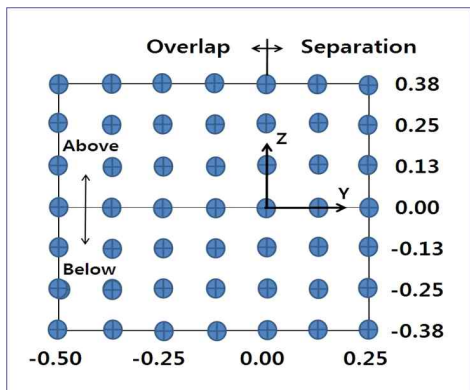


Fig. 2 Grid of measuring location in the plane of formation flight set-up

항공기의 가로 방향의 위치 기준은 전방 항공기의 오른 날개 끝과 후방 항공기의 왼쪽 날개 끝이 일치되는 지점으로 정하였다. 후방 항공기의 가로 위치 이동 범위($\pm y$)는 스패의 크기(b)를 기준으로 좌측(- y)으로 $0.5b$ 에서 우측(+ y)으로 $0.25b$ 까지 $0.125b$ 의 간격으로 총 7개의 지점에서 측정하였다. 후방 항공기의 수직 위치의 ($\pm z$) 이동 범위는 위쪽 방향(+ z)으로 $0.38b$ 까지, 아래쪽 방향(- z)으로 $-0.38b$ 까지 동일한 크기만큼 이동하는 것으로 자동이송장치의 이송 위치를 설정하였다. 마지막으로 전방 항공기로부터 후방 항공기의 흐름 방향으로 이격거리(x)는 $1.5b$ 떨어진 지점에서 공력을 측정하는 것으로 설정하였다. 후방으로의 이격거리가 클수록 전방 항공기의 날개 끝 소용돌이의 강도는 감소된다. 이들 측정 위치는 전방 항공기의 날개 끝 와류의 영역을 고려하여 설정된 것이다. Fig. 2는 후방 항공기의 우측 날개 끝을 기준으로 y - z 평면상에서 후방 항공기의 공력 측정 위치를 나타낸 것이다.

III. 실험 결과 및 토론

풍동실험을 통하여 공력 및 모멘트를 측정하기 위한 실험 조건은 자유흐름상태에서 단독 모델을 설치하고 측정된 공력자료를 분석하여 레이놀즈 효과가 크게 영향을 미치지 않는 유속과 풍동의 최적 운용 속도를 고려하여 $Re=3.25 \times 10^5$ 에서 이루어졌다. 이 때 유속은 마하수 0.1에 해당된다. 풍동실험으로 측정된 공력 및 모멘트는 모두 무차원 계수로 변환하여 후방 항공기의 공력자료 측정위치를 기준으로 결과를 분석하였다.

편대비행에서 한 가지 중요한 측면은 후방 항공기의 위치 안정성에 있으며, 정(positive)의 위치 안정성은 와류유도에 의한 힘과 모멘트가 교란되었을 때 후방 항공기가 원래의 위치로 복원하려는 경향을 갖는가에 있다. 이전의 연구 가운데에서 Blake & Gingras[2]는 삼각날개 2개를 이용하여 삼각날개의 공력특성 및 위치 안정성에 대해서 연구를 하였다. Bloy et al.[3]은 공중 급유 중에 급유기와 수유기(receiver aircraft) 사이에 발생하는 가로 공력 간섭효과에 관하여 연구하여 롤링모멘트가 안정성에 영향을 미치는 중요한 인자임을 밝혔다.

본 연구에서는 앞선 연구자들이 제시한 위치안정미계수를 이용하여 편대비행하는 소형의 고속 항공기 형상의 위치 안정성을 비교할 수 있도록 하기 위해 3가지의 위치 안정미계수(stability

derivatives)의 변화만을 분석하였다. 이들 안정미계수는 수직위치 변화에 따른 양력 및 피칭모멘트 계수의 변화와 수평거리 분리에 따른 롤링모멘트 계수의 변화가 분석되었으며, 안정성에 대한 판별기준 조건은 아래와 같다.

$$\frac{\partial C_L}{\partial z} < 0, \quad \frac{\partial C_m}{\partial z} < 0, \quad \frac{\partial C_l}{\partial y} < 0 \quad (1)$$

위 식에 따른 안정성 여부를 판별하기 위해서 Fig. 3은 후방에서 추적하는 항공기의 양력계수를 수직 및 수평 위치에 따른 변화를 나타낸 것이다.

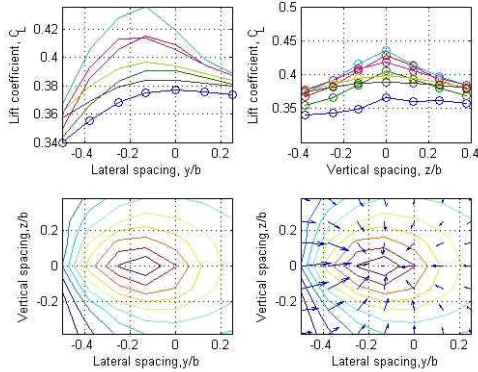


Fig. 4 Positional lift variation of a trailing aircraft with aoa=5deg. at x/b=1.5.

Table 2. Positional stability in lift with vertical and lateral space at x/b=1.5(s: stable, u: unstable).

s	s	s	s	s	s	s
s	s	s	s	s	s	s
s	s	s	s	s	s	s
u	u	u	-	(0,0)	-	-
u	u	u	u	u	u	u
u	u	u	u	u	u	u
u	u	u	u	u	u	u

Lateral spacing, y/b

Fig. 3에서 아래 2개의 그림은 항공기의 양력계수의 변화 및 기울기의 변화를 나타낸 것이다. 양력곡선의 위치에 따른 기울기의 방향은 위치 안정성을 판별할 수 있는 기준이 된다. 앞서 주어진 판별 기준식에 따라 후방 항공기의 위치 안정성이 결정될 수 있다.

Table 2는 양력계수의 변화에 대한 위치 안정성에 대한 영역을 후방 항공기의 위치를 기준으로 나타낸 것이다. 위의 표에서 (0,0)위치는 전방 항공기의 우측 날개 끝과 후방 항공기 날개의 좌측 끝이 동일한 위치에 있음을 나타낸다. Fig. 3에 나타낸 양력계수의 변화에 대한 결과는 이 점을 기준으로 상부는 안정한 영역을 보이고 있으며, 하부는 불안정한 영역을 나타내고 있다. 이는 참고 문헌[3]에 제시된 삼각날개 비행체의 결과와 아주 유사한 결과임을 확인할 수 있었다.

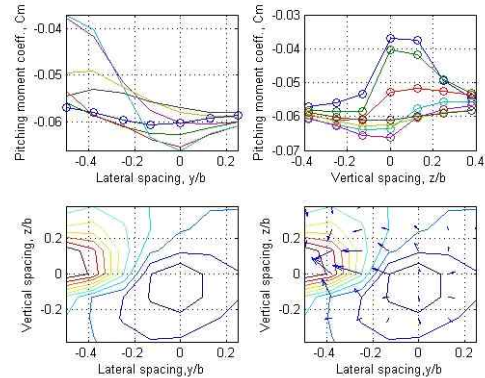


Fig. 5 Positional pitching moment coeff. variation of a trailing aircraft with at x/b=1.5.

Fig. 4는 후방 항공기의 피칭 모멘트 계수의 변화를 각각 가로 위치 및 수직 위치에 대해서 나타내준 것이다. 우측 하부의 그림은 피칭모멘트 변화의 기울기를 나타낸 것으로, 식 (1)의 위치 안정성 판별식으로 안정성이 보장되는 위치를 분석할 수 있는 기초 자료가 된다. 이를 기준으로 안정한 위치를 판별한 결과는 Table 3에 제시하였다.

Table 3 Positional stability in pitch at x/b=1.5(s : stable, u: unstable)

s	s	u	u	u	u	u
s	s	u	u	u	u	u
s	s	u	u	u	u	u
s	s	-	-	(0,0)	-	-
u	u	s	s	s	s	s
u	u	s	s	s	s	s
u	u	s	s	s	s	s

Lateral spacing, y/b

Table 3은 후방 항공기의 피칭모멘트 계수를 기준으로 피칭 운동에서의 위치 안정성을 표시한 것이다. 기준 위치(0.0)로부터 좌측 상부 및 우측 하부의 s로 표시된 부분은 정(positive)의 안정성이 보장되는 영역이며, 우측 상부와 좌측 하부의 u로 표시되는 영역은 불안정한 위치 영역이 됨을 알 수 있다. 이것은 측정 지점을 기준으로 판단한 것이므로 측정 지점과 지점 사이는 모호한 측면이 있다.

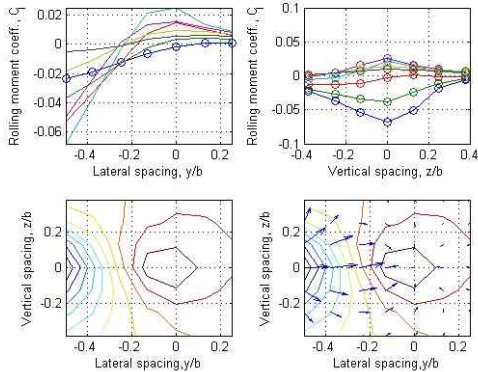


Fig. 5 Positional rolling moment coeff. variation of a trailing aircraft with at $x/b=1.5$.

Table 4. Positional stability in roll at $x/b=1.5$ (s : stable, u: unstable)

u	u	u	u	s	s	s
u	u	u	u	s	s	s
u	u	u	u	s	s	s
u	u	u	u	(0,0)	s	s
u	u	u	u	s	s	s
u	u	u	u	s	s	s
u	u	u	u	u	u	-
Lateral spacing, y/b						

Fig. 5는 롤링모멘트 계수의 수직 및 가로 위치에 대하여 변화를 나타낸 것이다. 위치 변화에 따른 롤링 안정미계수는 식(1)에서 나타낸 것처럼 가로 위치의 변화에 대하여 부(negative)의 값을 가져야 한다. 이러한 변화는 가로 위치에 대한 롤링모멘트 계수의 기울기로 판단할 수 있다. 우 하부의 그림은 기울기를 표시한 것으로 화살표 방향이 우측인 경우에는 불안정한 기울기를 좌측인 경우에는 안정

한 영역으로 판별할 수 있다. 이러한 판별 결과는 Table 4에서 수직 및 가로 위치를 기준으로 위치안정성이 보장되는 영역과 불안정한 영역으로 구분하여 표시한 것이다. 롤링 모멘트 안정미계수를 기준으로 안정한 영역은 우측 및 상부 영역에 국한되며 좌측으로 날개가 겹치는 영역은 불안정한 영역을 표시하고 있다.

III. 결 론

본 연구는 풍동실험을 통하여 측정된 후방 항공기의 공력을 분석하여 항공기가 편대비행 시 전방 항공기의 후류가 후방 항공기에 영향을 미치는 위치 안전성에 관하여 분석하였으며, 다음과 같은 결론을 얻었다.

후방 항공기의 안정성은 위치 변화에 따른 안정미계수를 이용하여 판별할 수 있으며, 이전에 연구된 결과와 유사함을 확인하였다. 편대비행 항공기의 위치 안정성은 수직 위치에 대한 양력 변화는 후방 항공기가 위쪽에 있을 경우에 안정하고, 피치에 대한 위치 안정성은 좌측 상부 및 우측 하부에 위치할 때 안정한 영역이 된다. 롤 안정성이 보장되는 영역은 기준위치로부터 우측 영역에 있을 때 안정한 영역임이 확인되었다.

본 연구결과는 편대비행하는 항공기의 제어나 근접비행을 할 경우 전방 항공기의 영향을 피하는 위치를 결정하는데 활용될 수 있을 것이다. 향후 본 논문에서 제시하지 않은 위치 안정미계수에 대한 연구를 통하여 모든 위치 안정미계수에 대한 분석결과를 제시하는 것이 필요하다.

후 기

본 연구는 청주대학교 산업과학연구소의 지원(과제번호: 20140371)으로 수행되었습니다.

Reference

- 1) Myatt, J. H. and Blake, W. B., "Aerodynamic Database Issues for Modeling Close Formation Flight", AIAA 99-4194, 1999, pp. 317 - 327.
- 2) Blake, W.B., Gingras, D.R., Comparison of Predicted and Measured Formation Flight Interference Effects, Journal of

- Aircraft, Vol. 41, No. 2, March-April 2004, pp.201-207.
- 3) Bloy, A.W., West, M.G., Lea, K.A., Jouma'a, M., Lateral Aerodynamic Interference Between Tanker and Receiver in Air-to-Air Refueling, Journal of Aircraft, Vol. 30, No. 5, Sept-Oct. 1993, pp. 705-710
 - 4) Cho, H.K., Han, C.H., Effect of sideslip angle on the aerodynamic characteristics of fighter type aircraft, Journal of Mechanical Science and Technology, Sept. 2015, pp. 3691-3698.
 - 5) Cho, H.K., Han, C.H., Lee, S.T., Experimental study on the aerodynamic characteristics of a fighter, Journal of Mechanical Science and Technology, 2014, pp. 3059-3065.
 - 6) Cho, H.K., Lee, S.H., Lee, S.T., Aerodynamic Interference Effect of Aircraft Wing Tip Vortex in Formation Flight, J. of KASS, Vol. 41, No. 11, 2013, pp. 849-854.
 - 7) 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.