

## 技術論文

J. of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences 43(3), 224-231(2015)

DOI:http://dx.doi.org/10.5139/JKSAS.2015.43.3.224

ISSN 1225-1348(print), 2287-6871(online)

## 람다 날개 형상의 옆미끄럼각 효과에 대한 실험적 연구

심호준\*, 박승오\*, 오세윤\*\*

An Experiment Study on Sideslip Angle Effect  
of Lambda Wing Configuration

HoJoon Shim\*, Seung-O Park\* and Se-Yoon Oh\*\*

Korea Advanced Institute of Science and Technology\*, Agency for Defense Development\*\*

## ABSTRACT

An experimental study on aerodynamic coefficients of a lambda wing configuration was performed at the low speed wind tunnel of Agency for Defense Development. The main purpose of this study was to investigate the effects of sideslip angle on various aerodynamic coefficients. In the case of  $0^\circ$  sideslip angle, nose-up pitching moment rapidly increases at a specific angle of attack. This unstable pitching moment characteristic is referred to as pitch break or pitch up. As the sideslip angle increases, the pitch break is found to be generated at a higher angle of attack. Rolling moment is found to show similar behavior pattern to 'pitch break' style with angle of attack at non-zero sideslip angles. This trend gets severer at greater sideslip angles. Yawing moment also shows substantial variation of the slope and the unstable directional stability with sideslip angles at higher angles of attack. These characteristics of the three moments clearly implies the difficulty of the flight control which requires efficient control augmentation system.

## 초 록

람다 날개 형상의 공력 계수에 대한 실험적 연구를 국방과학연구소의 중형아음속 풍동에서 수행하였다. 본 연구의 주목적은 옆미끄럼각의 변화에 따라 다양한 공력 계수가 어떻게 변화하는지를 조사하는 것이다. 옆미끄럼각이  $0^\circ$ 인 경우, 피칭 모멘트가 급격히 불안정해지는 현상을 확인하였으며, 옆미끄럼각이 증가함에 따라 pitch break 현상이 더 높은 받음각에서 발생하는 것을 확인하였다. 롤링 모멘트는 옆미끄럼각이 있는 경우 pitch break와 유사한 특성을 보여준다. 이런 경향은 옆미끄럼각이 증가할수록 더 심하게 나타났다. 요잉 모멘트는 높은 받음각에서 옆미끄럼각에 따라 기울기가 크게 변화하였고 불안정한 방향 안정성이 뚜렷이 나타났다. 모멘트의 이런 특성들은 비행 제어를 위해서는 보다 효과적인 조종성 증가 장치가 필수적이라는 것을 의미하고 있다.

**Key Words** : UCAV(무인전투기), Tailless(무미익), Wind Tunnel Testing(풍동 실험), Pitching Moment(피칭 모멘트), Pitch Break(피칭 모멘트 불안정성), Sideslip Angle(옆미끄럼각)

† Received : November 11, 2014 Revised : January 29, 2015 Accepted : February 6, 2015

\*\* Corresponding author, E-mail : syoh@add.re.kr

## I. 서 론

무인전투기(UCAV, Unmanned Combat Aerial Vehicle)는 무인항공기의 한 영역으로서 기존의 정찰/감시 임무뿐만 아니라 전투임무 수행까지 가능한 최첨단 무인항공기 시스템이며[1,2], 대표적인 형상으로는 람다 날개(lambda wing) 형태의 UCAV 1303[3-6]이 있다.

큰 앞전후퇴각(leading edge sweep angle)을 가진 삼각형 날개(delta wing), 람다 날개 등은 앞전 와류(leading edge vortex)가 생성되며 이로 인해 날개 뒷면에서 복잡한 유동 구조를 가진다. 이런 삼각형 날개와 람다 날개의 앞전 와류 구조에 영향을 미치는 요소는 받음각(angle of attack,  $\alpha$ , AOA), 앞전 형상, 앞전 후퇴각, 날개 두께, 그리고 레이놀즈 수(Reynolds number) 등이 있다 [7]. 앞전 와류 구조는 당연히 옆미끄럼각(sideslip angle,  $\beta$ , AOS)에 의해서도 크게 변화된다. 옆미끄럼각이 있는 경우 날개 좌우의 앞전 와류가 비대칭적으로 생성되며, 이로 인해 더욱 복잡한 유동 특성을 보인다. Yayla 등은  $40^\circ$  앞전 후퇴각을 가진 다이아몬드 날개(diamond wing)를 옆미끄럼각  $0^\circ \sim 15^\circ$  범위에서 유동 가시화 실험을 수행하였으며, 앞전 와류의 생성과 와류 붕괴(vortex breakdown) 위치에 대해 연구하였다[7]. Yayla 등의 결과에서  $0^\circ$ 의 옆미끄럼각에서는 좌우 날개의 앞전 와류가 대칭으로 관측되었지만,  $4^\circ$  이상의 옆미끄럼각에서는 와류 붕괴가 바람이 가려지는 면(leeward side)에서는 뒷전 방향으로 이동하며, 바람을 맞는 면(windward side)에서는 앞전으로 이동하는 것을 보였다[7]. Sohn 등은 LEX(leading edge extension)를 가진 삼각형 날개에서 다양한 받음각과 옆미끄럼각 조건에서 흐름 가시화 실험을 수행하였으며, 옆미끄럼각은 좌우 날개의 앞전 와류 구조에 상당한 영향을 미치는 것을 보였다 [8]. 또한 Sohn 등은 옆미끄럼각 조건에서 앞전 와류의 비대칭적인 생성과 붕괴는 롤링 모멘트의 급격한 변화를 가져올 수 있음을 보였다[9,10]. Verhaagen 등은  $76^\circ$  앞전 후퇴각을 가진 삼각형 날개의 유동 가시화, 표면 압력 분포, 그리고 공력 계수를 측정하여, 옆미끄럼각이 증가함에 따라 수직력(normal force)이 감소하고 롤링 모멘트(rolling moment)가 증가하는 것을 보였다[11]. UCAV 1303과 같은 람다 날개는 옆미끄럼각이 없는 조건에서도 받음각이 증가하면 날개 안쪽에서 시작한 유동 박리로 인해 날개 바깥쪽이 유동 박리 영역에 들어가면서 피칭 모멘트

(pitching moment)가 급격히 증가하는 현상이 나타나며, 이런 현상을 'pitch up 혹은 pitch break(피칭 모멘트 불안정성)'라 부른다[3]. 이처럼 람다 날개는 정적으로 불안정한 세로 안정성(longitudinal stability)을 보이지만, 람다 날개에 대한 기존 연구들은 주로 옆미끄럼각이 없는 조건에서 수행되었다[2-6].

심호준 등은 최근에 옆미끄럼각이 없는 경우의 람다 날개 공력 특성에 대한 풍동 실험을 수행하였으며, 특정 받음각에서 피칭 모멘트가 급격히 증가하는 pitch break 현상이 나타나는 것을 확인하였다[12]. 본 연구는 이 연구의 후속적인 실험적 연구로서, 옆미끄럼각에 따른 공력 데이터를 풍동 실험으로 측정하여, 세로/방향 정안정성에 대해 옆미끄럼각의 영향을 파악하고자 하였다.

## II. 실험 장치 및 방법

### 2.1 실험 장치

본 실험은 수축비 9.0의 폐회로 단일 순환식 풍동인 국방과학연구소의 중형 아음속 풍동에서 수행되었다. 시험부의 제원은 폭 3.0 m, 높이 2.25 m, 길이 8.75 m이며, 최저 풍속은 10 m/s, 최고 풍속은 110 m/s이다.

풍동 내부흐름의 난류강도(turbulence intensity)는 시험부 중심에서 0.08% 이하이며, 흐름각

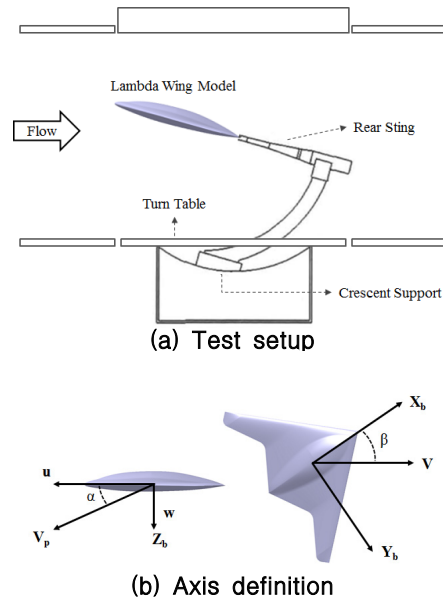


Fig. 1. Test setup and axis of a lambda wing model

(flow angularity)의 변화는  $0.1^\circ$  이내이다[2]. 실험 모형에 작용하는 힘과 모멘트 측정을 위해 6분력 내장형 저울(6 components internal balance)과 후방지지봉(rear sting)을 사용하였다. 6분력 내장 저울의 수직력의 최대 측정 범위는 3560 N이며, 축력(axial force)의 최대 측정 범위는 556 N이다. 최대 하중 작용 시, 수직력의 측정 표준 편차는 0.0148%, 축력의 경우 0.0541%이다. 실험 모형의 받음각 변화를 위해 초승달형지지 시스템(crescent support system)이, 옆미끄럼각 변화를 위해 회전반(turn table)이 사용되었다.

Figure 1에서 시험부에 설치된 실험 모형과 관련 실험 장치의 구성도와 측정의위를 보여주고 있다. 본 실험에서 받음각 범위는  $-3^\circ \sim 25^\circ$ 이며,  $1^\circ$  간격으로 변화시켰다. 그리고 실험 풍속은 먼저 운용 가능한 시험부 풍속의 범위를 결정하여, 옆미끄럼각을  $0^\circ$ 로 고정한 상태에서 풍속 변화에 따른 레이놀즈 수 효과를 확인한 후 결정하였다. 옆미끄럼각 효과를 확인하기 위해 결정된 실험 풍속에서 옆미끄럼각과 받음각을 변화시켜가며 공력 계수를 측정하였다. 옆미끄럼각 범위는  $-20^\circ \sim 0^\circ$ 이며  $2^\circ$  간격으로 변화시켰으며, 고정된 옆미끄럼각에서 받음각을 변화시켜가면서 6분력을 측정하였다(pitch-pause mode)[13].

## 2.2 실험 모형

본 실험에 사용된 모형은 람다 날개 형태의 무미익(tailless) 비행체로 UCAV 1303[3-6]의 외부 형상을 기초로 하여 자체적으로 구현한 형상이며, 동체에서도 양력을 발생할 수 있도록 하는 BWB(blended-wing-body) 형태이다. Fig. 2에 실험 모형의 삼면도를 나타내었다. 과거의 UCAV 1303 연구에서 사용된 익형(airfoil)은 대칭익형이었지만[3], 본 연구에서는 NACA 64A210 익형[14]을 적용하였다. 실험 모형의 전체 날개 길이(wing span)는 1000 mm이며, 동체 중심선의 길이는 590.5 mm이다. 기준 면적(reference area)은  $0.259 \text{ m}^2$ 이며, 아래 식 (1)로 계산된 평균 공력 시위(mean aerodynamic chord, MAC)는 352.2 mm이다. 앞전 후퇴각은  $47^\circ$ 이며, 날개의 비틀림각(twist angle)은 적용되지 않았다.

Table 1에 실험 모형에 대한 세부 제원을 나타내었다. 실험 모형은 가공 정밀도를 위해 알루미늄으로 제작하였으며, 가공 후 3차원 측정을 통해 정밀도 검증을 수행하였다.

$$\bar{c} = \frac{2}{S} \int_0^{b/2} c^2 dy = \frac{\int_0^{b/2} c^2 dy}{\int_0^{b/2} c dy} \quad (1)$$

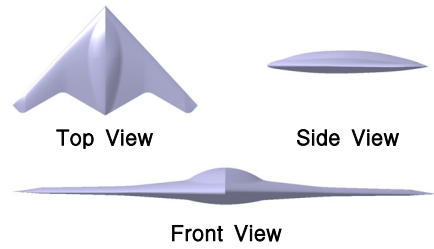


Fig. 2. Three-view of lambda wing model

Table 1. Estimated uncertainties

Coefficient	Uncertainties
$C_D$ (drag)	$0.0330 \pm 0.0006$
$C_Y$ (side force)	$0.0163 \pm 0.0005$
$C_L$ (lift)	$0.3413 \pm 0.0013$
$C_l$ (rolling moment)	$0.0063 \pm 0.0001$
$C_m$ (pitching moment)	$0.0155 \pm 0.0002$
$C_n$ (yawing moment)	$0.0069 \pm 0.0001$
AOA (deg.)	$5.16 \pm 0.04$
AOS (deg.)	$4.98 \pm 0.11$

Table 2. Details of test model

Wing span (b)	1,000 mm
Body center line	590.5 mm
Reference area (S)	$0.259 \text{ m}^2$
MAC ( $\bar{c}$ )	352.2 mm
Leading edge sweep angle	$47^\circ$
Moment Reference Point (MRP)	301.1 mm (from apex)
Airfoil	NACA 64A210
Twist Angle	$0^\circ$

## 2.3 자료처리 및 불확도 분석

본 실험에서는 정적 공력계수 측정을 위해 모든 실험점에서 10 Hz의 속도로 5초 동안 획득한 데이터를 평균하여 처리하였다. 실험으로 획득한 데이터는 실제 비행체에는 존재하지 않는 지지부와 벽면 등으로 인한 영향이 포함되어 있으며, 이런 영향을 제거하기 위해서는 별도의 보정 과정을 수행해야 한다[2,13]. 일반적으로 봉쇄보정계수는 모형의 앞면 면적에 의한 영향(solid

blockage)과 후류(wake) 그리고 박리(separation)에 의한 요인 3가지로 구분할 수 있다[2]. 받음각과 옆미끄럼각에 따라 데이터를 획득한 후, 벽면 효과 및 지지대 영향에 대해 보정 작업을 수행하였다. 보정이 완료된 실험 결과에 대한 불확도 [15] 분석을 수행하였으며, 아래 Table 2에는 풍속이 50 m/s인 특성의 실험 경우에 대해 힘과 모멘트의 무차원 계수에 대한 불확도 분석결과가 제시되어 있다.

### III. 실험 결과와 고찰

#### 3.1 레이놀즈 수 효과

본 연구에서는 내장 저울에 작용하는 하중을 고려하여 운용 가능한 최대 풍속을 70 m/s로 결정하였다. 레이놀즈 수(Re. No) 효과는 옆미끄럼각 0°조건에서 시험부 속도를 20 m/s ~ 70 m/s 까지 10 m/s 간격으로 변화시켜가면서 확인하였다. 평균 공력 시위를 기준으로 한 레이놀즈 수 범위는  $5.05 \times 10^5 \sim 1.71 \times 10^6$ 이다. 시험부 속도 70 m/s 조건에서는 실험 모형 진동으로 인해 받음각 22°까지만 실험을 수행하였다.

Figure 3에 레이놀즈 수에 따른 양력 계수 변화를 나타내었다. 레이놀즈 수가 증가할수록 최대 양력 계수가 높게 나타나고 있으며, 레이놀즈 수  $7.29 \times 10^5$  조건(30 m/s)에서 최대 양력 계수는 21.7°에서 0.835이며, 레이놀즈 수  $1.25 \times 10^6$  조건(50 m/s)에서 최대 양력 계수는 22.1°에서 0.856으로 나타난다. 무받음각(zero lift angle of attack)은 NACA 64A210 익형의 실험 결과[14]와

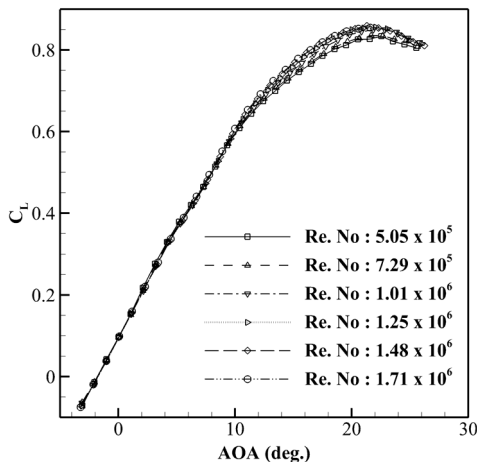


Fig. 3. Lift coefficient versus angle of attack

비슷한 약  $-1.75^\circ$ 로 나타난다.

Figure 4는 레이놀즈 수에 따른 피칭 모멘트 계수를 보여준다. Fig. 4는 특정 받음각에서 피칭 모멘트의 급격한 증가(pitch break)를 보여주고 있으며, 이런 현상은 날개 바깥쪽 영역이 유동 박리로 인해 양력 손실이 발생하여 생기는 현상이다.

Figure 4에서 레이놀즈 수가  $1.01 \times 10^6$  (40 m/s)보다 높은 경우, pitch break는 받음각 약  $4.3^\circ$  이후에서 나타나며,  $18^\circ$  받음각 이후 다시 정적으로 안정해지는 것을 확인할 수 있다. 그러나 레이놀즈 수가  $1.01 \times 10^6$ 보다 낮은 경우, pitch break는 더 낮은 받음각(약  $3.2^\circ$ )에서 발생하는 것을 확인하였다. 즉, 낮은 레이놀즈 수 조건에서는 pitch break가 발생하는 받음각이 다소 감소하는 것을 알 수 있다.

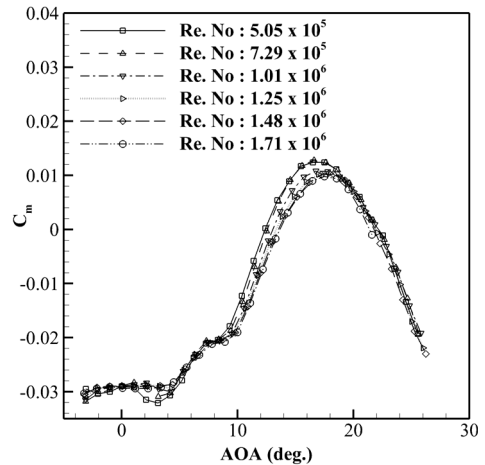


Fig. 4. Pitching moment coefficient versus angle of attack

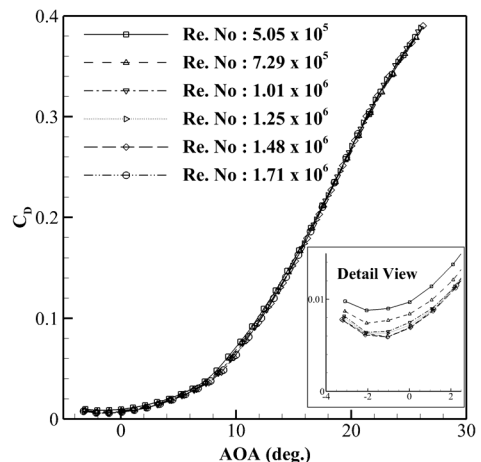


Fig. 5. Drag coefficient versus angle of attack

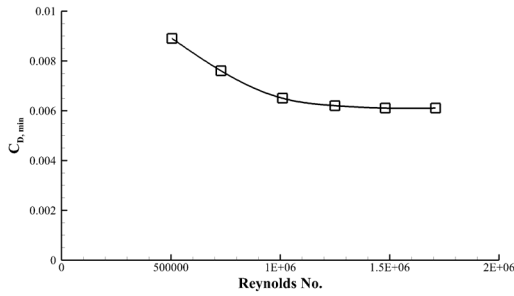


Fig. 6. Minimum drag coefficient versus Reynolds number

Figure 5는 레이놀즈 수에 따른 항력 계수 (drag coefficient) 변화를 보여주고 있으며, 레이놀즈 수가 증가할수록 항력 계수가 감소하는 레이놀즈 수 효과를 확인할 수 있다.

Figure 6은 레이놀즈 수 변화에 따른 최소 항력 계수(minimum drag coefficient,  $C_{D,min}$ )를 보여주고 있으며,  $5.05 \times 10^5$  조건(20 m/s)에서 최소 항력은 0.0089이며,  $1.25 \times 10^6$  (50 m/s)에서 0.0062로 감소한다.  $1.25 \times 10^6$  이상의 레이놀즈 수에서 최소 항력이 수렴하는 경향을 보이고 있다. 따라서 최소 항력 결과와 모형 진동의 정도를 고려하여 옆미끄럼각 효과를 확인하기 위한 실험 풍속을 50 m/s로 결정하였다.

### 3.2 옆미끄럼각 효과

옆미끄럼각 범위는  $-20^\circ \sim 0^\circ$  범위이며  $2^\circ$  간격으로 실험을 수행하였다. 옆미끄럼각을 고정 한 후, 받음각을 변경시켜가면서 공력 계수를 측정 하였으며, 실험 결과는 모멘트 기준점을 기준 한 안정축(stability axis)으로 변환하여 나타내었다.

Figure 7, 8은 각각 옆미끄럼각 변화에 따른 양력 계수와 항력 계수를 보여주고 있으며, 옆미끄럼각이 증가함에 따라 동일 받음각에서 양력 계수와 항력 계수가 약간 감소하는 경향을 보여준다[11].

Figure 9는 옆미끄럼각 변화에 따른 피칭 모멘트 계수의 변화를 보여주고 있다. 양력과 항력 계수에서는 옆미끄럼각 효과가 크지 않지만, 피칭 모멘트 계수에서는 옆미끄럼각 효과가 크게 나타나는 것을 알 수 있다. Fig. 9에서 옆미끄럼각이  $-10^\circ \sim 0^\circ$ 인 경우, 피칭 모멘트 불안정성은 받음각  $4.3^\circ$  이후에서 나타난다. 그러나 옆미끄럼각이  $-16^\circ$ 보다 작은 경우, 피칭 모멘트는 받음각  $9.5^\circ$  이후에 급격하게 증가하고 있다. 따라서 옆미끄럼각은 피칭 모멘트와 pitch break 현상에 큰 영향을 주는 것을 알 수 있다.

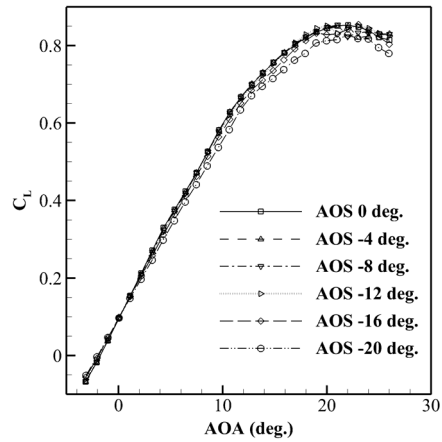


Fig. 7. Lift coefficients versus sideslip angles

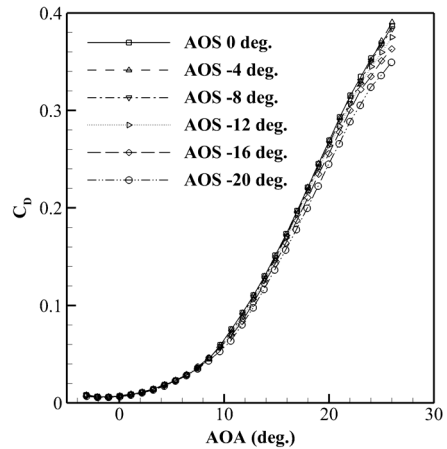


Fig. 8. Drag coefficients versus sideslip angles

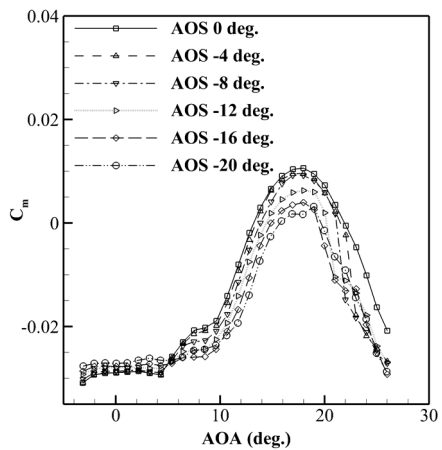


Fig. 9. Pitching moment coefficients versus sideslip angles

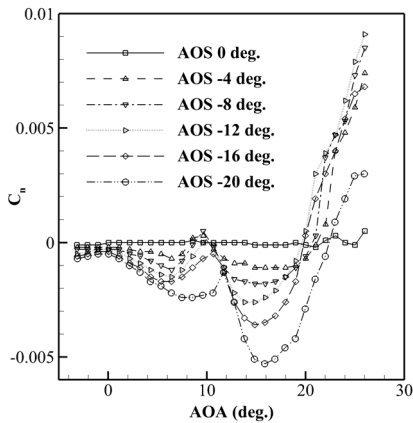


Fig. 10. Yawing moment coefficients versus sideslip angles

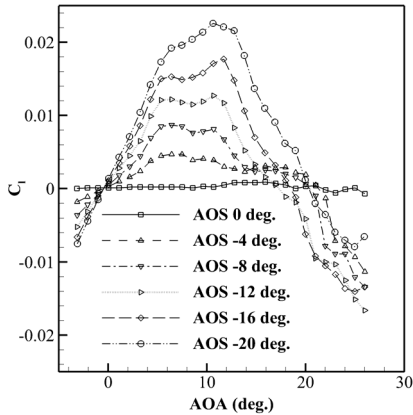


Fig. 11. Rolling moment coefficients versus sideslip angles

Figure 10은 다양한 옆미끄럼각 조건에서 요잉 모멘트(yawing moment) 변화를 보여주고 있다. 요잉 모멘트는 10° 이내의 받음각에서는 옆미끄럼각이 증가함에 따라 다소 증가하는 결과를 보여주고 있지만, 10° 이상의 높은 받음각에서는 옆미끄럼각이 증가함에 따라 요잉 모멘트 계수가 급격하게 변화하는 경향을 보여준다. 이런 요잉 모멘트가 급격히 변화하는 특성은 요잉 모멘트 제어를 어렵게 하는 요인으로 작용할 것이다.

Figure 11은 옆미끄럼각에 따른 롤링 모멘트 변화를 보여주고 있다. 롤링 모멘트 또한 옆미끄럼각에 강하게 영향을 받는 것을 확인할 수 있다. 옆미끄럼각이 증가함에 따라, 받음각 10°까지는 롤링 모멘트가 지속적으로 증가한다[11]. 그러나 10° 이후의 받음각에서는 롤링 모멘트가 감소하는 경향을 보여주고 있으며, 옆미끄럼각이 큰

조건에서는 롤링 모멘트의 급격한 변화를 확인할 수 있다[9,10].

Figure 9~11은 람다 날개 형상의 받음각과 옆미끄럼각 변화에 따른 비선형적인 모멘트 특성을 명확하게 보여주고 있으며, 이런 특성은 날개 좌우의 유동 구조와 앞전 와류 생성 및 붕괴의 비대칭으로 인해 발생한다[7-11,16,17].

### 3.3 정적 안정성

Figure 12는 실험 모형의 -20°와 0° 옆미끄럼각 조건에서의  $dC_m/dC_L$  그래프를 보여주고 있다.  $dC_m/dC_L < 0$ 인 경우, 항공기는 정적으로 안정한 경향을 보인다고 판단한다[2,16].

Figure 12에서 확인할 수 있듯이, 0° 옆미끄럼각 조건에서는 0.33 양력 계수(받음각 4.3°) 이후 불안정한 특성을 보이고 있다. 그리고 -20° 옆미끄럼각 조건에서는 0.49 양력 계수(받음각 8.5°) 이후에서 불안정한 경향을 보여준다.

$$a.c = MRP - \frac{dC_{m,MRP}}{dC_L} \quad (2)$$

이런 정적으로 불안정한 특성은 수평 꼬리날개가 없는 항공기나 큰 앞전 후퇴각을 가진 항공

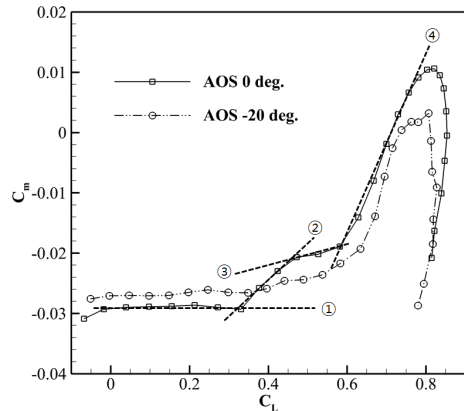


Fig. 12. Pitching moment coefficient versus lift coefficient

Table 3. Variation of aerodynamic center

구간	$\frac{dC_{m,MRP}}{dC_L}$	a.c ( $\bar{c}$ )
①	0.000	0.415
②	0.061	0.354
③	0.016	0.399
④	0.115	0.300

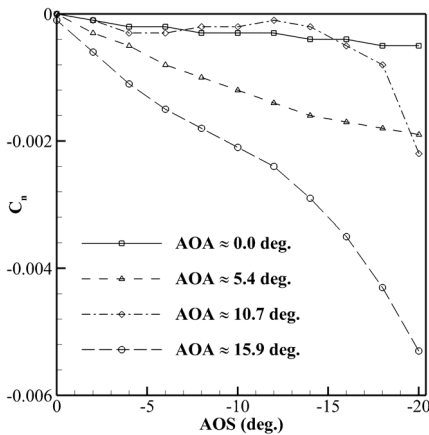


Fig. 13. Yawing moment coefficient versus sideslip angle

기에 볼 수 있는 일반적인 특징이다[2,3].

Figure 12의 결과에서 양력 계수가 증가할수록  $dC_m/dC_L$ 이 구간별로 다르게 나타남을 알 수 있으며,  $0^\circ$  옆미끄럼각 조건에서 기울기 구간은 크게 4부분으로 세분화할 수 있다. ①번 구간의 기울기는 거의 0에 가까우며, ②번 구간의 기울기는 0.061, ③번 구간의 기울기는 0.016, 그리고 ④번 구간의 기울기는 0.115로 나타난다. 각 구간에 대한 공력 중심(aerodynamic center, a.c) 평균 결과를 계산하였다. 공력 중심은 식(2)로 나타낼 수 있으며, Table 3에 구간별 공력 중심을 나타내었다. 본 연구에서 모멘트 기준점(MRP)은 Table 1에 나타나듯이 apex point로부터 301.1 mm 지점이며, 평균 공력 시위의 41.5% 지점에 위치하며, 무게 중심(center of gravity)은 평균 공력 시위의 42.7% 지점에 위치하고 있다.

Table 3을 통해 공력 중심이 받음각이 증가함에 따라 항공기의 전방으로 이동함을 확인할 수 있다. 무게 중심과 공력 중심은 항공기의 정적 여유(static margin)를 결정하는 변수이며, 이런 정적 여유는 무게 중심이 공력 중심보다 전방에 위치하여야 세로 정안정성을 확보할 수 있다. 그러나 본 연구에서의 공력 중심은 받음각이 증가함에 따라 전방으로 이동하며, 세로 방향으로 불안정해지는 특성을 보이고 있다(Fig. 12 and Table 3).

Figure 13은 요잉 모멘트와 옆미끄럼각에 따른 기울기를 보여준다.  $\alpha \approx 0^\circ$  조건에서는 옆미끄럼각 변화에 따른 기울기( $dC_n/d\beta$ )가 거의 0으로 나타난다. 그러나 받음각이 증가할수록 기울기가 음(-)의 방향으로 증가한다.  $dC_n/d\beta$ 의 기울기가 0보다 작은 경우 방향 안정성(static directional

stability)의 정적 불안정을 나타내며[18], 수직 꼬리 날개가 없는 항공기의 특성이다[19]. 받음각이 증가할수록 요잉 모멘트 기울기는 음의 방향으로 증가하며, 높은 받음각에서 요잉 모멘트 제어는 더욱 어려워짐을 알 수 있다.

## IV. 결 론

람다 날개 형상 항공기에 대한 풍동 실험을 수행하였으며, 받음각과 옆미끄럼각에 따른 공력 계수를 확인하였다. 옆미끄럼각이 없는 상태에서는 약  $4.0^\circ$  받음각 이후에 급격한 피칭 모멘트 불안정성(pitch break)이 나타나며, pitch break가 시작된 이후 세로 방향 정적 불안정을 확인하였다. 그리고 옆미끄럼각이 증가할수록 pitch break는 높은 받음각에서 나타남을 알 수 있었다. 옆미끄럼각에 따른 롤링 모멘트는 높은 받음각에서 pitch break 현상과 유사한 특성을 나타낸다. 요잉 모멘트는 높은 받음각에서 기울기가 급격히 증가하며, 불안정한 방향 안정성을 나타낸다. 실험 모형과 같은 형상의 람다 날개는 정적 안정성이 아주 나쁘며, 정적 안정성 확보를 위해서는 효과적인 조종성 증가 장치(control augmentation system)가 필수적이다.

## 후 기

본 연구는 국방과학연구소의 “풍동 실험 최적 실험계획 및 모델링 기술(Optimal Experimental Design and Modeling Techniques for Wind Tunnel Testing)” 사업 수행결과의 일부이며, 지원에 감사드립니다.

## References

- 1) Lee, K. T., “UCAV development trend and advance prospect.” *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences Magazine*, Vol. 3, No. 2, 2009, pp. 73-89.
- 2) Oh, S. Y., Kim, S. H., Ahn, S. K., Cho, C. Y., and Lee, J. G., “An experimental study on the aerodynamic characteristics of a stealth configuration”, *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 36, No. 10, 2008, pp. 962-968.
- 3) Stephen C. McParlin, Robin J. Bruce, Anthony G. Hepworth and Andrew J. Rae,

"Low speed wind tunnel test on the 1303 UCAV concept.", *24th Applied Aerodynamic Conference*, AIAA paper 2006-2985.

4) Kristian Petterson, "Low speed aerodynamic and flowfield characteristics of a UCAV." *24th Applied Aerodynamic Conference*, AIAA paper 2006-2986.

5) Arthur, M. T., and Petterson, K., "A computational study of the low speed flow over the 1303 UCAV." *25th Applied Aerodynamic Conference*, AIAA paper 2007-4568.

6) Chung, J. J., and Ghee, T., "Numerical investigation of UCAV 1303 configuration with and without simple deployable vortex flap." *24th Applied Aerodynamic Conference*, AIAA paper 2006-2989.

7) Yayla, S., Canpolat, C., Sahin, B., and Akilli, H., "Yaw angle effect on flow structure over the nonslender diamond wind", *AIAA Journal*, Vol. 48, No. 10, 2010, pp. 2457-2461.

8) Sohn, M. H., Lee, K. Y., and Chand, J. W., "Vortex flow visualization of a yawed delta wing with leading edge extension", *Journal of Aircraft*, Vol. 41, No. 2, 2004, pp. 231-237.

9) Sohn, M. H., Lee, K. Y., and Baek, S. W., "Effects of sideslip on the vortex flow over a delta wing", *The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 30, No. 1, 2002, pp.1-8.

10) Lee, K. Y., and Sohn, M. H., "Vortex characteristics of delta wing at large sideslip and high incidence angle", *The Korean Society For Aeronautical and Space Sciences conference*, 2002, pp. 44-49.

11) Verhaagen, N. G., and Naarding, S. H.

J., "Experimental and numerical investigation of vortex flow over a sideslipping delta wing", *Journal of Aircraft*, Vol. 26, No. 11, 1989, pp. 971-978.

12) Shim, H. J., Park, S. O., and Oh, S. Y., "An experimental study on aerodynamic coefficients of a tailless BWB UCAV", *The Korean Society For Aeronautical and Space Sciences conference*, 2013, pp. 110-113

13) Barlow, J. B., Rae, W. H., and Pope, A., *Low-speed wind tunnel testing*, 3<sup>rd</sup> ed., John Wiley & Sons, New York, 1999

14) Ira H. Abbott and Albert E. von Doenhoff, *Theory of wing sections*, Dover Publications, New York, 1958, pp. 124~136

15) AIAA, *Assessment of experimental uncertainty with application to wind tunnel testing*, AIAA Standard, AIAA S-017A-1999, 1999.

16) Canpolat, C., Yayla, S., Sahin, B., and Akilli, H., "Observation of the vortical flow over a yawed delta wing", *Journal of Aerospace Engineering*, Vol. 25, 2012, pp. 613-626

17) Shim, H. J., Park, S. O., "Low-speed wind-tunnel test results of a BWB-UCAV model", *Pocedia Engineering*, Vol. 67, 2013, pp. 50-58

18) Nelson, R. C., *Flight stability and automatic control*, 2<sup>nd</sup> ed., McGraw-Hill, Singapore, 1998

19) Kim, J. B., Jang, Y. I., Kwon, K. B., "A wind tunnel study on the static stability characteristics of light sport aircraft", *Journal of The Korean Society for Aeronautical and Space Sciences*, Vol. 40, No. 8, 2012, pp.711-717.