

채널 내를 비행하는 가변스팬 날개 공력특성 II  
(비대칭 날개 펼침)한철희<sup>1,†</sup><sup>1</sup>한국교통대학교 항공·기계설계학과Aerodynamic Characteristics of a Variable-Span Wing  
Flying Inside a Channel II (Effect of Asymmetric Wing Extensions)Cheolheui Han<sup>1,†</sup><sup>1</sup>Dept. of Aeronautical & Mechanical Design Engineering, Korea National University of Transportation

**Abstract** : In this paper, a wind-tunnel test is accomplished to investigate the roll characteristics of a variable-span wing flying inside a channel. The factors that affect the roll characteristics of the wing were identified by analyzing the measured data; accordingly, when the wing is flying without both the ground and sidewall effects, the asymmetric wing extension causes the roll moment. Both the ground and the sidewall can increase the roll moment, but when the wing is affected by both the ground and the sidewall, the roll moment does not increase as much as the case where the wing is only affected by the ground. Also, the aerodynamic characteristics of the flying wing inside a channel are the nonlinear function of the wing height and the gap between the wingtip and the sidewall, both of which should be considered in a study of the stability and the flight control of the wing-in-ground effect of the vehicle flying inside a channel.

**Key Words** : Ground Effect, Wind-Tunnel Experiment, Guideway, Variable-Span Wing, Roll Moment

## 1. 서 론

지면효과익선은 지면 근처를 비행할 때 주 날개의 양향비가 증가하여 공력성능이 향상된다는 장점이 있다. 그러나 날개의 피칭 모멘트가 받음각 뿐만 아니라 날개와 지면사이의 거리변화에 의해서도 크게 영향을 받으며, 세로안정성을 확보하기 어렵다는 단점이 있다 [1]. 따라서, 지금까지의 지면효과익선 개발에 관한 연구들은 날개의 양향비를 증가시키는 동시에 종방향 안정성을 확보할 수 있는 방안마련에 집중되어 연구가 진행되어 왔다(Aero-Train[2], TWIG[3], AEV[4]).

지면효과익선은 날개와 지면사이의 거리가 매우 가까워 작은 옆놀이 (rolling)에도 날개가 지면에 부딪힐

수 있다. 특히 정해진 안내로를 따라 비행해야 하는 지상용 지면효과익선의 경우 날개가 지면뿐만 아니라 안내로에도 충돌하여 운행체 비행안전이 크게 위협받을 수 있다[5].

모핑항공기는 자연에 존재하는 새의 날개와 같이 날개 모양을 자유자재로 변형시켜 다양한 형태의 비행이 가능한 항공기이다[6,7]. 최수민 등[8]에 따르면 모핑 개념은 크게 날개의 형상변형과 기동변형으로 나누어지며, 이중 형상변형은 처음 설계된 형상과 다른 형상으로 변형이 가능하여 임의의 비행조건에 대하여 최적의 비행성능을 도출해 낼 수 있다. 모핑항공기 중 텔레스코픽 작동기구를 사용한 가변스팬 날개는 러시아의 Ivan Makhonine이 처음 제시한 개념으로 MAK-10에 적용하여 스패ن길이가 62% 변화했다[9]. 배재성 등[10]은 가변스팬 모핑날개를 가진 비행체의 공력특성 및 비행제어 연구를 수행하였으며, 대칭적

Received: Aug. 11, 2016 Revised: Sep. 08, 2016 Accepted: Sep. 12, 2016

† Corresponding Author

Tel: +82-43-841-5379, E-mail: chhan@ut.ac.kr

Copyright © The Society for Aerospace System Engineering

날개길이 변화를 통하여 비행 성능이 향상되고, 비대칭 날개길이 변화를 통하여 비행 제어를 위한 제어력, 옆놀이 모멘트를 얻을 수 있음을 보였다. Henry 와 Pines[11]는 기존의 항공기 비행동역학 모델에 비대칭 날개 펼침을 고려한 수학적 모델을 제시하였다. 특히 옆놀이와 관련하여 비대칭 날개 펼침이 옆놀이 제어에 매우 효과적이며, 날개길이가 증가할 때 시스템 전체의 감쇄 값이 증가하고, 보조날개를 사용하는 것보다 더 큰 옆놀이 감쇄 모멘트를 얻을 수 있음을 보였다. Seigler 등[12]은 순항미사일에 비대칭 날개 펼침을 사용하여 일반 항공기의 꼬리날개 보다 조종성이 더 좋음을 보여주었다.

이상의 문헌조사로부터 안내로를 따라 낮은 높이로 비행하는 지면효과익선에 모평항공기 기술을 적용할 경우 운행체의 비행안정성 확보가 가능할 것으로 판단된다. 따라서, 본 연구에서는 풍동시험을 사용하여 날개길이 변화에 따른 옆놀이 모멘트 변화를 측정하였다.

## 2. 시험장치 및 방법

본 연구에서 사용한 풍동시험 모델 및 시험장치 등은 참고문헌 13과 동일하다. 주날개와 확장날개 모두 발사나무 및 얇은 합판으로 제작하였으며, 스테인레스 파이프 및 봉으로 날개보를 구성하였다. 에어포일은 NACA0012로 대칭형이며 주날개의 코드길이는 160mm, 확장날개의 코드길이는 147.4mm이다. 주날개의 기본 날개폭은 512mm이며 날개를 확장시키면 564mm가 된다.

날개펼침은 Fig.2에 나타난 바와 같이 날개중앙에 위치한 두 개의 서보모터를 작동시켜 구현하였다. 본 연구에서는 참고문헌 13에 나타난 바와 같이 두 개의 대칭 날개[기본날개(이하 BASE)와 양방향 모두 확장된 날개(Both Sides Extended Wing, 이하 BSEW)]와 두 개의 비대칭 날개[왼쪽 날개가 확장된 날개(Left-hand Sides Extended Wing, 이하 LSEW), 오른쪽 날개가 확장된 날개 (Right-hand Sides Extended Wing, 이하 RSEW)]를 사용하여 풍동시험을 수행하였다. Table 1에 풍동시험에 사용한 시험모델의 날개 끝과 안내로의 펜스까지의 거리를 나타내었으며, 날개와 펜스까지의 거리는 주날개의 코드길이

(C)에 0.1배 또는 0.2배가 되도록 알루미늄 판의 위치를 조절하여 시험하였다. 지면으로부터 날개까지의 높이는 날개 뒷전에서 지면까지의 거리로 정의하였다.

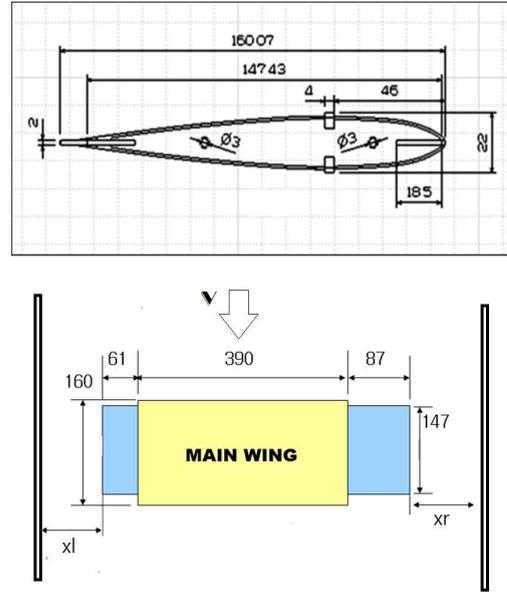


Fig. 1 Test model



Fig. 2 Test model inside a channel

Table 1 Gap between the wing and the guide way

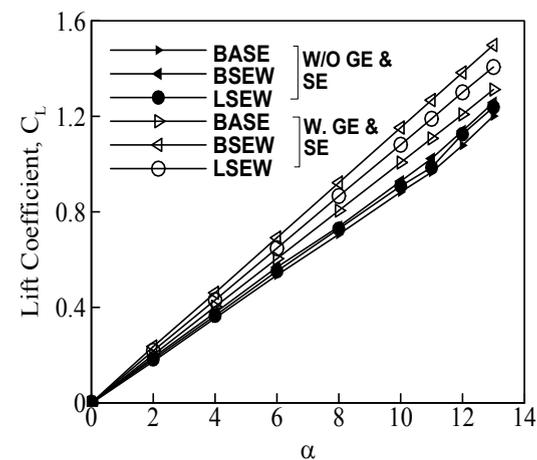
	xr [mm]	xl [mm]
LSEW	0.2 C	0.1 C
RSEW	0.1 C	0.2 C
BASE	0.2 C	0.2 C
BSEW	0.1 C	0.1 C

## 3. 결과 해석 및 토의

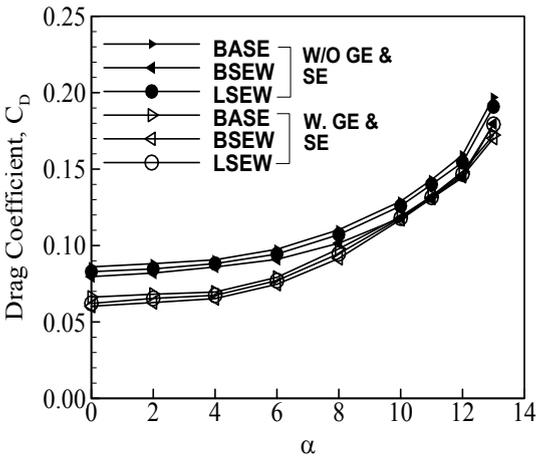
본 연구에서 사용한 LSEW와 RSEW 두 개의 날개

들은 유동방향과 수평한 방향에 대하여 대칭이며, 시험결과도 부호만 반대이고 크기는 오차범위 이내에서 동일하였다. 따라서, 본 논문에서는 LSEW 날개의 결과만을 제시하였다.

Figure 3에 받음각 변화에 따른 날개들의 공력계수의 변화를 나타내었다. 참고문헌 13의 결과와 동일하게 안내로 펜스와 지면의 영향으로 양력은 증가하고 항력은 감소하였다. LSEW는 비대칭날개이나, 날개 면적 및 중형비는 BASE와 BSEW의 중간 값을 가진다.



(a) lift coefficient



(b) drag coefficient

**Fig. 3** Change of the aerodynamic coefficients due to the variation of the attack angle

따라서, 양력 및 항력계수 값이 BASE와 BSEW의 중간 값을 가지는 것으로 나타났다. 항력의 경우 참고문헌 13의 결과와 동일하게 받음각이 작은 경우 지면효

과로 항력이 감소한 반면, 받음각이 큰 경우 지면효과와 펜스 효과가 복합적으로 발생하여 항력이 크게 감소하지 않았다.

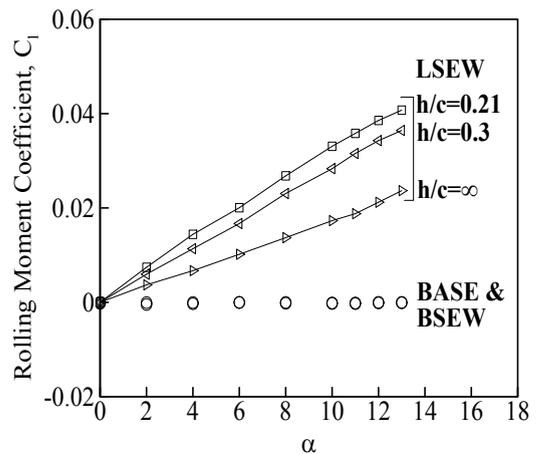
Figure 4에 받음각 변화에 따른 옆놀이 모멘트계수 값의 변화를 나타내었다. BASE 및 BSEW는 유동방향을 기준으로 좌우 대칭인 날개이므로 롤 모멘트가 발생하지 않았으나, 좌측 날개를 확장시킨 LSEW는 시험모델 제작조건의 한계로 인하여 날개길이를 크게 확장시키지 않았음에도 불구하고 옆놀이 모멘트가 크게 변화하였다. 받음각이 증가함에 따라 좌측 날개에서 발생하는 양력도 증가하며, 이로 인하여 옆놀이 모멘트 값도 같이 증가하였다. 날개가 지면 가까이 갈수록 날개의 비대칭으로 인한 좌우 날개 사이의 양력차가 증가하며, 이로 인하여 옆놀이 모멘트가 더욱 증가하였다.

지면효과를 받지 않는 기존 날개의 경우 옆놀이 모멘트가 받음각만의 함수이나, 지면효과를 받는 가변스팬 날개의 경우 옆놀이 모멘트는 받음각( $\alpha$ ), 날개와 지면사이의 거리( $\bar{h}=h/c$ ), 좌우 날개폭의 차이( $\Delta b$ )의 함수로 나타나며 다음과 같이 쓸 수 있다.

$$C_l = f(\alpha, h/c, \Delta b) \quad (1)$$

$$dC_l = \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} d\alpha + \frac{\partial C_l}{\partial \bar{h}} d\bar{h} + \frac{\partial C_l}{\partial \Delta b} d\Delta b \quad (2)$$

Figure 4의 경우 좌우 날개폭의 차이( $\Delta b$ )는 고정되어 있으므로 0의 값을 가진다. 따라서, 식(2)는



**Fig. 4** Change of rolling-moment coefficients due to the variation of the attack angle

$$dC_l = \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} d\alpha + \frac{\partial C_l}{\partial \bar{h}} d\bar{h} \quad (3)$$

로 나타낼 수 있다. Fig.4를 살펴보면 옆놀이 모멘트 계수는 받음각에 대하여 선형으로 변한다. 그러나 날개와 지면사이의 거리( $\bar{h}=h/c$ )의 변화에 대해서는 옆놀이 모멘트의 변화가 비선형적(받음각이 10도일 때  $\bar{h}=\infty$ 에서  $C_l=0.0173$ ,  $\bar{h}=0.3$ 에서  $C_l=0.0283$ ,  $\bar{h}=0.21$ 에서  $C_l=0.0331$ )으로 변화하고 있다. 따라서, 식 (3)은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$dC_l = \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} d\alpha + \frac{\partial C_l}{\partial \bar{h}} d\bar{h} + \frac{\partial^2 C_l}{\partial \bar{h}^2} (d\bar{h})^2 \quad (4)$$

Figure 5에 받음각, 날개와 지면사이의 거리, 날개와 안내로 펜스 사이의 거리변화에 따른 옆놀이 모멘트 계수의 변화를 나타내었다. 지면효과나 펜스 효과가 없는 경우에도 날개의 비대칭으로 인하여 옆놀이 모멘트가 크게 나타났다. 안내로 펜스의 영향으로 인하여 발생한 옆놀이 모멘트는 지면효과로 인하여 발생하는 옆놀이 모멘트 보다 크기는 작았으나 모멘트 값을 증가시킨다. 지면효과와 펜스의 영향이 모두 존재하는 경우 옆놀이 모멘트 변화는 단순히 지면효과만 받을 경우와 비교하여 오히려 옆놀이 모멘트가 작게 발생한

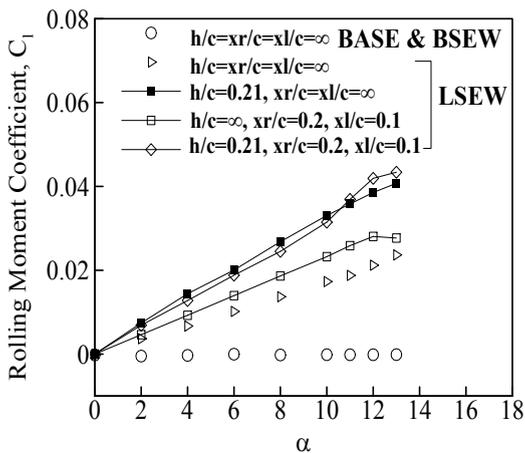


Fig. 5 Change of rolling-moment coefficients due to the variation of the attack angle

다. 이상의 결과로부터 안내로를 따라서 비행하는 비대칭 날개의 경우 옆놀이 모멘트 계수의 변화는 다음과 같이 나타낼 수 있다. 식 (5)에서  $\bar{g}=\Delta g/C$ 를 나타내며  $\Delta g$ 는 날개 끝과 펜스 사이의 거리를 주날개의 시위길이로 나눈 값을 나타낸다.

$$C_l = f(\alpha, \bar{h}, \Delta b, \bar{g}) \quad (5)$$

$$dC_l = \frac{\partial C_l}{\partial \alpha} d\alpha + \frac{\partial C_l}{\partial \bar{h}} d\bar{h} + \frac{\partial^2 C_l}{\partial \bar{h}^2} (d\bar{h})^2 + \frac{\partial C_l}{\partial \bar{g}} d\bar{g} + \frac{\partial^2 C_l}{\partial \bar{g}^2} (d\bar{g})^2 \quad (6)$$

## 4. 결 론

안내로 내를 비행하는 가변스팬 날개의 공력특성에 비대칭 날개펼침, 지면 및 안내로가 미치는 영향을 연구하였다.

양력과 항력 값은 날개길이 변화가 영향을 미쳤으며, 비대칭 날개의 양력 및 항력은 기본날개와 완전히 펼친 날개의 중간값을 가졌다.

옆놀이 모멘트 값은 본 연구에서 사용한 날개의 가로세로비 변화가 매우 적음에도 불구하고 크게 변화하였다. 지면효과는 롤 모멘트 값을 증가시키는 역할을 하였으나, 안내로와 지면효과가 동시에 발생할 경우 오히려 롤 모멘트가 지면효과만 있는 날개보다 작게 발생하였다.

옆놀이 모멘트는 날개와 지면, 날개와 안내로 펜스 사이의 거리변화에 대하여 비선형적으로 변화하므로 안정성 및 비행제어 연구에서 선형화된 모델을 사용하기 어렵다. 본 연구결과에서 측정된 공력계수 값이 날개 중앙에 위치한 서보모터 장치의 영향을 받았으며, 향후 이 부분에 대한 정밀한 측정이 요구된다.

## 참고 문헌

- [1] Rozhdestvensky, K.V., "Wing-In-Ground Effect Vehicles," Progress in Aerospace Sciences, Vol. 42,

- 2006, pp.211-183.
- [2] Kikuchi, S., Ohta, F., Kato, T., Ishikawa, T. and Kohama, Y., "Development of a Stability Control method for the Aero-Train," *Journal of Fluid Science and Technology*, Vol. 2, No. 1, 2007, pp.226-237.
- [3] Sankrithi, N.K.V., *The Tracked Wing In Ground(TWIG)*, Ph.D. Dissertation, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Princeton University, 1983.
- [4] Cho, J., Han, C. and Yoon, Y., "Aerodynamic Analysis and Design of an Aero-levitation Electric Vehicle for the High-speed Ground Transportation System," 21st Applied Aerodynamics Conference, 2003, AIAA 2003-3505.
- [5] Han, C., Ruy, K. and Lee, S., "Experimental Study of a Telescopic Wing Inside a Channel," *Journal of Aircraft*, Vol.44, No.33, 2007, pp.1029-1030.
- [6] Barbarino, R., Bilgen, O., Ajaj, R.M., Friswell, M.I. and Inman, D.J., "A Review of Morphing Aircraft," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, Vol. 22, 2011, pp.823-877.
- [7] Bowman, J., Sanders, B. and Weisshaar, T. "Evaluating the Impact of Morphing Technologies on Aircraft Performance," *Proceedings of 43rd AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 22-25 April, Denver, CO, AIAA 2002-1631.
- [8] Choi, S.M., Bae, J.S., Hwang, J.H., Rho, J.H. and Byun, K.H., "Aerodynamic Characteristics of UAV with Variable-Span Morphing Wing," *Proceedings of Institute of Control, Robotics and Systems, The 8th Conference on National Defense Technology*, 2012, pp.676-681.
- [9] Weisshaar, T.A., "Morphing Aircraft Technology ! New Shapes for Aircraft Design," RTO-MP-AVT-141, Neuilly-sur-Seine, France, 2006.
- [10] Bae, J.S., Hwang, J.H., Park, S.H. and Kim, J.H. "Aerodynamics and Flight Control of Air Vehicle with Variable Span Morphing Wing," *Journal of the Korean Society for Aviation and Aeronautics*, Vol.18, No.4, 2010, pp.1-8.
- [11] Henry, J.J. and Pines, D.J., "A Mathematical Model for Roll Dynamics by Use of a Morphing-Span Wing," *Proceedings of 48th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference*, 23-26 April, Honolulu, HI, 2007, AIAA 2007-1708.
- [12] Seigler, T.M., Neal, D.A., Bae, J.S. and Inman, D.J., "Modeling and Flight Control of Large-Scale Morphing Aircraft," *AIAA Journal of Aircraft*, Vol. 44, 2007, pp.1077-1087.
- [13] Han, C., "Aerodynamic Characteristics of a Variable-Span Wing Flying Inside a Channel I (Effect of Wing Aspect Ratio and Guideway)," *Journal of the Society for Aerospace System Engineering*, Under Review.