

채널 내를 비행하는 가변스팬 날개 공력특성 I  
(가로세로비 및 안내로 영향)한철희<sup>1,†</sup><sup>1</sup>한국교통대학교 항공기계설계학과Aerodynamic Characteristics of a Variable Span Wing  
Flying Inside a Channel I (Effects of Wing Aspect Ratio and Guideway)Cheolheui Han<sup>1,†</sup><sup>1</sup>Dept. of Aeronautical and Mechanical Design Engineering, Korea National University of Transportation

## Abstract

In this paper, an experimental study on the aerodynamic characteristics of a variable span wing flying inside a channel guideway is accomplished using wind tunnel testing. A variable span wing with a NACA 0012 airfoil section was fabricated and actuated using a linear servo motor. The aerodynamic effects of 1) wing aspect ratio, 2) ground effect, and 3) the gap between the wingtip and the wing fence were investigated. It was found that both ground effect and wing fence gap increased lift. Also, the wing fence gap does not significantly affect drag. Therefore, it was found that a variable span mechanism can be used as an effective high lift device when flap use is limited.

## 초 록

본 논문에서 채널 안내로를 비행하는 가변스팬 날개의 공력특성에 관한 실험연구를 수행하였다. NACA 0012익형을 가진 가변스팬 날개를 제작하였으며 선형서보모터를 사용하여 작동시켰다. 날개의 가로세로비, 지면효과, 날개와 펜스사이의 거리가 날개의 공력특성에 미치는 영향을 조사하였다. 연구결과 지면 및 펜스 모두 항공기 날개의 양력을 증가시켰으며 지면효과와 달리 펜스는 날개의 항력에 큰 영향을 미치지 않았다. 가변스팬 메커니즘이 플랩사용이 제한되는 상황에서 효과적인 고양력 장치로 사용가능할 것으로 판단된다.

**Key Words** : Ground Effect(지면효과), Wind Tunnel Experiment(풍동시험), Variable-Span Wing(가변스팬날개), Nonplanar Ground(비평면 지면), Wing-In-Ground Effect Vehicle(지면효과선)

## 1. 서 론

항공기가 지면근처를 비행할 때 날개와 지면사이의 상호작용으로 인하여 지면효과가 발생한다. 이 지면효과는 항공기 날개가 지면에 가까워 질수록 양력이 증가하고 유도항력이 감소하는 경향으로 나타난다. 따라서, 항공기의 비행고도를 지면 근처로 낮게 유지하며

비행할 경우 높은 양항비 획득을 통하여 기존 항공기에 비하여 우수한 공력성능을 확보할 수 있다.

지면효과익선은 크게 해상용과 지상용으로 나누어 개발되어 왔다. 해상용 지면효과익선 개발은 1960년대 러시아를 중심으로 바다나 호수 위를 배보다 빠르게 운행할 수 있는 해면효과익선(Wing in Surface Effect Ship)을 중심으로 개발 연구가 활발하게 진행되어 왔다. Rozhdestvensky[1]는 2006년에 70년 정도의 역사를 가진 해상용 지면효과익선 개발에 대한 고찰 연구결과를 발표하였으며, 최근에는 Yun 등[2]이 해상용 지면효과익선 개발의 역사에서부터 기술적 문제에

이르는 다양한 분야에 대하여 정리하였다. 국내에서의 해상용 지면효과익선의 개발은 1994년부터 한국기계연구원 선박해양공학 연구센터와 조선 4사(현대,대우,삼성,한진)의 컨소시엄으로 소련으로부터 기술도입 및 기초연구를 수행하면서 시작되었으며[3], 지속적인 연구개발을 통하여 최근에는 독자적인 모델을 개발해 상업화를 추진 중에 있다.

지상용 지면효과익선은 고정된 형상의 채널 내를 운행하므로 파도로 인하여 표면이 지속적으로 변화하는 해상용 지면효과익선에 비하여 지면효과를 효과적으로 이용 가능하며 안내로(Guide Way)를 사용하여 추가의 양력증가 및 항력 감소를 얻을 수 있다는 장점이 있다. 지상용 지면효과익선은 1960년대 프린스턴 대학과 MIT에서 튜브내를 운행하는 고속비행체(tube flight)과 관련하여 처음 제안되었었다. 그후 운송체의 높은 항력과 터널공사비용 문제로 채널이나 레일과 같은 안내로 위를 비행하는 Ram Wing 또는 Terrafoil이라는 이름으로 1970년대 초반에 제안이 되기 시작하였다[4-6]. Sankrithi[7]는 다양한 형상의 트랙 위를 비행하는 트랙지면효과익선(Tracked Wing In Ground Effect Vehicle)에 대한 공력특성 및 경제성 분석 연구를 수행하였다. Hiemcke[8]는 T 자형 레일위에 탠덤 날개 배치를 한 AeroLev를 제안하였다. 일본의 동북대학에서는 전기모터를 사용하여 프로펠러를 구동시키며 익단판을 가진 두 개의 날개가 탠덤 배치를 한 Aero-Train을 제안하고 공력특성 및 안전성 해석 연구를 수행하였다[9]. 국내에서는 1999년 채널 속에서 펜타그래프로 전기를 받아 전동모터를 사용하여 추진하는 개념인 공기부상 전동운행체(Aero-levitation Electric Vehicle : AEV)가 제안되었으며, 공력특성분석 및 안정성 해석 등 다양한 연구가 진행 되었다[10]. 1971년 Davis[11]는 비평면 지면위를 지나는 비평면 날개에 관한 공력해석기법 개발 연구를 수행하였으며, 퍼텐셜 해석기법을 사용하여 익단판(endplate)를 가진 날개가 지면근처를 비행할 때 발생하는 안정성 해석 연구를 수행했다. 그 결과 대부분 안정성 확보가 어렵다는 결론에 도달하였다.

해상용 및 지상용 지면효과익선들은 낮은 높이로 비행하므로 고양력장치를 작동시켜 이착륙에 필요한 충분한 양력을 확보하기 어렵다[10]. 최근 스마트 제

료의 발전과 함께 무인항공기 등에 적용되고 있는 가변스팬 모핑날개 개념[12]을 지면효과익선에 적용할 경우 날개의 면적변화를 통하여 이착륙과 순항 등 다양한 임무에 필요한 공력특성의 변화를 손쉽게 확보 가능할 것으로 판단된다[13,14]. 그러나 지금까지의 가변스팬 모핑날개의 공력특성에 지면 및 펜스가 미치는 영향에 관한 연구는 아직 미비한 상태이다. 따라서, 본 연구에서는 날개와 지면, 날개와 안내로 펜스 사이의 거리 변화, 확장날개의 길이변화가 가변스팬 날개의 공력특성에 미치는 영향을 파악하기 위하여 풍동 시험모델을 제작하고 공력특성의 변화를 시험하였다.

## 2. 시험장치 및 방법

### 2.1 시험모델

Figure 1에 본 연구에서 풍동 시험에 사용한 가변스팬 날개모델을 나타내었다. 가변스팬 날개는 주익과 확장익으로 구성되어 있으며, 두 날개 모두 NACA 0012 익형을 가진다. 확장익은 제작상의 한계로 길이가 26mm로 확장되도록 제작되었으며, 가변스팬 날개의 가로세로비는 3.2에서 3.5로 변화된다[13]. 두 개의 펜스와 지면으로 구성되는 안내로는 2mm 두께의 얇은 알루미늄 판을 사용하여 날개와 펜스사이의 거리, 날개와 지면사이의 거리 변화가 가능하도록 제작하였다[9,16].

### 2.2 시험장치 구성

공력측정을 위해 사용된 풍동은 시험부 단면이 0.8m×0.8m이고 길이는 1.6m 이며, 자유흐름의 난류강도는 약 0.2%, 균일도 99%, 정체실과 시험부의 수축비가 6.25:1인 개회로식 중형 아음속 풍동이다[15]. 풍동시험에 사용된 유속은 30m/s이고, 이때의 날개의 시위길이 기준 레이놀즈수는 이다. 풍동저울은 6분력 밸런스를 사용하였으며, 가변스팬 날개의 받음각을 0도부터 12까지 2도씩 증가 시키며 Fig. 2에 나타난 데이터 획득 시스템을 사용하여 공력을 측정하였다. 시험장치가 풍동 시험부내에 장착될 때 채널장치로 유입되는 유동이 균일한 유동이 되도록 안내로와 지면판 전면을 췌기(wedge) 모양으로 가공하였으며, 경계층 마우스를 사용하여 채널 내 경계층 두께를 측정하고

비경계층 영역에서의 유동장분포를 확인하였다. 경계층 두께 측정은 채널 바닥과 안내로 안쪽에서 시험모델이 장착되지 않은 상태에서, 압력공 직경이 1mm인 경계층 마우스를 사용하여 채널 바닥과 안내로 양쪽면의 중앙부에 전면으로부터 150mm, 550mm, 900mm 지점에서 측정하였다. 본 연구의 시험장치를 사용하여 한철희 등[16]은 Fast 동체의 공력특성 풍동시험 및 전산해석 연구를 수행하였으며, 해석결과와 시험결과를 비교평가 함으로써 본 연구에서 사용한 시험방법의 타당성을 검증하였다.

Figure 3에 안내로와 가변스팬 날개의 형상 및 크기를 나타내었으며, Table 1에 시험조건을 나타내었다. Fig.3에 나타낸 날개와 지면사이의 거리( $h/c$ )는 날개뒷전에서 지면까지의 거리를 시위 길이로 나눈 무차원값을 의미한다. 날개와 풍동벽면 사이의 거리로 인하여 실제  $h/c$ 의 값이  $\infty$ 가 아니나, 날개와 지면사이의 거리가 지면효과 영향의 받지 않을 정도로 확보된 경우에는  $h/c=\infty$ 로 표시하였다.  $x_l$ 는 좌측 확장익의 날개 끝에서 펜스까지의 거리,  $x_r$ 는 우측 확장익의 날개 끝에서 펜스까지의 거리[단위 mm]를 나타내며 Table 1에서는 시위길이를 무차원화 시켜 나타내었다.  $r$  및  $l$  는 각각 확장익의 날개길이를 나타낸다. Table 1.에서 Case1은 지면효과, Case2는 펜스효과를, Case3은 지면 및 펜스효과가 동시에 발생하는 경우이다[17].

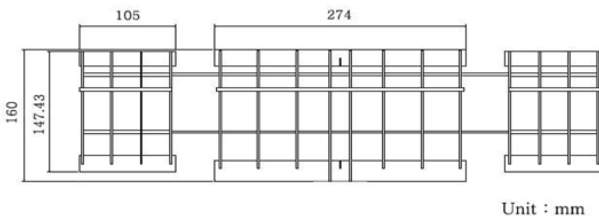
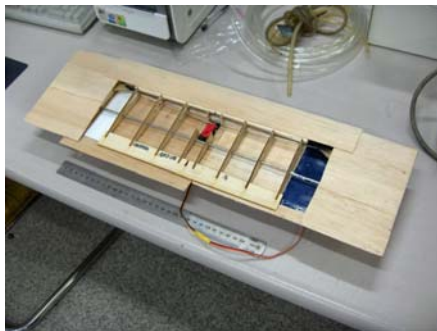


Fig. 1 Test Model

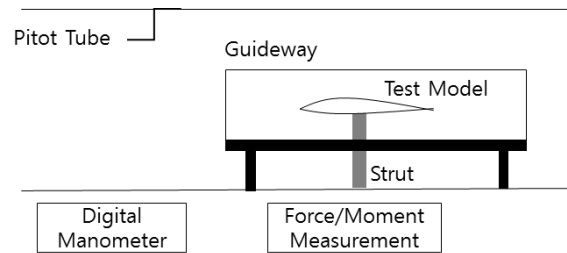


Fig. 2 Schematic diagram for data acquisition

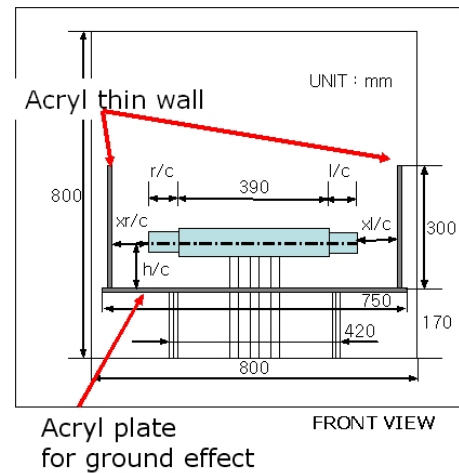


Fig. 3 Specifications of an experimental model and its guideway[13,17]

Table 1 Test Conditions

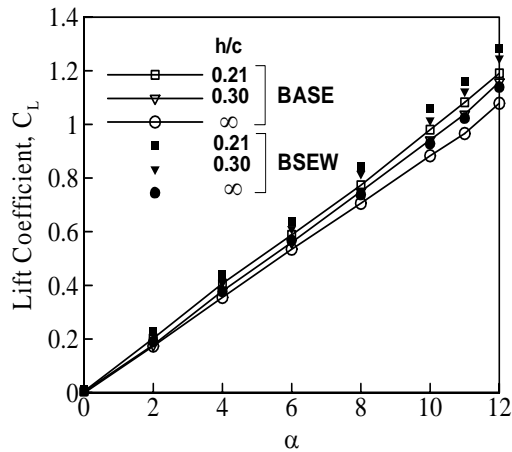
CASE	GE	FE	
1	ON/OFF	OFF	
2	OFF	ON	
3	ON	ON	

### 3. 결과분석 및 토의

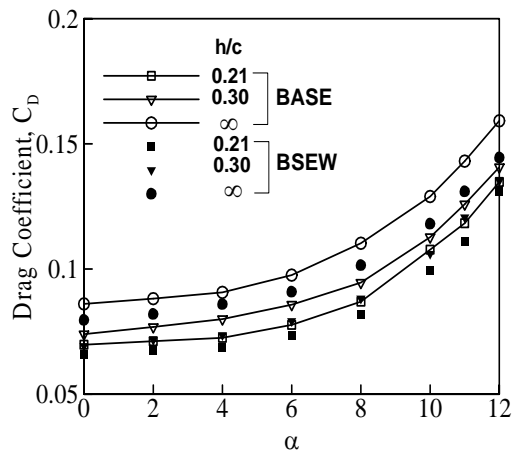
Figure 4에 가로세로비가 3.2인 기본날개(이하 BASE)와 양방향 모두 확장된 날개(Both Sides Extended Wing, 이하 BSEW)의 받음각 변화에 따른 양력 및 항력계수 변화를 나타내었다. 동일한 받음각

에 대하여 가로세로비가 큰 BSEW가 BASE보다 양력 계수 값은 더 크고, 항력계수 값은 더 작았다. 또한, 날개에 미치는 지면효과로 인하여 모든 날개가 지면 가까이 위치할수록 양력계수 값이 증가하였고 항력계수 값이 감소하였다.

Figure 4의 결과로부터 공력성능 관점에서 가변스팬 날개사용의 장점을 다음의 두 가지 측면에서 파악해 볼 수 있다. 먼저 가로세로비가 작은 날개가 지면 가까이에서 비행할 경우(BASE,  $h/c=0.21$ ), 지면효과를 받지 않는 가로세로비가 큰 날개(BSEW,  $h/c=\infty$ )보다 더 큰 양력 값을 얻으면서 항력 값은 더 작아져 공력성능이 더 우수할 수 있다. 받음각이 10도 일 때, BSEW의 가로세로비가 BASE보다 9.375%만 증가했음에도



(a)lift coefficient



(b)drag coefficient

**Fig. 4** Change of lift and drag coefficients due to the variation of angle of attack(CASE 1)

불구하고, 지면효과를 받는( $h/c=0.21$ ) BSEW의 양향비

가 지면효과를 받지 않는 BASE의 양향비 보다 54.73% 증가하였다(지면효과를 받지 않는 경우 BSEW의 양향비가 BASE의 양향비 보다 14.5% 더 크다. 지면효과를 받는  $h/c=0.21$ 일 경우 BSEW의 양향비가 BASE의 양향비 보다 15.7% 양향비가 더 크다). 따라서, Fig.4의 결과를 종합해 보면 지면효과와 날개 길이 증가를 복합적으로 이용할 경우 공력성능의 향상을 얻을 수 있다. 일반적으로 날개의 가로세로비가 증가하면 날개하면에 존재하는 고압의 공기가 날개 상면으로 이동하면서 발생하는 날개끝 와류가 날개에 유입하는 공기흐름에 미치는 영향이 감소하기 때문에 유도항력이 감소하고 양력은 증가한다. 날개 안내로 내에 위치시킬 경우 날개의 공력특성은 가로세로비뿐만 아니라 날개와 펜스의 상호작용에 의한 영향도 같이 나타난다. 따라서, 본 연구에서는 안내로의 펜스가 날개 공력특성에 미치는 영향을 파악하기 위하여 날개에 미치는 지면효과를 배제시키고 펜스가 날개의 공력특성에 미치는 영향을 시험하여 Fig. 5에 나타내었다.

Fig. 5(a)는 받음각 변화에 따른 양력계수의 변화를 보여준다. 그림에서 펜스의 영향으로 두 날개 모두에서 양력이 증가하였으며, 특히 날개와 펜스사이의 간극이 더 작은 BSEW가 BASE보다 동일한 조건에서 양력이 더 크게 증가하였다. Fig. 5(b)에 나타난 그림에서 펜스가 날개의 항력변화에 미치는 영향보다 가로세로비가 미치는 영향이 더 지배적임을 볼 수 있다. 펜스의 영향을 받는( $xr/c=0.1$ ) BSEW날개가 펜스의 영향을 받지 않는 BASE보다 29.12% 양향비가 더 크게 나타났다.

이상의 결과를 종합하여 볼 때 펜스는 날개의 양력을 증가시키는 데는 효과적이거나 항력을 감소시키는 것에는 효과가 크지 않음을 알 수 있다. 이는 날개가 안내로에 위치한 경우, 지면이 없음에도 불구하고 날개와 펜스사이의 유동흐름이 제한되어 날개하면에 더욱 큰 압력이 발생하고, 날개 끝 와의 크기는 제한된다. 반면 간극에서의 누설유동의 유속도 증가하여 날개끝 와의 강도는 증가한다. 따라서, 날개 하면에서 발생한 고압의 유동으로 인하여 양력은 증가하는 반면 날개와 펜스사이의 유동특성 변화로 인하여 항력에 펜스가 미치는 영향은 작게 나타난 것으로 판단된다. 특히 Fig.5(a)에 나타난 바와 같이 펜스의 영향을 받은 날개

들은 실속이 발생하였다. 이 또한 날개 끝과 펜스 사이에 강한 유속을 가진 유동이 실속을 가속화 시키는 방향으로 영향을 미친 것으로 판단된다. 날개끝과 펜스 사이에는 매우 복잡한 형태의 유동이 발생할 것으로 판단되며, 향후 전산유체역학이나 유동 가시화 연구 등을 통하여 정확한 분석이 필요할 것으로 판단된다.

Fig. 6에 지면효과와 안내로 영향을 동시에 받는 날개에서 발생하는 공력특성의 변화를 나타내었다. 양력의 경우 지면효과와 펜스의 영향을 동시에 받는 경우에 가장 크게 발생하였다. 따라서, 항공기가 안내로 내에서 날개를 확장시키고 동시에 높은 받음각(12°)으로 이륙할 경우 3.5의 작은 가로세로비임에도 불구하고 1.38정도로 높은 양력계수 값을 확보할 수 있다.

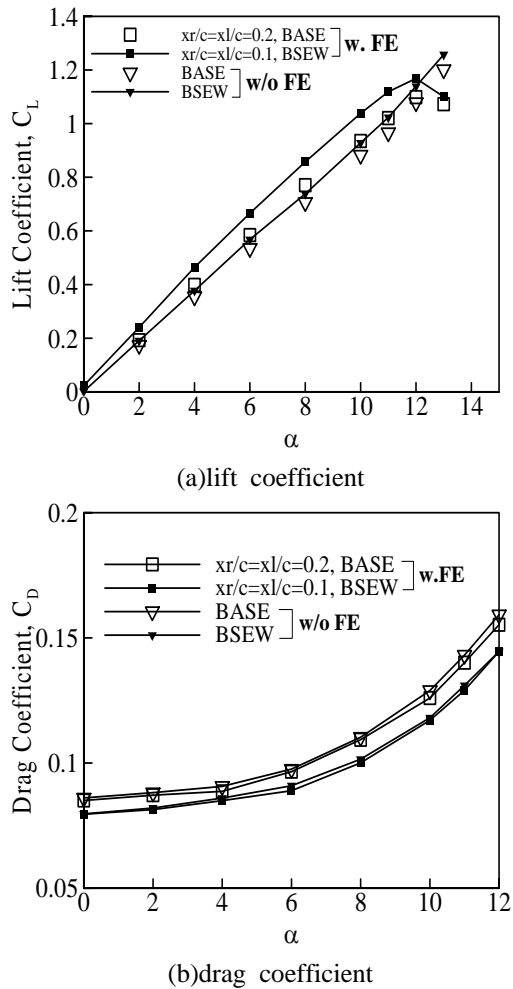


Fig. 5 Change of lift and drag coefficients due to the variation of angle of attack(CASE 2)

항력의 경우 받음각이 작은 경우 지면효과로 인하여

항력이 크게 감소하나 받음각이 6도 이상 증가할 경우 지면효과로 인한 항력감소의 이득은 얻기 힘들다. Fig.6의 양력 및 항력 측정값을 바탕으로 양항비를 계산해 보면 BSEW가 받음각이 8도일 때 최대 양항비를 가졌다.

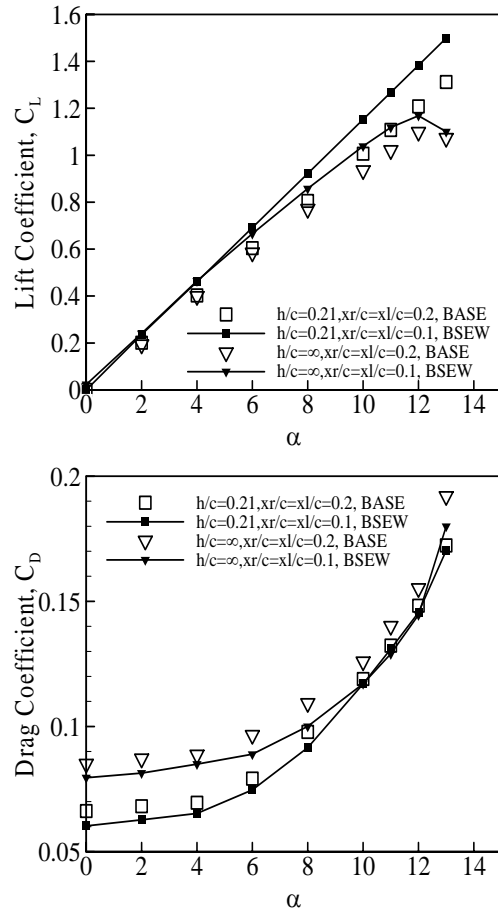


Fig. 6 Change of lift and drag coefficients due to the variation of angle of attack(CASE 3)

References

- [1] K. V. Rozhdestvensky, "Wing-in-ground effect vehicles," *Progress in Aerospace Sciences*, vol. 42, pp.211-183, 2006
- [2] L. Yun, A. Bliault, J. Doo, *Wig Craft and Ekranoplan-Ground Effect Craft Technology*, Springer, 2009.
- [3] H. Chun, "A Study on the Characteristics of WIG Ship and Utilization of Naval Force," *Bulletin of the Society of Naval Architects of Korea*, vol. 37, no. 2, pp.37~63, 2000.

- [4] G. L. Harris and G. R. Seemann, "The terrafoil - a new concept in high speed ground transportation," *High Speed Ground Transportation Journal*, vol.4, no.2, May 1970.
- [5] T. M. Barrows, S. E. Widnall, and H. H. Richardson, "The use of aerodynamic lift for application to high speed ground transportation," Office of High Speed Ground Transportation, Dept. of Transportation, Report FRE- RT-71-56, June 1970.
- [6] J. E. Furman Jr., B. J. Hartz, and R. N. Clark., "Control of lateral motions of the terrafoil transit vehicle," *Journal of Spacecraft and Rockets*, vol.14, no.2, pp. 118-123, 1977.
- [7] N. K. V. Sankrithi, The Tracked Wing In Ground(TWIG), Ph.D. Dissertation, Department of Mechanical and Aerospace Engineering, Princeton University, 1983.
- [8] C. Hiemcke, Design of a Wing Section in Ground Effect: Application to High Speed Ground Transportation, Ph.D. Dissertation, Dept. of Aerospace Engineering and Engineering Mechanics, Iowa State University, Ames Iowa, 1994.
- [9] S. Kikuchi, F. Ohta, T. Kato, T. Ishikawa, and Y. Kohama, "Development of a stability control method for the aero-train," *Journal of Fluid Science and Technology*, vol. 2, no. 1, pp.226-237, 2007.
- [10] C. Han, J. Cho, Y. Yoon, and Y. Song, "Design of an aerolevitation electric vehicle for high-speed ground transportation system," *Journal of Aircraft*, vol. 42, no. 1, pp.93-104, 2005.
- [11] J. E. Davis, Non-planar Wings in Non-planar Ground Effect, Ph.D. Thesis, Caltech, 1972.
- [12] S. Barbarino, O. Bilgen, R. M. Ajaj, M. I. Friswell, D. J. Inman, "A review of morphing aircraft," *Journal of Intelligent Material Systems and Structures*, vol.22, no.9, pp.823-877, 2011.
- [13] C. Han, K. Ruy, and S. Lee, "Experimental study of a telescopic wing inside a channel," *Journal of Aircraft*, vol.44, no.33, pp.1029-1030.
- [14] D. Choi, D., Kim and J. Cho, "Experimental study on the aerodynamic characteristics of a high-speed ground vehicle moving in a channel," *Journal of KSAS*, vol.32, no.8, pp.72-81, 2004.
- [15] K. Ko, H. Jung, D. Kim, and J. Cho, "Study on the aerodynamic characteristics of hanyang low speed wind tunnel," *Journal of KSAS*, vol.31, no.4, pp.92-98, 2003.
- [16] C. Han, J. Cho, and J. Cho, " Numerical and experimental study on the aerodynamic characteristics of fast fuselages," *Journal of KSAS*, vol. 35, no. 3, pp. 177-182, 2007.1)
- [17] C. Han, "Aerodynamic characteristics of a variable-Span wing flying inside a channel II (effect of asymmetric wing extensions)," *Journal of Aerospace System Engineering*, vol.10, no.3, pp.39-43, September 2016.