

지면효과를 받는 공기부상 전동운행체 시스템의 3차원 날개에 관한 공력 설계

오 현 준* · 문 영 준*

(2003년 12월 12일 접수, 2004년 5월 4일 심사완료)

Aerodynamic Design of Three-Dimensional Wings in Ground Effect for Aero-levitation Electric Vehicle System

Hyeon Joon Oh and Young June Moon

Key Words: Wing in Ground Effect(지면효과), Aero-levitation Electric Vehicle(공기부상 전동 운행체), High-speed Ground Transportation System(초고속 지상 운송 시스템), Corner Flow Separation(코너 유동 박리)

Abstract

Aerodynamic characteristics of three-dimensional wings in ground effect for Aero-levitation Electric Vehicle(AEV) are numerically investigated for various ground clearances and wing spans at the Reynolds number of 2×10^6 . Numerical results show that a sizeable three dimensional flow separation occurs with formation of an arch vortex at the junction of main and vertical wings, and also that this is conjectured a primary cause for the high lift-to-drag(L/D) reduction rate of the main wing, when the wing span is decreased. Improvements on L/D ratios of the wings with small spans are pursued by breaking the coherence of superimposed adverse pressure gradients at the wing junction.

1. 서 론

운행체가 저 고도에서 지면이나 해수면 위를 운항 시 운행체의 양력이 현저히 증가하는 현상을 지면효과(ground effect)라 한다.⁽¹⁾ 이러한 지면효과를 지상운송체체에 적용한 시스템이 Fig. 1과 같은 공기 부상 전동운행체(Aero-levitation Electric Vehicle)로 최근 이에 대한 연구가 활발히 진행되고 있다.⁽²⁻⁴⁾

AEV는 주익끝에 끝단판(endplate)이 부착되어

있으며, 지상에 건설된 개수로(open channel) 형태의 선로 위를 운행한다. Kohama는⁽²⁻⁴⁾ Aero-train의 날개폭을 줄이고 대신 여러개의 날개를 탠덤(tandem) 배열하여 고양력을 얻는 시스템을 제안하였으며, 이러한 날개폭의 축소는 초고속 지상

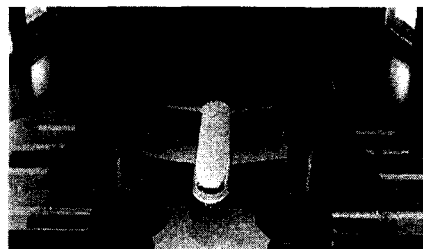


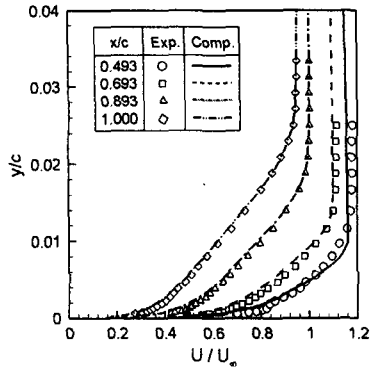
Fig. 1 Aero-levitation electric vehicle

† 책임저자, 회원, 고려대학교 기계공학과

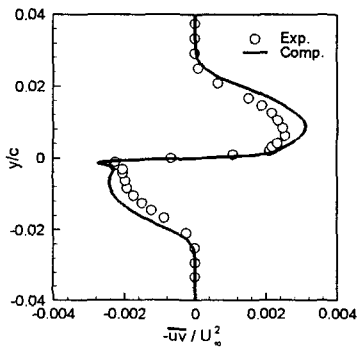
E-mail : yjmoon@korea.ac.kr

TEL : (02)3290-3358 FAX : (02)926-9290

* 고려대학교 대학원 기계공학과



(a) U-velocity profiles (upper surface)



(b) Reynolds shear stress ($x/c=1.01$)

Fig. 3 Boundary layer and wake profiles ($Re_c=1.2 \times 10^6$)

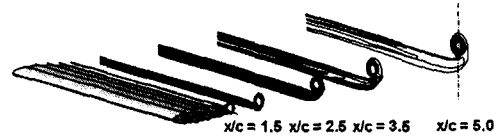
1.5×10^6 , 최소격자의 크기는 익현 길이의 2×10^{-4} 배로 y^+ 는 2~4이다.

전산해석 결과로 끝단와류의 형성을 Fig. 4(a)에 나타내었으며, x/c 가 5인 후류 역영에서 와류 중심(vortex core)을 기준으로 y/c 가 -1.5에서 1.5 사이 영역에서의 전체 속도를 실험값과 비교한 Fig. 4(b)는 전산 해석 결과값과 잘 일치하고 있음을 보여주고 있다.

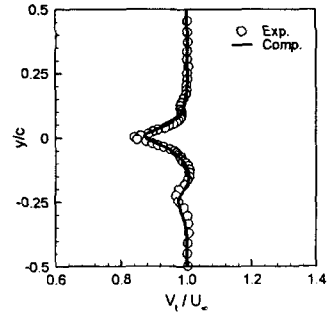
4. 결과 및 고찰

4.1 날개 선정

AEV의 날개 선정을 위해 Fig. 5에 나타난 5가지 NACA계열의 날개에 대해 공력 특성을 전산 해석하여 비교 검토하였다. 지면효과를 받는 2차원 날개에 대해 캠버 영향을 고찰하기 위해



(a) Tip vortex structure and measurement positions



(b) Total velocity profiles at $x/c=5.0$

Fig. 4 Tip-vortex from NACA0012 airfoil ($Re_c=5.3 \times 10^5$)

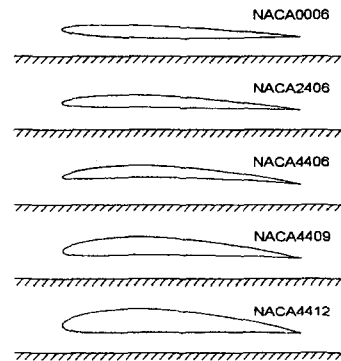


Fig. 5 2D airfoils in ground effect ($h/c=0.1, \alpha=2^\circ$)

NACA0006, 2406, 4406을 전산해석 하였으며, 두께 영향에 대하여는 NACA4406, 4409, 4412를 해석하였다. 날개의 받음각은 2도, $h/c=0.1$ 이며, 레이놀즈 수는 2×10^6 , 입구 유동장의 난류강도는 0.1%이다. 최소격자와 y^+ 값은 2차원 검증의 경우와 동일하게 사용되었다. 전산해석 결과로 각 날개에 대한 공력 특성 비교를 Table 1에 나타내었다. 캠버 증가와 날개두께 감소에 따라 양력은 증가하고 항력은 감소하는 결과를 보여 주고 있는데, 5가지 날개 중 캠버의 크기가 가장 크고

Table 1 Aerodynamic characteristics (2D airfoils in ground effect)

airfoil	coeff.		
	C_L	C_D	L/D
NACA0006	0.279	0.01110	25.15
NACA2406	0.595	0.00941	63.24
NACA4406	0.853	0.00929	91.86
NACA4409	0.805	0.00986	81.64
NACA4412	0.727	0.01080	67.01

두께가 얇은 NACA4406 날개가 가장 우수한 양항비를 나타내었으며, 이는 Hsiun과 Chen의⁽⁶⁾ 지면효과를 받는 2차원 날개에 대한 층류 유동해석과도 일치함을 보여주고 있다.

4.2 AEV 3차원 날개의 유동해석

지면효과를 받는 AEV 시스템의 주익과 끝단판의 날개는 2차원 해석을 통해 가장 우수한 양항비를 나타낸 NACA4406으로 선정하였다.

시스템의 운행조건 및 날개폭 변화는 Table 2에 정리되었으며, AEV 시스템에 대한 날개 변수들의 기준안으로 $h/c=0.1$, $h_z/c=0.1$, $s_1/c=2.0$, $s_2/c=1.0$ 을 설정하였다. 한편, 날개의 받음각은 2도이고 레이놀즈 수는 2×10^6 이며 입구 난류 강도는 0.1%이다. 계산에 사용된 격자는 Fig. 6에 나타내었으며 격자셀 수는 1.5×10^6 , 최소격자의 크기는 익현 길이의 2×10^{-4} 배로 y^+ 는 2~4 정도이다.

3차원 AEV 시스템 날개 주변의 유동에 대한 전산해석 결과로 전압 분포를 나타낸 Fig. 7은 끝단판에서 형성되는 끝단 와류, 그리고 주익과 끝단판이 접합되는 코너 부분에서 두 날개간에 형성되는 과도한 역압력 구배에 의한 경계층의 박리 생성을 보여주고 있다. 코너 유동 박리의 구조를 Fig. 8을 통해 자세히 살펴보면 날개면에서의 한계 유선 구조를 나타낸 Fig. 8(a)는 박리 영역을 잘 나타내주며, Fig. 8(b)는 박리 영역내의 고리형상의 3차원 와류가 양쪽 날개면 위에 형성됨을 보여주고 있다. 또한 압력 계수값을 나타낸 Fig. 8(c)는 박리 영역에서 압력이 회복되지 못하고 있음을 나타내고 있다. 이러한 코너 유동 박리는 AEV 시스템 날개의 항력 증가 및 양력 감소에 어떤 영향을 주게 되는지 살펴보고자 한다.

Table 2 Test cases of AEV 3D wings

parameter	case	parameter	case
h/c	0.025	h_z/c	0.025
	0.050		0.050
	0.100*		0.100*
	0.200		0.200
s_1/c	2.000*	s_2/c	1.000*
	1.500		0.750
	1.250		0.625
	1.000		0.500
	0.750		0.375

* baseline case

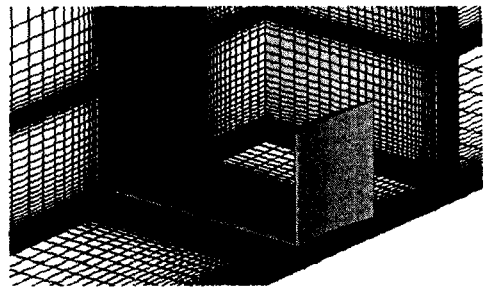


Fig. 6 Computational grid (1.5×10^6 cells)

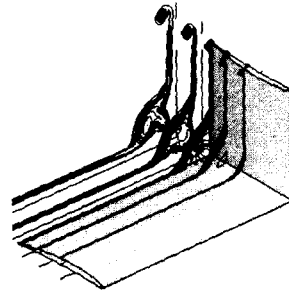


Fig. 7 Total pressure contours (baseline case, $Re_c=1.2 \times 10^6$)

4.3 AEV 시스템의 지면간극 변화

AEV 시스템 날개는 지면과 측벽의 지면효과를 이용하여 부양하므로 지면 간극 변화에 따른 공력특성 변화를 분석해보는 것은 매우 중요하다. 특히 주 날개의 폭을 줄여 건설비용을 저감하는 일이 설계상에 매우 중요한 비중을 차지하게 되는 반면 날개폭의 감소로 양력 또한 감소하게 되기 때문에, h/c 를 낮추어 양력을 증가시키는 일이

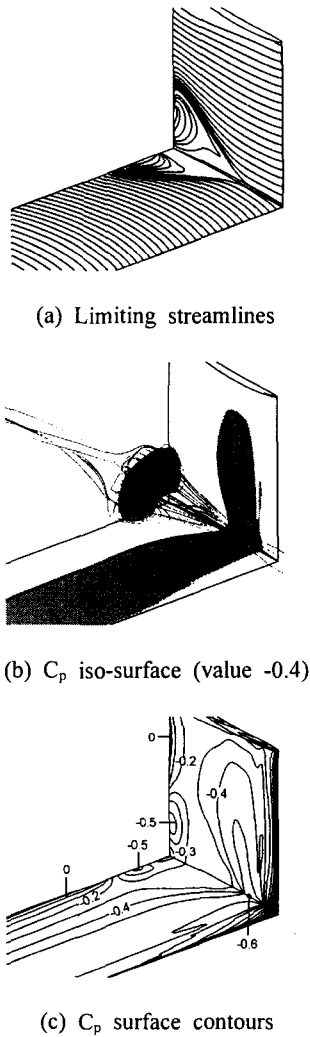


Fig. 8 3D flow separation at the wing junction

중요하게 된다. 따라서 h/c 저감에 따른 L/D 증가 특성에 대한 예측은 AEV 공력설계에서 매우 중요하다 할 수 있다.

Table 2에 정리된 h/c 와 h_2/c 변화에 따른 전산 해석 결과를 나타낸 Fig. 9(a)와 (b)를 보면 h/c 와 h_2/c 감소에 따라 AEV 시스템 날개의 양력은 현저히 증가되었고 항력은 변화가 일정하여 양항비가 증가하는 결과를 나타내고 있다. 이는 주익과 끝단판이 지면과 가까워지면서 주 날개 선단부의 정체점의 위치가 아래로 내려오게 되어 날개 윗면과 아랫면의 압력차가 상승하게 되고 특히 h/c , h_2/c 가 0.1이하로 감소하게 되면 L/D 가 비선형적

으로 증가함을 볼 수 있다. 한편 h_2/c 의 감소에 의해 끝단판의 L/D 가 상승함과 동시에 주 날개의 양항비에도 영향을 주어 이를 증가시키는 효과도 Fig. 9(b)에서 볼 수 있고 이로 인한 양력 증가도 알 수 있다.

4.4 AEV 시스템의 날개폭 변화

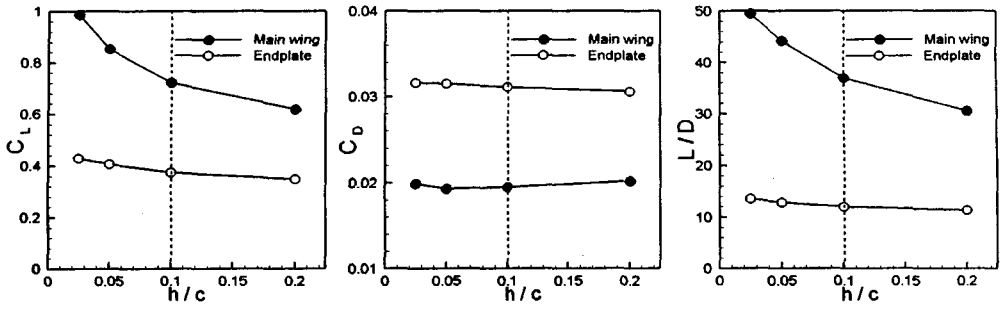
AEV 시스템의 날개폭 축소는 선로의 폭을 줄여주어 건설비용을 절감할 수 있는 중요한 설계인자 중 하나로 Table 2에 정리한 s_1/c 와 s_2/c 변화에 따른 공력특성을 살펴보았다.

주익의 폭 감소에 따른 공력특성을 나타낸 Fig. 9(c)를 보면 양력은 주익의 폭 감소에 따라 현저히 감소하였고 항력은 또한 증가하여 양항비가 대폭 감소하는 결과를 나타내고 있다. 이는 주익의 폭 감소에 따라 흐름이 일정한 영역은 축소되거나 앞서 언급된 코너 유동의 박리는 주익의 폭 감소에 크게 영향을 받지 않고 존재하기 때문에 양력 저하 및 항력 증가가 발생하게 된다. s_1/c 가 2와 1인 경우 각각 날개폭이 익근(wing root)으로부터 75%인 상대적 지점에서의 압력 계수 분포를 비교한 Fig. 10(a)를 보면 $s_1/c=1$ 인 경우 날개폭 축소에 따라 뒷전의 박리영역에서 압력이 회복되지 못하고 있음을 보여주고 있으며, 이는 항력 증가의 원인이 되게 된다. 또한 $s_1/c=2$ 인 경우 $s_1/c=1$ 에 비해 날개 상, 하면의 압력계수 차이가 크게 분포하는 반면 s_1/c 가 2와 1인 경우 각각 익근에서 25%인 상대적 지점에서의 정체점 위치를 비교한 Fig. 10(b)는 날개폭 감소에 따라 정체점의 위치가 날개 선단부로 이동함을 보여주고 있으며, 이러한 결과는 시스템의 지면효과를 감소시키고 이로 인한 양항비도 감소됨을 알 수 있다.

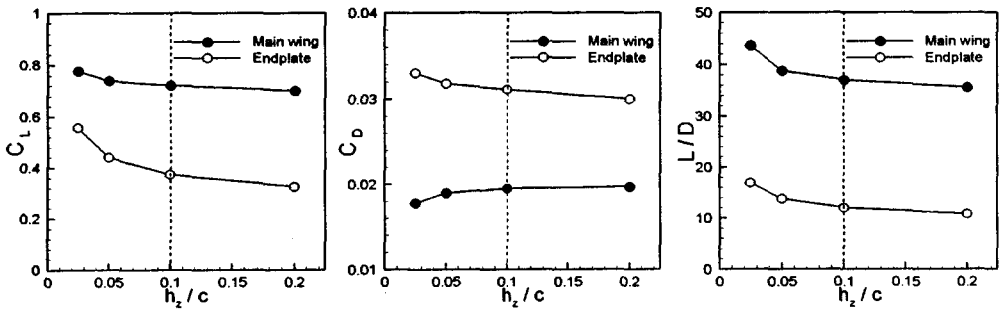
끝단판의 폭 변화에 따른 공력특성을 나타낸 Fig. 9(d)는 폭이 고정된 주익의 공력 특성에 크게 영향을 주지 않고 있고 s_1/c 감소와 달리 끝단판에서의 양항비 감소에도 크게 영향을 주지 않고 있음을 보여준다.

4.5 끝단판 날개의 형상 효과

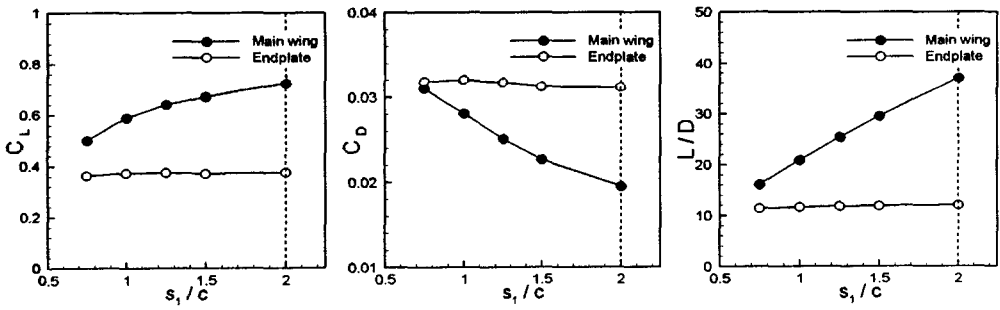
AEV 시스템의 날개폭 축소는 양항비를 감소시키는 결과를 나타내었다. 특히 주익과 끝단판이 접합되는 부분에서 형성되는 경계층의 박리



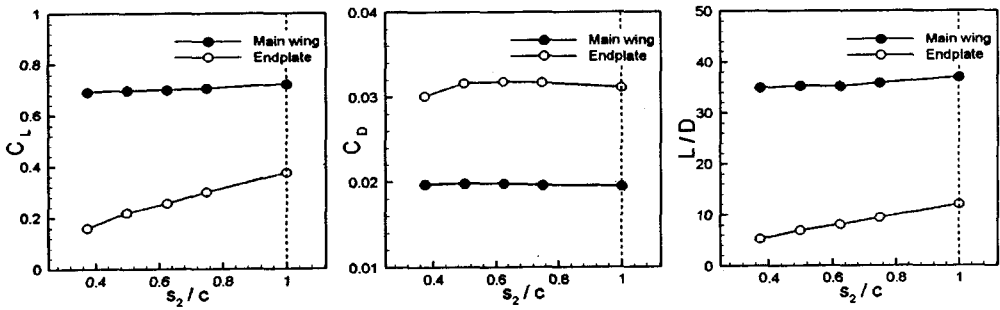
(a) h/c variation



(b) h_2/c variation



(c) s_1/c variation



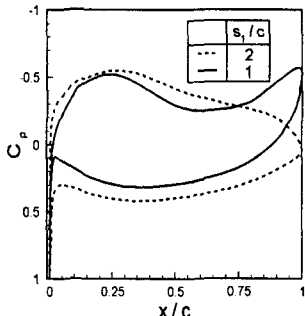
(d) s_2/c variation

Fig. 9 Aerodynamic characteristics of AEV 3D wings (..... : baseline case)

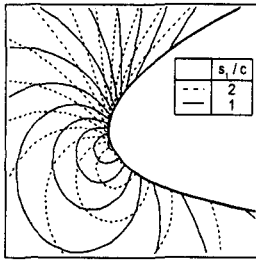
가 양항비 감소의 주 원인으로 확인되었으며 끝단판의 형상변화를 통해 이를 경감시켜 보고자 한다. 코너 유동 박리의 주 원인은 두 날개간의 역압력 구배가 증첩되어 발생하기 때문에 이를 완화시키기 위해 날개의 폭이 $s_1/c=1$, $s_2/c=1$ 인 경우에 대하여 NACA4406 날개를 사용한 끝단판의

형태를 최대캠버가 축소된 NACA2406 날개로 변경해 보았고, NACA4406 날개를 사용한 끝단판의 앞전에 15도 후퇴각을 주어 보았다.

전산해석 결과 날개면에서의 한계 유선과 압력계수를 나타낸 Fig. 11은 끝단판 날개의 캠버 축소 및 후퇴각 사용이 박리영역을 축소시키고 있음을 보여주고 있으며 역압력 구배도 완화시키고 있음을 보여주고 있다. 압력계수 곡선을 익근에서 75%인 지점에서 세 가지 경우에 대해 비교한 Fig. 12는 캠버의 축소가 박리 영역에서 역압력 구배 완화에 상당히 영향을 주고 있음을 나타내고 있다. 한편 후퇴각을 준 경우는 박리의 시작을 지연시키는 것을 보여준다. Table 3은 캠버를 줄인 경우 주익과 끝단판의 양항비가 각각 17.7%, 15.9% 상승되며, 후퇴각을 준 경우 각각 11.5%, 39.2% 상승함을 나타내고 있다.



(a) C_p variations at 75% span



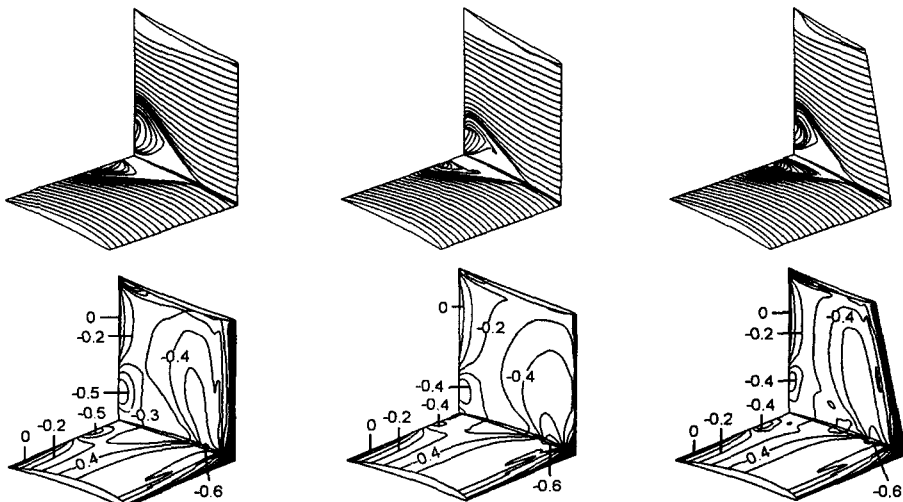
(b) Stagnation points at 25% span

Fig. 10 Comparison of main wings ($s_1/c=1$ and 2)

5. 결론

지면효과를 받는 공기부상 전동운행체 시스템의 3차원 날개에 관한 공력 설계 및 공력 특성을 살펴보았으며, 다음과 같은 연구결과를 얻을 수 있었다.

(1) 주익과 끝단판이 접합되는 코너 부분에서 두 날개간에서 형성되는 역압력 구배의 증첩에 의해 경계층 박리가 생성됨을 확인 할 수 있었으



(a) endplate : NACA4406

(b) endplate : NACA2406

(c) endplate : NACA4406 (swept angle 15°)

Fig. 11 Limiting streamlines and C_p surface contours ($s_1/c=s_2/c=1$)

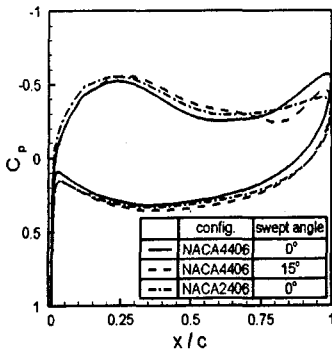
Fig. 12 C_p curves at 75% span

Table 3 Endplate modifications

Endplate Coeff.		NACA4406		NACA2406
		Swept 0°	Swept 15°	
Main wing	C_L	0.589	0.625	0.625
	C_D	0.028	0.026	0.025
	L/D	20.9	23.32	24.60
End- plate	C_L	0.373	0.446	0.296
	C_D	0.032	0.027	0.022
	L/D	11.6	16.15	13.45

며, 이러한 박리는 항력 증가 및 양력 감소의 주 원인이 됨을 확인하였다.

(2) AEV 시스템 날개와 지면사이의 간격 감소는 시스템의 양항비를 향상시키며 특히 h/c 와 h/c 가 0.1이하인 경우는 비선형적으로 증가함을 알 수 있었다. 또한 주익과 끝단판의 폭 감소는 각각의 시스템의 양항비를 감소 시켰으며 특히 주익의 폭 감소는 시스템의 항력을 급격하게 증가시켜 양항비 감소에 가장 큰 요인으로 작용함을 알 수 있었다.

(3) 주익 폭 감소에 의한 양항비 감소를 보완하기 위한 방안으로 끝단판의 최대 캠버를 축소하고 후퇴각을 주어 10~40%의 양항비 상승효과를 얻을 수 있었고 이 두가지 설계를 통해 향후 공력 특성이 최적화된 AEV 시스템 날개를 설계할 수 있을 것으로 사료된다.

후 기

본 연구는 한국과학재단의 특정기초연구(1999-

1-305-001-5)로서 수행되었으며, 이에 관계자 여러분께 감사드립니다.

참고문헌

- (1) Wieselsberger, C., 1922, "Wing Resistance Near the Ground," *NACA TM 77*.
- (2) Kohama, Y., Watanabe, H., Kikuchi, S., Ohta, F. and Itoh, T., 2002, "Flight Dynamics and Development of the Stability Control Method of the Aero-Train," *Trans. of JSME (B)*, Vol. 68, No. 665, pp. 102~107.
- (3) Kohama, Y. and Watanabe, H., 1998, "Wind Tunnel Study of the New Concept Low-Emission High-Speed Ground Transport System," *Proc. of 4th KSME-JSME Fluids Eng. Conf. Haeundae, Pusan, Korea, October 18~21*, pp. 169~172.
- (4) Ahmed, M. R. and Kohama, Y., 1998, "Some Aerodynamic Characteristics of a Tandem Wing Configuration in Close Ground Proximity," *Proc. of 4th KSME-JSME Fluids Eng. Conf. Haeundae, Pusan, Korea, October 18~21*, pp. 641~644.
- (5) Menter, F. R., 1994, "Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications," *AIAA Journal*, Vol. 32, No. 8, pp. 1598~1605.
- (6) Nakayama, A., 1985, "Characteristics of the Flow Around Conventional and Supercritical Airfoils," *J. Fluid Mech*, Vol. 160, pp. 155~179.
- (7) Devenport, W. J., Rife, M. C., Liapis, S. I. and Follin, G. J., 1996, "The Structure and Development of a Wing-Tip Vortex," *J. Fluid Mech*, Vol. 312, pp. 67~93.
- (8) Hsiun, C. M. and Chen, C. K., 1995, "Numerical Investigation of the Thickness and Camber Effects on Aerodynamic Characteristics for Two-Dimensional Airfoils with Ground Effect in Viscous Flow," *Trans. Japan Soc. Aero. Space Sci*, Vol. 38, No. 119, pp. 77~90.
- (9) Oh, H. J., 2004, "Aerodynamic Design of Three-Dimensional Wings in Ground Effect for Aero-levitation Electric Vehicle System," *M.S. Thesis, Korea University*.