



## 페어링을 이용한 지면효과를 받는 3차원 날개 접합부의 경계층 박리 제어

조지혁<sup>\*1</sup>, 문영준<sup>\*2</sup>

### Boundary Layer Separation Control with Fairing at the Junction of 3D Wings Under Ground Effect

Ji. H. Cho and Young. J. Moon

Aerodynamic characteristics of three-dimensional wings in ground effect for Aero-levitation Electric Vehicle(AEV) are numerically investigated for various fairing shapes at the junctions of 3D Wings. Numerical results show that a sizeable three-dimensional corner flow separation occurs with formation of an arch vortex at the junction of main and vertical wings, and also that this is predicted the main cause of the high lift-to-drag(L/D) reduction rate of the main wing. To avoid the corner flow separation, the main idea of this study is to reduce the cross section gradient of the corner flow tube near the trailing edge for various fairing shapes. Improvements on L/D ratios of the wings are pursued by breaking the coherence of superimposed adverse pressure gradients at the wing junction when the cross section gradient is changed slowly at the trailing edge.

**Key Words:** Aero-levitation Electric Vehicle(공기부상 전동운행체), Corner flow tube(코너 유체 튜브), Junction flow separation(접합부 유동박리), Wing in ground effect(지면효과를 받는 날개)

#### 1. 서론

근래 연구에서 Wing-In-Ground(이하 WIG)선의 공력 특성을 향상시키기 위하여 익형을 형태를 다양하게 하는 연구가 진행되어지면서 WIG선의 공력 특성과 문제점들이 밝혀지고 있다. Moon 등[1]의 연구에서 AEV 시스템의 경우, 주익과 지면의 공간이 0.1 이하로 줄어들면서 양항비가 비선형적으로 증가함을 밝혔고, 주익의 너비가 작아짐에 따라 양항비가 감소됨을 확인하였다. 이 연구에서 특이할 만한 사항은 양날개 표면의 연결 부위 끝단에 역압력구배가 생성되고, 끝단판의 접합부에 강한 코너 유동 박리가 존재함을 발견하였으며, 이 현상이 양항비 감소의 원인

임을 밝혔다.

본 연구에서는 접합부에 페어링 형상을 적용하여 공력특성을 향상시키고자 한다. 이때 페어링 형상 변화를 명확히 하기 위하여, 주익과 끝단판의 접합 부위 형상을 수식으로 정의하고 페어링 영역의 너비 방향 길이를 변수로 설정할 것이다. 이러한 설정을 통하여 AEV 시스템의 최적 공력 특성을 갖는 페어링 형상을 찾아보고자 한다.

#### 2. 문제 정의 및 지배방정식

AEV 시스템(Fig. 1)은 일반 운행체와 달리 주익 끝에 끝단판이 설치된 형태이며, 끝단판과 측면(side fence)의 지면효과에 의해 발생하는 양력을 이용하여 운행체의 횡방향 움직임에 의한 충격을 방지하기 위해 사용되었다. AEV/HGTS 시스템의 주요 설계

\*1 조지혁, 고려대학교 대학원 기계공학과

\*2 문영준, 고려대학교 기계공학과

\*E-mail : chojihyuk@hotmail.com, yjmoon@korea.ac.kr



Fig. 1 Aero-levitation electric vehicle.

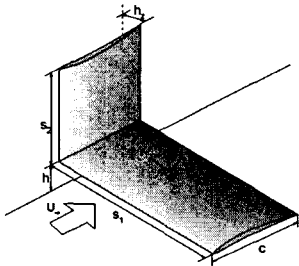


Fig. 2 Parameter definition.

변수는 Fig. 2에 도시하였으며, 기본적인 날개의 형상은 NACA4406을 사용하였고, 익현길이(c), 주익의 뒷전(trailing-edge)과 HGTS 사이의 간격(hZ), 주익의 폭(S1), 끝단판의 폭(S2)이 사용되었다. 여기서 양날개 접합부의 형상을 변화시키고, 날개의 너비 방향으로 그 범위를 설정하여 공력특성 변화를 알아보고자 한다. 본 전산해석에서는 AEV의 운항속도가 대략 300 -400km/h ( $M\infty=0.24-0.32$ )로 압축성 효과에 의한 영향이 크지 않을 것으로 간주되어, 비압축성 레이놀즈 평균 Navier Stokes 방정식을 사용하였다. 압력항의 처리는 SIMPLE 알고리즘[2]을 이용하였고, 대류항의 계산에는 2차 상류 차분법(2nd order upwind scheme)을 사용하였으며, 점성 유동 해석을 위한 난류 모델은 Menter[3s]가 제안한  $k-\omega$ SST 난류 방정식을 사용하였다.

### 3. 전산해석 검증

AEV 시스템 모델에서 전산해석 기법의 신뢰성을 검증하고 격자수에 따른 해의 정확도를 살펴보기 위하여, 최소격자 간격을 Case-A는  $0.5 \times 10^{-4}c$ 로 하여  $y+$ 를 0.5-1로 맞추었고, Case-B는  $1 \times 10^{-4}c$ 로 하여  $y+$ 를 2-4, Case-C는  $2 \times 10^{-4}c$ 로  $y+$ 를 4-8로 달리 하여 계산하였다. Case-A는 약  $1.9 \times 10^6$ 개, Case-B

는 약  $1.7 \times 10^6$ 개, Case-C는 약  $1.5 \times 10^6$ 개의 격자를

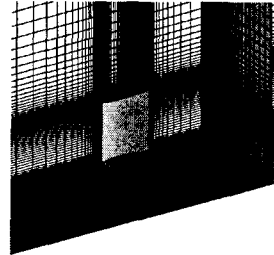


Fig. 3 Computational grid of AEV system

Table 1 Minimum normal space test  
(main wing of AEV system).

	Case-A	Case-B	Case-C
$C_L$	0.7814	0.7816	0.7762
$C_D$	0.01882	0.01884	0.01864

생성하여 계산을 수행하였다. Fig. 3은 Case-B의 격자( $1.7 \times 10^6$ )자 구조를 보여준다. 이때 레이놀즈수는  $2.0 \times 10^6$ 로 하였으며, 자유유동장의 난류강도(turbulence level)는 0.1%로 하고 소산율(specific dissipation rate)은 1000/s로 하여 계산을 수행하였다. 지면과 측벽의 경계조건은 moving wall을 사용하였다. 격자에 따른 결과를 분석해본 결과, Case-A, B는 날개의 아랫면과 윗면의 압력 계수가 일치하고 Case-C는 앞의 두 경우보다 위 날개와 아래 날개의 압력차가 크게 나타난다. 주익 전체의  $C_L$ ,  $C_D$ 를 Table 1에서 살펴보면, 주익 전체 표면에서 Case-C가 Case-A, B보다 작은 값을 나타낸다. 그리고 Case-A, B는 비슷한 공력 특성을 갖는다. Case-C가 Case-A, B와 다른 경향성을 갖는 이유는 Case-C의 격자가 난류 경계층을 정확히 모사하지 못하기 때문이다. 이와 같이 격자에 따른 공력 특성의 변화를 분석해본 결과, 최소 격자의 크기를 Case-B와 같이  $y+$ 가 2-4 사이의 값을 갖도록 격자를 생성하는 것이 계산 시간의 효율성과 계산 결과를 모두 만족할 수 있음을 알려준다. 따라서 앞으로 수행할 해석에서 Case-B의 형태로 격자를 생성하여 계산을 수행할 것이다.

### 4. 결과 및 고찰

#### 4.1 AEV 시스템의 유동 특성

Fig. 4와 같이 AEV 시스템 날개 주변의 공력 특성 분석해 보면, Fig. 4(a)에서 주익과 끝단판의 접합부 끝단에서 압력이 회복하지 못하고 날개 표면에 원형의 역 압력구배가 생기는 현상을 발견하였다. 이 현상은 주익과 끝단판에서 발생한 난류 경계층이 간섭을 일으켜서 형성되는 것으로 예측되며, Fig. 4(b)처럼 날개 끝단 공간에서 양날개 접합부를 중심으로 하는 반지 모양의 역 압력구배가 발생하여

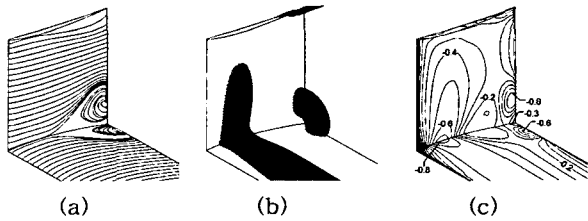
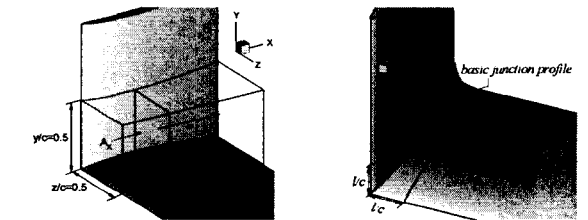


Fig. 4 Three-dimensional flow separation at the wing junction at original case. ((a)Limiting streamlines (b)  $C_p$  iso-surface at -0.45 (c)  $C_p$  surface)



(a) The corner flow tube (b) The fairing shape  
Fig. 5 The flow tube and shape of junction.

Fig.4(c)와 같은 경계층의 박리 생성을 유도한다. 결과적으로 끝단판에서 발생하는 이와 같은 현상들이 항력을 증가시키고 양력을 감소시켜서 AEV의 전체적인 성능을 저하시킨다. 서론에서 밝혔듯이, 양날개 접합부 근처에서 일어나는 역 압력구배에 의한 공력 특성의 저감 효과를 페어링을 통하여 감소시키고자 한다.

#### 4.2 페어링 정의

날개 주위의 역압력구배에 의한 현상들은 Fig. 4

에서 볼 수 있듯이 날개 접합부의 코너 부분에서 발생된다. Fig. 5(a)와 같이 유동 방향으로 수평 날개

표면에서  $z/c=0.5$  지점까지와 수직 날개 표면의  $y/c=0.5$  인 지점까지를 벽 조건의 경계를 갖고, 나머지 부분을 외부 유동 조건을 갖는 유체 튜브(flow tube)를 생성한다.  $x=0.35$  부분부터 튜브의 형태가 디퓨저 모양이기 때문에 튜브의 단면적( $A_x$ )이 x방향으로 증가함에 따라 유체의 속도는 감소하고 압력이 증가한다. 여기서 단면적의 변화율에 따른 디퓨저 효과에 의하여 유동 박리 현상의 발달 정도가 결정됨을 예측 할 수 있다. 현재 AEV 모델에서는 수직 날개의 모형이 곡률을 갖기 때문에 유체 튜브의 단면적이 빨리 증가하여 역압력구배가 더 높아진다. 따라서 AEV 시스템의 구조에서 코너 유동 박리를 감소시키기 위한 방법 중 가장 효과적인 방법은 Fig. 5(b)와 같이 수평 꼬리 날개와 수직 꼬리 날개의 코너 부분의 형상을 변화시키는 페어링을 주어 설계하는 것이다. 기본 개념은 유체 튜브 단면적(the flow tube cross section)의 변화율을 작게 하여 비류저 효과를 줄이는 것이다.

본 연구에서는 꼬리 날개 부분의 접합부 형태와  $l/c$ 의 길이에 따라 페어링의 형태를 다양하게 설계하여 AEV 시스템의 공력 특성을 살펴보고 레이놀즈 수의 변화와 지면효과 유무에 따른 페어링의 활용성을 분석할 것이다.

#### 4.3 페어링 형상에 따른 유동 특성.

AEV 시스템 공력 특성을 결정하는 유동 구조는 단면적이 늘어나기 시작하는 시점에서부터 발생한다. 그 특성을 고려하여  $x=0.35$ 부터  $x=1.0$  사이의 접합부

Table 2 Design parameter of fairing.

Case	$x_1$	$Y_1$	$a$	$b$
E1	0.35	0.1	0.35	0.1
E2	0.4		0.4	
E3	0.5		0.5	
E4	0.6		0.6	
E5	0.7		0.7	
E6	0.8		0.8	

형상을 타원형 방정식과 3차원 다항 함수를 이용하여 설계하였다. 이때 접합부 형상을 설계하는 중요한

이유는 유체 튜브의 단면적 변화율을 작게 하여 속도와 압력의 차이를 줄임으로써 유동 박리 영역을 축소시키는 것이 목적이다. 여기서 유동 박리 영역의 축소가 날개의 양·항력 및 양항비를 개선하며, AEV 시스템의 공력 특성을 향상시킨다. 이때 타원 곡선과 3차원 다항 함수가 공력 특성을 향상시킬 수 있는 형상으로 가장 효과적이다.

4.3.1 타원 곡선 형상

타원 곡선 형상의 페어링은 양 날개 접합부의  $x_1$ 에 서  $x=1.0$  지점까지를 식(1)을 이용하여 설계하였다. 그리고 Table 2에 나타난 변수들을 식(1)에 각각 적

$$\frac{(x-x_1)^2}{a^2} + \frac{(Y-Y_1)^2}{b^2} = 1 \quad (1)$$

용하여 6가지 타원 곡선으로 접합부의 형상과 코너 유체 튜브의 단면적 변화율이 Fig.6과 같이 나타나는 페어링 형상을 만들었다. 여기서 Fig.6의 y축 좌표는 양 날개가 만나는 접합면의 높이를 의미한다.

Fig.7은 코너 유동 박리의 전체 영역을 볼 수 있는 날개의 전체 유선과  $C_p$ -surface를 보여준다. 날개의 전체 유선을 보면, 유동 박리 시작점과 박리 영역의 범위를 명확히 볼 수 있다. 유동 박리 시작점은 E6로 갈수록 날개의 끝단으로 급속히 당겨지고, 유동의 박리 영역 범위 또한 확연하게 줄어든다. 특히 페어링의 형상이 E6에 가까워질수록 역 압력의 세기가 크게 감소한다. E6 경우의 유동 박리 범위를 기본 경우와 비교해 보면 10%이상 줄어들어서 항력이 감소하고, 날개 접합부 중간의 압력 또한 높아져

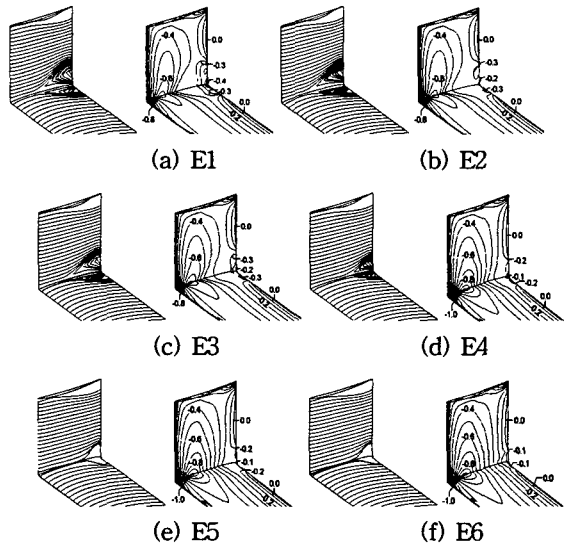
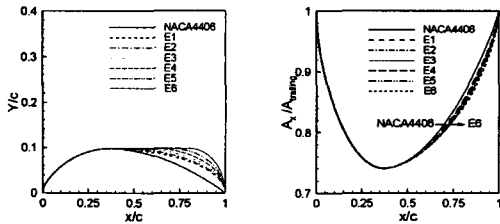


Fig.7 Limiting streamlines &  $C_p$  distribution in elliptic 6 cases.

서 양력이 상승함을 예측할 수 있다. 그리고 꼬리 날개 부분에서의 압력 회복 정도를 비교해보면, 기본 경우의 CP는 -0.6, E6의 경우는 -0.1로 6배 정도 약해지며 그 영역 또한 작게 축소된다. 또한 E4의 경우부터 유동 박리 형상이 급속히 줄어드는 현상을 확인 할 수 있다.

Fig.8에 타원 형상 페어링에 의한 공력 특성을 정량적으로 분석하였다. 여기서 그래프의 x축 변수는  $x/c=0.35$ 인 지점의 높이( $Y=0.1$ )에서  $x/c=1.0$ 인 지점까지 직선으로 설계한 유체 튜브의 부피( $V_{duct}$ )와 각각의 경우 유체 튜브 부피( $V$ )의 비율로 나타내었다. Fig.8(a)에서 공력 특성을 분석해본 결과, 주의의 양력은 기본 경우가 0.782, E6의 경우 0.838로 7% 정도 증가하고, 항력은 0.0188에서 0.0142로 26% 감소한다. 따라서 양항비는 41.5에서 58.8로 높아져서 기본 경우보다 29%의 향상된다. 각 경우 양력에 비하여 하력이 크게 개선되어 페어링 설계가 역 압력에 의한 유동 박리 현상을 줄여줌으로써 항력 감소 효과에 주된 영향을 준다. 끝단판의 양·항력 및 양항비의 경향성은 주의의 공력 특성과 비슷한 경향성을 갖는다. 그리고 E4부터 E6의 경우를 살펴보면 점차적으로 양력과 항력의 증가 비율이 줄어든다. 이러



(a) Junction profiles (b) Area rate of flow tube  
Fig.6 Area rate as junction profiles in elliptic case.

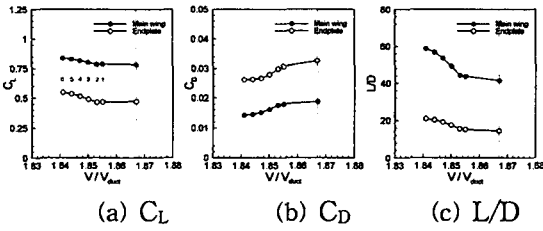


Fig.8 Aerodynamic characteristics of AEV 3D wings in elliptic 6 cases(..... : NACA4406).

Table 3 Design parameter of the 3<sup>rd</sup> polynomial profile.

case	$x_1$	$Y_1$	$x_2$	$Y_2$	$x_3$	$Y_3$	$dY_2/dx$
P1	0.35	0.1	1.0	0.0	0.9	0.03	0
P2						0.035	
P3						0.04	

한 사실을 바탕으로  $x_1/c=0.8$  이상에서 부피비를 더 감소시키는 타원 곡선 형상의 페어링을 사용하더라도 공력 특성이 E6보다 크게 향상되지 않을 것을 예측할 수 있다. 따라서 타원 곡선 형상을 이용한 페어링 중, 공력 특성을 가장 향상 시킨 E6의 경우가 최적의 설계라고 판단된다.

4.3.2 3차 다항 곡선 형상

Fig.8에서는 E1과 기본 경우 사이의 부피비를 갖는 경우의 경향성을 판단하기 어렵다. E1의 경우는 접합부의 정점( $Y=0.1$ )인  $x_1/c=0.8$ 부터 타원형 방정식을 적용했기 때문에 그 사이 값을 나타내는 모델링이 불가능하다. E1과 기본 경우 사이의 부피비 ( $V/V_{duct}$ )를 갖는 접합부 형상을 만들기 위하여 식(2)와 같은 3차 다항 함수를 이용하였다.

$$Y = ax^3 + bx^2 + cx + d \quad (2)$$

여기서,  $(x_1, Y_1)$ ,  $(x_2, Y_2)$ ,  $(x_3, Y_3)$ 의 세 점을 Table 3과 같이 정의하고  $dY_2/dx$ 를 0으로 설정하여 3차 함수 형태로 접합부를 모델링하였다. 3차 다항 곡선

형상의 경우가 기본 경우에 비하여 유동 박리 영역이 약간 줄어들며, 날개 끝단에서 압력이 절반 정도 회복된다. 이때 3차 다항 곡선 형상에 의한 시스템은 압력의 회복 정도가 E1, E2의 경우보다 크게 나타난다. 그 이유는  $x/c=0.35$  근처에서 유체 튜브 단면적 변화율이 타원 곡선 형상의 단면적 변화율보다 작아

서 디퓨저 효과가 감소하여 속도 및 압력의 차이가 줄어든다. 그 결과 3차 다항 곡선 형상의 공력 특성이 타원 곡선 형상(E1, E2)의 특성보다 향상되지만, 시스템 전체의 유동 특성 및 구조가 기본 경우와 큰 차이를 보이지 않는다.

Fig.9에서 3차 다항 곡선 형상 경우의 양·항력 계수와 양항비를 볼 수 있다. 수평 날개의 공력 특성을

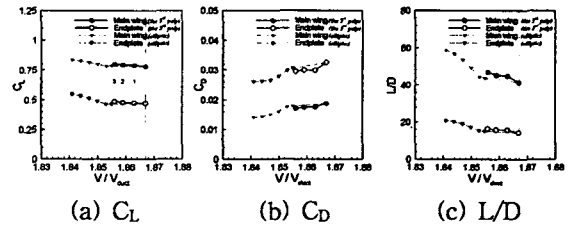


Fig.9 Aerodynamic characteristics of AEV 3D wings in the 3<sup>rd</sup> polynomial cases(..... : NACA4406).

기본 경우와 비교하면 양력은 0.782에서 0.802로 증가하고, 항력은 0.0188에서 0.0171로 감소하여 양항비는 41.5에서 46.9로 증가한다. 결과적으로 P3의 경우가 기본 경우에 비하여 12%정도 공력 특성이 개선된다. P3의 결과를 타원 곡선 형상의 첫 번째(E1)와 두 번째(E2)의 결과와 비교해보면 E1의 경우 ( $C_L=0.787$ ,  $C_D=0.0180$ ,  $L/D=43.8$ )와 E2의 경우 ( $C_L=0.785$ ,  $C_D=0.0177$ ,  $L/D=44.4$ )보다 평균적으로 양력은 약 0.016정도 증가하고, 항력의 경우도 0.0007정도 감소하며, 최종적으로 양항비가 2.8정도 증가하여 타원 곡선 형식의 두 경우 평균값보다 약 1% 정도 더 거의 개선되지 않았고, 경향성이 E1과 기본 경우의 사이를 나타낸다.

결과적으로 타원 곡선 형상과 3차 다항 곡선 형상의 페어링을 적용한 AEV 시스템 중에서 E6 경우의 공력 특성이 가장 크게 개선된다. 그리고 3차 다

항 함수로 모델링한 세 가지 경우(P1, P2, P3)는 날개 중간 부분의 접합부 형상 변화율의 차이로 공력 특성이 향상 되지만, 다른 경우와 비교해보면 향상 정도가 매우 작다. 즉, 각 경우의 공력 특성 변화는 코너 유체 튜브의 부피 감소율( $V/V_{duct}$ )에 따라서 일정한 형태의 함수로 표현할 수 있으며, 그 형태는 하이퍼볼릭 탄젠트(hyperbolic tangent) 함수 형태로 나타난다.

4.4  $l/c$  효과

본 절에서는 공력특성이 가장 좋은 E6의 경우에서 페어링의 범위를 결정하는  $l/c$ (Fig. 5)가 0.2, 0.3, 0.4의 세 가지 경우의 유동 박리 영역 변화에 의한 공력 특성을 살펴보았다.

Fig.10에서 볼 수 있듯이  $l/c$ 가 길어짐에 따라서 항력이 증가되어 양항비 감소를 유도한다. 수치적으로 보면 양력은 세 가지  $l/c$  경우가 모두 0.830 정도로 비슷한 양상을 띠고, 항력은 Case-1이 0.0142에서 Case-2가 0.0147, Case-3이 0.0153으로 점차 증가하면서 양항비가 낮아진다. 즉, 날개의 페어링 범위를 넓게 하는 것은 AEV 시스템의 공력특성을 감소시킨다.

그 이유는 Fig.11에서 볼 수 있듯이  $l/c$ 가 길어짐에 따라서 날개 끝단에서 압력 회복이 되지 않아서 항력이 증가 때문임을 알았다. 그리고 날개 너비방향으로 유동박리 영역이 증가됨을 예상할 수 있다. 결과적으로  $l/c$ 를 0.2로 설정한 시스템의 공력특성이 최적 값을 나타내며, 세 경우의 공력 특성 경향성은 부피비( $V/V_{duct}$ )가 E6 이하 영역에 위치하는

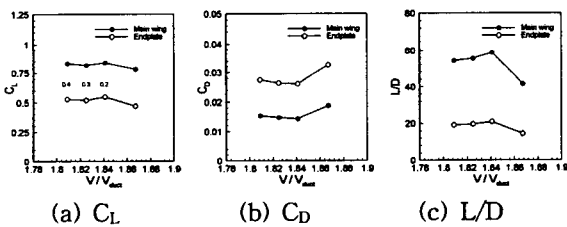


Fig.10 Aerodynamic characteristics of AEV 3D wings as  $l/c$  variation(..... : NACA4406).

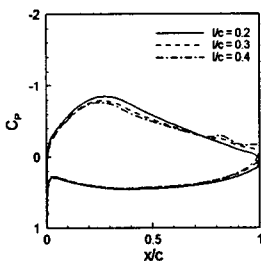


Fig.11 Streamwise  $C_p$  distribution as  $l/c$  ( $z/c=0.2$ ).

하이퍼볼릭 탄젠트 함수 형상으로 나타난다.

4.5  $Re$  효과

AEV 시스템의 운항속도는 대략 300-400km/h ( $M_\infty=0.24-0.32$ )이므로 기본 경우  $Re$  수를  $2.0 \times 10^6$ 으로

설정하였다. 하지만, 운항 조건에 따라서 시스템의 속도가 다양하게 나타날 수 있기 때문에 페어링 효과를 넓은 영역의 속도에서 시험해 볼 필요가 있다. 그래서 E6의 경우에서  $Re$  수를  $0.2 \times 10^6$ ,  $1.0 \times 10^6$ ,  $2.0 \times 10^6$ ,  $4.0 \times 10^6$ 의 네 가지 조건으로 계산을 수행하였다. Fig.12를 보면  $Re$  수가  $0.2 \times 10^6$ 일때,  $4.0 \times 10^6$ 에 비하여 주익의 양력이 6%감소하고 항력은 8% 증가하여 양항비가 14% 감소하였다. 그러나  $Re$  수가  $1 \times 10^6$ 인 경우의 공력 특성이 모두 비슷하게 나타났다. 공력 특성이  $Re$  수가  $0.2 \times 10^6$ 인 경우와 다른 경우들 사이에 차이를 보이는 이유는 양날개 표면에

서 발생한 난류 경계층의 두께가 서로 다르게 형성되어 접합부 코너에서 간섭 정도가 다르게 나타나기 때문이다.  $Re$  수가  $0.2 \times 10^6$ 인 경우는 다른 경우보다 난류 경계층이 두껍게 형성되어 간섭효과가 크게 일어나서 양력과 항력이 감소되고, 이에 따라 AEV 시스템의 효율성이 떨어진다. 그러나  $Re$  수가  $1.0 \times 10^6$  이상 영역에서 운항되는 AEV 시스템은 비슷한 공력 특성을 갖는다. 결과적으로 넓은 운항 속도영역에서 E6 형상을 적용한 AEV 시스템은 높은 공력 특성 향상 효과를 보이며 운항 할 수 있다.

4.6 지면효과

순수한 페어링 효과에 의한 공력 특성의 향상 정도를 보기 위하여 지면과 접해 있는 부분을 없애고 전산해석을 수행하였다. 본 계산은 기본 변수에서

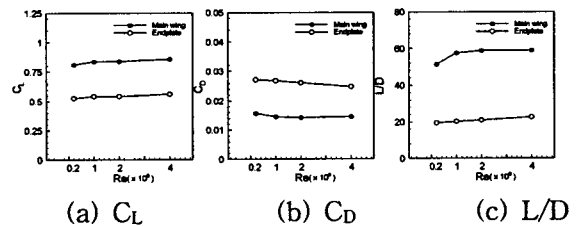
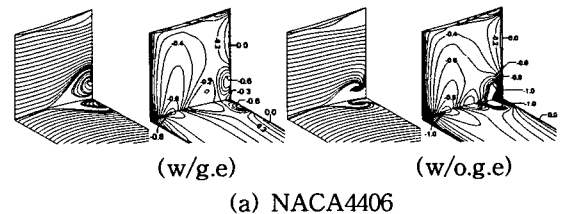
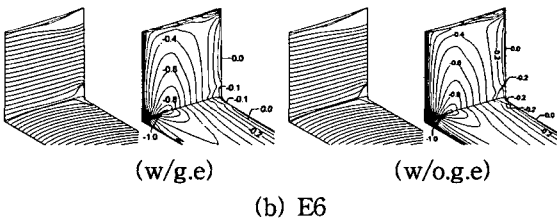


Fig.12 Aerodynamic characteristics of AEV 3D wings as  $Re$  variation(..... : NACA4406).



(a) NACA4406



**Fig.13** Limiting streamlines and  $C_p$  distribution w/ & w/o ground effect.

$h/c=6.0$ ,  $h_2/c=6.0$ 으로 바꿨고, 주익과 끝단판의 아랫면과 마주보는 면의 경계를 미끄럼(slip) 조건으로 설정하였다.

Fig.13를 보면 지면 효과가 없는 기본 경우의 유동 박리 영역이 줄어들었으나, 유동 박리에 의한 와류가 끝단에서 앞으로 당겨져서 생성되고 유동 박리 영역에서 와류의 강도가 매우 세게 나타났다. 이로 인해서 날개 끝단에서 압력이 거의 회복되지 않음을 알 수 있다. E6의 경우는 지면 효과의 유·무에 상관없이 날개 표면의 유선과  $C_p$ -surface가 비슷하게 나타났다. 그리고 Table 3에서 분석한 바와 같이 지면효과가 없는 기본 경우에 대하여 지면효과가 있는 두 경우를 비교하면, 기본 경우는 주익의 양항비가 2.1배, 끝단판은 1.2배 증가하고 E6의 경우, 주익의 양항비는 3.0배 끝단판은 1.8배 증가하였다. 여기서 기본 경우 사이에서 일어나는 양항비의 증가는 순수한 지면효과를 나타내며, E6의 양항비 증가율은 페어링에 의한 공력특성이 향상되었음을 의미한다. 즉, E6의 경우 양항비 증가율이 기본 경우보다 1.5배 크게 나타나서 지면효과에서의 운항을 개선시킴을 알았다. 그리고 지면효과가 없을 때의 기본 경우와 E6의 경우 양·항력 및 양항비가 비슷하게 나타나서 페어링에 의한 공력특성 감소 현상을

**Table 4** Aerodynamic characteristics as ground effects.

Case	part	$C_L$	$C_D$	$L/D$
NACA4406 (w/ g.e.)	main wing	0.782	0.01884	41.5
	endplate	0.470	0.0326	14.4
NACA4406 (w/o g.e.)	main wing	0.577	0.0290	19.9
	endplate	0.460	0.0388	11.9
E6 (w/ g.e.)	main wing	0.838	0.0142	58.8
	endplate	0.548	0.0262	20.9
E6 (w/o g.e.)	main wing	0.544	0.0264	20.6
	endplate	0.406	0.033	12.3

확인 할 수 없었다. 다시 말하면, E6 형상의 페어링 적용한 AEV 시스템이 다양한 조건에서 운항되더라도 기본 공력특성 이상의 성능을 보일 것이다.

### 5. 결 론

지면효과를 받는 AEV 시스템의 3차원 날개에 관한 공력특성을 개선하기 위하여 다양한 페어링 형상과 Re 수 ( $0.2 \times 10^6$ ,  $1.0 \times 10^6$ ,  $2.0 \times 10^6$ ,  $4.0 \times 10^6$ ), 그리고 지면 효과의 유·무에 따른 해석적 계산을 통하여 다음과 같은 연구 결과를 얻을 수 있었다.

(1) E6과 같은 타원 곡선 형상 설계를 통해 날개 접합부에 발생하는 유동 박리 현상을 크게 감소시킬 수 있었고, 날개 끝단의 압력 또한 거의 회복됨을 볼 수 있었다. AEV 시스템의 양항비는 기본 형상보다 29%가량 향상되었으며, 전체적인 공력 특성도 개선되었다. 공력 특성( $C_L$ ,  $C_D$ ,  $L/D$ )의 경향성은 부피비 ( $V/V_{duct}$ )에 따라 하이퍼볼릭 탄젠트(hyperbolic tangent) 함수와 유사한 형태로 나타났다.

(2) E6의 페어링 범위( $l/c$ )가 0.2-0.4로 길어짐에 따라, 날개 끝단의 역압력구배에 의하여 항력이 0.0142에서 0.0153으로 점차 증가되었고, 그 결과 양항비가 58에서 54로 감소하였다. 결과적으로  $l/c$ 가 0.2-0.4 사이에서 0.2인 경우 높은 양항비를 보여,  $l/c=0.2$ 인 경우가 최적의 조건임을 알아냈다.

(3) E6의 형상을 Re 수( $0.2 \times 10^6$ - $4.0 \times 10^6$ )에 따른 공력 특성을 살펴본 결과, Re 수가  $1.0 \times 10^6$  이상에서 E6의 페어링 형상이 난류 경계층의 간섭 현상을 효과적으로 제어하여 비슷한 공력 특성을 갖는다. 따라서 E6 형상을 적용한 AEV 시스템은 넓은 영역의 Re 수에서 운항 될 수 있다.

(4) 지면효과가 없는 기본 경우와 지면효과가 있는 두 경우를 비교하면, 기본 경우 주익의 양항비가 2.1배, E6의 경우 3.0배 증가함을 보였고, 그 결과 E6를 적용한 AEV 시스템의 경우 지면효과에 의한 운항성이 기본 경우보다 크게 개선되었음을 확인하였다. 그리고 지면효과가 없는 두 경우의 공력특성 감소 현상을 확인할 수 없었다. 즉, E6 형상의 페어링을 적용한 AEV 시스템이 다양한 조건에서 운항되더라도 기본 공력특성 이상의 성능을 보일 것임을 확인하였다.

### 참고문헌

- [1] Y. J. Moon, H. J. Oh, J. H. Seo, 2005, Aerodynamic Investigation of Three -Dimensional Wings in Ground Effect for Aero-levitation Electric Vehicle, Aerospace Science and Technology,(In Press)
- [2] 1980, Patankar, S., Numerical Heat Transfer and Fluid Flow, Hemisphere Publishing Corp., pp.126-131.
- [3] F.R Menter, 1994, Two-Equation Eddy-Viscosity Turbulence Models for Engineering Applications, AIAA J, Vol.32, pp.1598-1605.