

論文

비평면 지면효과를 받는 날개들의 종방향 정안정성

한철희*, 김학기**, 조진수***

Longitudinal Static Stability of Wings Flying Over Nonplanar Ground Surfaces

Cheol-Heui Han*, Hak-Ki Kim** and Jin-Soo Cho***

ABSTRACT

Longitudinal static stability and steady aerodynamic characteristics of wings flying over nonplanar ground surfaces (rail and channel) are investigated using the boundary-element method. For a channel with its fence higher than the wing height, the lift and the nose-down pitching moment increase as the gap between the wingtip and the fence decreases. For a rail with its width wider than the wing span, the lift and the nose-down pitching moment increase as the rail height decreases. Longitudinal static stability of a single wing flying over nonplanar surfaces is worse than the case of the flat ground. In case of tandem wings, longitudinal static stability of the wings flying over the channel is better than the case of the flat ground. It is believed that the present results can be applied to the conceptual design of high-speed ground transporters.

초 록

채널 및 레일과 같은 비평면 지면 위를 비행하는 날개들의 정상상태 공력특성 및 종방향 정안정성을 경계요소법을 사용하여 연구하였다. 펜스의 높이가 날개의 위치보다 높을 경우, 펜스와 날개와의 거리가 작아질수록 양력이 증가하고 피칭다운 모멘트가 커졌다. 레일의 폭이 날개 스패น보다 넓을 때, 레일의 높이가 낮을수록 양력이 증가하고 유도항력이 감소하였다. 종방향 정안정성 측면에서 단일 날개의 경우 비평면 지면보다 평지에서 안정한 결과를 나타내었다. 종렬배치형 날개의 경우 채널내를 비행하는 날개가 평지보다 비평면 지면에서 안정적이었다. 본 연구결과는 초고속운송체의 설계에 적용될 수 있을 것으로 기대한다.

Key Words : Wing In Ground Effect(지면효과), Boundary Element Method(경계요소법), Nonplanar Surface(비평면), Longitudinal Stability(종방향 안정성)

1. 서 론

인적·물적자원 수송에 대한 수요증가와 지구온난화 방지 및 에너지 자원의 효율적 이용

† 2006년 3월 23일 접수 ~ 2006년 6월 16일 심사완료

* 정회원, 건국대학교 인공근육연구센터

** 정회원, 한양대학교 대학원 항공공학과

*** 정회원, 한양대학교 기계공학부

연락처, E-mail : jscho@hanyang.ac.kr

서울시 성동구 행당동 산17번지

등의 문제로 인하여 차세대 운송체 수단 개발의 필요성이 증가하고 있다. 국내에서는 1994년 이후 해면효과익선에 대한 관심과 함께 지면효과를 받는 운행체[1] 및 날개[2~5]에 대한 공력특성·안정성에 관한 많은 연구가 이루어져 왔다. 또한, 한국 및 일본 등에서 지상용 초고속 운행시스템에 지면효과익기를 적용하려는 연구가 진행되고 있다[6].

조진수 등[7]은 채널 내에서 지면효과를 이용하여 운행하는 공기 전동 부상 운행체 (AEV

; Aero levitation Electric Vehicle)를 제안하였다. 한철희 등[8,9]은 경계요소법을 이용하여 안내로 속을 운행하는 운행체에 대한 공력해석 연구를 수행하여, 비평면 채널형상이 운행체의 공력특성을 향상시킴을 확인하였다. 안내로와 같은 비평면 지면의 영향을 받는 날개에 대하여 Davis와 Harris[10]가 와류격자법을 이용하여 비평면 지면이 양력증가에 영향이 있음을 밝혔다. 일본의 Kono 등[11]은 익단판이 부착된 Tandem 형태의 날개가 평지에서 운행할 때의 실험을 수행하여 전체 공력특성이 향상되는 날개의 배치가 있음을 확인하였다. 또한 Kikuchi[12]는 패널법을 사용하여 측면벽이 있는 지면 위를 비행하는 3차원 날개에 대한 정상/비정상 수치해석을 수행하였다.

레일이나 채널같은 비평면 지면을 운행하게 될 차세대 지상운행체의 개발에 있어, 지면위 낮은 고도에서 운행을 해야 하는 운행체의 종방향 안정성 해석연구는 중요하다. 그러나, 기존의 종방향 안정성에 관한 연구들은 대부분 해면효과익선에 관한 연구들로, 본 연구와 같이 비평면 지면위를 운행하는 지상운행체의 종방향 안정성에 관한 논문은 거의 없다.

본 논문에서는 경계요소법을 사용하여 초고속 지상운송시스템에 적용이 가능한 채널 및 레일이 단일날개 및 직렬배치형 (Tandem wing) 날개의 종방향 정안정성에 미치는 영향을 연구하였다.

II. 본 론

2.1 경계 요소법

날개 및 안내로를 둘러싼 유동장은 비점성, 비압축성, 비회전 유동장이라고 가정하면, 연속방정식은 속도포텐셜에 대한 Laplace 방정식으로 나타낼 수 있다.

$$\nabla^2 \phi = 0 \tag{1}$$

Green정리를 사용하여 식 (1)의 미분 방정식을 Fredholm 적분 방정식으로 바꾼뒤, 유동장 내 임의의 점 P(x,y,z)에서의 포텐셜 값을 유도하면 다음과 같다.

$$\phi(P) = -\frac{1}{4\pi} \int_{S_B+S_C} \left[\sigma \frac{1}{r} \right] dS + \frac{1}{4\pi} \int_{S_B+S_C+S_W} \left[\mu n \cdot \nabla \frac{1}{r} \right] dS + \phi_\infty(P) \tag{2}$$

여기서, S_B 는 물체 표면, S_C 는 지면, S_W 는 후류 를 나타낸다.

유체의 물체 표면에 대한 수직방향 상대속도 성분 값이 0이라는 no-penetration 경계조건을 적용하면, 다음과 같은 Dirichlet 경계조건을 유도 할 수 있다.

$$V_n = \frac{\partial \phi^*}{\partial n} = \frac{\partial (\tilde{\phi} + \phi_\infty)}{\partial n} = 0 \tag{3}$$

$$\phi_i^* = (\tilde{\phi} + \phi_\infty)_i = const. \tag{4}$$

식(2)에 식(4)의 Dirichlet 경계조건을 적용하면 다음과 같다.

$$\frac{1}{4\pi} \int_{S_B+S_C+S_W} \left[\mu n \cdot \nabla \frac{1}{r} \right] dS - \frac{1}{4\pi} \int_{S_B+S_C} \left[\sigma \frac{1}{r} \right] dS = 0 \tag{5}$$

이때, 용출의 강도 σ 는 다음과 같이 정의된다.

$$\sigma = -\vec{n} \cdot \vec{V}_\infty \tag{6}$$

중첩강도 μ 및 용출강도 σ 가 이산화된 표면 영역 내에서 일정한 값을 가진다고 가정을 하면, 식(5)는 다음과 같이 미지의 중첩강도 μ 로 표현 되는 선형대수 방정식으로 나타난다.

$$\sum_{k=1}^{N_B} A_k \mu_k + \sum_{m=1}^{N_C} A_m \mu_m = -\sum_{k=1}^{N_B} B_k \sigma_k - \sum_{m=1}^{N_C} B_m \sigma_m \tag{7}$$

계산된 용출 및 중첩강도를 사용하여, 각 패널 k의 제어점에 유도되는 교란속도성분 q의 값을 얻을 수 있다[9]. 자유흐름 속도 Q_∞ 와 유도속도 q를 합쳐서 절대 속도 Q_k 를 계산한다.

$$Q_k = (Q_{\infty_i}, Q_{\infty_m}, Q_{\infty_n})_k + (q_i, q_m, q_n)_k \tag{8}$$

물체표면의 면적을 S라고 하고 ρ 를 밀도라고 하면 Bernoulli 방정식에 의해 다음과 같은 압력계 수가 유도된다.

$$\Delta C_{F_k} = 1 - \frac{Q_k^2}{Q_\infty^2} = \frac{\Delta F_k}{(1/2)\rho Q_\infty^2 S} \tag{9}$$

2.2 종방향 정안정성 조건

지면효과익의 종방향 정안정성은 받음각 및 고도 변화로 나타나는 두 가지 공력중심값으로부터 Irodov[13]와 Staufenbiel [14]유도한 조건식을

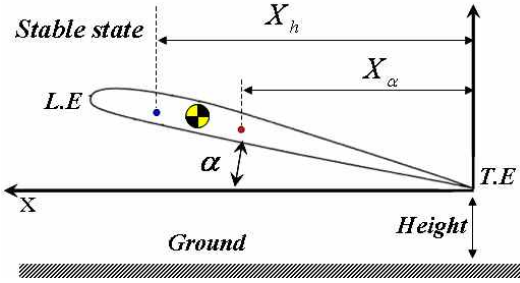


Fig. 1. Coordinate system for Irodov's criterion

사용하여 판별한다. Delhaye[15]는 Irodov[13]와 Staufenbiel [14]가 각각 유도한 조건식들이 근본적으로 같음을 밝혔다. 본 연구에서는 뒷전을 기준으로 사용한 Irodov 조건식(Irodov's criterion)을 사용하여 종방향 정안정성을 해석하였다.

$$X_\alpha - X_h \leq 0 \quad (10)$$

여기서, 받음각 변화에 따라 일정한 피칭모멘트 값을 가지는 지점을 피칭공력중심(X_α : aerodynamic center in pitch), 고도변화에 따라 일정한 피칭모멘트 값을 가지는 지점은 고도공력중심 (X_h : aerodynamic center in height)라 하며 다음과 같이 나타낼 수 있다[1,15].

$$X_\alpha = C_{M_\alpha} / C_{L_\alpha} \rightarrow X_\alpha = \left(\frac{\partial C_M}{\partial \alpha} \right) / \left(\frac{\partial C_L}{\partial \alpha} \right) \quad (11)$$

$$X_h = C_{M_h} / C_{L_h} \rightarrow X_h = \left(\frac{\partial C_M}{\partial h} \right) / \left(\frac{\partial C_L}{\partial h} \right) \quad (12)$$

Irodov 조건식은 뒷전을 기준으로 사용하며, Fig. 1에 나타난 바와 같이 고도공력중심이 받음각공력중심보다 전방에 위치해야 안정함을 의미한다.

III. 결과 및 토의

3.1 공력해석 결과 검증

Fig. 2는 지면 위를 비행하는 NACA 6409날개와 날개와 지면사이의 거리를 변화시킬 때 나타나는 양력특성을 나타낸 그림이다. 익단판(endplate)이 없는 날개의 경우, 그림에서 보는바와 같이 본 연구방법을 사용하여 계산한 결과와 실험값[12]이 잘 일치함을 알 수 있다. 익단판이 있는 날개의 경우, $h/c=0.06$ 이상의 고도에서 실험결과[12]와 본 연구방법을 사용한 계산결과가 잘 일치한다. 종렬배치형 날개에 관하여 발표된 실험결과

및 CFD해석 결과가 매우 부족하다. 따라서 본 연구방법을 사용하여 계산한 종렬배치형 날개의 중앙에 위치한 에어포일 단면위로의 압력 분포 결과와 참고문헌[9]의 Euler 계산결과를 비교했다. Fig. 3에 나타난 바와 같이 본 연구방법을 사용하여 얻은 압력분포 값이 CFD계산결과와 잘

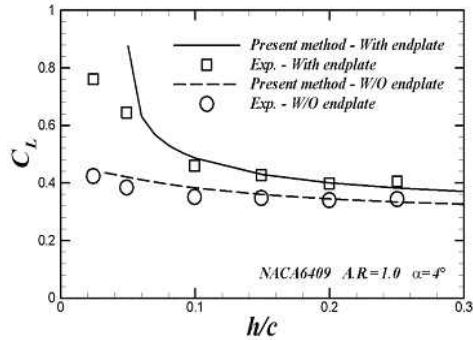


Fig. 2. Lift coefficient variation of a NACA 6409 wing in ground effect

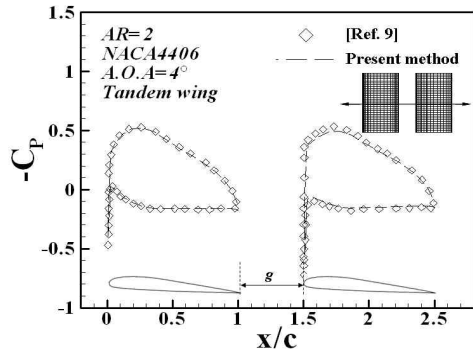
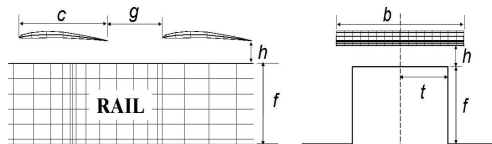
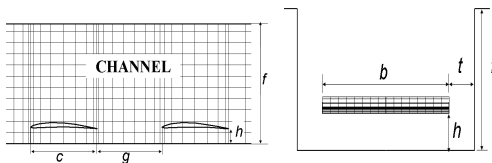


Fig. 3. Pressure coefficients for NACA wings ($h/c=\infty$)



(a) nomenclature of the rail system



(b) nomenclature of the channel system

Fig. 4. Nomenclature for the present method

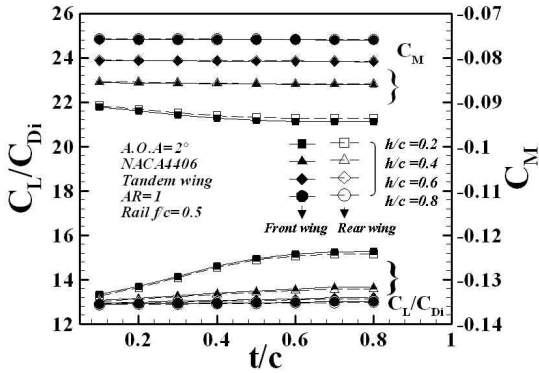


Fig. 5. Aerodynamic coefficients of tandem wing flying over a rail ($g/c=0.5$)

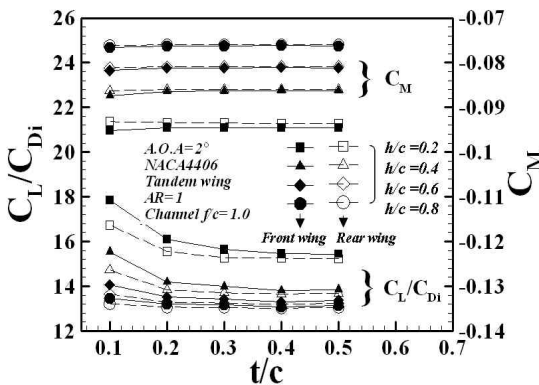


Fig. 6. Aerodynamic coefficients of tandem wing flying over a channel ($g/c=0.5$)

일치했다. Fig. 2 및 Fig. 3의 계산결과로부터 알 수 있듯이, 본 연구방법이 채널이나 레일 위를 비행하는 종렬배치형 날개의 공력특성을 파악 및 종방향 안정성을 연구하는데 사용 가능하다.

초고속 지상운송시스템에 적용되는 날개들은 2개 또는 3개 이상의 날개가 종렬로 배치된 종렬 배치형 날개 시스템을 가질 전망이다[9]. Fig. 4는 채널 및 레일 위를 비행하는 종렬배치형 날개의 공력해석에 필요한 격자 및 날개와 안내로의 명칭을 나타낸 그림이다.

Fig. 5에 레일 위를 비행하는 종렬배치형 날개의 공력특성을 나타내었다. 날개와 레일상면사이의 거리가 $h/c=0.4$ 이상인 경우, 레일 폭의 변화에 따른 날개의 공력특성변화가 거의 없다. 그러나, $h/c=0.2$ 일때, 레일의 폭이 날개스팬보다 작으면($t/c < 0.5$) 양항비와 기수내림 피칭모멘트 값이 감소한다.

Fig. 6에 채널 내를 비행하는 종렬배치형 날개

들의 공력특성을 나타내었다. 날개와 채널 바닥면 사이의 거리가 같은 경우 날개와 채널사이의 간극이 작을수록 양항비는 증가하며, 기수내림 피칭모멘트는 거의 변화하지 않는다. 레일 위를 비행하는 날개들과는 달리 채널 내를 비행하는 종렬배치형 날개의 후방날개는 전방날개의 영향을 받아 전방날개보다 작은 값의 양항비와 기수내림 피칭모멘트를 가진다.

3.2 종방향 정안정성

일반적으로 지면효과를 받지 않는 날개들의 양력 계수값은 받음각의 변화에 대하여 선형인 구간이 존재한다. 그러나 지면효과를 받는 날개의 경우 동일한 받음각에 대해서도 날개와 지면사이의 고도변화에 따른 양력 계수값의 변화가 비선형적인 특성을 나타낸다. 따라서, 받음각 및 고도변화에 따른 피칭모멘트와 양력계수의 기울기는 중앙차분법을 사용하여 계산을 한다[1]. 종렬배치형의 날개의 경우 전방날개와 후방날개의 크기는 같으므로 날개사이의 중심점을 무게중심으로 가정하였다. 전방날개와 후방날개의 고도와 받음각이 동시에 같은 값을 가지고 변할 때 종렬 배치날개 전체시스템의 종방향 정안정성을 계산하였다.

단일 날개 종방향 정안정성

종렬배치형 날개 시스템의 종방향 정안정성과 비교하기 위해, 단일날개가 가지는 종방향 정안정성을 계산하여 Fig. 7(채널) 및 Fig. 8(레일)에 나타내었다. Fig. 7에서 나타난 바와 같이 $\alpha=2^\circ$ 이상에서 채널 내를 비행하는 날개의 종방향 정안정성이 평편한 지면 위를 비행하는 날개보다 종방향 정안정성이 나쁘다. 받음각에 대한 피치공력중심의 변화가 채널과 평지에서 비슷한데 반해, 채널의 영향을 받는 날개의 고도공력중심이 평편한 지면 위를 비행하는 날개보다 하류방향으로 이동하기 때문이다. 펜스와 날개사이의 간극이 작을수록 날개가 받는 지면효과는 증가하는 반면, 종방향 정안정성이 감소한다. 또한, 계산한 모든 경우에 대하여 받음각이 증가할수록 종방향 정안정성은 감소한다.

Fig. 8에서 레일 폭이 감소할수록 종방향 정안정성이 증가하는데, 레일폭이 감소할수록 날개가 받는 지면효과가 감소하기 때문이다. 받음각이 증가할수록 종방향 정안정성은 감소한다. Fig. 6과 Fig. 7에 나타난 바와 같이 비평면 위를 비행하는 단일날개는 종방향으로 항상 불안정하며 제어면의 사용을 통하여 극복해야 할 것이다.

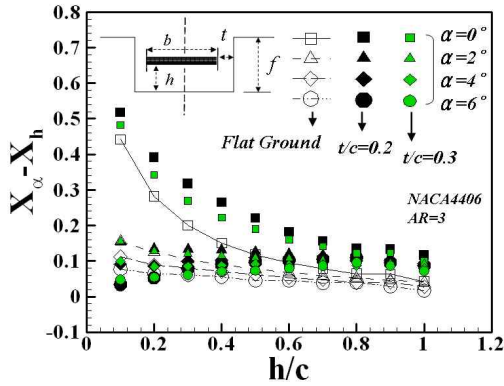


Fig. 7. Variation of height stability of a wing flying over a channel ($f/c=1.6$)

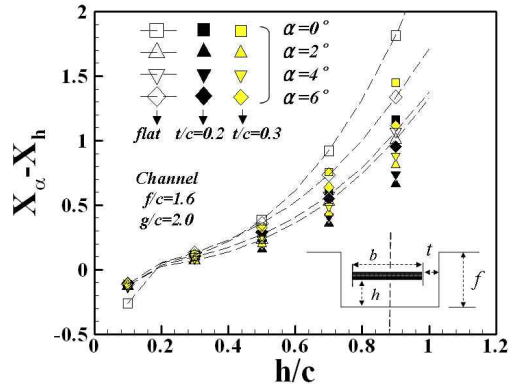


Fig. 9. Variation of the height stability of the tandem wing for the change of a gap between wings and fence

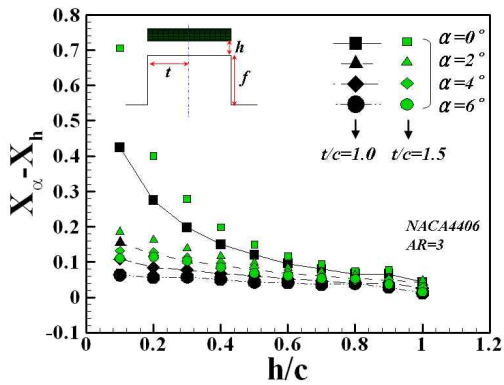


Fig. 8. Variation of height stability of a wing flying over a rail width ($f/c=1.0$)

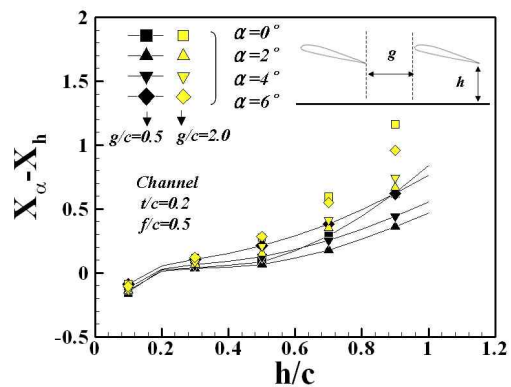


Fig. 10. Variation of the height stability of the tandem wing for the change of the streamwise distance between front wing and rear wing

중렬배치형(tandem) 날개의 종방향 정안정성

Fig. 9에서 보는 바와 같이, 채널내를 비행하는 중렬배치형 날개들은 $h/c=0.18$ 이하의 고도에서 채널과 날개사이의 간극변화에 무관하게 종방향 정안정성을 갖는다. 고도가 $h/c=0.18$ 보다 큰 경우 채널 및 편평한 지면위를 비행하는 중렬배치형 날개는 종방향으로 불안정하며, 채널과 날개사이의 간극이 클수록 불안정성이 증가한다.

Fig. 10에서 알 수 있듯이 전방날개와 후방날개 사이의 종방향 거리가 변할 때, 날개사이의 거리가 클수록 종방향으로 더욱 안정하다. $h/c=0.18$ 이하에서는 날개들 사이의 거리변화가 안정성에 미치는 영향이 크지 않다.

Fig. 11은 레일 위를 비행하는 중렬배치형 날개의 종방향 정안정성이 레일 폭이 감소할수록 불안정함을 보여준다. 레일 폭의 증가는 곧 지면효과를 증가시키기 때문에 레일 폭이 작아지면 나타나는 양력의 감소가 종방향 정적 불안정성을 증가시키는 것이다.

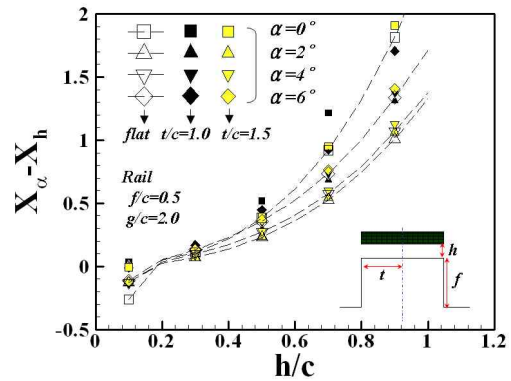


Fig. 11. Variation of height stability of the tandem wing for a rail width

Fig. 7~Fig. 11에 나타난 바와 같이 받음각이 증가하면 오히려 종방향 정안정성은 감소를 한다. 이는 받음각이 증가함에 따라, 중렬배치형 날

개시시스템의 무게중심을 기준으로 피치공력중심은 상류방향으로, 고도공력중심은 하류방향으로 이동을 하기 때문이다.

IV. 결 론

경계요소법을 사용하여 단일날개 및 종렬배치형 날개시스템의 종방향 정안정성을 연구하였다.

단일날개는 모든 계산조건에서 종방향으로 불안정했다. 비평면 지면위를 비행하는 날개가 편평한 지면위를 비행하는 날개보다 종방향으로 더 불안정 했다. 종렬배치의 날개가 채널내를 비행할 경우 편평한 지면 위를 비행할 경우보다 종방향 정안정성이 증가했다. 채널의 경우 펜스와 날개사이의 간극이 작을 수록, 레일의 경우 레일폭이 감소할수록 종방향 정안정성이 증가하였다. 받음각이 증가함에 따라 종방향으로 불안정 하였다. 레일보다는 채널 내를 비행하는 종렬배치형 날개시스템이 더욱 큰 양항비를 얻으면서 $h/c=0.18$ 이하에서 종방향으로 더 안정적이다.

종방향으로 더욱 안정한 날개시스템을 구현하기 위해서는 접성의 영향을 고려하여 익형변경 또는 후방날개 위치 선정에 대한 폭넓은 연구가 필요하다.

후 기

본 연구는 한국과학기술부의 특징기초 연구사업(R01-2005-000-10310-0)으로 수행된 연구 결과의 일부이며 연구비를 지원해 주신 한국과학기술부에 감사드립니다. 이 논문은 또한 2005년 정부(교육인적자원부)의 재원으로 한국학술진흥재단의 지원을 받아 수행된 연구임 (KRF-2005-206-D00007).

참고문헌

- 1) 진호환, 장종희, 백광준, "해면효과익선의 종방향 안정성에 대한 연구", 대한조선학회지, 제 36권, 제 3호, 1999, pp. 60~70.
- 2) 김상근, 서성부, 이동환, 김기은, "WIG선의 날개에 대한 풍동실험 고찰", 대한조선학회지, 제 34권, 제 1호, 1997, pp. 60~67.
- 3) 조창렬, 김양준, "지면효과익기 날개에 대한 전산 공력 해석", 한국항공우주학회지, 제 32권, 제 8호, 2004, pp. 37~46.
- 4) 임예훈, 장근식, "지면효과를 받는 3차원 날개의 유동 해석", 한국항공우주학회지, 제 29권, 제 5호, 2001, pp.1~8.
- 5) 조정현, 김윤제, "지면효과를 받는 2차원 에어포일 주위 유동에 대한 연구", 한국항공우주

- 학회지, 제 29권, 제 5호, 2001, pp. 17~24.
- 6) Mithra, M. K. V., "The Tracked Wing in Ground-Effect (TWIG)", Ph.D. Dissertation, Dept. of Mechanical and Aerospace Engineering, Princeton University, 1983, pp. 2~47.
- 7) Cho, J. and Han, C., "A Numerical Method for the Aerodynamic Design of an Aero-Levitation Electric Vehicle", *Workshop on Drag Reduction of Aircraft and Ground Transportation*, Inst. of Fluid Science, Tohoku University, Sendai, Japan, 2000, pp. 16~17.
- 8) Han, C., Cho, J., Moon, Y., Yoon, Y., and Song, Y., "Design of an Aero-levitation Electric Vehicle for High-Speed Ground Transportation System", *Journal of Aircraft*, Vol. 42, No. 1, 2005, pp. 93~104.
- 9) Han, C., "Aerodynamic Analysis and Design of an Aero-levitation Vehicle for a High-speed Ground Transportation System", Ph.D. Dissertation, Dept. of Mechanical Engineering, Hanyang University, 2002, pp. 107~135.
- 10) Davis, J. E. and Harris, G. L., "Nonplanar Wings in Nonplanar Ground Effect," *Journal of Aircraft*, Vol. 10, No. 5, 1973, pp. 308~311.
- 11) Kono, T., Kohama, Y., and Matsui, N., "Stability of Guide Way Type Wing in Ground Effect Vehicle", *The 3rd JSME-KSME Fluids Engineering Conference*, Sendai, Japan, 1994.
- 12) Kikuchi, K., "Numerical Simulation of the ground Effect using the Boundary Element Method," *International Journal for Numerical Methods In Fluids*, Vol. 25, 1997, pp. 1043~1056.
- 13) Irodov, R. D., "Criteria of Longitudinal Stability of Ekranoplan", *Ucheniye Zapiski TSAGI*, Vol.1, No.4, Moscow, 1970.
- 14) Staufenbiel, R. W., "On the Design of Stable Ram Wing Vehicles", *The Royal Aeronautical Society Symposium Proc.*, May. 1987.
- 15) Delhay, H., "An Investigation into the Longitudinal Stability of Wing In Ground Effect Vehicles", MSc Thesis, Dept. of Flight Dynamics, Cranfield University, Sept. 1997, C hapter 1~4.
- 16) Hess, J. L. and Smith, A. M. O., "Calculation of Potential Flow About Arbitrary Bodies", *Progress in Aeronautical Sciences*, Vol. 8, Pergamon Press, New York, 1966.