

해면효과익선의 종방향 안정성에 대한 연구

전호환*, 장종희**, 백광준***

Longitudinal Stability of a Wing-In-Ground Effect Craft

by

Ho-Hwan Chun*, Chong-Hee Chang** and Kwang-Jun Paik***

요 약

해면효과를 받는 WIG선의 종방향 안정성 특성은 고도에 따른 힘과 모멘트의 변화량 때문에 일반 항공기와는 매우 다르게 나타나며, WIG선의 안전한 설계 및 성능에 큰 영향을 준다. 해면효과를 고려한 WIG선의 종방향 운동방정식으로부터 정안정성 및 동안정성 조건을 유도하고 이를 분석하였다. 20인승 WIG선의 실험데이터로부터 정적 및 동적 안정성 해석을 수행하였으며, 몇 가지 설계인자의 변화에 따른 동적 운동특성도 조사하였다. 마지막으로 순항조건에서 비행성능(flying quality)을 군용 항공규정에 의해 분석하였다.

Abstract

The longitudinal stability characteristics of a Wing-In-Ground Effect Craft are quite different from that of the conventional airplane due to the existence of force and moment derivatives with regard to height. This stability characteristics plays a great role in designing a safe and efficient WIG due to its potential danger in sea surface proximity. The static and dynamic stability criteria are derived from the motion equations of WIG in the framework of small disturbance theory and discussed in the paper. The static and dynamic stability analyses of a 20-passenger WIG are conducted based on the wind tunnel test data and the dynamic motion behaviors are investigated for the change of the design parameters. Finally, the flying quality of the 20-passenger WIG is analysed at the cruising condition according to the military regulations.

발 표 : 1998년도 대한조선학회 추계연구발표회('98. 11. 14.)

접수일자 : 1999년 2월 10일, 재접수일자 : 1999년 5월 11일

*정회원, 부산대학교 조선해양공학과(기계기술연구소)

**학생회원, 부산대학교 조선해양공학과 대학원 (현재 삼성중공업(주))

***학생회원, 부산대학교 조선해양공학과 대학원

1. 서 론

해면효과익선(Wing-In-Ground Effect Craft, 이후 WIG선)은 해면효과를 이용하여 수면에 근접해서 비행하는 초고속 선박으로 개발되고 있다. 수면가까이에서 비행함으로써 양항비가 증가하여 항공기보다 경제적으로 큰 장점을 갖으나, 돌풍(Gust)이나 파랑등 외부교란에 대한 종방향 안정성이 성능에 결정적인 영향을 준다고 알려져 있다. WIG선의 안정성에 관한 연구로는 Kumar [1], Irodov[2], Staufenbiel[3], Hall[4] 등이 있으며, 최근에 Delhaye[5]는 Irodov, Staufenbiel 및 Hall의 운동방정식을 비교 분석하여 기본적으로 이들이 같음을 밝힌바 있다.

안정성은 선박이나 항공기의 설계에 있어서 매우 중요한 요소이다. 안정성이 부족한 경우 심각한 사고를 유발할 수 있으며, 반면 지나친 안정성은 조종에 대해서 둔한 반응을 갖게 한다. 일반적으로 종방향 안정성과 횡방향 안정성 사이에는 상관관계가 약하기 때문에 이들 둘을 분리할 수 있다. WIG선의 경우, 항상 해면효과를 받으면서 순항하기 때문에 외부의 힘으로 인해 한쪽으로 기울어지는 경우 해면효과로 인해 수면가까이로 기울어진 날개 쪽의 양력이 급격히 높아지는 원리로 인해 본질적으로 횡방향 안정성을 가지는 것은 이미 널리 알려진 사실이다. 따라서 지금까지 종방향 안정성 분석에 관한 연구가 대부분이며, 본 논문에서도 종방향 안정성만 다루기로 한다. WIG선이 얼마나 안정한가를 알아보기 위해서는 관성과 시간에 따른 효과를 무시하고 WIG선에 작용하는 힘과 모멘트의 평형만을 고려하는 정적안정성을 먼저 평가하고 난 뒤 관성과 시간의 효과도 고려한 동적안정성을 해석해야 한다. WIG선은 항상 고도의 변화에 대한 영향을 받으며, 이러한 고도에 대한 항공역학적인 힘들과 모멘트 값들은 모두가 비선형적이라는 점에서 해면효과를 고려하지 않는 통상적인 항공기에 사용되는 정안정성 및 동안정성 조건들을 WIG선에 적용하기 어렵다.

본 논문에서는 해면효과를 고려한 WIG선의 종방향 운동방정식으로부터 정적 및 동적 안정성 조

건을 유도하였다. WIG선의 비행으로 인한 해면교란은 무시하여 수면을 강체벽으로 가정하였다. 따라서 해면효과와 지면효과는 같은 의미로 사용될 수 있으며, 이후부터는 지면효과로 표기하였다.

20인승 WIG선의 실험 데이터로부터 정적 및 동적 안정성 해석을 수행하고, 몇 가지 설계인자의 변화에 따른 동적 운동특성의 변화를 조사하였으며, 순항조건에서의 비행성능도 분석하였다.

2. WIG선의 종방향 정안정성

2.1 피치(Pitch) 안정성

우선 WIG선 역시 일반 항공기와 같이 피치에 대한 안정성을 반드시 가져야만 한다. 따라서 다음과 같은 조건을 만족해야 한다.

$$C_{m\alpha} < 0 \tag{1}$$

여기서 C_m 은 모멘트 계수, α 는 받음각(Angle of attack)을 의미하며 아래첨자는 미분을 의미한다. 본 논문에서 사용된 부호는 논문 끝에 주었으며 필요할 때는 적절히 언급하였다.

2.2 고도(Height) 안정성

WIG선의 경우, 피치에 대한 안정성 조건을 만족하더라도 고도에 대한 추가적인 안정성 조건이 필요하다. Irodov[2]와 Staufenbiel[3]은 날개가 피치운동 없이 고도의 교란을 받을 때 고도에 대한 안정성을 갖기 위한 조건은 고도(z)에 대한 양력계수(C_L)의 기울기가 음(-)의 값이어야 된다는 의미로 다음 식과 같이 표현하였다.

$$H.S. (Height Stability) \equiv C_{Lz} < 0 \tag{2}$$

이때 고도와 받음각의 변화에 따른 양력 및 모멘트의 변화율은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} \delta C_L &= C_{L\alpha} \delta\alpha + C_{Lz} \delta z \\ \delta C_m &= C_{m\alpha} \delta\alpha + C_{mz} \delta z \end{aligned} \quad (3)$$

식(3)을 식(2)에 대입하면 다음으로 유도된다.

$$H.S. = \frac{C_{m\alpha}}{C_{L\alpha}} - \frac{C_{mz}}{C_{Lz}} > 0$$

즉,

$$H.S. = X_\alpha - X_z > 0 \quad (4)$$

여기서, X_α 및 X_z 는 피치 및 고도에 대한 공력중심들이며 계산기준점은 앞날(leading edge)이다. 식(4)의 물리적 의미는 고도에 대한 공력중심이 피치에 대한 공력중심 보다 전방에 위치해야 한다는 것이다.

3. 20인승 WIG선의 정안정성 해석

Shin et al.[6]은 20인승 WIG선의 설계와 공력특성에 대한 연구결과와 풍동실험 자료를 발표하였고, Chun[7]은 이에 대한 광범위한 풍동 실험을 수행하였다. Table 1은 20인승 WIG선의 주요제원을 보여주고 있으며, Fig.1은 형상을 보여주고 있다.

20인승 WIG선의 풍동실험 자료[6, 7]을 이용하여 정안정성을 분석하고 그 결과를 Table 2에 나타내었다.

Table 1 Main particulars of 20-passenger WIG

Length over all	17.45 m
Breadth over all	10.60 m
Height over all	5.42 m
Breadth over all	2.20 m
Incidence angle of main wing	3.5 deg
Incidence angle of tail wing	8 deg
Weight	7.5 ton
Mean Aerodynamic Chord	10 m
Max Cruising Height	0.08c (0.8m)

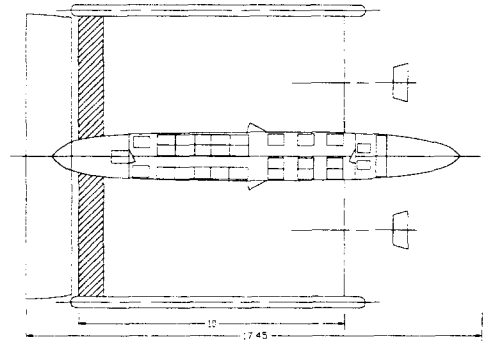


Fig.1 Configuration of 20-passenger WIG

Table 2 Analysis of longitudinal static stability of 20-passenger WIG

	C.G. Position (Tr.) = 0.3 c	
	h/c = 0.08	h/c = 0.1
$\frac{\partial C_m}{\partial \alpha}$	- 0.696144	- 0.468565
$\frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$	4.38886	4.21926
$\frac{\partial C_m}{\partial z}$	0.34341	0.256413
$\frac{\partial C_L}{\partial z}$	- 5.03373	- 2.22069
$X_\alpha = Tr - \frac{\partial C_m}{\partial \alpha} / \frac{\partial C_L}{\partial \alpha}$	0.458616 c	0.411054 c
$X_z = Tr - \frac{\partial C_m}{\partial z} / \frac{\partial C_L}{\partial z}$	0.368222 c	0.415466 c
H.S.	0.09 c	-0.004 c
Height Stability	Stable	Unstable

Note : The derivatives are calculated at C.G. and X_α and X_z are from the leading edge.

Table 2의 결과에 의하면 실제 순항 고도의 위쪽 한계라고 여겨지는 0.08c(실선에서 0.8m에 해당됨)에서도 H.S.를 가지며, 이는 이보다 낮은 순항 고도에서는 자동적으로 H.S.를 만족시킨다는 의미이기도 하다. 약간 비현실적인 순항고도라고 생각되는 0.1c(1m)의 경우 H.S.를 만족시키지 못한다. 이는 본 WIG선의 경우, 주익의 중형비가 0.9이며 비교적 낮은 고도에서만 운항하도록 설계되어졌기 때문이다. 고도가 낮아짐에 따라 피치중심이 뒤로 이동함을 알 수 있는데, 이는 지면 가까이 갈수록 $C_{m\alpha}$ 의 변화율이 상대적으로 $C_{L\alpha}$ 의 변화율 보다 크기 때문이다. 그러나 고도 중심은 앞으로 크게 이동하는데, 이는 본 WIG선

이 비교적 고도변화에 따라 모멘트의 변화가 작은 S - 단면의 날개를 채용함으로써 C_{mz} 의 증가가 작은 반면, 지면 가까이 갈수록 C_{Lz} 의 값은 급격하게 증가하기 때문이다.

본 WIG선의 C_{Lz} 가 낮은 고도에서 비교적 급격한 증가를 보이는 것은 Chun et al.[8]의 실험결과에서 알 수 있듯이 끝단판을 가지는 작은 종횡비의 날개일수록 낮은 고도에서 C_{Lz} 의 값이 종횡비가 큰 날개의 값보다 훨씬 더 크다는 점에서 이해될 수 있다.

4. WIG선의 종방향 동안정성

4.1 좌표계 설정

Fig.2에서 보여준 것처럼 비행체의 무게중심 O를 원점으로 하여 O - xyz축을 설정한다. 축들(Body axes)은 비행체에 고정되어 있고 비행체와 같이 움직인다. O - x와 O - z는 비행체의 대칭면에 위치하고 O - z는 아랫방향이다. 그리고 O y는 우측방향이 (+)방향이다.

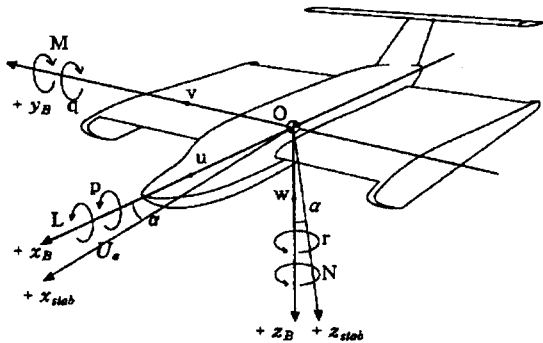


Fig.2 Axes and velocity components

4.2 지면효과를 고려한 종방향 운동방정식

지면효과를 받지 않으며 조종간이 고정된 상태(Stick-fixed)일 때 일반적인 항공기의 종방향 선형 운동 방정식은 다음과 같다.

$$\begin{aligned} m \dot{u} - X_u \dot{w} &= X_u u + X_u w - mg\theta + X_q q \\ m \dot{w} - Z_u \dot{w} &= Z_u u + Z_u w + (Z_q + m U_e) q \\ I_y \dot{q} - M_u \dot{w} &= M_u u + M_u w + M_q q \end{aligned} \quad (5)$$

윗첨자(·)는 시간에 대한 미분을 의미한다. 윗 방정식은 Kumar[1], Irodov[2], Staufenbiel [3]등이 시도한대로 고도에 대한 항들을 추가함으로써 지면효과를 고려한 운동 방정식으로 변형될 수 있다. 따라서 방정식(5)에 다음과 같은 3개의 고도 안정성 계수를 도입하였다.

$$X_h = \frac{\partial X}{\partial h}, \quad Z_h = \frac{\partial Z}{\partial h}, \quad M_h = \frac{\partial M}{\partial h} \quad (6)$$

또한 고도 변화에 따른 아래의 운동학적 조건식이 추가된다.

$$\dot{h} = -w + U_e \theta \quad (7)$$

운동방정식(5)에 위에서 언급한 지면효과에 의해 발생하는 힘들과 모멘트를 포함시키고 식(7)을 고려하면, 지면효과를 받고있는 항공기의 종방향 운동 방정식들은 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} m \dot{u} - X_u \dot{w} &= X_u u + X_u w - mg\theta + X_q q + X_h h \\ m \dot{w} - Z_u \dot{w} &= Z_u u + Z_u w + (Z_q + m U_e) q + Z_h h \\ I_y \dot{q} - M_u \dot{w} &= M_u u + M_u w + M_q q + M_h h \end{aligned} \quad (8)$$

식(8)은 아래와 같이 매트릭스(Matrix)형태로 바뀌진다.

$$\mathbf{M} \dot{\mathbf{x}} = \mathbf{A} \mathbf{x} \quad (9)$$

식(9)를 라플라스 변환시키고, $(sI - \mathbf{M}^{-1}\mathbf{A})$ 를 계산하면 다음과 같다. 여기서, \mathbf{M} 은 질량 Matrix, \mathbf{A} 는 상태 매트릭스, \mathbf{x} 는 상태벡터(즉, $(u, w, q, \theta, h)^T$), I 는 단위 매트릭스, s

는 라플라스 변수이다. 다시 위 매트릭스의 행렬식(Determinant)을 계산함으로써 시스템의 특성방정식을 얻을 수 있다. 지면효과를 받지 않는 일반적인 항공기의 경우 특성방정식이 4차인 것에 비해, 지면효과를 받는 WIG선의 경우 다음과 같이 5차로 주어진다.

$$A s^5 + B s^4 + C s^3 + D s^2 + E s + F = 0 \quad (10)$$

여기서 계수 A, B, C, D, E와 F는 부록에 나타내었다. 위 시스템의 동적 안정성 판별은 다음의 Routh - Hurwitz 비등식 기준(5, 9)에 의해 특성방정식(10)의 근을 구하지 않고도 할 수 있다.

$$\begin{aligned} B > 0 \\ BC - D > 0 \\ D(BC - D) - B(BE - F) > 0 \\ D(BC - D)(BE - F) - B(BE - F)^2 - F(BC - D)^2 > 0 \\ F > 0 \end{aligned} \quad (11)$$

위 식(11)을 만족하면 특성방정식(10)의 근들은 양의 실근을 가지지 않게 되어 시스템은 안정적으로 된다. 식(11)의 마지막 조건에서 속도 변화항을 무시하면 식(4)로 주어진 정적 H.S.조건으로 유도된다. 이는 정적 H.S.조건을 만족하지 않고는 동적 안정성 조건을 만족할 수 없다는 의미이다.

특성방정식(10)은 두 개의 SPPO(Short Period Pitching Oscillation) Mode와 두 개의 Phugoid Mode 그리고 하나의 Subsidence Mode를 가지게 되며, 이는 다음과 같이 나타낼 수 있다.

$$\begin{aligned} A(s^2 + 2 \zeta_{sp} \omega_{nsp} s + \omega_{nsp}^2) \\ (s^2 + 2 \zeta_{ph} \omega_{nph} s + \omega_{nph}^2)(s + \nu) = 0 \end{aligned} \quad (12)$$

여기서, 아래첨자 “sp” 와 “ph” 는 각각 SPPO, Phugoid를 나타낸다.

5. 20인승 WIG선의 동안정성 해석

5.1 20인승 WIG선의 안정성 미계수 값들

꼬리날개 받음각에 대한 양력계수의 변화율 (a_{it}), Downwash각(ϵ), 받음각에 따른 Downwash각의 변화율(ϵ_α)은 와류격자법(Vortex Lattice Method : VLM)[10]을 사용하여 Roskam[11]이 제안한 방식으로 구하였다. 또한 종방향 관성모멘트 I_y 는 20인승 WIG선과 거의 상사한 형태인 러시아 해면효과익선 Volga-2의 관성반경을 이용하여 계산하였다.

Downwash각 및 ϵ_α 의 계산

Downwash는 날개전체에 걸쳐 일정한 것은 아님에도 불구하고, 꼬리날개 Span전체 Downwash의 평균값을 계산하여야 한다. Fig.3에서는 VLM을 사용하여 $h/c = 0.08$ 에 대한 꼬리날개가 없을 때와 꼬리날개의 불임각(i_t)을 변화시켜가면서 얻은 C_L 의 결과를 보여주고 있다. 꼬리날개는 대칭단면을 가지고 있으므로 순수 받음각이 0° 일 때의 양력은 Zero여야 한다. 그러므로 꼬리날개가 없을 때와의 교점인 a, b, c, d 점은 다음과 같이 표현될 수 있다.

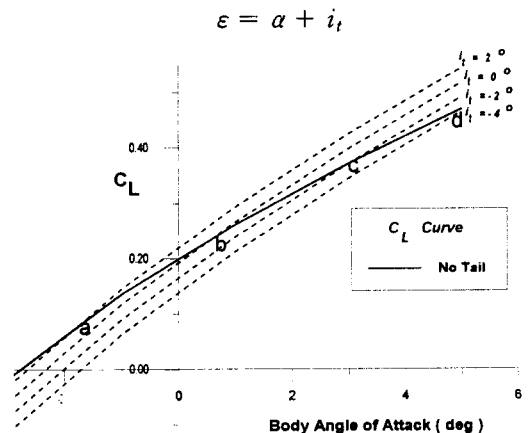


Fig.3 C_L v.s. angle of attack with different i_t at $h/c = 0.08$

따라서 a, b, c, d점에 해당되는 받음각과 꼬리날개의 불임각을 윗식에 대입함으로써 Downwash 각 변화율(ϵ_a)도 구할 수 있으며, 이를 Fig. 4에 보였다.

같은 방법으로 $h/c = 0.1$ 인 경우에도 계산하여 Table. 3에 나타내었다.

20인승 WIG선은 순항고도가 극히 낮고, 꼬리날개가 비교적 높은 위치에 부착되어 있기 때문에 Downwash각과 변화율은 매우 작은 값으로 나타났다. 고도가 감소함에 따라 지면효과로 인해 a_{1t} 는 미소하게 증가하였으며, Downwash각(ϵ)과 ϵ_a 는 감소하였다.

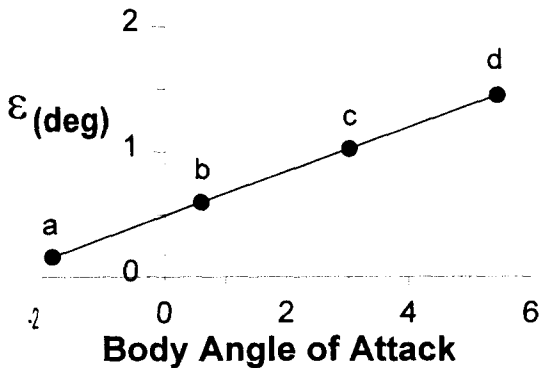


Fig.4 ϵ, ϵ_a v.s. angle of attack at $h/c = 0.08$

Table 3 Downwash angle(ϵ), ϵ_a and a_{1t} with variation of the height

h/c	ϵ	ϵ_a	a_{1t}
0.08	0.664837 °	0.177177	4.19863
0.1	0.665228 °	0.189203	4.19262

안정성 미계수 값의 계산

풍동실험결과와 VLM으로 구한 ϵ_a, a_{1t} 값을 이용하여 $h/c = 0.08, 0.1$ 일 때, 20인승 WIG선의 동안정성 해석에 필요한 안정성 미계수값들을 구하였으며 이를 Table 4에 나타내었다.

Table 4 Stability Derivatives of 20-Passenger WIG

Stability derivatives	UK-style expressions	h/c	
		0.08	0.1
X_u	$-2C_D - U_e \frac{\partial C_D}{\partial u} + \frac{1}{2} \rho S U_e \frac{\partial T}{\partial u}$	-0.0882	-0.0824
X_w	$C_L - C_{D\alpha}$	0.118304	0.078376
X_q	negligible		
X_h	$-\frac{\partial C_D}{\partial(\frac{h}{c})}$	-0.126232	-0.07503
X_w	negligible		
Z_u	$-2C_L - U_e \frac{\partial C_L}{\partial u}$	-0.9826	-0.8168
Z_w	$-C_{L\alpha} - C_D$	-4.43296	-4.26046
Z_q	$-V_T a_{1t}$	-0.745601	-0.74453
Z_h	$-\frac{\partial C_L}{\partial(\frac{h}{c})}$	5.03373	2.22069
Z_w	$-V_T a_{1t} \epsilon_a$	-0.132103	-0.14087
M_u	negligible		
M_w	$C_{m\alpha}$	-0.696144	-0.46856
M_q	$-V_T a_{1t} l/c$	-0.585297	-0.58446
M_h	$\frac{\partial C_m}{\partial(\frac{h}{c})}$	0.34341	0.2564
M_w	$-V_T a_{1t} \epsilon_a l/c$	-0.103701	-0.11058

Table 4에 주어진 안정성 미계수 값들을 식 (10)에 대입하여 특성방정식의 근(eigenvalue)을 구할 수 있다. 다음은 순항고도, 순항속도 및 종방향 관성모멘트의 값의 변화에 따른 20인승 해면효과익선의 동적 안정성 특성을 조사해 본다.

5.2 순항고도에 따른 변화

$h/c = 0.08$ 및 $h/c = 0.1$ 에 대해서 순항속도 150 km/h, $I_y = 72456 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 일 때의 결과를 Table 5에 나타내고 이를 Fig.5에서 보여 주었다. 그림에서 섭동량(perturbation)은 무차원 피치 값이다.

고도의 변화에 따라서 SPPO의 경우 매우 부드러운 변화를 보인다. 고도가 낮아질수록 ω_{nsp} 는 증가하고 ζ_{sp} 는 감소한다. SPPO Mode의 ω_{nsp} 는 $C_{m\alpha}$ 의 영향을 많이 받는다. 따라서 고도가 낮아짐에 따라 $C_{m\alpha}$ 의 절대값이 급격히

Table 5 Eigenvalues of the system for different heights

Mode Height	SPPO	Phugoid	Speed Subsidence
0.08 c	$-1.32134 \pm 3.18131 i$ $\omega_{nsp} = 3.4448$ $\zeta_{sp} = 0.383575$ $T_{halfsp} = 0.524468$ $Period_{sp} = 1.97503$	$-0.131638 \pm 1.4466 i$ $\omega_{nph} = 1.45264$ $\zeta_{ph} = 0.0906198$ $T_{halfph} = 5.26444$ $Period_{ph} = 4.34324$	-0.0693
0.1 c	$-1.2115 \pm 2.55985 i$ $\omega_{nsp} = 2.83206$ $\zeta_{sp} = 0.42778$ $T_{halfsp} = 0.572018$ $Period_{sp} = 2.45451$	$0.111827 \pm 0.309552 i$ $\omega_{nph} = 0.329132$ $\zeta_{ph} = -0.339763$ $Period_{ph} = 20.2977$	-0.743

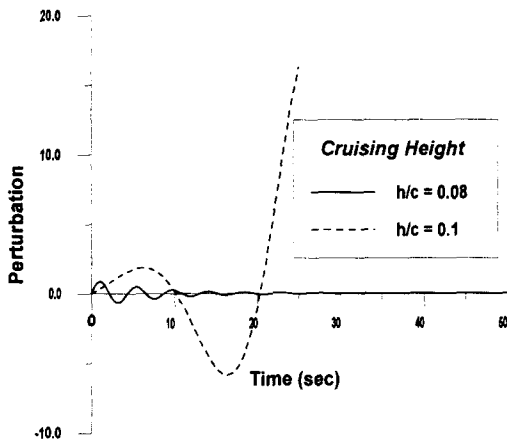
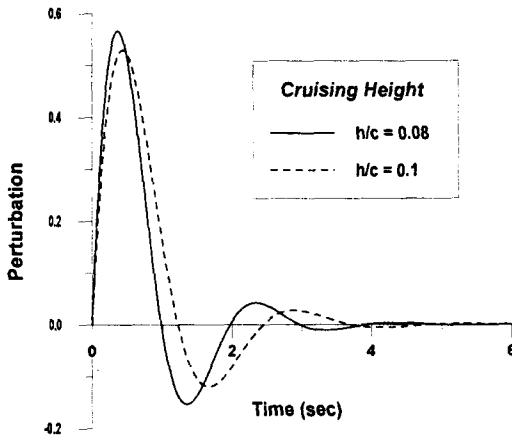


Fig.5 SPPO (top) and Phugoid (bottom) for two cruising heights

증가하고 이 때문에 ω_{nsp} 의 값이 증가하는 것이다.

그러나 Phugoid의 경우 고도의 변화에 대해 아주 민감하게 나타났다. $h/c = 0.08$ 에서는 동적으로 안정하게 나타났으나, 0.1에서는 불안정한 것으로 나타났다. 이 경우는 Table 2에서 보여주는 바와 같이 정적 안정성 조건을 만족시키지 못하기 때문이다. 또 고도가 낮을수록 감쇠비 (Damping ratio : ζ_{ph})가 커지는 것으로 나타났는데 이는 고도가 낮아질수록, 날개와 지면 그리고 날개 끝단판안에 갇힌 공기들이 z 의 (+)방향의 힘에 대해 저항하는 스프링처럼 작용하게 될 것이며, 이는 Phugoid에 있어서 감쇠비를 매우 크게 만드는 작용을 할 것이기 때문이다.

5.3 순항속도에 따른 변화

$h/c = 0.08$, $I_y = 72456 \text{ kg} \cdot \text{m}^2$ 일 때, 3 가지 순항속도 변화에 대한 결과를 Table 6에 나타내고 Fig.6에 보여주었다.

주어진 고도에서 순항속도가 커질수록 SPPO Mode의 경우 감쇠비는 거의 변화 없지만 진동수 (Frequency)는 커진다. 그러나 Phugoid Mode의 경우 순항속도의 증가와 함께 감쇠비와 진동수가 함께 증가하는 것을 알 수 있다.

Table 6 Eigenvalues of the system for different speeds

Mode Speed	SPPO	Phugoid	Speed Subsidence
150 km/h	$-1.32134 \pm 3.18131 i$ $\omega_{nsp} = 3.4448$ $\zeta_{sp} = 0.383575$	$-0.131638 \pm 1.44666 i$ $\omega_{nph} = 1.45264$ $\zeta_{ph} = 0.0906198$	-0.06928
200 km/h	$-1.75815 \pm 4.24242 i$ $\omega_{nsp} = 4.5923$ $\zeta_{sp} = 0.382847$	$-0.19069 \pm 1.9251 i$ $\omega_{nph} = 1.93452$ $\zeta_{ph} = 0.0985723$	-0.06933
250 km/h	$-2.19556 \pm 5.30337 i$ $\omega_{nsp} = 5.73988$ $\zeta_{sp} = 0.38251$	$-0.247171 \pm 2.40425 i$ $\omega_{nph} = 2.41692$ $\zeta_{ph} = 0.102267$	-0.07326

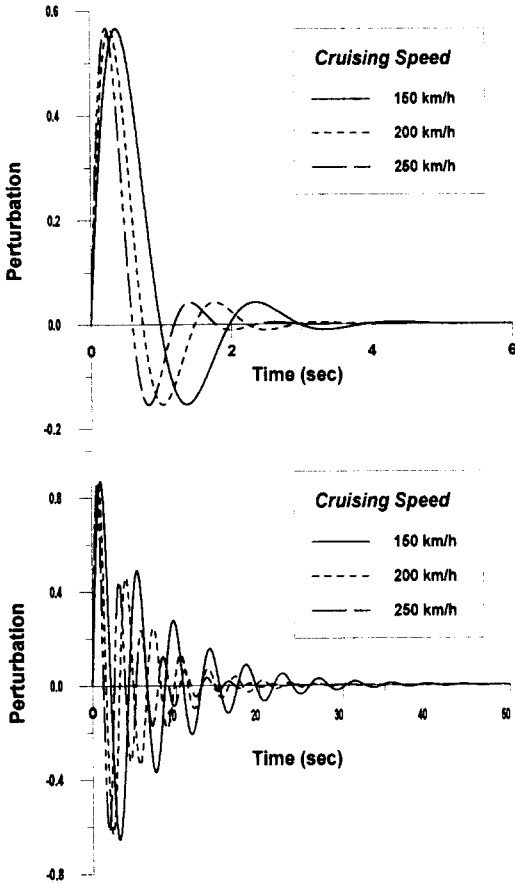


Fig.6 SPPO (top) and Phugoid (bottom) for Cruising Speed Variation

5.4 종방향 관성모멘트에 따른 변화

$h/c = 0.08$, 순항속도가 150 km/h일 때, 종방향 관성모멘트의 3가지 변화에 대한 결과를 Table 7에 나타내고 이를 Fig.7에서 보여주었다.

다른 모든 조건이 동일한 경우, 관성모멘트가 클수록 SPPO와 Phugoid Mode의 진동수와 감쇠비는 같이 작아진다.

6. 비행성능(Flying Quality) 분석

Phugoid Mode의 진동수는 앞의 결과(5.3)에

Table 7 Eigenvalues of the system for different moments of Inertia

Mode I_{yy}	SPPO	Phugoid	Speed Subsidence
72456 $kg \cdot m^2$	$-1.32134 \pm 3.18131 i$ $\omega_{sp} = 3.4448$ $\zeta_{sp} = 0.383575$	$-0.131638 \pm 1.44666 i$ $\omega_{ph} = 1.45264$ $\zeta_{ph} = 0.0906198$	-0.06928
100000 $kg \cdot m^2$	$-1.09512 \pm 2.9404 i$ $\omega_{sp} = 3.13771$ $\zeta_{sp} = 0.349019$	$-0.112063 \pm 1.35305 i$ $\omega_{ph} = 1.35768$ $\zeta_{ph} = 0.0825401$	-0.06926
120000 $kg \cdot m^2$	$-0.998858 \pm 2.82969 i$ $\omega_{sp} = 3.00081$ $\zeta_{sp} = 0.332863$	$-0.100562 \pm 1.29213 i$ $\omega_{ph} = 1.29603$ $\zeta_{ph} = 0.0775646$	-0.06925

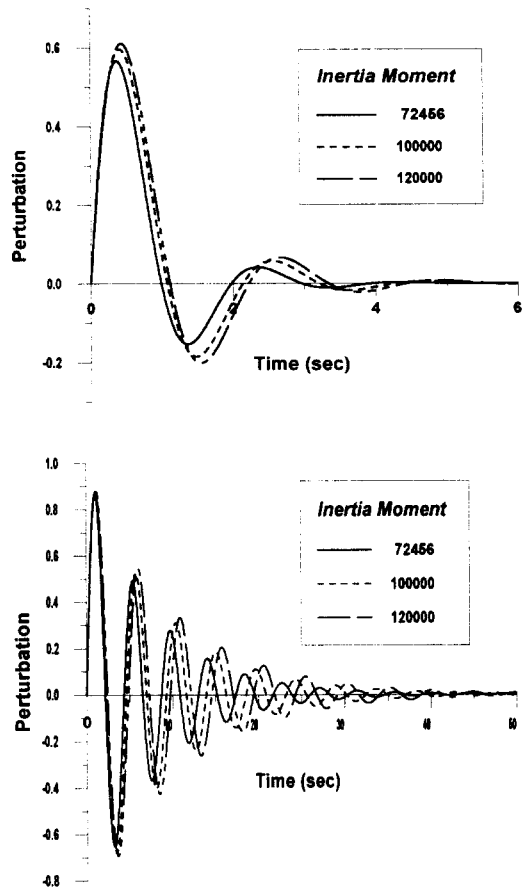


Fig.7 SPPO (top) and phugoid (bottom) for inertia moment variation

서도 알 수 있듯이 주로 항공기의 순항 속도에 의해 크게 결정되기 때문에, 이에 대한 요구조건은 없다. Phugoid Mode의 감쇠비는 종방향 속도변화에 영향을 주므로 너무 낮지 않아야 한다. 따라서 최저조건만 주어진다. SPPO Mode의 진동수와 감쇠비는 피치각에 영향을 준다. SPPO Mode의 진동수는 너무 낮거나 높지 않아야 하므로 최저조건과 최고조건이 같이 주어지게 된다. 민간 항공규정들(FAR 23, FAR 25, JAR-VLA etc.)에는 진동수나 감쇠비에 대한 요구조건들이 명확하게 명시되어 있지 않기 때문에 일반적으로 초기 설계시에는 군용 항공규정을 채용하게 된다.

20인승 WIG선은 Class II, Category B(12, 13)에 포함될 수 있으나 보다 더 엄격한 요구조건을 필요로 하는 Category A로 가정하였다. 본 WIG선은 승객 수송용이기 때문에 순항상태의 모든 조건이 Level I의 비행성능을 만족하도록 설계되어야 한다. 군용 항공규정인 MIL-F-8785C와 MIL-STD-1797A의 Level I 조건은 다음과 같다(12).

Phugoid Damping Requirements	$\zeta_{ph} \geq 0.04$
Short Period Damping Ratio Limits	$0.35 \leq \zeta_{sp} \leq 1.30$
Short Period Undamped natural frequency	$0.28 \leq \frac{\omega_{n_{sp}}}{n_a} \leq 3.6$

where, $\frac{\omega_{n_{sp}}}{n_a}$:CAP(Control Anticipation Parameter)

순항고도 $h/c = 0.08$ 일 때, 20인승 WIG선은 Level I의 모든 조건을 만족한다. CAP값 역시 Fig. 8에서 알 수 있듯이 1.32838로써 Level I의 조건을 만족한다. 따라서 본 20인승 WIG선은 순항고도에서 동적 특성이 아주 우수한 것으로 나타났다.

7. 결론

WIG선의 종방향 정안정성 및 동안정성에 대해 논하고, 20인승 WIG선에 적용하여 그 결과를 분석하였다. SPPO와 Phugoid 운동의 감쇠비와 진동수는 안정성 미계수들에 의해 결정되며, 이들

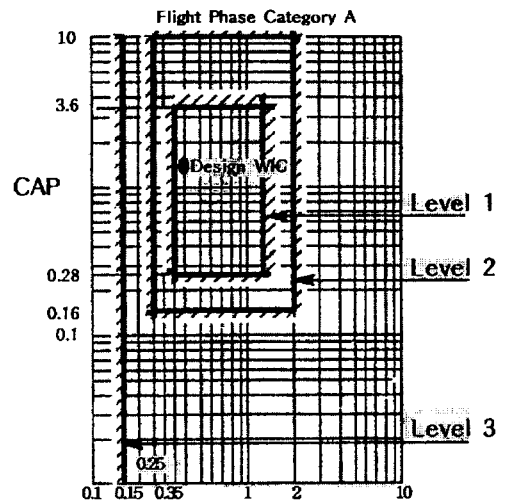


Fig. 8 Control anticipation parameter and SPPO damping ratio requirements

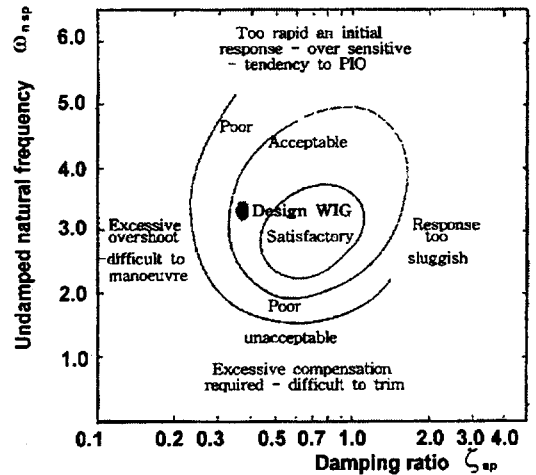


Fig.9 Typical pilot opinion contours for short period

안정성 미계수들이 WIG선의 형상에 의해 정해진다는 사실에서 설계시 적절한 형상을 택함으로써 WIG선의 동안정성에 대한 조절을 할 수 있다. 그러나 단지 꼬리날개의 크기를 증가시키는 방법 등으로도 WIG선의 정안정성과 SPPO의 감쇠비를 증가시킬 수는 있지만, 이 경우 증가된 꼬리날개로 인해 전체의 중량과 항력이 증가하여 WIG

선의 성능을 악화시키는 결과를 가져오게 될 것이며, 이는 WIG선 개발의 정당성마저 잃게 되는 결과를 낳게 될 것이다. 따라서 WIG선 설계시에는 지면효과로 인한 양항비의 극대화라는 장점을 최대화시키면서도 정안정성과 비행성능의 허용 가능한 범위 내에서 동적 특성을 갖도록 WIG선 전체 형상에 대한 고려가 먼저 선행되어야 한다.

후 기

본 자료를 발표케 허락해주신 선박해양연구소의 신명수 박사께 감사드립니다.

참 고 문 헌

[1] Kumar, P.E., "On the Stability of the 'Ground Effect Wing' Vehicle", Ph. D. Thesis, The University of Southampton, UK, 1969, 90 pp.

[2] Irodov, R.D., "Criteria of Longitudinal Stability of Ekranoplan", Ucheniye Zapiski TSAGI, Vol. 1, No.4, Moscow, 1970

[3] Staufenbiel, R.W., "On the Design of Stable Ram Wing Vehicles", The Royal Aeronautical Society Symposium Proc., May 1987, pp.110-136

[4] Hall, I.A., "An Investigation into the Flight Dynamics of Wing In Ground Effect Aircraft Operating in Aerodynamic Flight", MSc Thesis, Cranfield University, September 1994, 136 pp.

[5] Delhay, H., "An Investigation into the Longitudinal Stability of Wing In Ground Effect Vehicles", MSc Thesis, Cranfield University, September 1997, 78 pp.

[6] Shin, M.S., Yang, S.I., Joo, Y.R., Kim, S.K., Bea, Y.S., Kim, J.H., Chun, H.H., "Wind tunnel Test Results for Eight and Twenty Passenger Class Wing-In-Ground Effect Ships", Proc. of FAST'97, Sydney, Australia, July 1997,

pp.565-570

[7] Chun, H.H., "Experimental Studies on a 20 Passenger Class WIG Craft", Confidential Report NAOE-R-9702, Dept. of NAOE, Pusan National University, Korea, 1997, 210 pp. (in Korean)

[8] Chun, H.H., Chung, J.H., Chung, K.H., Chang, J.H., Chang, S.I., "Experimental Investigations on Wing in Ground Effect", Proc. of 3rd Korea-Japan Joint Workshop on Ship and Marine Hydrodynamics, Daejeon, Korea, 1996, pp.358-369

[9] Gera, J., "Stability and Control of Wing-In-Ground Effect Vehicles or Wingships", AIAA 95-0339, January 1995, U.S.A.

[10] Chung, K.H., Chang C.H., and Chun, H.H., "A Study on the Performance of the Wing in Ground Effect by a Vortex Lattice Method", Journal of Ocean Engineering and Technology Vol. 12, No. 2, 1998, pp.87-96

[11] Roskam, J., "Airplane Flight Dynamics and Automatic Flight Controls", Roskam Aviation and Engineering Corp., 1979

[12] Roskam, J., "Airplane Design", Roskam Aviation and Engineering Corp., Ottawa, KS, 1985

[13] ESDU : A Background to the Handling Qualities of Aircraft, Item No. 92006, ESDU International, London, March 1992

부 록

$$A = 1$$

$$B = \frac{1}{mI_y(m - Z_{\dot{w}})} [-mM_{\dot{w}}(mU_e + Z_q) + mM_q(-m + Z_{\dot{w}}) - I_y(mX_u + X_{\dot{w}}Z_u + mZ_w - X_uZ_{\dot{w}})]$$

$$C = \frac{1}{mI_y(m-Z_w)} [mM_q X_u + mM_w U_e X_u + mI_y Z_h + M_w X_u Z_q - mM_w (m U_e + Z_q) - M_w X_q Z_u - I_y X_w Z_u + M_q X_w Z_u + mM_q Z_w + I_y X_u Z_w - M_q X_u Z_w - M_u (m X_q + m U_e X_w + X_w Z_q - X_q Z_w)]$$

$$D = \frac{1}{mI_y(m-Z_w)} [-mM_q Z_h - mM_w U_e Z_h - I_y X_u Z_h + mM_h Z_q + gmM_w Z_u + I_y X_h Z_u + M_q X_w Z_u + M_w (m U_e X_u + X_u Z_q - X_q Z_u) - M_q X_u Z_w + mM_h U_e Z_w + M_u (gm^2 - m U_e X_w - X_w Z_q + X_q Z_w - gm Z_w)]$$

$$E = \frac{1}{mI_y(m-Z_w)} [M_q X_u Z_h + M_w U_e X_u Z_h - M_h X_u Z_q - M_q X_h Z_u - M_w U_e X_h Z_u + M_h X_q Z_u + M_h U_e X_w Z_u + M_w (-m U_e Z_h + gm Z_u) + mM_h U_e Z_w - M_h U_e X_u Z_w - M_u (X_q Z_h + U_e X_w Z_h - X_h Z_q + gm Z_w - U_e X_h Z_w)]$$

$$F = \frac{1}{mI_y(m-Z_w)} [gmM_u Z_h - gmM_h Z_u + U_e (M_u X_u Z_h - M_u X_w Z_h - M_w X_h Z_u + M_h X_w Z_u + M_u X_h Z_w - M_h X_u Z_w)]$$

Nomenclature

- A, B, C = Coefficients of the characteristic equation
 D, E, F = equation
 a_h = Lift curve slope of the tail wing
 c = Reference wing chord (main wing)
 C_D = Drag coefficient
 C_L = Lift coefficient
 C_m = Pitching moment coefficient
 g = Acceleration due to gravity

- h = Height of model above ground plane (measured to trailing edge of tip wing)
 h/c = Ground clearance nondimensionalized by the reference chord length
 i_t = Tail wing incidence
 I_y = Inertia moment about y -axis
 L, M, N = Components of resultant moment about x, y, z axes
 l_t = Length from C.G. to Aerodynamic Center of tail wing
 m = Mass of WIG
 n_a = Ratio of steady-state normal acceleration factor change to angle of attack change
 p, q, r = Angular velocity about x, y, z axes
 T = Thrust
 Tr = Reference of moment
 u, v, w = Velocity along x, y, z axes
 U_e = Forward velocity at equilibrium
 V_T = Tail volume
 X, Y, Z = Components of resultant aerodynamic force about x, y, z axes
 α = Angle of attack
 ϵ = Downwash angle at the tail wing
 ζ = Damping ratio
 θ = Pitch angle
 ν = Root of the speed subsidence mode
 ω = Frequency

Subscript

- h = Differentiation with respect to the dimensionless variable, h/c
 u, q, w, α, \dot{w} = Differentiation with respect to the corresponding variable