

## 論文

DOI:10.5139/JKSAS.2011.39.7.605

## 마찰을 고려한 노즈 랜딩기어의 비선형 쉬미 해석

이미선\*, 배재성\*\*, 황재혁\*\*

## Non-linear Shimmy Analysis of a Nose Landing Gear with Friction

Mi-Seon Yi\*, Jae-Sung Bae\*\* and Jae-Hyuk Hwang\*\*

## ABSTRACT

Shimmy is a self-excited vibration in lateral and torsional directions of a landing gear during either the take-off or landing. It is caused by a couple of conditions such as a low torsional stiffness of the strut, a free-play in the landing gear, a wheel imbalance, or worn parts, and it may make the aircraft unstable. This study was performed for an analysis of the shimmy stability on a small aircraft. A nose landing gear was modeled as a linear system and characterized by state-equations which were used to analyze the stability both in the frequency and time-domain for predicting whether the shimmy occurs and investigating a good design range of the important parameters. The root-locus method and the 4th Runge-Kutta method were used for each analysis. Because the present system has a simple mechanism using a friction to reinforce the stability, the friction, a non-linear factor, was linearized by a describing function and considered in the analysis and observed the result of the instability reduction.

## 초 록

쉬미는 항공기의 이착륙 시 랜딩기어가 주행도중 측방향 및 조향방향의 진동이 발생하는 현상이다. 쉬미 현상은 스트럿의 낮은 강성, 랜딩기어 내부의 유격, 휠의 불균형이나 마모된 부품 등으로 인해 발생하며, 항공기의 안정성을 저하시킨다. 본 연구는 소형항공기의 쉬미 안정성 검토를 위해 수행되었다. 수치해석을 위하여 소형항공기의 전방 착륙장치를 선형시스템으로 모델링하고 상태방정식을 수립하였다. 근궤적 기법을 이용한 주파수 영역 해석과 4차 Runge-Kutta 방법을 이용한 시간영역 해석을 통해 쉬미 현상을 예측하였고 주요 변수의 설계범위를 검토하였다. 현 착륙장치는 와셔의 압축력을 이용하여 조향방향 마찰을 가함으로써 쉬미현상을 저감하는 기법을 채택하고 있으므로 마찰을 기술함수를 이용하여 선형화시키고 상태방정식에 적용하여 해석을 수행함으로써 쉬미의 발생이 저감되는 결과를 확인하였다.

**Key Words** : Shimmy(쉬미), Nose Landing Gear(전방 착륙 장치), Stability Analysis(안정성 해석), Friction(마찰), Limit Cycle Oscillation(제한주기진동)

† 2011년 2월 22일 접수 ~ 2011년 6월 20일 심사완료

\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

\*\* 정회원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

교신저자, E-mail : jsbae@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

## 1. 서 론

쉬미(Shimmy)는 회전하는 바퀴에 동적 평형이 맞지 않아 좌우로 떨리는 현상이다. 노면으로부터

터의 충격, 타이어의 마모 및 휠의 불균형, 조향계의 유격(free-play) 등에 의해 발생한 타이어나 휠의 진동은 스티어링 링크지(steering linkage)에 전달되어 랜딩기어가 조향방향으로 진동하게 된다. 이러한 진동은 조종성을 저해할 뿐만 아니라, 항공기 이착륙 시 안정성에 영향을 주기 때문에 항공기 착륙장치의 슈미 저감을 위한 연구 및 개발이 다양하게 이루어지고 있다.

김두만 등[1]은 전방 착륙장치의 슈미 현상이 항공기의 안정성에 미치는 영향을 조사하고 불안정성을 유발하는 대표적인 파라미터를 결정하였다. 박익경 등[2]은 수치해석을 이용하여 반디호의 슈미 안정성을 해석하고 슈미 댐퍼를 사용한 안정성 향상 방안을 제시하였다. 강상남 등[3]은 ADAMS를 이용하여 비선형 요소를 고려하여 보다 실제에 가깝게 T-50 초음속 항공기의 슈미 안정성을 해석하였다. 이미션 등[4]은 제작공차로 생기는 조향축의 유격을 고려하여 슈미 해석 모델을 수립하고 수치해석을 통해 유격이 랜딩기어의 선형임계 속도보다 낮은 속도에서 제한주기진동을 유발하여 슈미 안정성이 저하되는 결과를 관찰하였다.

슈미 거동을 해석하기 위해 운동방정식을 수립하는 연구도 꾸준히 진행되어 왔다. 초기에는 타이어를 강체로 모델링하여 방정식을 수립하였지만 타이어의 동적 거동이 슈미에 중요한 영향을 미친다는 사실이 밝혀진 이후로 Moreland, Von Schlippe, Keldysh, Smiley, Pacejka 등 여러 연구자들에 의해 타이어 모델이 개발 및 보완되었다[5].

본 연구에서는 전방착륙장치를 선형시스템으로 모델링하고 상대방정식을 수립하였으며, 근을 구해 안정도를 판별하는 주파수영역 해석을 수행하였다. 해석의 타당성을 검증하기 위해 수치적분을 이용하여 시간응답을 확인하였다. 적절한 착륙장치 파라미터[5]를 도입하고 수치해석적인 프로그램을 작성하여 랜딩기어의 형상과 감쇠비 및 고유진동수가 슈미 안정성에 미치는 영향을 조사하였다.

슈미 안정성의 향상을 위해 슈미 댐퍼를 장착하거나 조향축의 와셔(washer)에 압력을 가하여 회전방향으로 마찰토크를 발생시켜 진동 발생을 억제할 수 있다. 본 연구에서는 후자의 방법을 채택하였으며 마찰이 고려된 시스템의 모델링을 수립하고 해석에 적용하여 안정성이 향상되는 결과를 확인하였다.

## II. 본 론

### 2.1 선형 운동방정식

소형항공기에 주로 사용되는 노즈 랜딩기어는 Fig. 1의 캔틸레버 빔 스트럿 타입(cantilever beam strut type)으로 스트럿과 바퀴, 그리고 둘을 연결하는 포크(pork)로 구성된다. 이 시스템을 스트럿의 구조적 변형에 의한 측방향 변위  $y$ 와 스트럿과 포크사이에서 발생하는 조향방향 회전 변위  $\theta$ 로 2계 자유도(two-degree of freedom)를 가정하고 질량, 스프링, 댐퍼 모델로 단순화하여 Fig. 2에 나타내었다. 이러한 모델은 전방 착륙장치의 슈미 해석에 보편화된 방식이다[2, 4-6]. Fig. 2에 나타낸 변수는 Table 1에 정리하였다. 해석에 필요한 모든 정보의 수집에 어려움이 있어 민항기의 데이터로 대체하였고 캔틸레버 타입의 트윈 휠 전방 착륙장치의 보편적인 데이터를 인용하였다[5]. 타이어에  $F_y$ 의 측방향 하중과  $M_z$ 의 셀프 얼라인먼트(self-alignment) 모멘트가 존재하고  $e$ 와  $q$ 를 더하여  $e_t$ 로 정의함으로써 랜딩기어 전체 무게중심과 바퀴 회전중심이 일치하지 않을 경우를 고려하였다.

Fig. 2에서 힘과 모멘트의 평형식을 수립하여 식 (1), (2)를 얻었고 타이어의 동적 거동을 고려하기 위해 Pacejka의 straight tangent tyre model[8]을 도입하여 식 (3)으로 유도하였다. 식 (1), (2), (3)을 행렬형태로 정리하여 두 변위  $y, \theta$

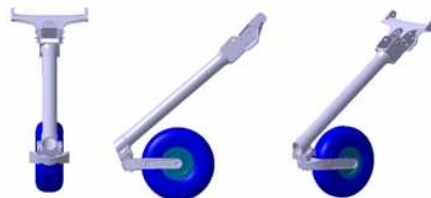


Fig. 1. Aircraft nose landing gear

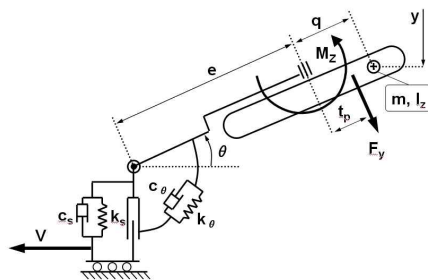


Fig. 2. The 2-DOF modeling of nose landing gear

Table 1. Dimensionless parameter value

Symbol	Description	Value
V	전방속도	100
$\sigma$	String 관련 길이	1.2
a	타이어가 지면에 접촉되는 길이	0.4
m	랜딩기어 질량	1
$I_z$	랜딩기어 관성 모멘트	0.5
$k_s, k_\theta$	측방향, 조향방향 스프링상수	10
$c_s, c_\theta$	측방향, 조향방향 댐핑상수	0.04
q	랜딩기어 무게중심과 바퀴 회전축 사이의 거리	0
e	조향 축과 바퀴회전 축 사이 거리(mechanical trail)	0.5

와 타이어 변형각  $\alpha'$ 의 세 개의 변수를 갖는 전방 좌표장치의 상태방정식 식 (4)를 수립하였다.

$$m\ddot{y} + c_s(\dot{y} + e_t\dot{\theta}) + k_s(y + e_t\theta) - K_{f\alpha}\alpha' = 0 \quad (1)$$

$$I_z\ddot{\theta} + (c_\theta + c_s e_t^2)\dot{\theta} + (k_\theta + k_s e_t^2)\theta + c_s e_t \dot{y} + k_s e_t y - K_{f\alpha}\alpha'(q - t_p) = 0 \quad (2)$$

$$\sigma \frac{d\alpha'}{dt} + V\alpha' = V\theta - \frac{dy}{dt} - a \frac{d\theta}{dt} \quad (3)$$

$$\begin{pmatrix} \dot{y} \\ \dot{\theta} \\ y \\ \theta \\ \alpha' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\frac{c_s}{m} & -\frac{c_s e_t}{m} & -\frac{k_s}{m} & -\frac{k_s e_t}{m} & \frac{K_{f\alpha}}{m} \\ \frac{c_s e_t}{I_z} & \frac{c_s e_t^2 + c_\theta}{I_z} & \frac{k_s e_t}{I_z} & \frac{k_s e_t^2 + k_\theta}{I_z} & \frac{K_{f\alpha}(q - t_p)}{I_z} \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{1}{\sigma} & -\frac{(q+a)}{\sigma} & 0 & \frac{V}{\sigma} & -\frac{V}{\sigma} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} y \\ \theta \\ y \\ \theta \\ \alpha' \end{pmatrix}$$

$$\dot{x} = [A]x \quad (4)$$

상태변수를 용이하게 다루기 위해 식 (4)를 무차원화 하였다. 길이는 바퀴의 반지름인  $R_{ref}=0.3m$ , 힘은 타이어 하중인  $F_{ref}=3750N$ , 질량은 랜딩기어 질량인  $m_{ref}=25kg$ , 시간과 각도는 각각  $t_{ref} = 1s, \theta_{ref} = 1rad$  을 대표값으로 사용하여 변수를 모두 무차원화 하였다[5]. 대표값은 식 (5)의 관계로 종속된다.

$$\frac{F_{ref} t_{ref}^2}{m_{ref} R_{ref}} = 500 \quad (5)$$

식 (4)는 식 (6)으로 무차원화 되어 쉬미 안정성 해석에 이용된다. 따라서 본 논문의 변수는 모두 무차원수를 사용하였고 무차원수의 표식(\*)은 편의상 생략하였다.

$$\dot{x} = [A]x \quad (6)$$

$$[A] = \begin{pmatrix} -\frac{500c_s}{m} & -\frac{500c_s e_t}{m} & -\frac{500k_s}{m} & -\frac{500k_s e_t}{m} & \frac{500K_{f\alpha}}{m} \\ \frac{500c_s e_t}{I_z} & \frac{500(c_s e_t^2 + c_\theta)}{I_z} & \frac{500k_s e_t}{I_z} & \frac{500(k_s e_t^2 + k_\theta)}{I_z} & \frac{500K_{f\alpha}(q - t_p)}{I_z} \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{1}{\sigma} & -\frac{(q+a)}{\sigma} & 0 & \frac{V}{\sigma} & -\frac{V}{\sigma} \end{pmatrix}$$

### 2.2 비선형 운동방정식

쉬미를 저감하기 위해 쉬미뎀퍼를 장착하기도 하지만 좀더 간단한 방법으로는 와셔를 이용하여 포크의 회전축 마찰면에 압력을 주는 방법이 있는데, 회전방향의 반대방향으로 마찰토크를 발생시킴으로써 조향방향 진동의 발생을 방지할 수 있다. 마찰을 고려한 강성은 Fig. 3으로 나타내고 식 (7)로 모델링된다. 마찰력을  $k_{\theta s}$ 로 표현하고 s는 0.001으로 가정하였다.

$$f(x) = k_\theta(x + s) \quad (x > 0) \\ = k_\theta(x - s) \quad (x < 0) \quad (7)$$

이러한 강성은 중첩의 원리가 성립되지 않는 비선형성으로 인하여 식 (6)인 선형 시스템에 적용할 수 없다. 따라서 비선형 요소의 선형화 기법 중 기술함수(describing function)을 도입하였다. 입력 x를 식 (8)의 정현파로 가정하면 출력 y도 주기함수로 가정할 수 있고 푸리에 급수로 표현할 수 있다.

$$x = X \sin(\omega t) \quad (8)$$

출력은 식 (9)의 형태로 가정할 수 있고 아래와 같이 구할 수 있다.

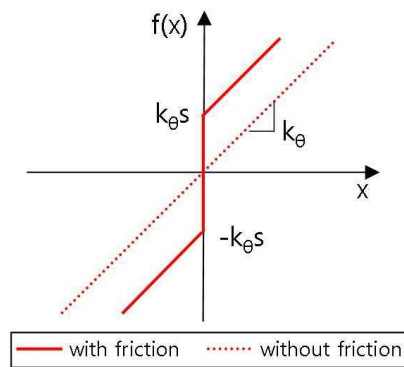


Fig. 3. Spring force with friction

$$y = A\sin\omega t + B\cos\omega t = Y\sin(\omega t + \phi) \quad (9)$$

$$A = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} y \sin(\omega t) d(\omega t)$$

$$B = \frac{1}{\pi} \int_0^{2\pi} y \cos(\omega t) d(\omega t)$$

$$Y = \sqrt{A^2 + B^2}, \quad \phi = \tan^{-1} \frac{B}{A}$$

$$\delta = \frac{Y}{X} \angle \phi = \frac{k_\theta}{\pi} \left( \pi + 4 \frac{s}{X} \right) \quad (10)$$

기술함수  $\delta$ 는 식 (10)으로 정의되고 주파수 영역 안정성 해석에서 입력  $x$ 와 출력  $y$ 는 다음과 같이 선형화된다.

$$y = \delta x \quad (11)$$

### 2.3 선형 안정성 해석

주파수 영역에서 시스템의 안정성해석을 위해 상태방정식의 고유치를 구하여 모든 값의 실수부가 음수임을 만족할 때 시스템이 안정하다고 판별하는 프로그램을 작성하였다. 쉐미 안정성의 변수로는 전진속도  $V$ 와 트레일의 길이  $e$ , 감쇠비  $\zeta$ , 고유진동수의 비  $\omega_\theta/\omega_S$ 로 설정하였다. 단, 감쇠비는 측방향과 조향방향을 따로 구분하지 않았고 고유진동수의 비는 측방향 고유진동수를 고정하고 조향방향 고유진동수를 변화시킨 비를 의미한다.

또한, 4차 Runge-Kutta 방법을 이용하여 시간에 대해 상태방정식을 적분함으로써 측방향 변위  $y$ 와 조향방향 변위  $\theta$ 를 구하고, 주파수 영역해석 결과에 따른 안정영역과 불안정 영역에서 시간응답이 수렴과 발산하는지 확인하여 해석결과의 타당성을 검증하였다.

해석에 사용된 파라미터는 기본적으로 Table 1의 값을 사용하며 고유진동수 비는 1, 감쇠비는 0.005, 트레일은 0.5이다. 트레일은 조향 축과 바퀴회전축 사이 길이를 의미하며 Fig. 2의 형상처럼 바퀴가 조향축을 중심으로 항공기 후면으로 향하는 방향을 양(+)으로 설정하였다. Fig. 5는 트레일의 변화에 따른 쉐미 안정성 해석결과이다. 트레일이 약 -0.7이상이면 저속영역에서 안정하지만 전체 속도에 대해 쉐미 안정성을 확보하기 위해서는 트레일은 약 -0.7와 0사이이거나 1.2 이상의 길이로 설계되어야 함을 알 수 있다. Fig. 6과 7은 각각 감쇠비와 고유진동수비의 변화에 대한 쉐미 안정성 해석결과이다. 감쇠비와 고유진동수비가 클수록 시스템이 안정한 저속영역의 범위가 넓어지고 일정수준이상이면 시스템이 완전히 안정한 상태가 된다.

트레일의 길이와 감쇠비, 고유진동수비는 모두

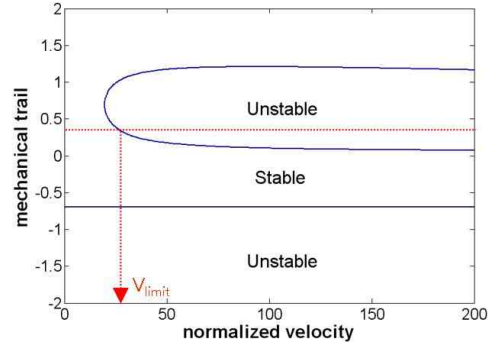


Fig. 5. Linear analysis ( $\omega_\theta/\omega_S=1, \zeta=0.005$ )

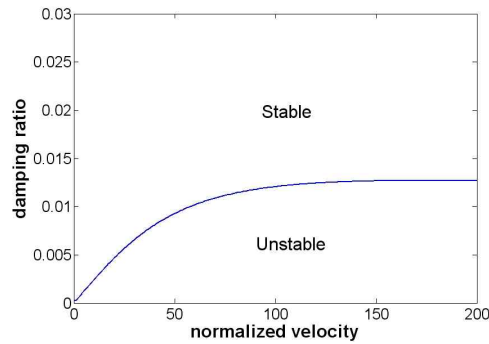


Fig. 6. Linear analysis ( $\omega_\theta/\omega_S=1, e=0.5$ )

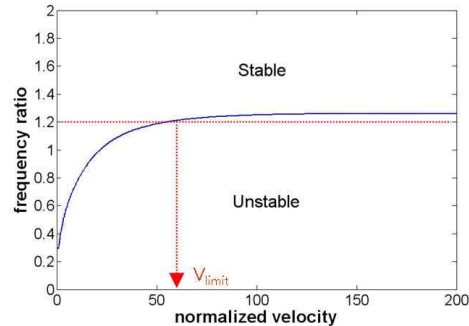


Fig. 7. Linear analysis ( $e=0.5, \zeta=0.005$ )

시스템의 안정성에 영향을 주는 변수이므로 세 변수가 나타내는 특성을 엄두하고 실제로 설계 가능한 범위를 고려하여 항공기의 이착륙 속도범위에서 시스템이 안정하도록 값을 결정하도록 한다. 프로그램을 활용하여 쉐미 안정성에 대한 다른 변수의 영향과 설계범위를 검토할 수 있다.

### 2.4 비선형 안정성 해석

주파수 영역에서 비선형 시스템의 안정성해석을 수행하기 위해 마찰을 고려한 비선형 강성  $k_\theta$ 를 선형화한 강성  $\delta$ 로 대체한 상태방정식을 이

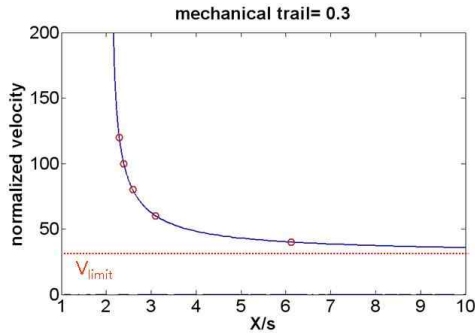


Fig. 8. Non-linear analysis ( $\omega_0/\omega_s=1, \zeta=0.005$ )

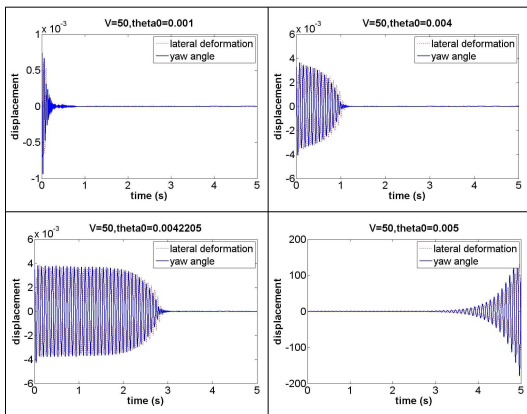


Fig. 9. Non-linear time analysis

용하였다. 마찰은 조향방향 진동이 발생하는 것을 억제하므로 시스템의 안정성이 향상되는 해석 결과를 예상할 수 있다.

Fig. 8은 Fig. 5의 결과에서 트레일이 0.3인 경우에 대하여 비선형 해석을 수행한 결과이다. 선형임계속도를 점근선으로 갖는 쌍곡선의 형태이며 선형임계속도 이하에서는 안정하지만 그 이상의 속도영역에서 제한주기진동(LCO, Limit Cycle Oscillation)이 발생할 것으로 예측하고 있다. y축에 제시한 전진속도에 대응하는 x축의 값이 LCO 진폭을 의미한다. 속도가 40, 60, 80, 100, 120인 경우에 대해 시간영역 해석을 수행하여 나타난 LCO의 진폭을 점으로 표시하였고 주파수영역과 시간영역의 해석결과가 일치하므로 해석의 타당성을 검증하였다.

Fig. 8의 결과에서 마찰을 고려하기 이전에 발산하던 속도영역에서 마찰을 고려한 뒤 진폭이 작은 LCO가 발생하므로 안정성이 다소 향상되었다고 여길 수 있다. 그러나 선형임계속도 부근에서 거의 발산과 같은 큰 진폭의 LCO가 발생하고 고속의 조건일수록 그 진폭이 작아지는 경

Table 2. Stability estimation ( $e=0.3$ )

V	$\theta_0/s$					Linear analysis
	1	2	3	4	5	
30	C	C	C	C	C	C
40	C	C	C	C	C	D
50	C	C	C	C	D	D
60	C	C	C	D	D	D
70	C	C	L	D	D	D
80	C	C	D	D	D	D
90	C	C	D	D	D	D
100	C	C	D	D	D	D

향은 선형해석 결과와 상반되므로 논리적이지 않다. 이는 유격에 대한 비선형 쉬미 해석[4]에서는 불필요하던 초기값의 고려가 마찰에 대한 해석에는 반드시 필요하기 때문이다. 초기값이 증가할 때 시간응답은 수렴에서 LCO로 점점 발달하다가 결국 발산하는 경향을 보인다. Fig. 9는 Fig. 8에서 속도가 50인 경우에 대하여 초기 각변위를 0.001에서 0.005로 증가시킨 결과이며 시간응답이 수렴, LCO, 발산으로 변화하는 경향을 확인할 수 있다. 단, 시간해석에서 측방향 변위 y는 초기값은 0이지만 조향각  $\theta$ 와의 상호영향에 의해  $\theta$ 와 경향이 같은 응답을 발생하였다.

쉬미 안정성에 대한 초기값의 영향을 보기 위해 속도를 10씩, 초기 변위각을 s의 배수로 증가시키면서 시간영역 해석을 수행하고 결과를 수렴(Converge), 제한주기진동(LCO), 발산(Diverge)으로 Table 2에 정리하였다. 선형임계속도는 약 30이지만 마찰을 고려한 결과, 속도가 약 40이상으로 안정한 범위가 확장되었다. 임계속도 부근에서 발생하는 LCO의 진폭은 명백히 크지만 응답이 수렴하는 초기값의 범위가 넓어 LCO가 발생할 가능성이 거의 없기 때문이다. 또한, 랜딩기어가 실제 놓이는 초기값이 작다는 가정하에 넓은 속도범위에서 시스템은 안정하므로 마찰을 고려하여 시스템의 쉬미 안정성을 좀더 넓게 확보할 수 있다.

Fig. 10은 Fig. 7의 결과에서 고유진동수 비가 1.2인 경우에 대해 비선형해석을 수행한 결과이다. 역시 주파수영역과 시간영역 해석결과에서 LCO의 진폭이 일치함을 확인하여 해석의 타당성을 증명하였다. 속도와 초기각에 대한 시간영역해석을 수행하여 Table 3에 결과를 정리하였다. 이 경우, 마찰을 고려하지 않은 선형해석 결

Table 3. Stability estimation ( $\omega_\theta/\omega_S=1.2$ )

V	$\Theta_0/s$					Linear analysis
	16	17	18	19	20	
60	C	C	C	C	C	C
70	C	C	C	C	C	D
80	C	C	C	C	C	D
90	C	C	C	C	C	D
100	C	C	C	C	L	D
110	C	C	C	D	D	D
120	C	C	C	D	D	D
130	C	C	D	D	D	D
140	C	C	D	D	D	D

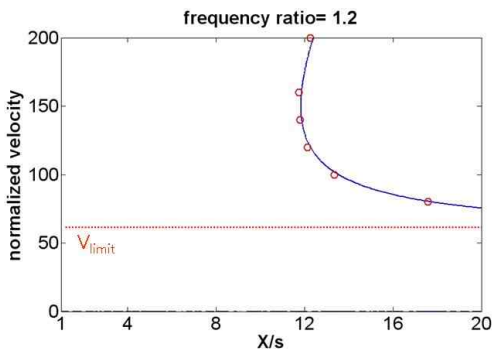


Fig. 10. Non-linear analysis ( $e=0.5, \zeta=0.005$ )

과에 비해 마찰을 고려한 비선형 해석결과의 쉼미 안정영역이 상당히 넓어졌다. 선형임계속도 부근 뿐만 아니라 넓은 속도범위에서 LCO가 발생하는 초기값이 매우 크게 측정되므로 실제 랜딩기어의 주행시 LCO가 발생하지 않을 것으로 판단되며 따라서 시스템에 마찰을 고려하여 고유진동수 비의 설계범위를 확장할 수 있었다.

Fig. 11은 Fig. 10과 동일한 조건으로 마찰이 아닌 유격을 고려한 비선형 해석 결과[4]를 나타내었다. Fig. 10과 달리 선형임계속도 아래에 LCO를 예측하는 곡선이 위치하여 임계속도에 이르기 전에 쉼미가 발생하여 안정성이 저하되는 결과를 나타낸다[4]. 또한, 나머지 세 그래프는 속도 30일 때 유격을 고려한 비선형, 선형, 마찰을 고려한 비선형 시간응답이다. 선형해석 결과는 쉼미에 안정한 속도이므로 3초 내에 수렴하는 결과를 보이지만 유격을 고려하면 LCO가 발생하고 반면에 마찰을 고려하면 수렴되는 시간이 1초 이내로 단축되는 결과를 보인다. 즉, 이 결과

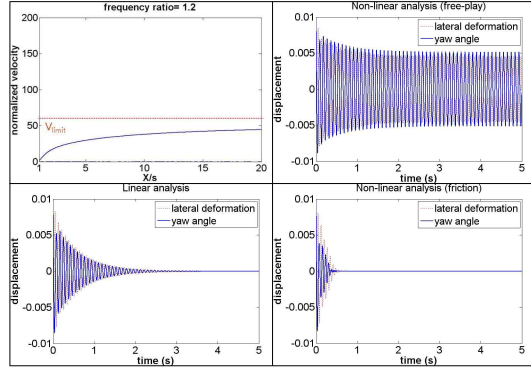


Fig. 11. Comparison of time analysis

에서 유격은 쉼미현상을 유발하고 마찰은 쉼미현상을 저감하는 요소임을 명확하게 알 수 있다. 그러므로 전방 착륙장치의 제작 공차나 마모에 의한 유격으로 쉼미 안정성이 저하되더라도 와서의 압축력을 증가하여 적절한 마찰을 발생시킴으로써 안정성을 개선할 수 있을 것으로 판단된다.

### III. 결 론

항공기 전방착륙장치를 선형시스템으로 단순화하여 수학적 모델링을 수립하고 안정성 검토를 위한 수치해석 프로그램을 작성하여 트레일의 길이와 감쇠비, 고유진동수가 시스템의 쉼미 안정성에 미치는 영향을 살펴보고 각 변수의 설계 범위를 분석하였다.

그리고 비선형 요소인 마찰을 시스템에 고려하고 해석하여 쉼미 안정성을 향상시키는 결과를 관찰하였다. 따라서 본 시스템에서 채택한 와서를 이용한 쉼미저감 방식은 간단하면서도 효과적인 방법으로 판단되어 진다.

본 연구는 쉼미에 강인한 항공기 전방착륙장치의 설계와 쉼미 발생의 저감방안에 대하여 수행되었다. 개발 중인 소형항공기의 정확한 파라미터를 적용하고 유격을 고려함으로써 쉼미의 발생을 예측하고 동시에 마찰을 고려하여 필요한 와서의 압축력을 결정할 수 있다. 또한, 승용차 및 트럭, 기차와 같이 바퀴가 있는 다른 형태의 운송기구의 쉼미 해석에도 활용가능하다.

### 후 기

본 논문은 국토해양부가 출연하고 한국건설교통기술평가원에서 위탁 시행한 한국안전기술개발 사업으로 수행된 연구입니다.

## 참고문헌

- 1) 김두만, 임경호, 황재혁, 박충영, 남창호, 최섭, "항공기 Nose Landing Gear의 동특성해석", 한국항공우주학회 추계학술발표회 논문집, 1991, pp. 147-152.
- 2) 박일경, 안석민, 최선우, "비선형 수치해석을 이용한 반디호 전방착륙장치 쉬미해석", 항공우주기술, 제5권, 제1호, 2006, pp. 18-24.
- 3) 강상남, 김영열, 김철호, 김영익, 송자상, 최승열, 심정수, "adams를 이용한 T-50 초음속 항공기의 비선형 쉬미해석", 한국항공우주학회 춘계학술발표회 논문집, 2003, pp. 284-287.
- 4) 이미선, 황재엽, 배재성, 황재혁, "유격을 고려한 노즈 랜딩기어의 비선형 쉬미 해석", 한국항공우주학회지, 제38권, 제10호, 2010, pp. 973-978.
- 5) I.J.M. Besselink, "*Shimmy of Aircraft Main Landing Gears*", PhD. Thesis, Delft University of Technology, 2000.
- 6) Gerhard Somieski, "Shimmy Analysis of a Simple Aircraft Nose Landing Gear Model Using Different Mathematical Methods", Aerospace Science and Technology, No. 8, 1997, pp. 545-555.
- 7) N K Sura, S Suryanarayan, "Stability and Response Studies on Simplified Models of Nose-wheel Landing Gear with Hard Tires", Journal of Institution of Engineers, Vol. 85, May 2004, pp. 29-36.
- 8) HANS B. PACEJKA, "*TYRE AND VEHICLE DYNAMICS*", First Edition, Butterworth - Heinemann, 2002.