

## 論文

DOI:10.5139/JKSAS.2010.38.10.973

## 유격을 고려한 노즈 랜딩기어의 비선형 쉬미 해석

이미선\*, 황재업\*, 배재성\*\*, 황재혁\*\*

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

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

## ABSTRACT

In this paper, we studied the shimmy phenomena of an aircraft nose landing gear considering free-play. Shimmy is a self-excited vibration in lateral and torsional directions of a landing gear during either the take-off or landing. This phenomena is caused by a couple of conditions such as low torsional stiffness of the strut, friction and free-play in the gear, wheel imbalance, or worn parts, and it may make an aircraft unstable. Free-play non-linearity is linearized by the described function for a stability analysis in a frequency domain, and time marching is performed using the fourth-order Runge-Kutta method. We performed the numerical simulation of the nose landing gear shimmy and investigated its linear and nonlinear characteristics. From the numerical results, we found limit-cycle-oscillations at the speed under linear shimmy speed for the case considering free-play and it can be concluded that the shimmy stability can be decreased by free-play.

## 초 록

본 논문에서는 유격을 고려한 항공기 전방 착륙 장치의 쉬미 현상을 연구하였다. 쉬미는 항공기의 이착륙 시 랜딩기어가 주행도중 측방향과 조향방향으로 진동에 놓이는 현상이다. 이 현상은 스트럿의 낮은 강성, 랜딩기어 내부의 마찰과 유격, 휠의 불균형이나 마모된 부품 등으로 인해 발생하며, 항공기의 안정성을 저하시킨다. 유격은 비선형 요소이기 때문에 기술 함수로 선형화 하여 주파수 영역에서 안정성해석을 수행하였고, 4차 Runge-Kutta를 이용하여 시간영역에서 안정성해석을 수행하였다. 본 연구에서는 수치적인 해석법을 통해 쉬미현상의 선형 동특성과 비선형 동특성을 조사하였다. 유격을 고려한 비선형 수치 해석결과, 선형 임계속도보다 낮은 속도에서 제한주기진동이 발생하는 등, 유격으로 인해 쉬미 안정성이 저감되는 결과를 관찰하였다.

**Key Words** : Shimmy(쉬미), Nose Landing Gear(전방 착륙 장치), Stability Analysis(안정성 해석), Free-play(유격), Non-linear(비선형)

## 1. 서 론

항공기가 활주로를 주행할 때 동체에 충격을 가하지 않기 위하여 다양한 착륙장치가 개발되었다. 초기 착륙장치는 수직 낙하 성능만이 고려되

† 2010년 7월 13일 접수 ~ 2010년 9월 16일 심사완료

\* 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

\*\* 정희원, 한국항공대학교 항공우주 및 기계공학과

교신저자, E-mail : jsbae@kau.ac.kr

경기도 고양시 덕양구 화전동 200-1

었지만 항공기의 크기와 성능을 향상시키면서 수평 주행 안정성이 중요시되고 있다. Fig. 1은 쉬미(Shimmy)가 발생했음을 보여주는 타이어자국으로, 쉬미가 항공기의 이착륙 안전성에 매우 큰 영향을 미치는 요인임을 짐작케 한다.

쉬미는 회전하는 바퀴에 동적 평형이 맞지 않아 좌우로 떨리는 현상이다. 노면으로부터의 충격, 타이어의 마모 및 휠의 불균형, 조향계의 유격 등에 의해 발생한 타이어와 휠의 진동은 스티어링 링크지(steering linkage)에 전달되어 랜딩 기어가 조향방향으로 진동하게 된다. 이러한 진동은 조종성을 저해할 뿐만 아니라, 항공기 이착륙 시 안정성에 영향을 주기 때문에 항공기 착륙 장치의 쉬미 저감을 위한 연구 및 개발이 다양하게 이루어지고 있다.

김두만 등[1]은 전방착륙장치에 쉬미 현상이 항공기의 안정성에 미치는 영향을 조사하고 불안정성을 유발하는 대표적인 파라미터를 결정하였다. 박일경 등[2]은 수치해석을 이용하여 반디호의 쉬미 안정성을 해석하고 쉬미 댐퍼를 사용한 안정성 향상 방안을 제시하였다. 그리고 강상남 등[3]은 ADAMS를 이용하여 비선형 요소를 고려하여 보다 실제에 가깝게 T-50초음속 항공기의 쉬미 안정성을 해석하였다. 쉬미 거동을 해석하기 위해 운동방정식을 수립하는 연구도 꾸준히 진행되어 왔다. 초기에 타이어를 강체로 모델링하여 방정식을 수립하였지만 타이어의 동적 거동이 쉬미에 중요한 영향을 미친다는 사실이 밝혀진 이후로 Moreland, Von Schlippe, Keldysh, Smiley 등 여러 연구자들에 의해 타이어 모델이 개발 및 보완되었다[6-9].

본 연구에서는 적절한 착륙장치 파라미터[4]를 도입하였고, 수치해석적인 프로그램을 개발하여 감쇠비와 조향계의 고유진동수가 쉬미 안정성에 미치는 영향을 조사하였다. 또한 조향계의 유격을 고려한 비선형 해석을 수행하였다.



Fig. 1. Tire skid trail of shimmy

## II. 본 론

### 2.1 수학적 모델

항공기 노즈 랜딩기어는 Fig. 2에 나타난 것처럼 착륙 시 충격완화를 위한 스트럿(strut)과 조향 장치, 바퀴를 고정하는 포크(pork)로 구성된다. 수학적 모델링을 위해 질량, 스프링, 댐퍼 모델로 단순화 하고, 측방향 변위  $y$ 와 회전변위  $\theta$ 가 존재하는 2 자유도(two - degree of freedom) 시스템으로 가정하여 Fig. 3에 제시하였다.

착륙장치는 전방 속도  $V$ 로 등속 주행함을 가정하고 포크의 길이를  $e$ 로 두고 이를 메카니컬 트레일(mechanical trail)이라고 명명한다. 타이어는 측방향으로  $F_y$ 의 하중을 받고  $M_z$ 의 셀프 얼라인먼트(self-alignment) 모멘트를 갖는다. 랜딩 기어의 무게중심과 바퀴의 회전중심사이 거리를  $q$ 로 두고  $e$ 와  $q$ 를 더하여  $e_t$ 로 정의함으로써 두 중심이 일치하지 않을 경우를 고려하였다. 두 중심이 일치할 때  $q$ 는 0이므로  $e_t$ 는  $e$ 와 같다.

Fig. 3을 참고하여 기본방정식을 구하면 다음과 같다.

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

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

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

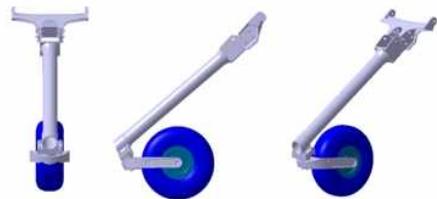


Fig. 2. Aircraft nose landing gear

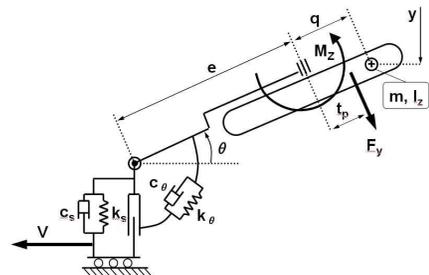
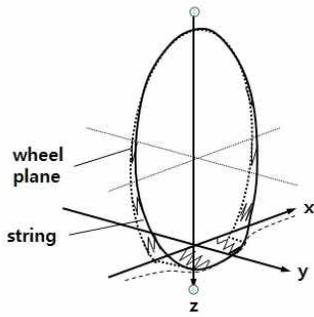
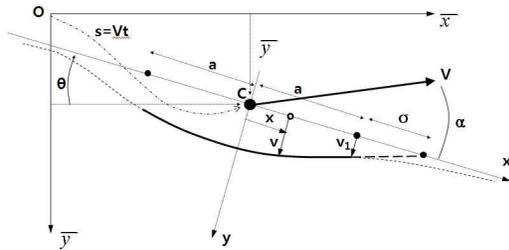


Fig. 3. The 2-DOF modeling of nose landing gear



(a) Tire lateral stiffness



(b) Contact area of tire and ground

Fig. 4. Tire characteristic equation

식 (1)은 뉴턴 제 2법칙에 따라, 측방향으로 힘의 평형식을 정리하여 얻을 수 있고, 식 (2)는 랜딩기어 무게중심에서 모멘트 평형식을 정리하여 얻을 수 있다. 식 (3)은 타이어 동특성 식으로써, 타이어를 String으로 가정하여 유도하는 방법들 중 Pacejka[5]가 제안한 방법으로 정립한 식이다. 이 방법에 따르면 Fig. 4 (a)에 나타낸 바와 같이 타이어 변형각  $\alpha'$ 에 대해 타이어의 강성  $K_{fa}$ 가 정의된다. 그리고 Fig. 4 (b)에 나타낸 지면과 타이어의 접촉면에서 스트링 위의 한 점의 속도를 기구학적으로 풀어 미분방정식 형태로 구할 수 있다. 라플라스 변환법을 이용하여 식의 해를 구하고, 경계조건을 적용하면, 최종적으로 식 (3)을 얻는다.

식 (1), (2), (3)을 행렬형태로 정리하여 상태식 (4)를 구하고, 이를 이용하여 본 시스템의 안정성을 검토하였다.

$$\begin{pmatrix} \ddot{y} \\ \ddot{\theta} \\ \dot{y} \\ \dot{\theta} \\ \alpha' \end{pmatrix} = \begin{pmatrix} -\frac{c_s}{m} & -\frac{c_s e_t}{m} & -\frac{k_s}{m} & -\frac{k_s e_t}{m} & \frac{K_{fa}}{m} \\ \frac{c_s e_t}{I_z} & \frac{c_s e_t^2 + c_{\theta}}{I_z} & \frac{k_s e_t}{I_z} & \frac{k_s e_t^2 + k_{\theta}}{I_z} & \frac{K_{fa}(q - t_p)}{I_z} \\ 1 & 0 & 0 & 0 & 0 \\ 0 & 1 & 0 & 0 & 0 \\ -\frac{1}{\sigma} & -\frac{(q+a)}{\sigma} & 0 & \frac{V}{\sigma} & -\frac{V}{\sigma} \end{pmatrix} \begin{pmatrix} y \\ \theta \\ y \\ \theta \\ \alpha' \end{pmatrix} \quad (4)$$

$$[\dot{x}] = [A][x]$$

## 2.2 무차원화

상태변수를 용이하게 다루기 위해 식 (4)를 무차원화 하였다. 길이는 바퀴의 반지름인  $R_{ref}$ , 힘은 타이어 하중인  $F_{ref}$ , 질량은 랜딩기어 질량인  $m_{ref}$ 의 비로 나타내고, 시간과 각도는 각각  $t_{ref} = 1s$ ,  $\theta_{ref} = 1rad$  으로 무차원화 한다. 단, 변수들은 식 (5)의 관계로 종속된다.

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

사용된 파라미터는 아래와 같다[4].

$$m_{ref} = 25kg, R_{ref} = 0.3m, F_{ref} = 3750N$$

식 (6)은 무차원화된 식으로 무차원수의 표식 (\*)은 생략하였다.

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

[A] =

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

기본적인 무차원수는 Table 1에 나타내었고, 감쇠비나 고유진동수를 증감시키면서 댐핑 계수나 스프링계수의 변화에 따른 시스템의 안정성 해석을 검토하였다.

Table 1. Dimensionless parameter value

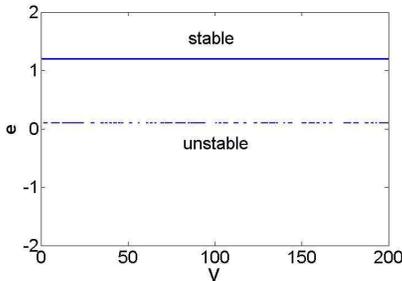
Symbol	Description	Value
V	전방속도	100
$\sigma$	String 관련 길이	1.2
a	타이어가 지면에 접촉되는 길이	0.4
m	랜딩기어 질량	1
$I_z$	랜딩기어 관성 모멘트	0.5
$k_s, k_{\theta}$	측방향, 조향방향 스프링상수	10
$c_s, c_{\theta}$	측방향, 조향방향 댐핑상수	0.04
q	랜딩기어 무게중심과 바퀴회전축 사이의 거리	0
e	조향축과 바퀴회전축 사이 거리	0.5

### 2.3 선형 안정성 해석

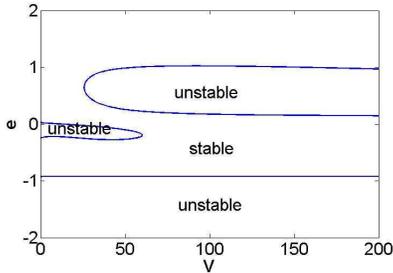
주파수 영역에서 시스템의 안정성해석을 위해 상태방정식의 고유치를 구하여 모든 값의 실수부가 음수임을 만족할 때 시스템이 안정하다고 판별하는 프로그램을 작성하였다. 진진속도  $V$ 와 트레일의 길이  $e$ 를 변수로 삼고, 각각의 경우에 안정성을 판별하여 주어진  $e$ - $V$  영역에서 안정영역과 불안정영역을 구분하여 그래프로 나타내도록 프로그래밍 하였다.

또한, 4차의 Runge-Kutta 방법을 이용하여 시간에 대해 상태방정식을 적분한 뒤 측방향 변위  $y$ 와 조향방향 변위  $\theta$ 를 구하였고, 안정영역에서 시간이 흐름에 따라 변위가 수렴하지만 불안정영역에서는 발산함을 확인하였다.

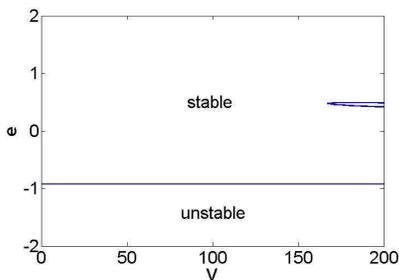
사용된 모든 수치는 무차원화된 값이고 고유진동수는 측방향 고유진동수에 대한 조향방향 고유진동수의 비로 나타내었다. Fig. 5는 스트럿의



(a)  $\zeta = 0$



(b)  $\zeta = 0.003$

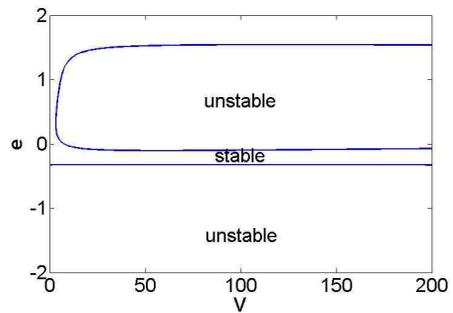


(c)  $\zeta = 0.007$

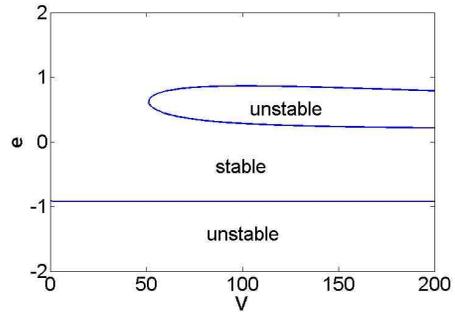
Fig. 5. Linear stability results with respect to  $\zeta$

강성  $k_S$ 가 10이고 진동수비  $\omega_\theta/\omega_S$ 가 1.2일 때, 감쇠비  $\zeta$ 를 0, 0.003, 0.007로 증가시키면서 시스템의 안정성을 해석한 결과이다.  $e$ 가 1.2이상이면  $V$ 와  $\zeta$ 에 무관하게 시스템이 안정하다. 감쇠비가 증가할수록 전반적으로 시스템이 안정한 영역이 넓어지고 저속구간의 안정성이 향상되는 것을 볼 수 있다. 그러나  $\zeta$ 가 증가하더라도  $e$ 가 -1이하인 영역에서 불안정성이 여전히 남아있으므로, 이는 랜딩기어 설계에 반드시 고려하여 쉬미 불안정을 방지해야 할 부분이다.

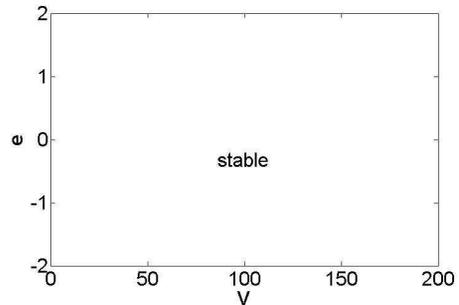
Fig. 6은  $k_S$ 가 10,  $\zeta$ 가 0.005일 때, 조향계의 고유진동수를 증가시킴으로써  $\omega_\theta/\omega_S$ 가 0.5, 1.2, 1.9인 시스템의 안정성을 해석한 결과이다. 진동수비( $\omega_\theta/\omega_S$ )의 증가도 감쇠비의 증가와 유사하게 쉬미 안정성에 영향을 미친다. 진동수비가 증가



(a)  $\omega_\theta/\omega_S = 0.5$



(b)  $\omega_\theta/\omega_S = 1.2$



(c)  $\omega_\theta/\omega_S = 1.9$

Fig. 6. Linear stability results with respect to  $\omega$

함에 따라 저속구간의 안정성이 향상되고 시스템이 안정한 트레일의 설계범위가 넓어진다. 진동수비가 1.9이상이면 주어진 영역 전체에서 시스템이 안정해지므로, 감쇠비보다 시스템의 안정성 향상에 더 큰 영향을 주는 매개변수임을 알 수 있다.

### 2.4 비선형 안정성 해석

유격을 고려한 스프링 힘은 Fig. 7과 식 (7)로 나타낼 수 있다.  $X$ 는 각변위,  $s$ 는 유격의 크기,  $f(X)$ 는 스프링 힘을 의미한다. 이 경우에  $k_{\theta}$ 는 비선형요소이므로 기술향수를 도입하여 식 (8)로 선형화하고, 이를 식 (6)에 대입하여 유격을 고려한 비선형 쉬미해석을 수행하였다.

$$f(X) = \begin{cases} k_{\theta}(X+s) & (X < -s) \\ 0 & (-s < X < s) \\ k_{\theta}(X-s) & (X > s) \end{cases} \quad (7)$$

$$\delta = \begin{cases} 0 & (|X| < s) \\ \frac{k_{\theta}}{\pi} \left\{ \pi - 2\sin^{-1}\left(\frac{s}{X}\right) - \sin\left(2\sin^{-1}\frac{s}{X}\right) \right\} & (|X| > s) \end{cases} \quad (8)$$

Fig. 8은 Fig. 6 (b)에서  $e$ 가 0.5인 경우에 대하여 유격을 고려하여 해석한 결과이다. 유격을 고려하지 않을 경우 속도  $V$ 가 55일 때까지 시스템이 안정하지만, 유격을 고려하면 임계속도에 도달하기 이전에 제한주기진동(LCO, limit cycle oscillation)이 발생한다. LCO는 비선형 동특성의 하나로 일정한 진폭과 주기를 갖는 자력진동이다. LCO가 발생할 경우 랜딩기어가 조향방향으로 반복적으로 진동하기 때문에 항공기의 조종성이 저하되고 탑승감이 떨어지며, 시스템의 마모가 증가되므로 잦은 항공 정비가 필요하다. 그러므로 시뮬레이션을 통해 이를 예측하고, 발생을 줄이도록 설계할 필요가 있다.

Fig. 8의 그래프에서 속도에 대한 y축 값은 유격의 크기에 대한 LCO 진폭의 비이다. 초기값으로  $\theta$ 를 0.01rad로 주고 조향계의 유격을

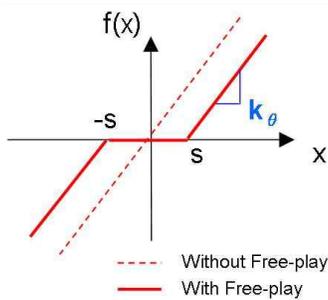


Fig. 7. Spring force with Free-play

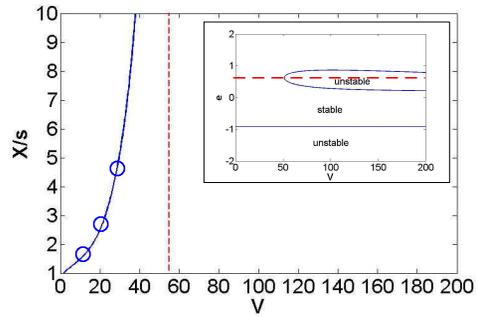


Fig. 8. Non-linear stability result ( $\omega_{\theta}/\omega_S=0.5, e=0.5$ )

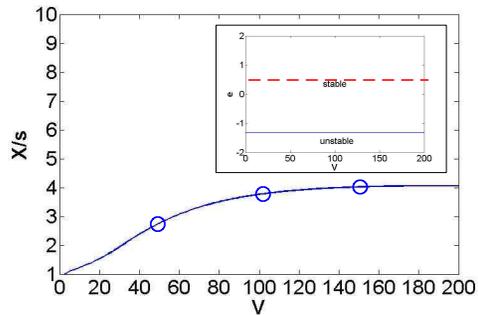


Fig. 9. Non-linear stability result ( $\omega_{\theta}/\omega_S=1.5, e=0.5$ )

0.001rad으로 두어 시간영역해석을 수행하였고, 속도가 10, 20, 30일 때 LCO가 발생하고 그 진폭이 주파수영역 해석 결과와 일치함을 확인하였다. 또한 초기값의 크기를 달리하여 시간영역 해석을 수행하였고 그 결과 초기값에 무관하게 동일 진폭의 LCO가 발생하였다. 선형임계속도에 가까워지면 LCO의 진폭이 급격히 증가하는데 이는 시스템의 출력이 발산하는 것과 다름없으므로, 유격을 고려할 때 시스템의 안정성이 저하됨을 보여준다.

Fig. 9는 선형 해석결과 모든 속도영역에서 시스템이 안정한 경우에 유격을 고려하여 그 영향을 살펴본 결과이다. 역시 전체 속도에 대해 LCO가 발생함을 예측하지만 그 진폭이 속도에 대해 증가하지 않고 수렴한다. 시스템의 출력이 발산하는 것은 아니지만, 진폭이 유격의 약 4배의 크기이므로 시스템의 안정성에 미칠 영향을 무시할 수 없다. 시간영역해석을 통해 속도가 50, 100, 150일 때, LCO의 진폭을 검증하였고, 속도가 50일 때, 선형과 비선형 시간해석결과를 Fig. 10에 나타내었다. 유격을 고려했을 때, 시간에 대해 각변위가 수렴하지 않고 유격의 약 3배인

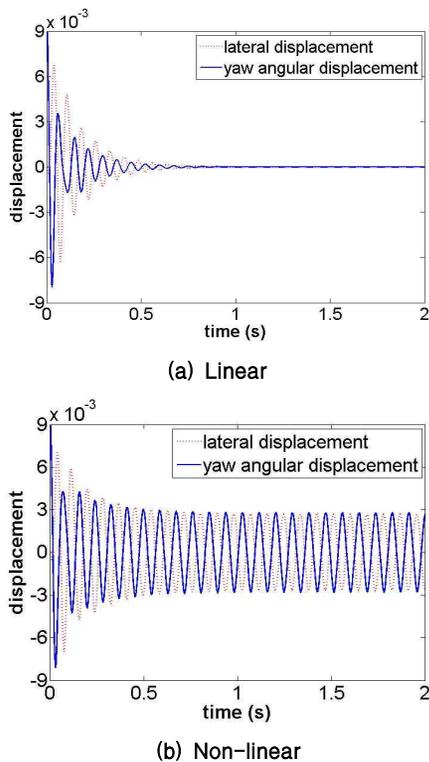


Fig. 10. Time domain analysis (V=50)

0.003의 진폭으로 진동하였고 이는 주파수 영역의 해석결과와 일치한다. 측방향 변위는 조향방향 변위와의 상호영향에 의해 발생하였다.

해석결과는 무차원수이므로  $V$ 는  $0.3\text{m/s}$ 를,  $e$ 와 측방향 변위는  $0.3\text{m}$ 를, 각변위는  $1\text{rad}$ 을 곱하여 실제 수치로 환산할 수 있다.

### III. 결 론

전방 착륙장치의 수학적 모델링을 수립하고 안정성 검토를 위한 수치해석 프로그램을 작성하여 감쇠비와 고유진동수가 시스템의 안정성에 미치는 영향을 살펴보았다. 감쇠비를 크게 할수록 안정성이 향상되었으나, 영향을 주지 못하는 메카니컬 트레일의 영역이 있었으므로 설계 단계에

서 시뮬레이션을 통해 이러한 결과를 고려할 필요가 있다. 또한 선형 안정성 해석 결과에서 적절한 감쇠비와 고유진동수를 설정함으로써 쉬미에 강인한 항공기를 설계할 수 있었다. 그러나 비선형 안정성 해석 결과 제작 공차에 따른 유격을 고려함으로써 LCO가 발생하여 안정성이 저하되었다. 이처럼 비선형요소의 쉬미안정성에 대한 영향을 무시할 수 없다.

본 연구의 결과는 기존 항공기의 쉬미현상을 예측할 뿐만 아니라 항공기 제작시 쉬미에 강인한 착륙장치를 설계하기 위한 매개변수를 추출할 수 있다. 또한 승용차 및 트럭, 기차와 같이 바퀴가 있는 다른 형태의 운송기구의 쉬미 동특성을 예측하기 위한 자료로 사용할 수 있다.

### 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) I.J.M. Besselink, "*Shimmy of Aircraft Main Landing Gears*", PhD. Thesis, Delft University of Technology, 2000.
- 5) HANS B. PACEJKA, "*TYRE AND VEHICLE DYNAMICS*", First Edition, Butterworth - Heinemann, 2002.