한국소음진동공학회지 제 8 권 제 2 호, pp. 251~259, 1998.

〈논 문〉

비정상 랜덤 가진력을 받는 항공기 착륙장치의 동특성 해석

Dynamic Analysis of Aircraft Landing Gear under Nonstationary Random Excitations

황 재 혁* · 유 병 성** · 박 명 호***

Jai-Hyuk Hwang, Byung-Sung Yoo and Myung-Ho Park

(1997년 8월 1일 접수 ; 1998년 3월 4일 심사완료)

Key Words : Nonstationary Random Process(비정상 랜덤 프로세스), Landing Gear(착륙장치), Dynamic Analysis(동특성 해석), Static-Space Approach(상태공간 접근기법)

ABSTRACT

The motion of an aircraft landing gear over rough runway at variable speed is nonstationary. In this paper, a method for the computation of nonstationary response variance is presented which uses a state space form for the combination of landing gear and runway excitation. The dynamic characteristics of the landing gear under nonstationary random excitations has also been analyzed using the proposed method. The formulation is for linear systems of arbitrary order and allows any deterministic velocity history. It has been found by a series of simulation that correlation parameter, damping coefficients of landing gear and tire, and velocity profiles play a prominent role on the dynamic characteristics.

1. 서 론

활주로에서 이착륙하는 항공기는 활주로 노면의 불규칙성에 의해 랜덤 가진력을 받게 된다[1~4]. 그럼에도 불구하고 랜덤진동 해석 기법이 수학적으로 매우 복잡하기 때문에 지금까지는 주로 확정적인 (deterministic) 방법에 의해 착륙장치의 동특성이 해석되었고, 착륙시 충격이나 활주시 노면 진동을 흡수하도록 착륙장치가 설계되었다. 그러나 착륙장치의 경우, 좀더 실제와 가까운 거동을 파악하기 위해서는 반드시 확률적인 방법(probabilistic)에 의존하여 동특성을 해석하고 설계하는 것이 필요하다[1~4]. 랜덤 가진에 의한 항공기의 진동은 항공기 구조의 설계, 탑승객의 안락감, 화물 혹은 장착 장비의 보호 측면에서 매우 중요하게 고려되고 있다. 확률적인 방법을 이용한 착륙장치의 동특성 해석 및 설계는 확정적인 방법에서 도입하는 안전계수보다 더욱 체계적이고 효율적이라고 볼 수 있다.

먼저 노면에 의해 가진 되는 착륙장치의 동특성을 해석하기 위해서는 착륙장치와 활주로 노면의 통계학적 모델을 얻는 것이 필요하다. 활주로의 불규칙한 노면은 항공기의 운동 및 항공기와 활주로의 접촉 방법에 따라 접촉점에서 시변 랜덤 가진으로 변

* 정회원, 한국항공대학교 항공기계공학과
** 한국항공대학교 항공공학과 대학원
*** 대천전문대학 기계자동차학부

환되어 착륙장치에 작용된다. 활주로 노면의 랜덤성은 보통 균일한(homogeneous) 랜덤 프로세스로 간주 될 수 있다. 이러한 가정하에서 만약 항공기의 속도가 일정하다면, 정상 랜덤 프로세스(stationary random process)가 되고 항공기의 속도가 가변일 때는 비정상 랜덤 프로세스(nonstationaty random process)가 된다[5~7]. 항공기 착륙장치는 강한 충격을 받는 착륙초기를 제외하고는 비교적 선형모델로 동역학적 거동을 잘 기술할 수 있다. 따라서, 본 연구에서는 선형시스템으로 모델된 항공기가 균일한 불규칙 노면을 가변의 속도를 가지고 움직일 때(입력이 비정상 랜덤 프로세스일 때) 착륙장치의 동특성을 해석하고자 한다.

입력이 랜덤 프로세스일 때 응답의 상호분산(covariance)을 구하는 방법에는 임펄스 응답 함수나 주파수 응답 함수를 이용한 적분방법이 있다[5~8]. 그러나 비정상 랜덤 프로세스인 경우 이 적분방법을 사용하여 상호분산을 구하는 계산은 매우 복잡하기 때문에, 본 연구에서는 상태공간기법을 이용한 해석방법을 사용하고자 한다. 상태공간 접근방법은 위에서 언급한 적분방법보다 매우 간단하며 속도변화에 따른 비정상 랜덤 응답을 해석하는데 효율적이다. 이 상태공간 기법에서는 활주로 노면을 공간변수인 s 를 이용하여 정상 랜덤 프로세스로 표현한다. 이러한 정상 랜덤 프로세스는 속도를 사용하여 시간함수 t 로 표현하면 비정상 랜덤 프로세스가 된다. 그리고 실제에 가까운 활주로 노면을 모델링하기위해 일차 형상필터를 사용하여 유색잡음을 유도하였다. 이 형상필터로 들어가는 입력은 영 평균(zero mean)을 갖는 백색잡음으로 가정하였다. 활주로 노면의 모델과 착륙장치의 운동방정식은 상태공간 방정식으로 표현이 가능하다. 이것을 이용해 상호분산 전파방정식을 만들고 상황에 따른 초기치를 선정하여 수치적으로 적분하므로써 응답의 상호분산을 구할 수 있다. 착륙장치의 동특성을 해석하기위해 파라메타 값들을 변화시켜 가면서 상호분산 값을 비교해 보았다. 본 연구에서 사용한 상태공간 기법은 지면에 의해 가진되는 자유도의 크기가 유한인 어떠한 동역학계에도 적용이 가능하다.

2. 착륙장치 및 활주로 표면의 모델링

2.1 활주로 표면의 통계학적 모델링

활주로 노면의 랜덤성은 보통 균일한 랜덤 프로세스로 간주할 수 있다. 이러한 가정하에서 항공기의 속도가 일정하다면 노면 가진력은 정상 랜덤 프로세스가 되고, 항공기의 속도가 가변일 때는 노면 가진력은 비정상 프로세스가 된다. 활주로 노면의 가장 일반적이고 보편적으로 활용되는 통계학적 모델은 다음식과 같이 표현된다[4].

$$R_{hh}(\xi) = \sigma^2 e^{-\alpha|\xi|}, (\xi = s_1 - s_2) \tag{1}$$

식 (1)과 같은 실제적인 활주로 노면의 모델은 백색잡음을 일차 형상필터에 통과시켜 얻는 것과 동일하며, 다음과 같이 기술된다.

$$\frac{dh}{ds} + \alpha h = k_w w(s) \tag{2}$$

여기서 $w(s)$ = zero mean을 갖는 백색잡음 ,

$E[w(s_1)w(s_2)] = Q\delta(s_1 - s_2)$

$k_w = \sigma\sqrt{2\alpha}$ (백색잡음의 크기)

$\sigma = h$의 표준편차

α = 상관관계 파라메타(correlation parameter)

s = 공간 변수(space variable)

식 (2)와 같이 표현된 $h(s)$는 균일한 랜덤프로세스이다. 속도변화에 따른 비정상 랜덤프로세스 $h(s)$를 기술하기 위해 식 (2)는 다음과 같이 변환한다. 공간 s변수는 t의 함수이므로 형상 필터를 표현한 식 (2)를 의 함수로 표현하기 위해 연쇄의 법칙(chain rule)을 사용하면 다음과 같다.

$$\frac{d}{ds} = \frac{d}{dt}\cdot\frac{dt}{ds} = \frac{1}{\dot{s}}\frac{d}{dt} \tag{3}$$

$$\dot{h} = -\dot{s}\alpha h + \dot{s}k_w w(s(t)) \tag{4}$$

2.2 착륙장치의 운동방정식

일반적으로 항공기 착륙장치의 동특성을 해석하는데 필요한 수학적 모델은 항공기 질량을 나타내는 스프링 상 질량과 완충기의 일부 질량과 휠/타이어를 나타내는 스프링 하 질량을 갖는 2자유도계로 모델링 할 수 있다. 착륙충격을 흡수하는 완충기는 스프링 역할과 감쇠 역할을 하며, 완충기 행정의 크기에 따라 선형 스프링 및 선형 감쇠기로 모델링 하거나 또는 비선형 스프링 및 감쇠장치로 모델링 할 수 있다. 본 연구에서는 완충기의 행정이 크지 않다고 가정하여 Fig. 1과 같은 선형계로 모델링 하였다. 본 연구에 사용된 항공기는 훈련기 기종인 KTX-1이 사용되었으며, KTX-1착륙장치에 해당되는 등가 선형 스프링계수와 감쇠계수를 사용하였다. 또한 항공기 착륙장치와 활주로 노면과의 접촉방법은 점 접촉으로 이루어진다고 가정하였다. 이 착륙

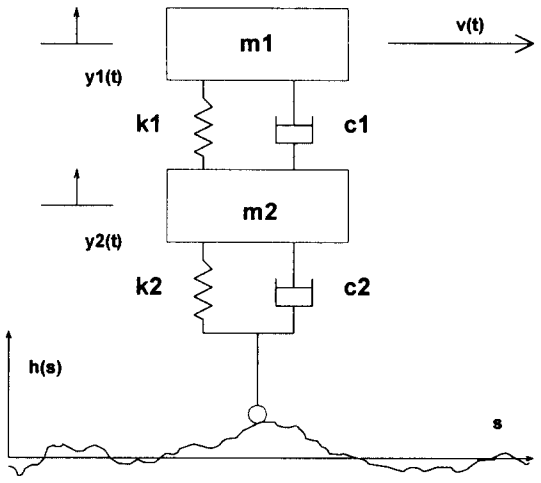

Fig. 1 Simplified model of aircraft landing gear

장치 모델에서 노면에서의 가진력을 제외한 모든 외력을 무시할 때 다음과 같은 운동방정식을 얻는다.

$$M\ddot{y} + C\dot{y} + Ky = C_h\dot{h} + K_h h \tag{5}$$

여기서,

$$M = \begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix}, \quad C = \begin{bmatrix} c_1 & -c_1 \\ -c_1 & c_1 + c_2 \end{bmatrix}, \quad K = \begin{bmatrix} k_1 & -k_1 \\ -k_1 & k_1 + k_2 \end{bmatrix}$$

$$C_h = \begin{bmatrix} 0 \\ c_2 \end{bmatrix}, \quad K_h = \begin{bmatrix} 0 \\ k_2 \end{bmatrix}, \quad y = \begin{bmatrix} y_1 \\ y_2 \end{bmatrix}$$

식 (5)에서 사용된 모든 변수는 Fig. 1에 나타낸 바와 같으며, m_1, m_2는 각각 항공기 질량 및 휠/타이어의 질량을 뜻한다. 또한 k_1, c_1, k_2, c_2는 각각 완충기의 등가스프링계수, 등가감쇠계수, 타이어의 등가스프링계수, 타이어의 등가감쇠계수를 나타낸다. 그리고 $h(s)$는 노면의 높이를 나타내는 변수이다.

3. 상태공간기법을 이용한 착륙장치의 동특성 해석

입력이 랜덤 프로세스일 때 응답의 상호분산을 구하는 방법에는 임펄스 응답함수나 주파수 응답함수를 이용한 적분방법이 있다. 예를 들어 임펄스 응답함수를 이용하여 응답의 자기상관함수 $R_{yy}(t_1, t_2)$를 구하는 관계식은 다음과 같다.

$$R_{yy}(t_1,t_2) = \int_{-\infty}^{t_1}\int_{-\infty}^{t_2} g(t_1-\tau_1)g(t_2-\tau_2)R_{hh}(\tau_1,\tau_2)d\tau_1 d\tau_2 \tag{6}$$

여기서 $R_{hh}(\tau_1, \tau_2)$는 활주로 노면에 의해 들어오는 비정상 랜덤 프로세스이고, $g(t)$는 임펄스 응답함수를 나타낸다. 임의의 비정상 입력 프로세스에 대해 위식의 해석적인 해를 얻는 것은 불가능하며, 수치적 방법을 사용하여 해를 구할 수 있다. 그러나 위식과 같은 컨벌루션 적분의 수치계산은 매우 복잡하여 효율적이지 못하다. 그리고 주파수 응답함수를 이용한 적분방법도 마찬가지로 효율적이지 못하다. 따라서 본 절에서는 상태공간 기법을 이용하여 항공기 착륙장치의 응답의 상호분산을 구하는 기법을 제시하고자 한다. 다음식과 같은 일반적인 n-차원 선형 시스템을 고려할 때,

$$\dot{\boldsymbol{x}} = A\boldsymbol{x} + Bw;\ \boldsymbol{x}(t_0)$$

$$E[w(t_1)w^T(t_2)] = Q\delta(t_1 - t_2) \tag{7}$$

여기서, A, B는 각각 $n \times n$, $n \times m$의 크기를 갖는 행렬이며, x, w는 크기가 각각 n, m인 벡터로 가정한다. 식 (7)의 상호분산 행렬 $P(t) = E[\boldsymbol{x}(t)\boldsymbol{x}^T(t)]$는 다음과 같은 상호 분산 전파식을 수치적분함으로써 풀어질 수 있다[9,10].

$$\dot{P} = AP + PA^T + BQB^T \tag{8}$$

$P(t)$는 대칭이므로 위 식중 $\frac{n(n+1)}{2}$개의 스칼라 방정식만 풀이하면 된다. 그리고 일반적 상호분산행렬 $P(t, t_1)$은 다음 식을 이용하여 구할 수 있다[10].

$$E[\boldsymbol{x}(t)\boldsymbol{x}^T(t_1)] = P(t)\Phi^T(t_1,t) \quad t_1 > t \tag{9}$$

여기서 $\Phi^T(t_1,t) = e^{A(t_1-t)}$는 랜덤진동계의 상태천이 행렬을 뜻한다. 이제 본 연구에서 고려하는 활주로 노면과 착륙장치를 기술하는 지배방정식 (4),(5)을 상태공간 방정식으로 나타내면 다음과 같은 형태가 된다. 여기서 모든 상태변수들은 h의 표준편차 σ로 나누어 나타내었다. 또한 $s(t)$의 함수형태는 $v(t) = \dot{s}(t) \geq 0$이 되도록 제한하였다.

$$\frac{d}{dt}\begin{bmatrix} \frac{y}{\sigma} \\ \frac{\dot{y}}{\sigma} \\ \frac{h}{\sigma} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 \\ -M^{-1}K & -M^{-1}C & (-M^{-1}C_h\dot{s}\alpha + M^{-1}K_h) \\ 0 & 0 & -\dot{s}\alpha \end{bmatrix}\begin{bmatrix} \frac{y}{\sigma} \\ \frac{\dot{y}}{\sigma} \\ \frac{h}{\sigma} \end{bmatrix} + \dot{s}\begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1}C_h\sqrt{2\alpha} \\ \sqrt{2\alpha} \end{bmatrix} w[s(t)] \tag{10}$$

이 식은 다음과 같은 형태로 간단히 표현할 수 있다.

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + \dot{s}(t)Bw[s(t)] \tag{11}$$

여기서, $x = \begin{bmatrix} \frac{y}{\sigma} & \frac{\dot{y}}{\sigma} & \frac{h}{\sigma} \end{bmatrix}$

$$A = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 \\ -M^{-1}K & -M^{-1}C & (-M^{-1}C_h\dot{s}\alpha + M^{-1}K_h) \\ 0 & 0 & -\dot{s}\alpha \end{bmatrix},$$

$$B = \begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1}C_h\sqrt{2\alpha} \\ \sqrt{2\alpha} \end{bmatrix}$$

$$E[w(s_1)w^T(s_2)] = Q\delta(s_1 - s_2) \tag{12}$$

응답의 상호분산 전파식을 유도하기 위해 $\dot{P} = E[\dot{x}x^T + x\dot{x}^T]$을 고려하고, 이 식에 식 (11)를 대입하면,

$$\dot{P} = AP + PA^T + \dot{s}BE\{w[s(t)]x^T(t)\} + \dot{s}E\{x(t)w^T[s(t)]\}B^T \tag{13}$$

식 (13)을 정리하기 위해 다음과 같은 식 (11)의 해를 이용한다.

$$x(t) = \Phi(t,t_0)x(t_0) + \int_{t_0} \dot{s}(t_1)\Phi(t,t_1)Bw[s(t_1)]dt_1 \tag{14}$$

식 (13)의 오른쪽 마지막 항의 기대 값(expectation value)은 식 (14)를 이용해 얻을 수 있다.

$$E\{x(t)w^T[s(t)]\} = \Phi(t,t_0)E\{x(t_0)w^T[s(t)]\} + \int_{t_0} s(t_1)\Phi(t,t_1)BE\{w[s(t_1)]w^T[s(t)]\}dt_1 \tag{15}$$

식 (15)에서 오른쪽 첫 번째 항은 초기상태 값 $x(t_0)$와 가진이 상관관계가 없기 때문에 0이 된다. 식 (15)의 두 번째 항을 풀기 위해 Zadeh 와 Desoer의 이론을 이용하면[9],

$$E\{w[s(t_1)]w^T[s(t)]\} = \frac{Q\delta(t_1 - t)}{|\dot{s}(t)|} \tag{16}$$

는 0보다 작지않기 때문에 식 (16)을 식 (15)에 대입하면,

$$E\{x(t)w^T[s(t)]\} = \frac{B}{2}Q \tag{17}$$

가 된다. 식 (17)을 식 (13)에 대입하면 식 (18)과 같은 상호분산 전파식을 얻을 수 있다.

$$\dot{P} = AP + PA^T + \dot{s}BQB^T \tag{18}$$

식 (18)을 각 요소의 식으로 전개하면 다음과 같다.

$$\dot{P}_{11} = 2P_{13}$$

$$\dot{P}_{12} = P_{14} + P_{23}$$

$$\dot{P}_{13} = -\frac{k_1}{m_1}P_{11} + \frac{k_1}{m_1}P_{12} - \frac{c_1}{m_1}P_{13} + \frac{c_1}{m_1}P_{14} - P_{33}$$

$$\dot{P}_{14} = \frac{k_1}{m_2}P_{11} - \frac{k_1+k_2}{m_2}P_{12} + \frac{c_1}{m_2}P_{13} - \frac{c_1+c_2}{m_2}P_{14} + \left(\frac{k_2}{m_2} - \dot{s}\alpha\frac{c_2}{m_2}\right)P_{15} + P_{34}$$

$$\dot{P}_{15} = P_{35} - \dot{s}\alpha P_{15}$$

$$\dot{P}_{22} = 2P_{24}$$

$$\dot{P}_{23} = -\frac{k_1}{m_1}P_{12} + \frac{k_1}{m_1}P_{22} - \frac{c_1}{m_1}P_{23} + \frac{c_1}{m_1}P_{24} + P_{34}$$

$$\dot{P}_{24} = \frac{k_1}{m_2}P_{12} - \frac{k_1+k_2}{m_2}P_{22} + \frac{c_1}{m_2}P_{23} - \frac{c_1+c_2}{m_2}P_{24} + \left(\frac{k_2}{m_2} - \dot{s}\alpha\frac{c_2}{m_2}\right)P_{25} + P_{44}$$

$$\dot{P}_{25} = P_{45} - \dot{s}\alpha P_{25}$$

$$\dot{P}_{33} = 2\left(-\frac{k_1}{m_1}P_{13} + \frac{k_1}{m_1}P_{23} - \frac{c_1}{m_1}P_{33} + \frac{c_1}{m_1}P_{34}\right)$$

$$\dot{P}_{34} = -\frac{k_1}{m_1}P_{14} + \frac{k_1}{m_1}P_{24} - \frac{c_1}{m_1}P_{34} + \frac{c_1}{m_1}P_{44} + \frac{k_1}{m_2}P_{13} - \frac{k_1+K_2}{m_2}P_{23} + \frac{c_1}{m_2}P_{33} - \frac{c_1+c_2}{m_2}P_{34} + \left(\frac{k_2}{m_2} - \dot{s}\alpha\frac{c_2}{m_2}\right)P_{35}$$

$$\dot{P}_{35} = -\frac{k_1}{m_1}P_{15} + \frac{k_1}{m_1}P_{25} - \frac{c_1}{m_1}P_{35} + \frac{c_1}{m_1}P_{45} - \dot{s}\alpha P_{35}$$

$$\dot{P}_{44} = -2\frac{k_1}{m_2}P_{14} - \frac{k_1+k_2}{m_2}P_{24} + 2\frac{c_1}{m_2}P_{34} - 2\frac{c_1+c_2}{m_2}P_{44} + 2\left(\frac{k_2}{m_2} - \dot{s}\alpha\frac{c_2}{m_2}\right)P_{45} + 2\frac{{k_2}^2}{{m_2}^2}\alpha\dot{s}$$

$$\dot{P}_{45} = +\frac{k_1}{m_2}P_{15} - \frac{k_1+k_2}{m_2}P_{25} + \frac{c_1}{m_2}P_{35} - \frac{c_1+c_2}{m_2}P_{45} + \left(\frac{k_2}{m_2} - \dot{s}\alpha\frac{c_2}{m_2}\right)P_{55} - \dot{s}\alpha P_{45} + 2\frac{c_2}{m_2}\alpha\dot{s}$$

$$\dot{P}_{55} = 2\alpha\dot{s}(1 - P_{55}) \tag{19}$$

위의 미분방정식은 속도변수 $\dot{s}(t)$가 시간에 따라 변하므로 수치적으로 적분을 수행하여야 한다. 수치적분을 수행하기 위해서는 초기조건 $P_{ij}(t_0)$가 필요하다. 여기서는 두 가지 경우에 대해 초기조건을 제시하고자 한다. (a) 항공기가 랜덤 노면상에서 정지상태로 부터 출발하는 경우와 (b) 항공기가 등속도로 진행하다가 랜덤노면을 만난 경우이다. 첫 번째 경우는 랜덤노면이 균일하다는 가정에 의해 모든 t에 대하여 노면높이의 분산 $E[h^2]$은 일정하다. 즉, $E[h^2]=\sigma^2$ 이다. 따라서 $P_{55}(t=0)=1$이다. $t=0$일 때 어떤 운동도 일어나지 않았으므로 $y_1(0)=y_{2(0)}=h(0)$이다. 그러므로 다음과 같은 초기조건의 일부를 얻을 수 있다.

$E[y_1^2]=E[y_2^2]=\sigma^2$ 혹은 $P_{11}(0)=P_{22}(0)=1$

$E[y_1y_2]=E[y_1h]=E[y_2h]=\sigma^2$

혹은 $P_{12}(0)=P_{15}(0)=P_{25}(0)=1$

$t=0$일 때 스프링 상하질량의 수직 속도 $\dot{y}_1, \dot{y}_2$,

Table 1 Parameters of an aircraft landing gear

Parameter name	Numerical value(SI)
Sprung mass (m_1)	1189.2 (kg)
Unsprung mass (m_2)	19.1 (kg)
Stiffness coefficient of absorber(k_1)	57831.6 (N/m)
Stiffness coefficient of tire(k_2)	900000 (N/m)
Damping coefficient of absorber(c_1)	6455.9 (N · s/m)
Damping coefficient of tire(c_2)	0 (N/m)

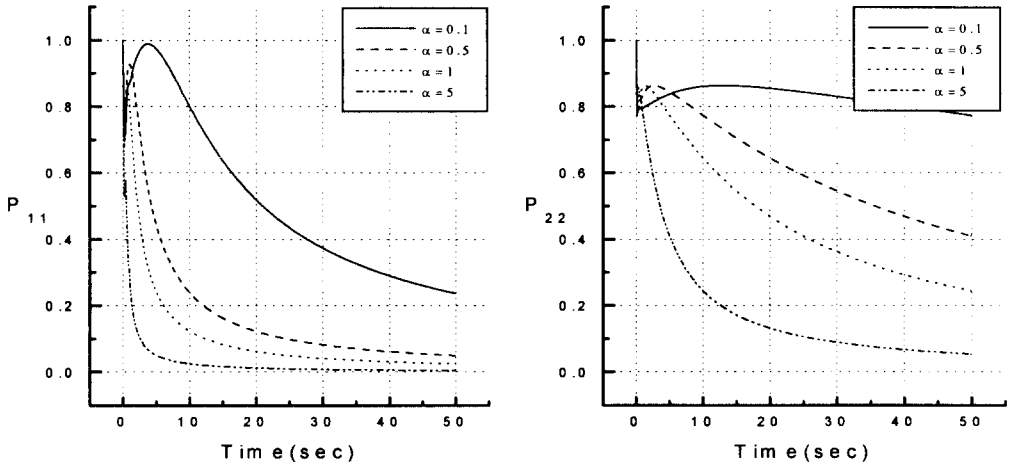

Fig. 2 Effect of correlation parameter α on the response covariances

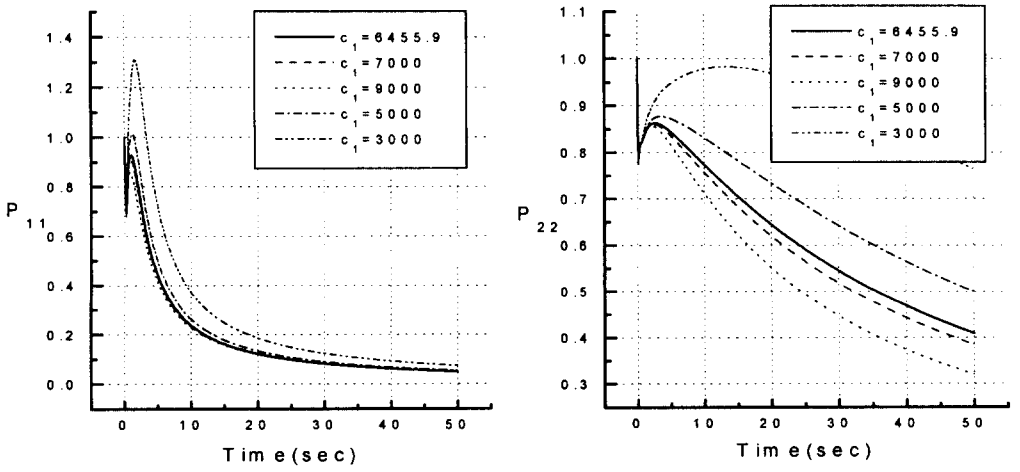

Fig. 3 Effect of damping coefficient of absorber c_1 on the response covariances

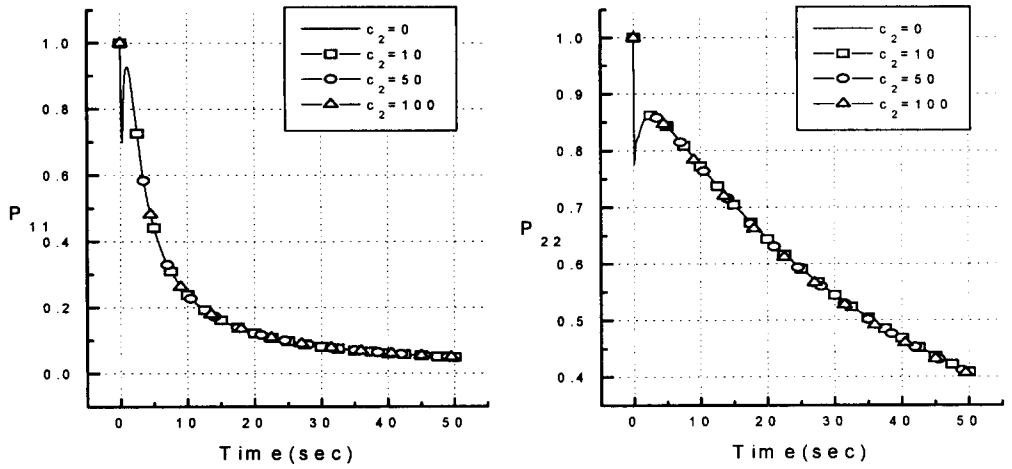

Fig. 4 Effect of damping coefficient of tire c_2 on the response covariances

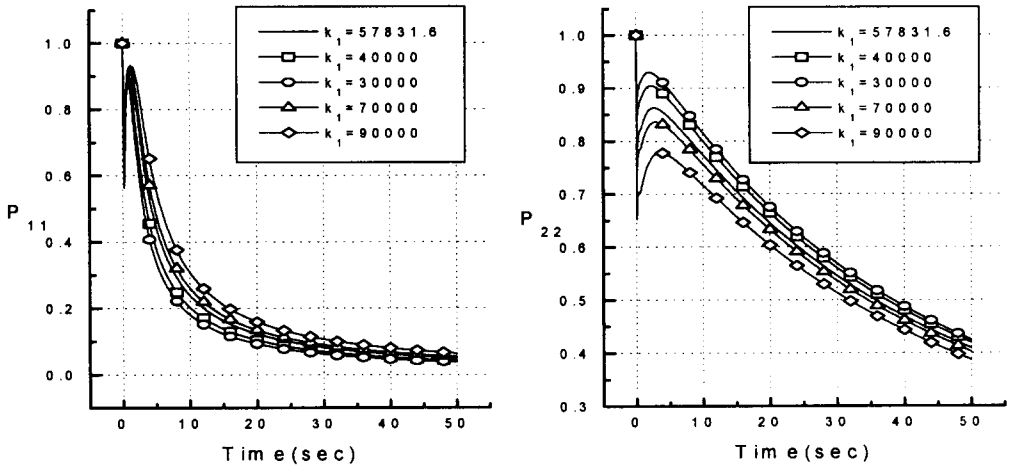

Fig. 5 Effect of stiffness coefficient of absorber k_1 on the response covariances.

는 0 이다.

$$E[y_1\dot{y}_1]=E[y_1\dot{y}_2]=E[y_2\dot{y}_1]=E[y_2\dot{y}_2]=0$$
$$E[\dot{y}_1^{\,2}]=E[\dot{y}_2^{\,2}]=E[\dot{y}_1\dot{y}_2]=E[\dot{y}_1 h]=E[\dot{y}_2 h]=0$$

따라서 나머지 초기조건은 다음과 같다.

$$P_{13}(0)=P_{14}(0)=P_{23}(0)=P_{24}(0)=P_{33}(0)=0$$
$$P_{44}(0)=P_{34}(0)=P_{35}(0)=P_{45}(0)=0$$

두 번째로 항공기가 등속도로 평탄한 노면을 진행하다가 랜덤지면을 만난 경우에는 항공기가 등속도 운동을 함에도 불구하고 비정상 랜덤입력이 들어오게 된다. 항공기의 수직 속도와 변위는 $t=0^-$ 에서 영이 되고 $t=0^+$ 에서도 시스템이 랜덤입력에 대해 응답하기에 충분한 시간이 지나지 않았기 때문에 속도와 변위는 영이 된다. 따라서 $P_{ij}(0)\,(i,j=1,\cdots,5, i=j\neq 5)$ 는0이고 $P_{55}(0)$는 1이 된다.

4. 결과 및 토의

본 절에서는 지금까지 얻어진 결과를 설명하기 위해 착륙장치의 실제수치를 사용하여 수치해석을 수행하였다. 본 연구에서 사용된 착륙장치의 파라메타 값은 실제 항공기인 KTX-1의 제원을 사용하였으며, Table 1에 정리하여 나타내었다. 수치해석을 수행할때 Table 1의 값을 기본으로 사용하였으며, 또한 그 파라메타 값을 변화시키면서 착륙장치의 동특성을 해석하였다. 동특성 해석시 사용한 초기조건은 항공기가 정지상태에서 출발한 경우이다.

노면의 거칠기를 나타내는 계수인 상관관계 파라메타 α(식 (1) 참조)를 변화시키면서 동특성을 해

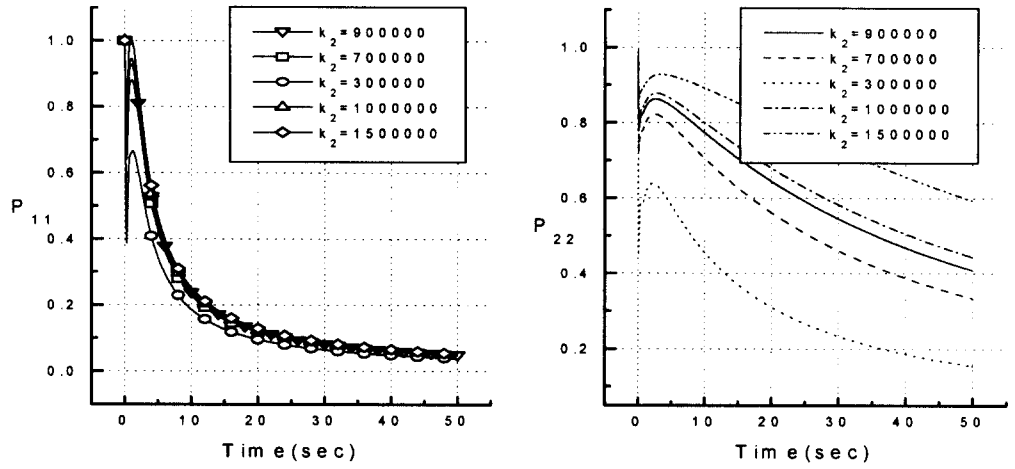

Fig. 6 Effect of stiffness coefficient of tire k_2 on the response covariances

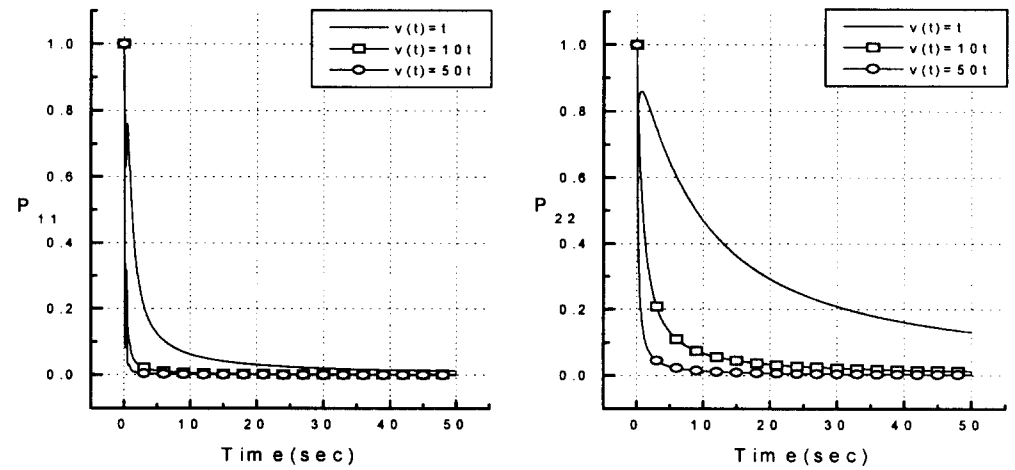

Fig. 7 Effect of aircraft acceleration on the response covariances

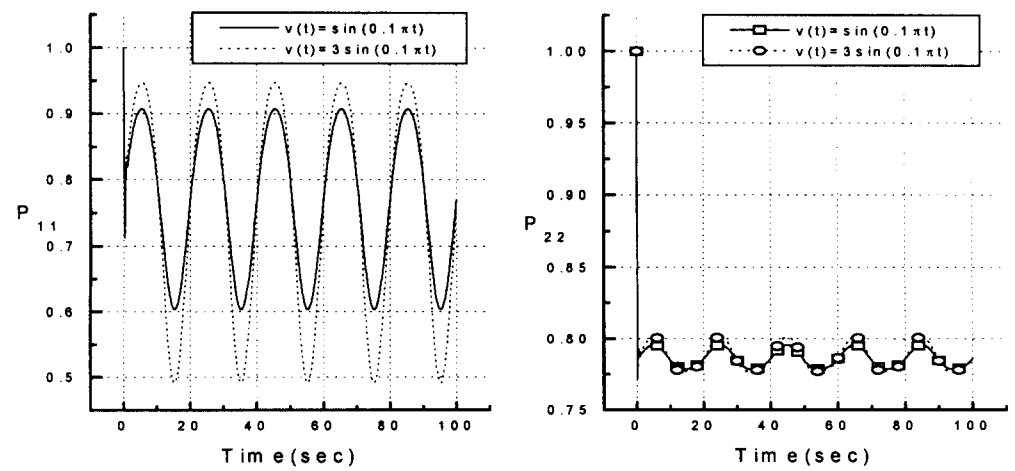

Fig. 8 Effect of amplitude of sinusoidal type velocity on the response covariances

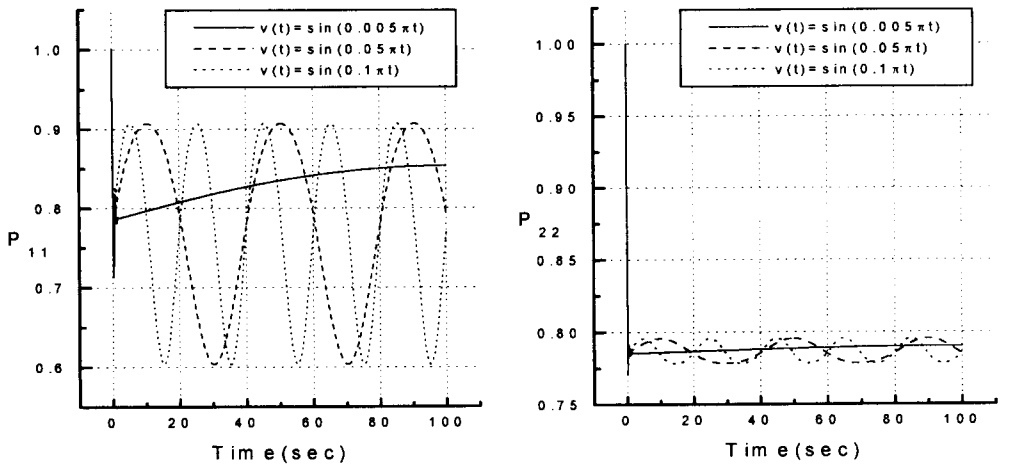

Fig. 9 Effect of period of sinusoidal type velocity on the response covariances

석한 결과를 Fig. 2에 나타내었다. a가 클 수록 노면의 랜덤성은 백색잡음에 가까워짐을 뜻한다. Fig. 2에서 a가 증가할 수록 P_{11}, P_{22}가 빠르게 0으로 수렴하는 것을 확인할 수 있다. 본 연구에서 사용한 속도는 특별한 언급이 있는 경우를 제외하고는 일정한 가속도로 증가되고 있으므로, 시간의 증가는 노면 불규칙에 의한 가진력의 주파수가 증가한다는 뜻을 내포하고 있다. 따라서 착륙장치는 저주파 통과 필터와 같은 역할을 하므로 시간이 경과후 응답은 점점 감소하게 되고 상호분산도 감소하게 됨을 알 수 있다.

Fig. 3과 Fig. 4에서는 각각 감쇠계수 c_1및 c_2의 변화에 따른 상호분산의 변화를 나타내었다. c_2의 변화에 대한 응답의 상호분산은 거의 변화가 없음을 확인하였다. 그러나 c_1이 증가할 때 응답의 상호분산은 전체적으로 감소하고 있음을 알 수 있다. 이와 같은 현상에서 착륙장치의 응답의 상호분산이 c_2에는 매우 둔감하며, 착륙장치의 완충기의 감쇠 c_1이 증가함에 따라 운동이 감소하는 일반적인 경향과 일치하고 있다.

강성계수 k_1, k_2,의 변화에 대한 상호분산의 변화를 Fig. 5 및 6에서 나타내었다. Fig. 5에서 k_1이 증가함에 따라 P_{11}은 증가하고 P_{22}는 감소하는 현상을 볼 수 있다. Fig. 5에서 나타내지 않았지만 만약, k_1이 아주 작다면 ($k_1 \leq 10000$) P_{11}, P_{22} 모두 부드럽게 감소하게 된다. 반대로, k_1이 크게 증가하면 초기기간의 최대값이 초기치를 넘지않는 범위에서 어느정도 증가하다가 일정한 값을 유지한다. Fig. 6에서는 k_2가 증가함에 따라 P_{11}, P_{22} 모두가 증가하는 것을 확인할 수 있다.

Fig. 7에서는 가속도의 변화에 따른 응답의 상호분산의 변화를 나타내었다. 앞에서 언급한 바와 같이 속도의 증가는 가진력의 주파수 증가를 의미한다. 따라서 큰 가속도에서 응답의 상호분산이 빠르게 0으로 수렴하는 것을 알 수 있다. 그림에서 나타내지는 않았지만 가속도가 아주 작은 경우 상호분산이 초기치를 넘어 어느정도 계속 증가하다가 0으로 수렴하는 현상을 나타내고 있다.

속도가 정현파 $v(t)=A\sin(b\pi t)$의 형태로 변화하는 경우 상호분산 역시 정현파의 형태로 나타난다. Fig. 8 및 9에서는 정현파의 진폭(A) 및 주파수(b)를 변화시켰을 때 분산의 변화를 나타내었다. 정현파의 진폭(A)을 증가시키면 분산 P_{11}은 증가하지만 P_{22}는 큰 변화가 없다. 이는 속도항의 주파수가 적은 값을 갖고 있기 때문에 발생하는 것으로 생각된다.

5. 결 론

본 연구에서는 비정상 랜덤가진을 받는 항공기 착륙장치의 동특성을 해석하였다. 이를 위해 활주로 노면을 통계학적으로 모델링하고, 형상필터를 이용하여 백색잡음을 유색잡음으로 변환시켜 사용하였다. 착륙장치의 운동방정식과 활주로 노면의 모델을 상태공간에서 기술한 후, 상태공간 접근방법을 이용하여 착륙장치의 상호분산 전파식을 유도하였다. 착륙장치의 실제적인 수치 값을 사용하여 착륙장치의 분산 값을 수치적으로 계산하였으며, 착륙장치의 파

라메타의 값을 변화시키면서 응답의 상호분산의 변화를 고찰하였다. 본 연구에서 제안한 상태공간 기법은 임펄스 응답함수나 주파수 응답함수를 이용하는 기존의 적분방법에 비해 계산이 용이하며 속도의 변화에 따른 비정상 랜덤응답을 해석하는데 매우 편리하다. 이 기법은 노면의 랜덤성이 균일하고 착륙장치의 모델의 차수가 유한하기만 하면 항상 적용가능하다. 착륙장치의 파라메타 값을 변화시키면서 응답의 상호분산을 계산한 결과 노면의 상관계수 α, 완충기의 감쇠계수 c_1 과 강성계수 k_1, k_2 가 동특성에 많은 영향을 미치는 변수로 확인되었다. 또한 속도의 변화가 착륙장치의 비정상 응답을 만드는 주요인 이므로 속도의 변화 형태가 응답에 큰 영향을 미치고 있다.

후 기

본 연구는 1996년도 한국과학재단 특정기초연구(과제번호 96-0200-07-01-3)의 지원을 받아 수행되었으며 이에 관계자께 감사드린다.

참 고 문 헌

(1) Yadav, D., and Nigam, N. C., 1978, Ground Induced Non-Stationary Response of Vehicles, Journal of Sound and Vibration, Vol. 61, No. 1, pp. 117~126.

(2) Soong, T. T., and Mircea Grigoriu, 1993, Random Vibration of Mechanical and Structural Systems, Prentice-Hall.

(3) Sobczyk, K., Macvean, D. B., and Robson, J. D., 1977, Response to Profile Imposed Excitation With Randomly Varying Traversal Velocity, Journal of Sound and Vibration, Vol. 52, No. 1, pp. 37~49.

(4) Virchis, V. J., and Robson, J. D., 1978, Response of an Accelerating Vehicle to Random Road Undulation, Journal of Sound and Vibration, Vol. 61, No. 1, pp. 117~126.

(5) Caughey, T. K., 1963, Non-Stationary Random Inputs and Responses, Random Vibration, Vol. 2, ed., Crandall, S. H., M.I.T. Press, Cambridge, Mass..

(6) Hammond, J. K., and Harrison, R. F., 1981, Nonstationary Response of Vehicles on Rough Ground-A State Space Approach, Transactions of the ASME, Vol. 103, pp. 245~250.

(7) Newland, D. E., 1975, An Introduction to Random Vibrations and Spectral Analysis, Longman Group, London.

(8) Crandall, S. H, and Mark, W. D., 1963, Random Vibration in Mechanical Systems, M.I.T. Press, Cambridge, Mass..

(9) Zadeh, L. A., and Desoer, C. A., 1963, Linear System Theory - The State Space Approach, McGraw-Hill.

(10) 김종식, 1991, 선형 제어시스템 공학, 청문각.