

비정상 랜덤 가진력을 받는 항공기 착륙장치의 응답해석 기법연구

⁰황재혁* · 유병성** · 공병식**

On the Approximate Solution of Aircraft Landing Gear under Nonstationary Random Excitations

Jai-Hyuk Hwang*, ⁰Byung-Sung Yoo** and Byung-Sik Kong**

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.

1. 서론

항공기가 활주로를 이착륙할 때 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]. 이런 확률적인 방법을 통한 설계는 확정적인 방법에서 도입하는 안전계수(불확실성을 보상하는 방법)보다 더욱 체계적이고 효율적이라고 볼 수 있다.

입력이 랜덤 프로세스일 때 응답의 상호분산(covariance)을 구하는 방법에는 임펄스 응답 함수나 주파수 응답 함수를 이용하는 방법이 있다^[5-7]. 그러나 비정상 랜덤 프로세스인 경우 계산상에

어서 매우 복잡하기 때문에 본 연구에서는 다른 해석기법에 대해 연구하고자 한다. 먼저 이전의 연구에서 항공기 착륙장치의 동특성을 해석하기 위해 사용되었던 실제좌표에서의 상태공간을 이용한 비정상 랜덤 프로세스 해석기법을 다시 간략하게 서술하였다. 이 상태공간 접근방법은 위에서 언급한 적분방법보다 매우 간단하며 속도 변화에 따른 비정상 랜덤 응답을 해석하는데 효율적이다. 그 해석기법은 실제좌표공간에서 상태방정식을 만들고 이것에 대한 상호분산 전파방정식을 수치적분을 수행하여 응답의 정확한 상호분산을 구하는 것이다. 하지만 실제적인 경우 모델링의 자유도의 수가 증가하게 되고 자유도의 수가 증가함에 따라 상호분산 전파 방정식의 결합성이 더욱 강해지기 때문에 계산량이 증가하는 결과를 초래하게 된다. 따라서 두 번째 방법으로 실수정규모드해석을 이용한 근사적 해석기법을 살펴보았다. 이 실수정규모드를 이용한 근사적 해석기법은 결합된 운동방정식을 모드공간에서 비결합시키기 때문에 실제좌표에서의 직접적인 해석기법에 비해 계산량을 많이 절감할 수 있다. 하지만 비고전적 시스템인 경우 운동방정식을 비결합시키지 못하기 때문에 이 방법을 사용할 수 없다. 물론, 변환된 감쇠

* 한국항공대학교, 항공기계공학과

** 한국항공대학교 대학원

계수행렬의 비대각성분을 무시하는 방법이 있지만 모드좌표사이의 상관관계를 무시하는 것과 더불어 응답의 상호분산에서 오차가 클 가능성이 있다. 이러한 감쇠항의 비대각성분을 무시하기 때문에 발생하는 오차를 절감하기 위해 세 번째로 복소수 모드해석기법을 개발하였다. 이 기법은 감쇠항의 비대각성분을 모두 고려하기 때문에 오차가 절감하며 모드가 서로 공액복소수이기 때문에 늘어난 모드수는 실수정규모드와 같은 수의 모드만 해석하면 된다. 따라서 계산량을 절감시킬 수 있었고 오차 또한 감소시킬 수 있다.

여기서 사용한 착륙장치와 활주로 노면의 통계학적 모델은 이전의 연구에서 사용되었던 모델을 사용하였다^[12]. 본 연구에서는 선형시스템으로 모델된 항공기가 균일한 불규칙 노면을 가변의 속도를 가지고 움직일 때(즉, 입력이 비정상 랜덤 프로세스일 때) 착륙장치의 동특성을 해석하는 기법을 연구하였다.

2. 착륙장치 및 활주로 표면의 모델링

2.1 활주로 표면의 통계학적 모델링

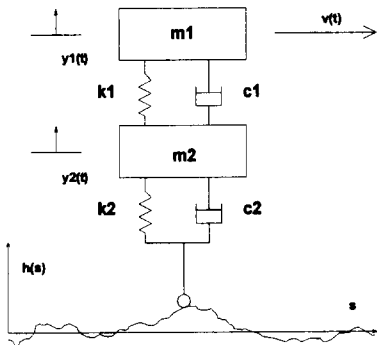


Fig. 1 착륙장치와 활주로 노면의 모델

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].

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

식(1)과 같은 실제적인 활주로 노면의 모델은 백색 잡음을 일차 형상 필터를 통과시켜 얻어질 수 있다.

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

여기서, $w(s) = \text{zero mean}$ 을 갖는 백색잡음,

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

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

$$\sigma = h \text{의 표준편차}$$

$$\alpha = \text{상관관계 파라메타(correlation parameter)}$$

$$s = \text{공간 변수(space variable)}$$

속도변화에 따른 비정상 랜덤 프로세스를 공간 변수를 사용하여 정상 랜덤 프로세스로 표현할 수 있다. 공간 변수 s 는 t 의 함수이므로 형상 필터를 표현한 식(2)를 t 의 함수로 표현하기 위해 고리의 법칙(chain rule)을 사용하면 다음과 같다.

$$\dot{h} = -\alpha h + k_w w(s(t)) \quad (3)$$

2.2 착륙장치의 운동방정식

항공기 착륙장치는 Fig. 1에 나타낸 바와 같이 활주로 노면과의 접촉방법이 점접촉인 2자유도를 갖는 선형시스템으로 모델링 할 수 있다. 이 착륙장치 모델에서 노면에서의 가진력을 제외한 모든 외력을 무시할 때 다음과 같은 운동방정식을 얻는다.

$$M\ddot{y} + C\dot{y} + Ky = C_h \dot{h} + K_h h \quad (4)$$

여기서, $M = \begin{bmatrix} m_1 & 0 \\ 0 & m_2 \end{bmatrix}$, $C = \begin{bmatrix} c_1 & -c_1 \\ -c_1 & c_1 + c_2 \end{bmatrix}$,

$$K = \begin{bmatrix} k_1 & -k_1 \\ -k_1 & k_1 + k_2 \end{bmatrix}$$

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

3. 실좌표에서의 상태 공간을 이용한 직접적인 해석기법

본 연구에서 고려하는 착륙장치와 활주로 노면 을 상태공간 방정식으로 나타내면, (편리를 위해 모든 상태 변수들을 σ 로 나눔) 다음과 같은 형태가 된다. 여기서 $\dot{s}(t) \geq 0$ 이 되도록 $s(t)$ 의 함수 형태를 제한한다.

$$\frac{d}{dt} \begin{bmatrix} y/\sigma \\ \dot{y}/\sigma \\ h/\sigma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 & I & 0 \\ -M^{-1}K & -M^{-1}C & (-M^{-1}C_h \dot{\alpha} + M^{-1}K_h) \\ 0 & 0 & -\dot{\alpha} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} y/\sigma \\ \dot{y}/\sigma \\ h/\sigma \end{bmatrix} + \dot{\alpha} \begin{bmatrix} 0 \\ M^{-1}C_h \sqrt{2\alpha} \\ \sqrt{2\alpha} \end{bmatrix} w[s(t)] \quad (5)$$

이 식은 다음과 같은 형태로 간단히 표현할 수 있다.

$$\dot{x}(t) = Ax(t) + \dot{s}(t)Bw[s(t)] \quad (6)$$

여기서,

$$x = \begin{bmatrix} y/\sigma \\ \dot{y}/\sigma \\ h/\sigma \end{bmatrix}^T$$

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

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

식(3)과 식(6)을 이용하면 식(7)과 같은 상호분산 전파식을 얻을 수 있다.

$$\dot{P} = AP + PA^T + \dot{s}BQB^T \quad (7)$$

식(7)을 수치적분을 수행하여 정확한 상호분산을 구할 수 있다.

4. 실수정규모드를 이용한 근사적 해석기법

자유도가 증가할 수록, 결합성이 더욱 강해지기 때문에 위의 상호분산 전파방정식을 풀이하는 시간은 매우 증가한다. 따라서 계산시간을 절감하는 방법을 제시하고자 한다.

$$M\ddot{y} + C\dot{y} + Ky = C_h \dot{h} + K_h h \quad (4)$$

시스템(4)의 M, K 에 대한 고유치 해석 후, 고유벡터로 구성되는 모달행렬 S 를 구하여 모달좌표로 변환하면 식(9)와 같이 된다.

$$y = Sx \quad (8)$$

$$\ddot{x} + \tilde{C}\dot{x} + \Lambda x = C_s \dot{h} + K_s h \quad (9)$$

$$S^T MS = I, S^T CS = \tilde{C}, S^T KS = \Lambda$$

$$C_s = S^T C_h, K_s = S^T K_h$$

만약 위 시스템이 고전적감쇠로 구성된다면,

$$\tilde{C} = \begin{bmatrix} 2\zeta_1 \omega_1 & 0 \\ 0 & 2\zeta_2 \omega_2 \end{bmatrix}, \Lambda = \begin{bmatrix} \omega_1^2 & 0 \\ 0 & \omega_2^2 \end{bmatrix}$$

$$C_s = \begin{bmatrix} c_{s1} \\ c_{s2} \end{bmatrix}, K_s = \begin{bmatrix} k_{s1} \\ k_{s2} \end{bmatrix}$$

식(9)는 다음과 같이 간단하게 표현된다.

$$\ddot{x}_1 + 2\zeta_1 \omega_1 \dot{x}_1 + \omega_1^2 x_1 = c_{s1} \dot{h} + k_{s1} h$$

$$\ddot{x}_2 + 2\zeta_2 \omega_2 \dot{x}_2 + \omega_2^2 x_2 = c_{s2} \dot{h} + k_{s2} h \quad (10)$$

하지만 일반적으로 시스템이 비고전적감쇠로 구성되기 때문에 이 기법을 활용하기 위해서는 감쇠항의 비대각 성분을 무시하여야 한다. 식(3)과 식(10)을 이용하여 각각의 상태방정식을 유도한 후 상호분산전파방정식을 유도하여 수치적분하면 실수정규모드에서의 상호분산을 구할 수 있다. 실제좌표공간에서 상호분산을 구하기 위해 모드좌표에서 상호분산을 구한 후, 좌표변화 관계식을 이용하여 실제좌표공간의 상호분산을 계산할 수 있다.

$$\begin{bmatrix} y_1 \\ \sigma \\ y_2 \\ \sigma \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} s_{11} & s_{12} \\ s_{21} & s_{22} \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ \sigma \\ x_2 \\ \sigma \end{bmatrix} \quad (11)$$

$\frac{y}{\sigma}$ 의 분산을 구하기 위해 식(11)에 대해 2차 모멘트를 취하면 다음과 같다.

$$E \left\{ \left[\frac{y_1}{\sigma} \right]^2 \right\} = s_{11}^2 E \left\{ \left[\frac{x_1}{\sigma} \right]^2 \right\} + 2s_{11}s_{12} E \left\{ \left[\frac{x_1}{\sigma} \right] \left[\frac{x_2}{\sigma} \right] \right\} + s_{12}^2 E \left\{ \left[\frac{x_2}{\sigma} \right]^2 \right\}$$

$$E \left\{ \left[\frac{y_2}{\sigma} \right]^2 \right\} = s_{21}^2 E \left\{ \left[\frac{x_1}{\sigma} \right]^2 \right\} + 2s_{21}s_{22} E \left\{ \left[\frac{x_1}{\sigma} \right] \left[\frac{x_2}{\sigma} \right] \right\} + s_{22}^2 E \left\{ \left[\frac{x_2}{\sigma} \right]^2 \right\}$$

모드좌표 사이의 상관관계를 무시하면 다음과 같다.

$$E \left\{ \left[\frac{y_1}{\sigma} \right]^2 \right\} = s_{11}^2 E \left\{ \left[\frac{x_1}{\sigma} \right]^2 \right\} + s_{12}^2 E \left\{ \left[\frac{x_2}{\sigma} \right]^2 \right\}$$

$$E \left\{ \left[\frac{y_2}{\sigma} \right]^2 \right\} = s_{21}^2 E \left\{ \left[\frac{x_1}{\sigma} \right]^2 \right\} + s_{22}^2 E \left\{ \left[\frac{x_2}{\sigma} \right]^2 \right\}$$

실수정규모드를 이용한 근사적 해석기법은 계산량은 절감할 수 있으나 시스템이 비고전적감쇠로 구성되어 있는 경우 감쇠항의 비대각 성분에 의해 모드좌표는 여전히 결합되어 있으므로 본 절에서 기술한 방법을 사용할 수 없다. 이와 같은 비고전적감쇠계에 실수정규모드기법의 장점을 활용하기 위해서는 변환된 감쇠계수행렬의 비대각 성분을 무시하는 방법에 있다. 즉 모드방정식의 결합성을 인위적으로 해제하여 계산량의 절감을 꾀하는 방법이다. 그러나 이 방법은 변환된 감쇠행렬의 비대각 성분 및 모드좌표간의 상관관계를 무시함으로써 인해 정확도에 비해 오차가 클 가능성을 갖는 단점이 있다.

5. 복소수 모드를 이용한 근사적 해석기법

실수정규모드 해석기법에서 발생하는 오차를 절감하기 위하여 감쇠항의 비대각성분을 무시하지 않는 기법, 즉 복소수모드 해석기법에 대해 기술하고자 한다.

$$M\ddot{y} + C\dot{y} + Ky = C_h \dot{h} + K_h h \quad (4)$$

식(4)을 대칭행렬을 갖는 상태방정식으로 만들면 식(12)과 같이 된다.

$$x_1 = \dot{y}, x_2 = y$$

$$\begin{bmatrix} 0 & M \\ M & C \end{bmatrix} \begin{bmatrix} \dot{x}_1 \\ \dot{x}_2 \end{bmatrix} + \begin{bmatrix} -M & 0 \\ 0 & K \end{bmatrix} \begin{bmatrix} x_1 \\ x_2 \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} 0 \\ C_h \end{bmatrix} \dot{h} + \begin{bmatrix} 0 \\ K_h \end{bmatrix} h \quad (12)$$

$$M_s \dot{X} + K_s X = C_{hs} \dot{h} + K_{hs} h \quad (13)$$

식(13)을 좌표변환하면 식(15)와 같이 된다

$$X = VQ \quad (14)$$

$$V^T M_s V \dot{Q} + V^T K_s V Q = V^T C_{hs} \dot{h} + V^T K_{hs} h \quad (15)$$

$$V^T M_s V = I, \quad V^T K_s V = \Omega,$$

$$V^T C_{hs} = \Phi, \quad V^T K_{hs} = \Psi$$

따라서 식(15)는 다음과 같은 형태의 방정식으로 표현된다.

$$\dot{Q} + \Omega Q = \Phi \dot{h} + \Psi h \quad (16)$$

윗식에서 q, ω, ϕ, ψ 가 공액복소수 이기 때문에 전체모드수의 절반에 해당되는 방정식을 해석하면 된다.

$$q_n = \bar{q}_{n+1}, \omega_n = \bar{\omega}_{n+1}, \phi_n = \bar{\phi}_{n+1}, \psi_n = \bar{\psi}_{n+1} \quad (n=1,3)$$

따라서, 식(16)에서 방정식 수를 절반으로 줄이고 전개하면 다음과 같다.

$$(\dot{q}_{nR} + i\dot{q}_{nI}) + (\omega_{nR} + i\omega_{nI})(q_{nR} + iq_{nI}) = (\phi_{nR} + i\phi_{nI})\dot{h} + (\psi_{nR} + i\psi_{nI})h \quad (17)$$

$$\dot{q}_{nR} + \omega_{nR}q_{nR} - \omega_{nI}q_{nI} = \phi_{nR}\dot{h} + \psi_{nR}h \quad \text{real}$$

$$\dot{q}_{nI} + \omega_{nI}q_{nR} + \omega_{nR}q_{nI} = \phi_{nI}\dot{h} + \psi_{nI}h \quad \text{complex} \quad (n=1,3)$$

식(17)을 식(3)과 함께 상태방정식으로 만들면 식(18)과 같다.

$$\begin{bmatrix} \dot{q}_{nR} \\ \dot{q}_{nI} \\ \dot{h} \end{bmatrix} = \begin{bmatrix} -\omega_{nR} & \omega_{nI} & \psi_{nR} - \phi_{nR}s\alpha \\ -\omega_{nI} & -\omega_{nR} & \psi_{nI} - \phi_{nI}s\alpha \\ 0 & 0 & -s\alpha \end{bmatrix} \begin{bmatrix} q_{nR} \\ q_{nI} \\ h \end{bmatrix} + s \begin{bmatrix} \phi_{nR}\sqrt{2\alpha} \\ \phi_{nI}\sqrt{2\alpha} \\ \sqrt{2\alpha} \end{bmatrix} w(s(t)) \quad (18)$$

식(18)을 상호분산 전파식(7)에 적용시키면 n 번째 모드의 상호분산을 구할 수 있다.

$$E[q_{nR}^2], E[q_{nR}q_{nI}], E[q_{nR}h]$$

$$E[q_{nI}^2], E[q_{nI}h], E[h^2]$$

복소수모드에서 구해진 상호분산을 실제좌표계로 이동시키기 위하여 q, ω, ϕ, ψ 가 공액복소수라는 점을 이용하여 다음과 같은 변환행렬을 구성할 수 있다^[10].

$$Q_{RI} = [q_{1R} \ q_{1I} \ q_{3R} \ q_{3I}]^T$$

$$X = W_{RI} Q_{RI} \quad (19)$$

$$W_{RI} = [V_{1RI} \ V_{3RI}]$$

$$V_{nRi} = 2[\text{Re}V_{nRi} - \text{Im}V_{nRi}] \quad (n = 1, 3) \quad (20)$$

3, 4, 5 절에서 제시한 모든 기법들은 그 기법에 따라 다른 공간에서 상태공간 방정식을 만들고 각각에 대한 상호분산 전파 방정식을 유도할 수 있다. 이 유도된 각각의 방정식에서 속도변수 $\dot{y}(t)$ 가 시간에 따라 변하므로 수치적으로 적분을 수행하여야 한다. 수치적분을 수행하기 위해서는 초기조건 $P_{ij}(t_0)$ 가 필요하다. 여기서는 항공기가 정지 상태에서 출발하는 경우를 살펴보았다. 실제좌표공간에서 이 경우는 랜덤노면이 균일하다는 가정의 의해 모든 t 에 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.

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

$$E[y_1 y_2] = E[y_1 h] = E[y_2 h] = \sigma^2$$

$$\text{or } P_{12}(0) = P_{13}(0) = P_{25}(0) = 1$$

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

$$P_{13}(0) = P_{14}(0) = P_{23}(0) = P_{24}(0) = P_{33}(0) = 0$$

$$P_{44}(0) = P_{34}(0) = P_{35}(0) = P_{45}(0) = 0$$

이러한 실제좌표공간에서의 초기조건을 가지고 실수정규모드 그리고 복소수모드기법에서 각각의 초기조건을 구할 수 있다. 식(8)과 식(19)을 이용하여 각각의 초기조건을 구해 보면 다음과 같다.

-실수정규모드 해석기법

$$x = S^{-1}y = Uy$$

$$E[x_i^2] = u_{i1}^2 E[y_1^2] + 2u_{i1}u_{i2} E[y_1 y_2] + u_{i2}^2 E[y_2^2]$$

$$E[x_i \dot{x}_i] = u_{i1}^2 E[y_1 \dot{y}_1] + u_{i1}u_{i2} \{E[y_1 \dot{y}_2] + E[\dot{y}_1 y_2]\}$$

$$+ u_{i2}^2 E[y_2 \dot{y}_2]$$

$$E[x_i h] = u_{i1} E[y_1 h] + u_{i2} E[y_2 h]$$

$$E[\dot{x}_i^2] = u_{i1}^2 E[\dot{y}_1^2] + 2u_{i1}u_{i2} E[\dot{y}_1 \dot{y}_2] + u_{i2}^2 E[\dot{y}_2^2]$$

$$E[\dot{x}_i h] = u_{i1} E[\dot{y}_1 h] + u_{i2} E[\dot{y}_2 h] \quad (i = 1, 2)$$

-복소수모드 해석기법

$$Q_{Ri} = W_{Ri}^{-1} X = ZX$$

$$E[q_{jR}^2] = z_{j3}^2 E[x_3^2] + 2z_{j3}z_{j4} E[x_3 x_4] + z_{j4}^2 E[x_4^2]$$

$$E[q_{jR} q_{jI}] = z_{j3} z_{j+1,3} E[x_3^2] + z_{j3} z_{j+1,4} E[x_3 x_4]$$

$$+ z_{j4} z_{j+1,3} E[x_4 x_3] + z_{j4} z_{j+1,4} E[x_4^2]$$

$$E[q_{jR} h] = z_{j3} E[x_3 h] + z_{j4} E[x_4 h]$$

$$E[q_{jI}^2] = z_{j+1,3}^2 E[x_3^2] + 2z_{j+1,3} z_{j+1,4} E[x_3 x_4]$$

$$+ z_{j+1,4}^2 E[x_4^2]$$

$$E[q_{jI} h] = z_{j+1,3} E[x_3 h] + z_{j+1,4} E[x_4 h] \quad (j = 1, 3)$$

6. 결과 및 토의

본 절에서는 지금까지 얻어진 결과를 설명하기 위해 착륙장치의 실제수치를 사용하여 수치해석을 수행하였다. 본 연구에서 사용된 착륙장치의 파라메타 값은 Table 1 에 나타내었다.

Table 1. Parameters of an aircraft landing gear

Parameter Name	Numerical Value(SI)
Sprung Mass	1189.2(kg)
unsprung Mass	19.1(kg)
stiffness Coefficient of Absorber	57831.6(N/m)
Stiffness Coefficient of Tire	900000(N/m)
Damping Coefficient of Absorber	6455.9(N·s/m)
Damping Coefficient of Tire	0(N·s/m)

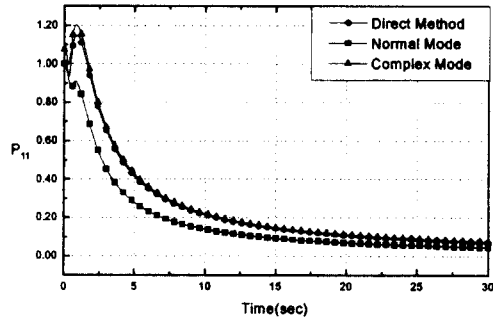


Fig.2 해석기법에 따른 m_1 변위의 분산의 비교

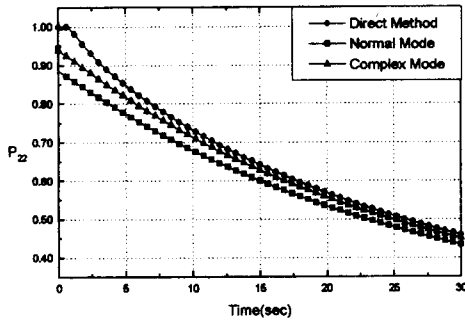


Fig.3 해석기법에 따른 m_2 변위의 분산의 비교

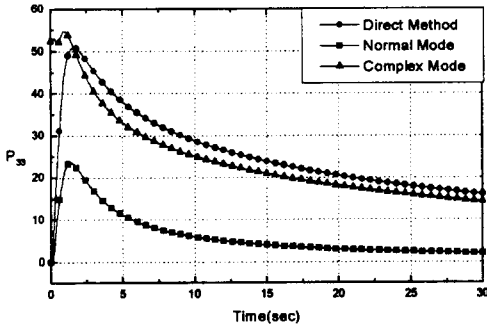


Fig.4 해석기법에 따른 m_1 속도의 분산의 비교

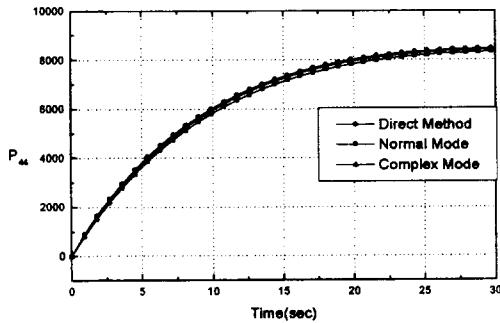


Fig.5 해석기법에 따른 m_2 속도의 분산 비교

위의 수치해석 결과에서 노면의 거칠기를 나타내는 계수인 상관관계 파라메타 α 는 0.5로 가정하였다. α 가 클수록 노면의 랜덤성은 백색잡음에 가까워짐을 뜻한다. 속도 $v(t)$ 는 $10t$ 로 등가속 변화를 하는 것으로 가정하였다. 각각의 방법에 대한 항공기의 수직변위에 대한 응답의 분산을 Fig.2에 나타내었다. 실수정규모드 해석기법의 해는 실

제좌표공간에서의 정확해에 비해 오차가 큰 것을 알 수 있다. 그에 비해 복소수모드 해석기법의 해는 실제좌표공간에서의 직접적인 해석기법의 해와 거의 일치함을 알 수 있다. Fig.3에서는 착륙장치 휠 타이어의 수직변위에 대한 응답의 분산을 나타내었다. 그림에서 보듯이 복소수모드 해석기법의 해가 실수정규모드 해석기법의 해와 직접적인 해석기법의 해 사이에 존재하는 것을 볼 수 있다. 이것으로 실수정규모드 해석기법 보다 오차가 크게 절감하였다는 것을 알 수 있다. Fig.4에서는 항공기의 수직속도에 대한 응답의 분산을 나타내었는데 직접적인 해석기법에 비해 실수정규모드 해석기법은 오차가 크게 발생하는 것을 볼 수 있다. 그에 비해 복소수 모드 해석기법은 직접적인 해석기법의 해와 비슷한 해를 나타내는 것을 알 수 있다. 이 예제에서 다루는 시스템은 비고전적 시스템이기 때문에 실수정규모드 해석기법을 활용하기 위해서 변환된 감쇠계수행렬의 비대각성분을 무시하였다. 이에 기인한 오차가 실제좌표공간에서 직접적인 해석기법의 정확해와 비교했을 때 다른 분산값과는 작은 오차를 발생하지만 $P_{33}(t)$ 에서는 많은 오차가 발생하기 때문에 복소수모드 해석기법을 연구하게 된 배경이 되었고 오차를 크게 줄일 수 있었다. 착륙장치 휠 타이어의 수직속도에 대한 응답의 상호분산을 Fig.5에 나타내었다. $P_{44}(t)$ 역시 실수정규모드 해석기법에 비해 복소수모드 해석기법의 해의 오차가 더 작은 것을 볼 수 있다. 여기서는 분산값만을 비교하였지만 다른 상호분산값들 역시 복소수모드 해석기법을 이용한 해가 실수정규모드 해석기법의 해에 비하여 정확해와 근접함을 알 수 있었다.

7. 결론

본 연구에서는 비정상 랜덤가진을 받는 항공기 착륙장치의 동특성을 해석하는 기법에 대해 연구하였다. 실제좌표공간에서의 직접적인 상태공간 접근기법은 자유도가 증가될 수록 계산량이 매우 증가한다. 본 연구에서는 이러한 계산량을 절감하고 효율적인 해석기법을 얻기 위해 모드좌표 공간에서 해석하는 기법을 개발하고 그 결과를 비교하였다. 그러나 실수정규모드 기법은 감쇠항의 비대각성분을 무시하고 또한 모드좌표사이의 상관관계를 무시했기 때문에 큰 오차가 발생할 수 있다. 실수정규모드 해석기법과 동일한 계산량을 유지하면서 발생하는 오차를 개선하기 위해 복소수 모드 해석기법을 제안하였다. 이 복소수 모드 해석기법은 감쇠항의 비대각성분을 무시하지 않고 공액복소수 성질을 이용하여 해석되어야 할 복소수 모드의 수를 절반으로 줄일 수 있기 때문에, 계산량은 실수정규모드 해석기법과 동일하다. 결과의 정확

도는 직접적인 해석기법의 결과와 거의 동일한 수준으로 얻을 수 있다.

후 기

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

참고 문헌

1. Yadav, D., and Nigam, N. C., "Ground Induced Non-Stationary Response of Vehicles," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 61, No. 1, 1978, pp. 117-126.
2. Soong, T. T., and Mircea Grigoriu, *Random Vibration of Mechanical and Structural Systems*, Prentice-Hall, 1993.
3. Sobczyk, K., Macvean, D. B., and Robson, J. D., "Response to Profile Imposed Excitation With Randomly Varying Traversal Velocity," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 52, No. 1, 1977, pp. 37-49.
4. Virchis, V. J., and Robson, J. D., "Response of an Accelerating Vehicle to Random Road Undulation," *Journal of Sound and Vibration*, Vol. 61, No. 1, 1978, pp. 117-126.
5. Caughey, T. K., "Non-Stationary Random Inputs and Responses," *Random Vibration*, Vol. 2, ed., Crandall, S. H., M.I.T. Press, Cambridge, Mass., 1963.
6. Hammond, J. K., and Harrison, R. F., "Nonstationary Response of Vehicles on Rough Ground-A State Space Approach," *Transactions of the ASME*, Vol. 103, 1981, pp. 245-250.
7. Newland, D. E., *An Introduction to Random Vibrations and Spectral Analysis*, Longman Group, London, 1975.
8. Crandall, S. H., and Mark, W. D., *Random Vibration in Mechanical Systems*, M.I.T. Press, Cambridge, Mass., 1963.
9. Zadeh, L. A., and Desoer, C. A., *Linear System Theory - The State Space Approach*, McGraw-Hill, 1963.
10. Leonard Meirovitch, *Dynamics and Control of Structures*, Wiley Interscience, 1990.
11. Paul H. Wirsching, Thomas L. Paez, Heith Ortiz, *Random Vibrations Theory and Practice*, Wiley Interscience, 1995.
12. 황재혁, 유병성, 박명호, "비정상 랜덤 가진력을 받는 항공기 착륙장치의 동특성 해석", 한국소음진동공학회 춘계학술대회논문집, 1997, pp. 60-68.