

내부공진과 항공기날개의 제한주기진동 억제 방안

김기언*
(국방과학연구소)

1. 머리말

항공기에서 발생하는 가장 위험한 불안정성의 하나는 항공기의 날개에서 발생하는 '플러터(flutter)'라 불리는 현상으로 설명될 수 있다. 플러터 속도에 이르게 된 날개는 태풍에 양철지붕이 날라가듯이 순식간에 부서져 공중 분해되고, 날개 잃은 항공기는 더 이상의 정상비행을 할 수 없다.

플러터는 "공기흐름속에 있는 탄성체의 동적불안정성(dynamic instability)"으로 정의할 수 있다. 이와 관련된 사례로는 1940년에 부서진 타코마 다리(Tacoma Bridge)가 있다. 이 다리는 1940년 7월1일에 개방되었으며, 흔들리는 다리가 신기하여 많은 관광객들이 찾아오기도 하였다. 그러나 그해 11월 7일 67 km/h의 바람이 1시간이상 불던 날이 다리는 붕괴되었으며, 그 신기함도 사라지고 말았다. 이 다리의 비틀림 진동수와 바람에 의하여 형성되는 가진주파수간의 공진현상이 이 다리의 붕괴원인으로 분석되었다. 이러한 사례를 계기로 다리를 설계할 때에는 다리 주변의 공기흐름도 고려하게 되었다.

항공기에서 플러터는 주로 날개(wing), 꼬리날개(tail) 및 조종면(control surface)에서 발생하는 현상으로 주목 받고 있다. 날개의 플러터 현상은 항공기 날개의 구조적 특성과 날개주변을 흐르는 공기력 특성간의 상호연계작용으로 나타나는 현상이다. 플러터의 발생 여부는 비행속도를 기준으로 규정하며, 플러터가 발생 가능한 속도를 '플러터속도'라 정의한다. 이 속도보다 낮은 경

우와 높은 경우에 대한 반응 특성은 그림 1과 2에 각각 나타나 있다. 비행속도가 플러터 속도보다 낮은 경우에는 그림 1과 같이 반응의 크기가 시간이 지나면서 서서히 감소해간다. 반면에 비행속도가 플러터속도보다 더 빠를 경우에는 날개 반응의 크기가 시간이 지나면서 지속적으로 커지게 된다. 이러한 변형이 지속되어 날개의 허용 가능한 변형한계보다 커지면 날개는 부러

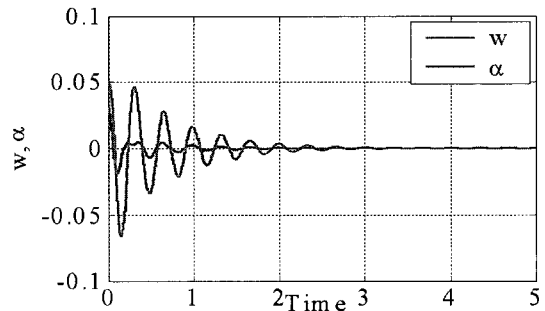


그림 1 비행속도가 플러터 속도보다 낮은 경우에 대한 반응

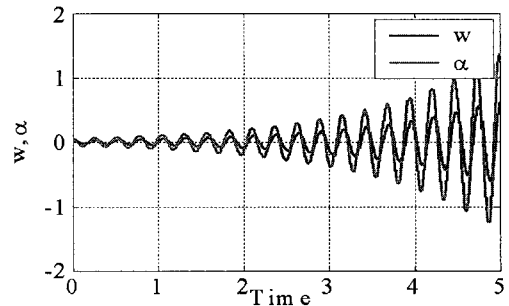


그림 2 비행속도가 플러터 속도보다 높은 경우에 대한 반응

* E-mail : kimkiun1@chol.com / (042) 821-3706

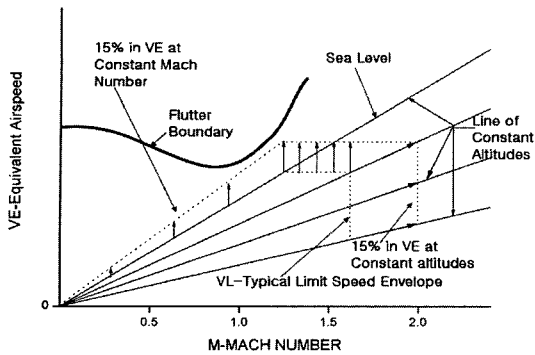


그림 3 플러터를 고려한 속도 제한

지게 된다.

이러한 플러터에 대한 대처방안으로는 항공기 날개가 보다 높은 플러터 속도에 견딜 수 있도록 하는 방법이 있으나, 항공기 중량 등을 고려할 때 무한정 강하게 만들 수는 없다. 결국 플러터 속도보다 낮은 속도에서만 비행하도록 비행영역을 설정해야 하는 것이다. 모든 항공기는 각각의 항공기에 맞는 안전한 비행영역을 갖는다. 주어진 비행영역에 대하여 두 가지 문제가 제기될 수 있다. 주어진 비행영역을 확장할 수 있는가? 그리고 주어진 비행영역에서는 안전한 비행 및 임무수행이 보장되는가? 라는 질문이 그것이다.

2. 내부공진과 플러터 억제

2.1 항공기의 비선형 현상

전투기의 경우, 무장이 없는 조건에서 기본적인 플러터 속도 및 비행가능 영역을 설정한다. 또한 다양한 무장조건에 대해서도 플러터 시험을 통하여 무장하에서의 비행영역도 새로이 설정하여야 한다.

F-16의 경우, 무장을 탑재한 시험에서 특이한 현상이 발생하였다. 안전한 비행영역이라고 판단되는 속도범위 내에서 비행시험을 수행하였으나 그림 4와 같은 형태의 제한주기진동(limit cycle oscillation, LCO) 현상이 발생한 것이다.

이러한 현상에 대한 정확한 사유 설명이 불가능하게 되어 이를 방지할 수 있는 방안 수립도 어렵게 되었다.

또한 대륙간 극초음속 여객기 개발과정에서, 가로세로비(aspect ratio, AR)가 큰 날개가 검토되었다. 이러한 긴 날개는 상대적으로 더 유연해지고, 이러한 유연성으

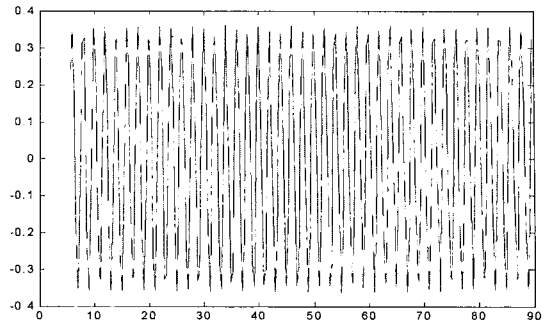


그림 4 LCO 유형의 반응 예

로 인하여 비선형 특성을 보이게 된다. 이러한 비선형 특성을 갖는 날개에서도 제한주기진동현상(LCO)이 생길 수 있다. 대체로 이러한 제한주기진동은 선형에서 다루어지는 고전적인 플러터와는 달리 특정 속도를 전후하여 발생여부를 구분하기가 곤란하다는 데에 그 어려움이 존재한다. 앞서 언급된 F-16의 사례에서처럼, 플러터측면에서 안전하다고 생각하였던 속도범위 내에서 제한주기진동이 발생하였으며 그 원인 또한 오랜 시간동안 명확히 밝혀지지 않고 있다.

이러한 제한주기진동의 발생은 항공기에 어떠한 영향을 미칠까? 우선 지속적인 진동에 의하여 날개의 피로가 상대적으로 증가되어, 이러한 피로의 결과는 항공기의 운용가능 기간을 단축시키게 된다. 이는 곧 비용의 증대를 유발하는 요인이므로 피해야 될 상황이다. 더불어 조종사에게는 부가적인 노력을 더 요구하게 된다. 또한 여객기의 이착륙시점이나 전투기의 유도탄 발사와 같은 특별한 임무 수행 중에 이러한 현상이 발생한다면 정상적인 임무를 수행하기 곤란해진다. 따라서 이러한 현상에 대한 정확한 이해 노력과 더불어 대책을 강구할 필요가 있다.

2.2 내부공진(Internal Resonance)

진동을 다루는 많은 책에서 공진(resonance)에 대한 정의를 찾아볼 수 있다. 간단한 1자유도계에 대한 운동방정식을 아래와 같이 표현할 수 있다.

$$m\ddot{x} + c\dot{x} + kx = F_0 \sin \omega t \quad (1)$$

이 1자유도계의 반응을

$$x_p = X e^{i\omega t} \quad (2)$$

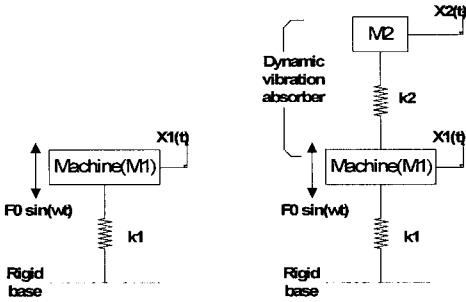


그림 5 동적진동감쇠기

와 같이 가정하면, 가진력에 따른 반응 특성은 아래와 같이 표현할 수 있다.

$$|x| = \frac{F/k}{\sqrt{[(1 - (\omega/\omega_n)^2)]^2 + [2\zeta(\omega/\omega_n)]^2}} \quad (3)$$

이 식에서 볼 수 있듯이, 감쇠(damping)가 없는 경우 ($\zeta = (c/m)/2(\omega_n) = 0$)에 가진주파수(ω)가 이 시스템의 고유진동수(ω_n)와 일치하면 그 반응은 무한대로 커짐을 알 수 있다. 실제 시스템에서 감쇠계수(ζ)는 '0 = zero' 이 아니므로 무한대로 발산하지는 않는다 하지만 크게 증폭될 수 있다는 점 때문에 피해야할 현상의 하나로 간주된다.

만일 이러한 1자유도계에 동일한 주파수를 갖는 부가물을 장착한다면 어떻게 될까? 동일한 주파수를 갖는 두 개의 1자유도계가 합쳐지면, 이들이 내부적으로 공진을 유발할 수 있을까? 그림 5의 좌측에 제시된 1자유도계에 동일한 주파수를 갖는 부가물(M2)을 스프링 계수 k2를 갖는 스프링으로 장착하면 그림 5의 오른쪽과 같은 동적진동감쇠기(dynamic vibration absorber)가 만들어진다.

이러한 2자유도계에 대한 운동방정식은 아래와 같다.

$$\begin{aligned} \ddot{x}_1 + \frac{k_1+k_2}{m_1}x_1 - \frac{k_2}{m_1}x_2 &= \frac{F_0}{m_1}\sin\omega t \\ \ddot{x}_2 - \frac{k_2}{m_2}x_1 + \frac{k_2}{m_2}x_2 &= 0 \end{aligned} \quad (4)$$

부가물의 고유진동수가 원래의 시스템의 진동수와 같으므로 다음과 같은 표현이 가능하다.

$$\omega_{22}^2 = \frac{k_2}{m_2} = \frac{k_1}{m_1}, \quad \mu = \frac{m_2}{m_1} = \frac{k_2}{k_1} \quad (5)$$

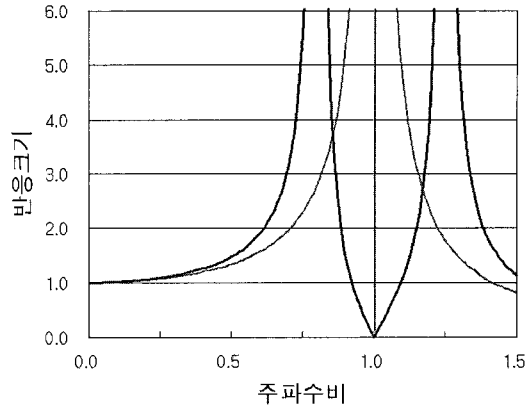


그림 6 동적원충기 적용에 따른 반응변화 (적용전: 적색, 적용후: 청색)

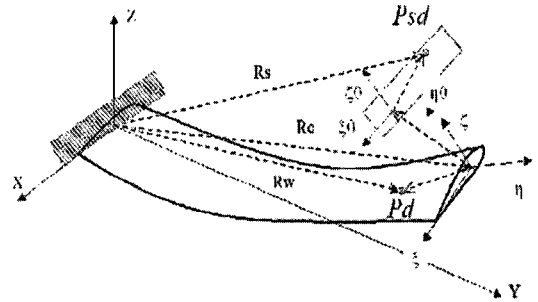


그림 7 변형된 항공기 날개형상

이러한 기호를 이용하면, 원래 기계의 반응은 다음과 같이 표현할 수 있게 된다.

$$\frac{X_1}{F_0/k_1} = \frac{1 - (\omega/\omega_{22})^2}{[(\omega/\omega_{22})^2]^2 - (2 + \mu)(\omega/\omega_{22})^2 + 1} \quad (6)$$

이 같은 식을 그림으로 나타내면 그림 6과 같고 반응이 커지는 주파수조건이 변하였음을 알 수 있다.

이러한 개념은 운용진동수가 정해져있는 모터와 같은 시스템에 많이 사용되어진다. 진동수가 같아진다는 것이 '공진'이라는 용어가 갖는 부정적인 이미지도 있지만 이 같은 예에서 볼 수 있듯이 긍정적인, 특히 특정 주파수에서의 반응을 완화시키는데도 사용될 수 있음을 알 수 있다.

항공기 날개에 이 같은 원충기를 적용할 수 있을까? 적용가능성을 판단하기 위하여 비행 상태에서 항공기 날개에 대한 운동방정식을 살펴보았다. 그림 7에 변형된 날개 형상이 제시되어져 있다. 이러한 날개의 변형

특정 항공구조물 진동 거동

은 날개에 작용하는 공기역학적 힘인 양력(lift)과 모멘트(moment)에 의하여 발생된다. 공탄성(aeroelasticity) 측면에서 항공기 날개의 플러터와 같은 안정성 해석에는 날개의 휨(w)과 비틀림(α)에 대한 운동방정식이 사용된다. 이러한 식에는 양력(lift)과 모멘트(moment)항이 모두 포함된다.

항공기 날개에 대한 운동방정식은 다음과 같이 간략히 표현될 수 있다.

$$\begin{aligned}
 & m\ddot{w} - m r_x \ddot{\alpha} + [EIw'''] \\
 & = \pi \rho b^2 V \dot{\alpha} + \rho V^2 b C_{L\alpha} (\alpha_{eff} - c_3 \alpha^3) \\
 & I \ddot{\alpha} - m r_x \ddot{w} - [GJ\alpha']' \\
 & = -\pi \rho b^2 V b \left(\frac{1}{2} - a \right) \dot{\alpha} + \rho V^2 b^2 C_{m\alpha} (\alpha_{eff} - \alpha_{eff}^3)
 \end{aligned} \tag{7}$$

이 식의 좌측에는 날개의 휨과 비틀림 운동성분이 제시되어 있으며, 우측에는 준정상(quasi steady-state) 공기력에 의해 묘사된 양력과 모멘트항이 제시되어 있다. 공기력은 비행속도(V)뿐만 아니라 날개의 비틀림(α)의 함수이므로 비행조건에 따라 날개의 주파수 성분은 바뀌게 된다. 이처럼 주파수 특성이 변하는 경우에는 특정 주파수성분의 반응을 완화시킬 수 있는 동적진동 감쇠기보다는 가변적인 주파수에서 날개의 반응을 완화시킬 수 있는 방식을 고려할 필요가 있다.

다음은 내부공진(internal resonance)이라는 개념을 보여주는 대표적인 예로써 그림 8에 제시된 스프링 진자(spring pendulum)이다.

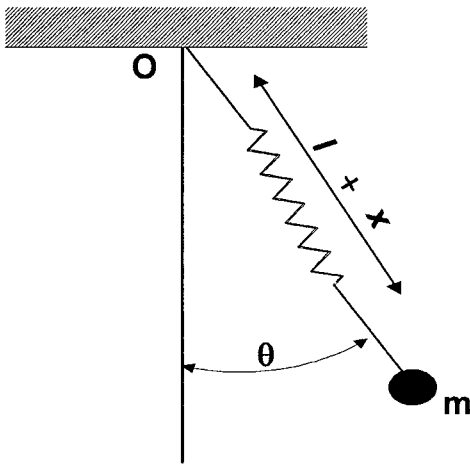


그림 8 스프링 진자

이 스프링 진자에 대한 운동방정식은 아래와 같다.

$$\begin{aligned}
 & \ddot{x} + \omega_2^2 x - (l+x)\dot{\theta}^2 - g \cos \theta = 0 \\
 & \ddot{\theta} + \frac{g \sin \theta + 2\dot{x}\dot{\theta}}{l+x} = 0
 \end{aligned} \tag{8}$$

이 식에서 스프링운동에 대한 고유진동수는 $\omega_2^2 = k/m$ 이며, 진자운동에 대한 고유진동수는 $\omega_1^2 = g/l$ 로 표현된다. 진자운동이 아주 작다는 가정을 하면, $\cos \theta$ 및 $\sin \theta$ 항은 각각 1과 θ 로 치환시킬 수 있다. 또한 x 와 θ 에 의하여 만들어진 제곱 및 세제곱 항과 같은 고차항을 무시하면 두 식은 서로 연계되지 않은 별개의 스프링운동과 진자운동을 하는 선형운동 방정식이 된다.

그러나 이러한 가정을 적용하지 않고 위의 운동방정식을 풀면, $\omega_2 \approx 2\omega_1$ 조건을 만족할 때 두 운동이 연계됨을 알 수 있다. 이러한 조건은 θ^2 항과 $x\dot{\theta}$ 항 사이에서 형성된다. 즉, 진자운동과 스프링운동 주파수가 개략적으로 2:1 조건을 만족하면 선형계의 반응곡선의 식에서와 같이 분모가 '0'이 되는 공진조건이 존재하는 것이다. 그러나 이같은 비선형시스템에서는 선형시스템에서 볼 수 있는 무한대로의 발산 반응과는 달리 그림 9와 같은 반응 현상을 보인다.

그림 9에서 위쪽의 그래프는 스프링 운동을, 아래쪽 그래프는 진자운동을 각각 나타낸다. 즉, 진자운동이 서서히 증가해가면 스프링 운동은 서서히 감소한다. 또한 진자운동이 서서히 감소하면 스프링운동은 반대로

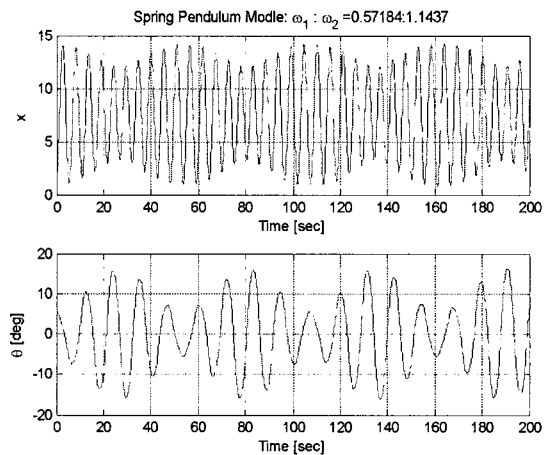


그림 9 내부공진 반응

특집: 항공우주소음·진동저감기술

서서히 증가해가는 것이다. 이처럼 시스템 내부의 두 진동수가 공진조건을 만족하는 경우를 '내부공진(internal resonance)' 이라고 하며, 내부공진을 이루는 두 운동간에는 에너지 교환이 있음을 알 수 있다.

2.3 제한주기진동(or 플러터) 억제

내부공진 개념을 이용한 진동억제 개념을 항공기 날개로 확장하기 위하여 그림 7에 나타난 변형된 항공기 날개가 고려되었다. 이러한 날개의 운동방정식에 진동 제어를 위한 제어기를 추가하면 다음과 같은 운동방정식을 얻을 수 있다.

$$\begin{aligned}
 m\ddot{w} - mr_x\ddot{\alpha} + [EIw'']'' & \\
 = \pi\rho b^2 V\dot{\alpha} + \rho V^2 b C_{L\alpha}(\alpha_{eff} - c_3\alpha_{eff}^3) + K_{cw}v^2 & \\
 I\ddot{\alpha} - mr_x\ddot{w} - [GJ\alpha']' & \\
 = -\pi\rho b^2 Vb\left(\frac{1}{2} - a\right)\dot{\alpha} + \rho V^2 b^2 C_{m\alpha}(\alpha_{eff} - \alpha_{eff}^3) & \\
 + K_{c\alpha}v^2 & \\
 \ddot{v} + \mu\dot{v} + \omega_c^2 v = K_{cw}wv + K_{c\alpha}\alpha v & \quad (9)
 \end{aligned}$$

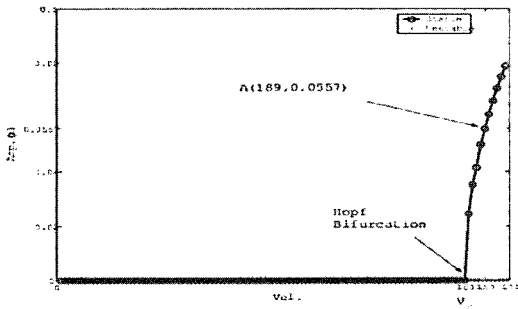


그림 10 날개의 반응 분기선도

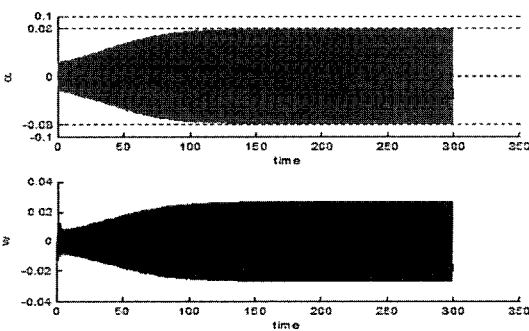


그림 11 날개의 제한주기진동 반응

세 번째 줄에 있는 식이 제어기에 해당하는 표현이다. 또한 제어기와 날개의 휨(\$w\$) 또는 비틀림(\$\alpha\$) 운동 간의 내부공진 조건을 형성하기 위한 비선형 항들(\$K_{cw}v^2\$ 및 \$K_{c\alpha}v^2\$)이 날개의 변형 및 비틀림 운동방정식에 각각 하나씩 포함되어져 있다.

제어기 효과를 비교하기 위한 기준으로서, 제어기가 포함되지 않은 날개의 반응특성이 그림 10의 분기선도(bifurcation diagram)로 나타나 있다.

이 그림에서 정상상태에 이른 반응은 플러터 속도(\$V_f\$)를 기준으로 달라짐을 알 수 있다. 비행속도가 플러터 속도보다 낮을 경우, 반응은 궁극적으로 소멸된다. 비행속도가 플러터 속도보다 더 빨라지는 구역(\$V > V_f\$)에서는 그림 11와 같은 제한주기진동을 보인다.

이러한 제한주기진동반응은 공기력에 포함된 비선형항에 의하여 형성된다. 이러한 제한주기진동을 완화시킬 수 있는 방안으로 비행중의 날개의 진동수와 제어기의 진동수가 2:1 내부공진 조건을 만족하도록 제어기의 주파수를 특정값으로 설정하였다. 이러한 조건에서 제어기를 작동하여 그 반응을 살펴보았다. 날개의 반응이 시작된 후 약 10초 및 100초에서 제어기를 작동한 예

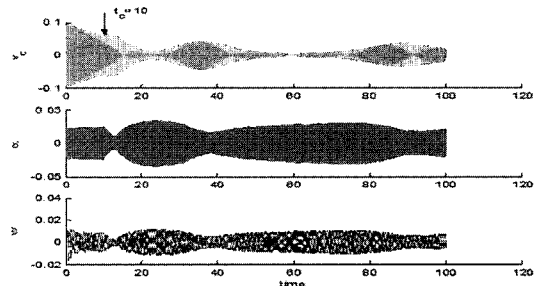


그림 12 고정주파수를 갖는 제어기 작동시 반응(10초)

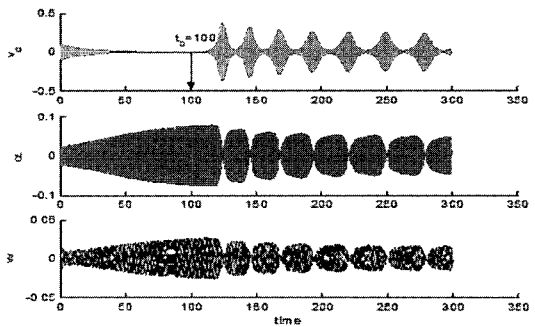


그림 13 고정주파수를 갖는 제어기 작동 시 반응(100초)

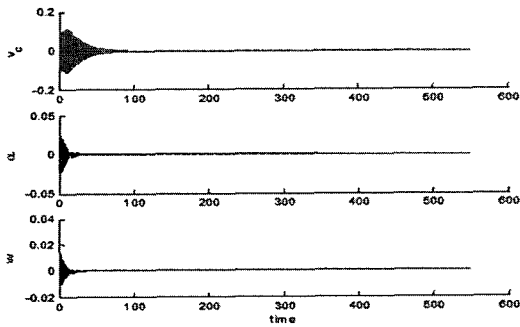


그림 14 가변 주파수를 갖는 제어기가 적용된 경우의 반응 특성

가 그림 12 및 13에 각각 제시되어져 있다.

이들 그림에서 가장 위쪽에 제어기의 반응 곡선이 제시되어 있으며, 아래의 두 반응은 날개의 비틀림 및 상하방향의 변위이다. 제어기가 작동되기 전에 날개의 반응은 서서히 증가하면서 제한주기운동으로 진행되고 있었다. 제어기가 작동함에 따라서 제어기의 반응은 증가되는 반면 날개의 반응은 제어기의 반응이 최고조에 이른 시점에서 반응이 크게 감소함을 알 수 있다. 그러나 이러한 반응의 감소는 증가세로 바뀌며 제어기의 반응은 다시 적어진다. 이처럼 제어기와 날개의 반응사이에는 반응의 증감으로 표현되는 에너지의 주고받음이 존재함을 알 수 있다.

이러한 예에서, 내부공진조건을 만족하는 제어기를

부가하여 날개의 제한주기진동을 완화시킬 수 있음을 알 수 있다. 보다 효과적으로 제한주기진동을 완화시키는 예가 그림 14에 제시되어져 있다.

그림 14에 제시된 예에서, 제어기의 주파수는 지속적으로 보정된다. 이러한 보정의 결과로 제어기가 작동된 초기에 날개의 반응은 바로 줄어들기 시작하여 500초 이상이 지난 후에도 날개의 반응은 줄어든 상태를 유지하고 있다.

3. 맺음말

항공기에서 발생할 수 있는 제한주기진동은 항공기의 극단적인 파괴를 유발하지는 않더라도 항공기의 정상적인 임무수행을 방해할 수 있는 요인의 하나이다. 이러한 제한주기진동을 완화시키기 위하여 내부공진 개념에 근거한 새로운 방안에 대하여 살펴보았다. 이처럼 관심 영역을 선형계에서 비선형계로 한발 더 나아감으로써 내부공진 개념을 기반으로 제한주기 진동을 완화시킬 수 있는 새로운 해법도 제시되었다. 이처럼 비선형 개념을 이용한 제한주기진동 억제연구는 아직 국내에서는 미진한 상태이나 이러한 연구가 지속되어 실용화까지 된다면 항공기의 운용 성능 향상에 지대한 영향을 줄 수 있을 것이다. ▲